XXII

НАУЧНО - ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ УЧЕНЫХ И СПЕЦИАЛИСТОВ

ТЕЗИСЫ ДОКЛАДОВ

XXII НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ УЧЕНЫХ И СПЕЦИАЛИСТОВ

75 ЛЕТ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ КОРПОРАЦИИ «ЭНЕРГИЯ» ИМЕНИ С.П. КОРОЛЁВА

60 лет ПЕРВОГО ПОЛЕТА ЧЕЛОВЕКА В КОСМОС 1961-2021

Королев 2021

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева»

Тезисы докладов XXII Научно-технической конференции ученых и специалистов, посвященной 60-летию полета Ю.А. Гагарина, 75-летию ракетно-космической отрасли и основания ПАО «РКК «Энергия»

Королев
2021

Секция 1

Пилотируемые комплексы

Председатель – руководитель Центра *Филиппов И.М.*

ЭВОЛЮЦИЯ ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ

Зинченко Ю.В., Лубнин А.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Целью разработки новой пилотируемой транспортной системы является создание пилотируемого корабля, отвечающего современным и перспективным требованиям по доставке человека на орбиту:

− улучшенные эксплуатационные характеристики и достижение новых потребительских качеств изделия: снижение перегрузок, увеличение численности экипажа, повышение комфортности (в том числе для обеспечения возможности полета непрофессиональных космонавтов), применение перспективной авионики, позволяющей уменьшить массу аппаратуры бортовых систем и разгрузить экипаж от выполнения рутинных операций;

− обеспечение многоразовости использования составных частей корабля;

− обеспечение закрытия потребностей орбитальных пилотируемых станций по транспортировке доставляемого и возвращаемого груза,

− обеспечение соответствия передовым технологиям в разработке конструкции и применяемых материалах.

Кроме того, требования к пилотируемому кораблю на стадии проектирования, должны быть сбалансированы с точки зрения эргономических и эксплуатационных характеристик; производственных возможностей; экономической целесообразности создания.

Перед пилотируемым транспортным кораблем нового поколения (ПТК НП) были поставлены задачи по доставке экипажа и полезного груза как на орбиту искусственного спутника Луны, так и на околоземную пилотируемую станцию (ОПС), а также безопасного возвращения экипажа и полезного груза на Землю.

В процессе разработки ПТК НП требования и задачи претерпевали изменения, а следовательно требовались и новые проектные решения.

Цель данной работы – показать эволюцию наиболее значимых проектных решений, принятых при разработке ПТК НП.

1. Выполнение заданных требований к кораблю в значительной степени зависит от формы и характеристик его возвращаемого (спускаемого) аппарата. На этапе проведения предварительного проектирования ПТК НП проводилось сравнение нескольких конфигураций возвращаемого (спускаемого) аппарата:

− сегментно-конической (типов «фара» и «конус»);

− «несущий корпус»;

− крылатой;

− трансформируемой.

В соответствии с проведенными исследованиями для ПТК НП выбрана сегментно-коническая форма (типа «конус») возвращаемого аппарата (ВА), являющаяся наиболее оптимальной, как обладающая наименьшей массой, наибольшей изученностью аэродинамических характеристик и большим накопленным опытом по разработке, изготовлению и эксплуатации такого типа аппаратов.

2. Обеспечение посадки ВА на территорию Российской Федерации требует повышения точности приземления, что достигается применением реактивного способа посадки ВА. Именно такой способ посадки предусматривался на ПТК изначально. В отличие от спускаемого аппарата корабля «Союз», ВА нового корабля оснащался более совершенными средствами приземления и посадки:

− управляемой посадочной твердотопливной двигательной установкой (ПТДУ);

− посадочным устройством (ПУ).

ПТДУ представляла собой газосвязанную систему с переменным уровнем тяги, обеспечивающую гашение горизонтальной и вертикальной скоростей ВА до требуемых значений, а также управление движением относительно центра масс ВА для выполнения требований к кинематическим условиям к моменту первого касания земли. Гашение скорости до нулевых значений обеспечивало посадочное устройство, состоящее из четырех раскладывающихся посадочных опор. При этом корабль должен был совершать только околоземные полеты с максимальной численностью экипажа 6 человек. Однако высокие требования к безопасности экипажа, помимо реактивных средств посадки, потребовали введения в состав корабля парашютной системы, что повлекло за собой доработку конструкции корпуса командного отсека КО и изменение его компоновки.

3. Впоследствии в связи с недопустимым превышением значений массы ПТДУ, полученной в процессе разработки рабочей конструкторской документации АО «Корпорация «МИТ», и более чем двукратным увеличением стоимости разработки двигательной установки, в сравнении со стоимостью, указанной на этапе технического проектирования, произошла замена ПТДУ на двигатели мягкой посадки (ДМП) разработки МКБ «Искра». ДМП незначительно изменяют условия посадки, но обеспечивают выполнение требований технического задания на ПТК. Использование ДМП позволило снизить массу корабля в целом и оптимизировать конструкцию командного отсека.

4. В процессе предстартового ожидания и в полете экипаж в спасательных скафандрах размещается в креслах. Кресла обеспечивают наилучшую переносимость экипажем перегрузок, действующих на динамических участках полета корабля. Изначально предусматривалось размещение в командном отсеке шести кресел типа «Казбек-УМ» с индивидуально профилированными вкладными элементами, применяемых в настоящее время на кораблях «Союз». С целью отказа от трудоемкой операции по изготовлению индивидуальных вкладных элементов (ложементов), повышения комфортности подготовки к полету и пребывания экипажа в ВА стали применять кресла типа «Чегет», которые, в отличие от «Казбек-УМ», имеют универсальные ложементы, а также как вертикальную, так и горизонтальную амортизации, что повышает безопасность экипажа. Габаритные размеры кресел «Чегет» позволили разместить на старте только четыре космонавта внутри герметичного объема.

5. Претерпевала изменения и конструкция командного отсека (КО). Основные составные части оболочки корпуса КО выполнялись по «катаной» технологии из целиковых заготовок с последующей их механической обработкой. Для снижения массы корпуса рассматривался вариант изготовления отсека из углепластиковых материалов. Ввиду недостаточной освоенности промышленности в работе с композиционными материалами и проблемами с обеспечением герметичности отсека было принято решение отказаться от изготовления корпуса из неметаллических материалов. В данный момент корпус КО изготавливается из алюминиевого сплава 1570С методом сварки из штампованных заготовок. Исходя из технологической целесообразности, может быть применена как сварка трением с перемешиванием, так и электронно-лучевая сварка.

6. При разработке корабля только для обслуживания ОПС применялась тепловая защита (ТЗП), аналогичная ТЗП корабля «Союз», на основе материалов ПКТ, ТСП-Ф и ВИМ-3. Однако на этапе технического проектирования была поставлена новая задача – полет к Луне, – что предусматривает вход ВА в атмосферу Земли со второй космической скоростью. Изменение тепловых потоков уже не позволило применять ТЗП, аналогичную ТЗП корабля «Союз». На данный момент разрабатывается ТЗП на основе синтактиков с улучшенными физико-механическими характеристиками и различной плотностью материала в зависимости от места применения (боковая или донная поверхность ВА), что суммарно позволяет уменьшить массу теплозащиты, а введение впоследствии в состав ТЗП трехслойной оболочки обеспечило возможность межполетного обслуживания ВА.

Представлена лишь часть наиболее значимых проектных решений, принятых при разработке ПТК НП, оказавших на современный облик проекта наибольшее влияние.

Список литературы

1. *Рабинович Б.А.* Безопасность человека при ускорениях (биомеханический анализ). М.: 2007, 208 с.
2. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева на рубеже двух веков (1996-2001). М.: РКК «Энергия», 2001, 1327 с.
3. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева в первом десятилетии XXI века (2001-2010). М.: РКК «Энергия», 2011, 832 с.
4. *Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б.* Космические крылья. М.: ООО «ЛенТА Странствий», 2009. 496 с.
5. *Голубев И.С., Самарин А.В.* Проектирование конструкций летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1991, 511 с.

МЕТОДИКА МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО БАЛАНСА НА ПРИМЕРЕ МНОГОЦЕЛЕВОГО ЛАБОРАТОРНОГО МОДУЛЯ

Елизаров Ю.С., Андреева М.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Главным показателем при расчетах баланса электрической энергии (далее – энергобаланса) объекта является емкость аккумуляторных батарей (АБ), которые обеспечивают энергоснабжение модуля на этапах предстартовой подготовки и выведения, а также при нахождении на теневом участке орбиты или при нехватке энергии от солнечных батарей (БС). Для решения задачи прогнозирования энергобаланса космических аппаратов (КА) предлагается методика, на основе которой создан программный комплекс расчета энергобаланса (ПКРЭ).

ПКРЭ состоит из четырех модулей, один из которых реализован в программном обеспечении (ПО) Microsoft Access и представляет собой модуль исходных данных в виде реляционной базы данных, включающей описание групп временных событий, режимов полета, бортовых систем (блоков, приборов, модулей и агрегатов).

Математическая модель реализована в ПО Mathcad и состоит из трех основных модулей:

1. Баллистический модуль. В данном модуле производится расчет траектории КА (рис. 1) по формуле (1):

$$\begin{pmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \end{pmatrix} = f(i, \Omega(t), \psi, q(t)) \qquad (1)$$

где i – наклонение орбиты; Ω – долгота восходящего узла; ψ – аргумент перицентра; q – система дифференциальных уравнений движения КА.

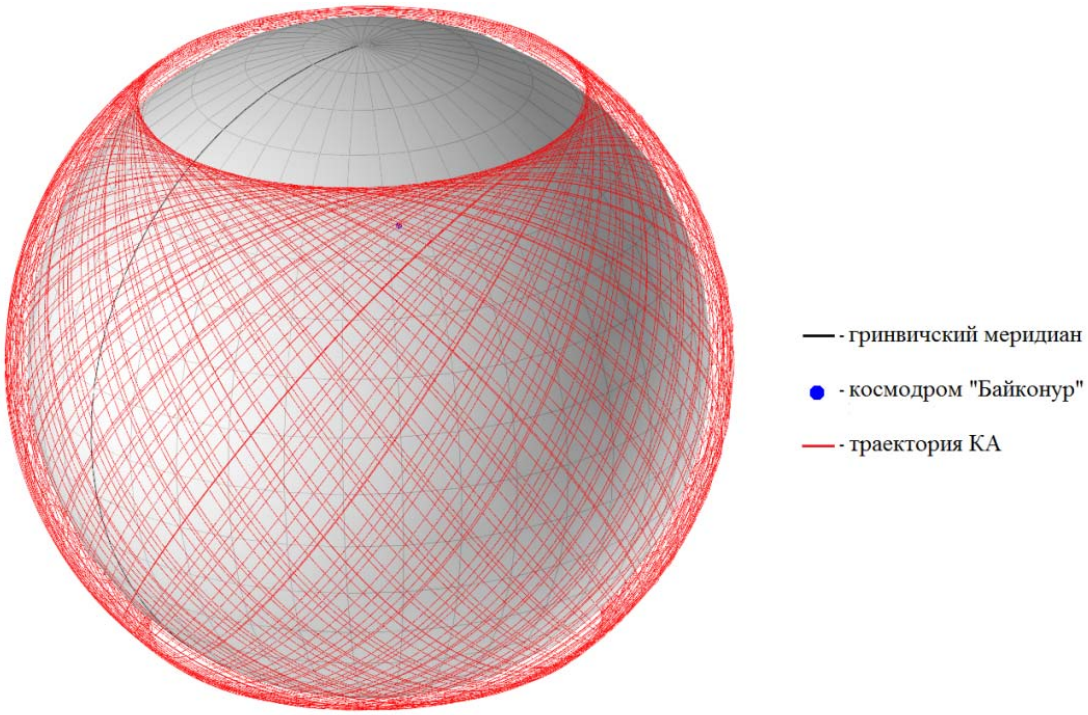


Рис. 1. Траектория полета КА

2. Модуль расчета времени ключевых событий (рис. 2). В данном модуле производится расчет временных событий, таких как моменты начала витков, моменты входа и выхода из тени Земли, моменты начала и конца зон радиовидимости наземных измерительных пунктов (НИП).

Специальные программные процедуры определяют моменты времени, в которые:

– траектория КА пересекает плоскость экватора с юга на север (таким образом, формируется массив исходных значений – время начала витка);

– угол возвышения КА над горизонтом равен минимальному углу возвышения луча видимости НИП над горизонтом (в зависимости от того, возрастает угол возвышения КА или убывает, происходит вход в зону видимости (ЗВ) НИП или выход соответственно);

– угол возвышения Солнца над видимым горизонтом при наблюдении с КА меняет знак (если этот угол положительный, то КА выходит из тени Земли, если угол отрицательный, то КА входит в тень Земли).

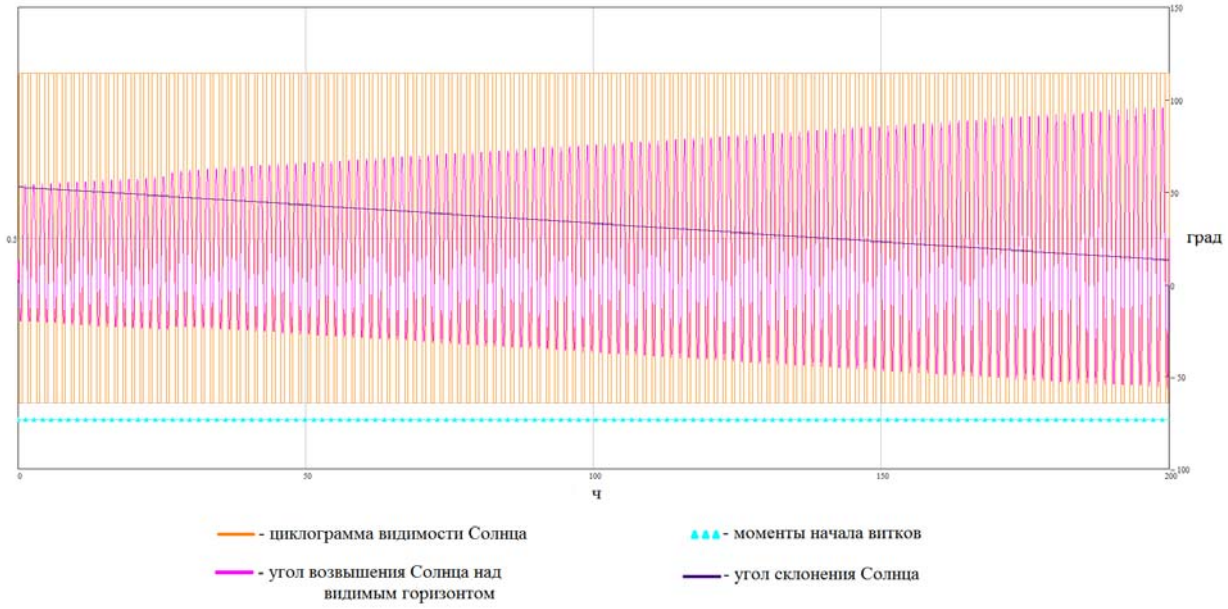


Рис. 2. Результаты расчета времени ключевых событий

От ориентации КА зависит угол освещенности БС, поэтому для удобства расчета введен коэффициент учета пологости освещения БС, характеризующий плотность потока энергии солнечного излучения, пропорционального косинусу угла падения лучей. Угол падения лучей отсчитывается от нормали к поверхности БС.

$$W_{сб} = 6790 \cdot k_{\gamma} \quad (2)$$

где $W_{сб}$ – энергоприход от БС; k_{γ} – коэффициент учета пологости освещения.

3. Модуль энергетического расчета. В данном модуле рассчитывается энергопотребление бортовых систем, энергоприход от панелей БС (2), расход и приход заряда на АБ (3), и строится суммарная циклограмма энергобаланса (рис. 3).

$$\dot{Q} = P_{АБ} \cdot \begin{cases} \eta_{аб} \cdot \sqrt{\eta_{эру}} \cdot k_{lim.z} \cdot \left(\dfrac{Q}{Q_{lim}}\right), \text{если } P_{АБ} > 0 \\ \dfrac{1}{\sqrt{\eta_{эру}}} \cdot k_{lim.r} \cdot \left(\dfrac{Q}{Q_{lim}}\right), \text{если } P_{АБ} < 0 \end{cases} \quad (3)$$

где $P_{АБ}$ – мощность тока на входе в БА; $\eta_{аб}$ – КПД БА на заряде; $\eta_{эру}$ – КПД в каналах заряда-разряда; $k_{lim.з}(x)$ – функция ограничения заряда; $k_{lim.р}(x)$ – функция ограничения разряда; Q – уровень заряда БА; Q_{lim} – максимальный уровень заряда БА.

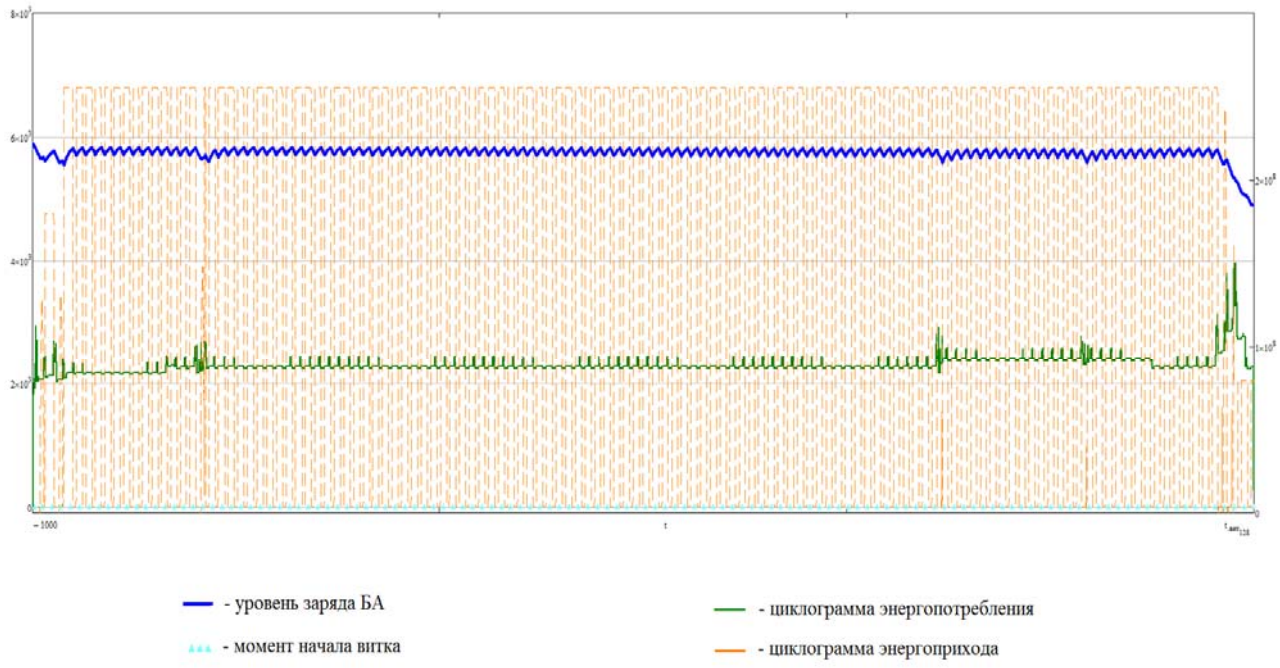


Рис. 3. Циклограмма энергобаланса

В результате проведенной работы создана математическая модель расчета энергобаланса, позволяющая в автоматизированном режиме с высокой точностью рассчитывать энергобаланс, определять необходимые характеристики систем энергоснабжения при проектировании изделий космической техники.

Список литературы

1. *Константинов М.С., Каменков Е.Ф., Перелыгин Б.П., Безвербый В.К.* Механика космического полета: учебник для втузов. М.: Машиностроение, 1989. 408 с.
2. *Иванов Н.М., Лысенко Л.Н.* Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. 528 с.
3. *Дмитриевский А.А.* Внешняя баллистика. М.: Машиностроение, 1979. 479 с.
4. *Охомицкий Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г.* Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990. 448 с.
5. *Бидеев А.Г., Семин А.Ю., Кузнецов А.В., Ахмедов М.Р.* Проектирование системы энергоснабжения научно-энергетического модуля для Российского сегмента Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2015. № 2(9). С. 64.74.
6. *Елизаров Ю.С., Кузнецов А.В., Абдулхаликов Р.М., Бидеев А.Г., Хамиц И.И.* Энергобаланс научно-энергетического модуля при его автономном полете и интеграции в Российский сегмент Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2019. № 4 (27). С. 38-44.
7. *Ахмедов М.Р., Бидеев А.Г., Макарова Е.Ю., Сазонов В.В., Хамиц И.И.* Сравнительный анализ расчетной и экспериментальной производительности солнечных батарей орбитального космического аппарата на примере служебного модуля Российского сегмента МКС // Космическая техника и технологии. 2018. № 3 (22). С. 69-81.

ДИСКРЕТНО-ВИХРЕВАЯ МОДЕЛЬ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ С УПРУГИМ ЗВЕНОМ

Егоров Н.А., Журин С.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Настоящий доклад посвящен продолжению исследования математической модели обтекания парашютной системы с упругим звеном, начатому в работе [1]. Согласно предварительным оценкам, введение в состав парашютной системы упругого звена может снизить суммарную массу средств обеспечения мягкой посадки. Разработка подобных систем требует выполнения сравнительного анализа большого количества вариантов с привлечением методов математического моделирования. В частности, для расчета аэродинамических характеристик купола целесообразно использовать математическую модель потенциального течения идеальной несжимаемой среды [2]. В таком случае система уравнений аэрогазодинамики сводится к уравнению для потенциала скорости, совпадающему с уравнением Лапласа. Наличие упругого звена обуславливает существенно нестационарный характер обтекания купола.

Большинство численных методов решения задачи обтекания идеальной средой относятся к методам граничных элементов. В общем случае для воспроизведения нестационарной картины течения вокруг купола использовались дискретно-вихревые рамки, с помощью которых формировались поверхность купола и поверхность вихревого следа, сходящего с кромки купола.

Поскольку предлагаемая методика ориентируется на решение проектных задач, то актуальным является обеспечение проведения расчетов на персональных компьютерах умеренной производительности, без обращения к сложным многопроцессорным комплексам. Для этого предлагается перейти от трехмерной модели течения к осесимметричной. В монографии [3] отмечается, что такой подход оказывается оправданным применительно к целому ряду практических случаев анализа парашютных систем

В настоящем докладе предлагается рассмотреть вихревую модель обтекания купола с использованием осесимметричных аналогов вихревых рамок. Это незначительно усложняет осесимметричную дискретно вихревую схему по сравнению с исходным вариантом, приведенным, например, в работах [2] и [3]. В то же время обеспечивается возможность единообразного расчета как осесимметричных, так и пространственных режимов с сопоставлением, при необходимости, значений промежуточных величин. При моделировании обтекания в осесимметричной постановке поверхность купола содержала 40 замкнутых вихревых колец. Переход к упрощенной схеме позволил сократить время расчета на персональном компьютере приблизительно в 20 раз, что важно для обеспечения оценочных расчетов в проектных подразделениях КБ. Помимо сокращения времени расчета, осесимметричный подход позволял значительно проще устранять такой схемный эффект, как нефизический «проскок» дискретного вихря сквозь непроницаемую границу [4].

Численные параметры математической модели выбраны следующие: $m_п$ = 0,2 кг, $m_г$ = 19 кг, жесткость упругого звена c = 5,1 Н/м, $F_п$ = 2,3 м^2, скорость груза и парашюта в начальный момент времени $V_г = V_п$ = 19 м/с, первоначальная длина упругого звена Δl = 1,9 м. Эти параметры соответствуют модели, собранной для исследования динамики парашютной системы в реальных условиях – при сбросах на полигоне. Предполагается, что купол является непроницаемой полусферой. Уравнения движения купола и груза интегрировались по схеме Эйлера, при этом аэродинамическое сопротивление груза предполагается пренебрежимо малым по сравнению с сопротивлением купола.

На рис. 1 показаны зависимости коэффициента сопротивления купола $C_п$ и скорости его движения от времени. Характерной площадью считается площадь основания полусферы. Видно, что $C_п$ в процессе колебаний меняется в достаточно широких пределах, отличаясь от значения $C_п \approx 1{,}45$, полученного при расчете в однородном установившемся потоке. Схема Эйлера, как наиболее простая из схем интегрирования уравнений движения, обеспечивает удобство составления расчетной программы. В то же время приходится выдерживать ограничения на шаг по времени для сохранения устойчивости счета. Поэтому допущение об осесимметричном характере течения позволяет существенно сократить время оценочных расчетов и подобрать параметры численной схемы, обеспечивающей устойчивый счет.

На рис. 2 показаны зависимости от времени для скоростей груза, определенных при постоянном и переменном коэффициенте сопротивления купола. Учет отрывного нестационарного обтекания купола приводит к тому, что скорость движения груза при переменном значении $C_п$ увеличивается по сравнению с упрощенной моделью $C_п = \text{const}$.

В дальнейшем описанная математическая модель может быть усовершенствована за счет учета проницаемости материала, а также учета нелинейности зависимости напряжения от деформации упругого звена.

Также в ходе расчетов определяется область завихренного течения вокруг купола, что может оказаться полезным и для качественного анализа условий работы многокупольных систем (рис. 3).

Полученные результаты могут использоваться для качественных оценок работы упругого звена в процессе формирования облика перспективных посадочных устройств различного назначения.

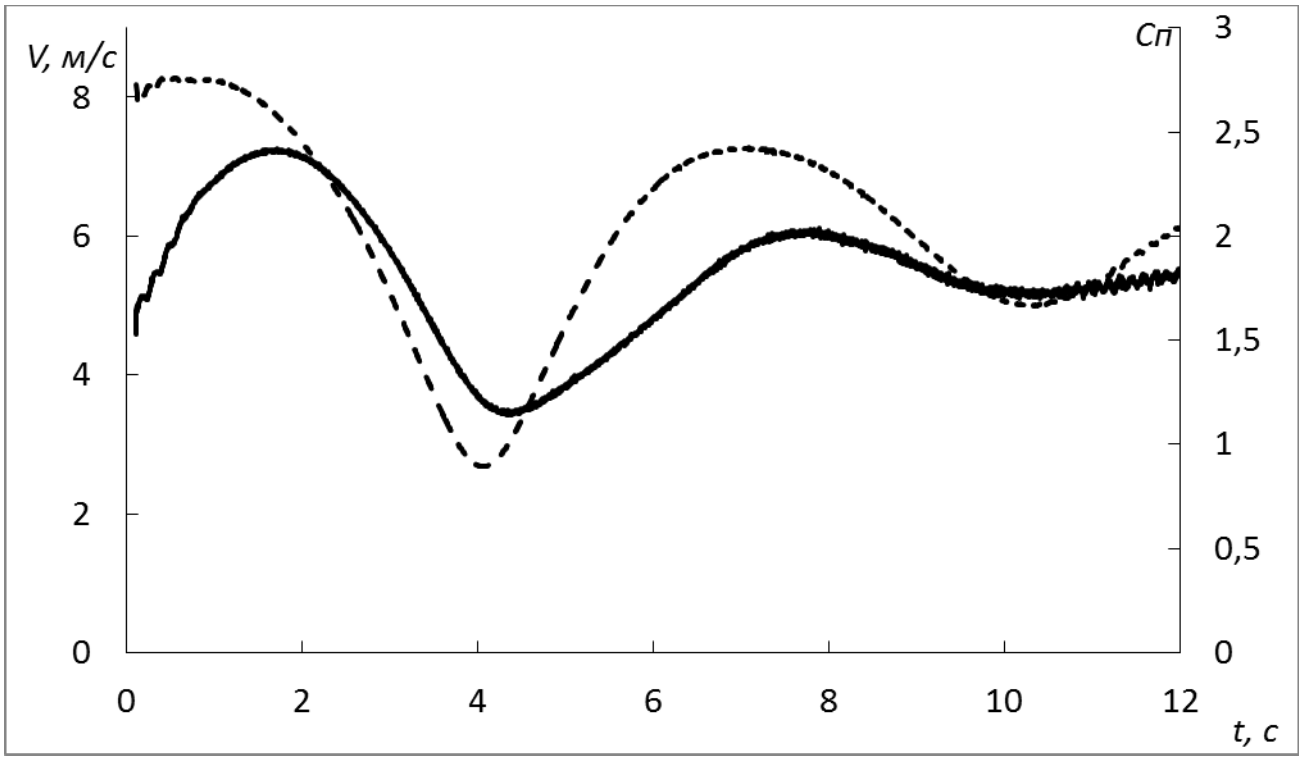


Рис. 1. Зависимость скорости купола (пунктир) и коэффициента сопротивления купола (сплошная линия) от времени

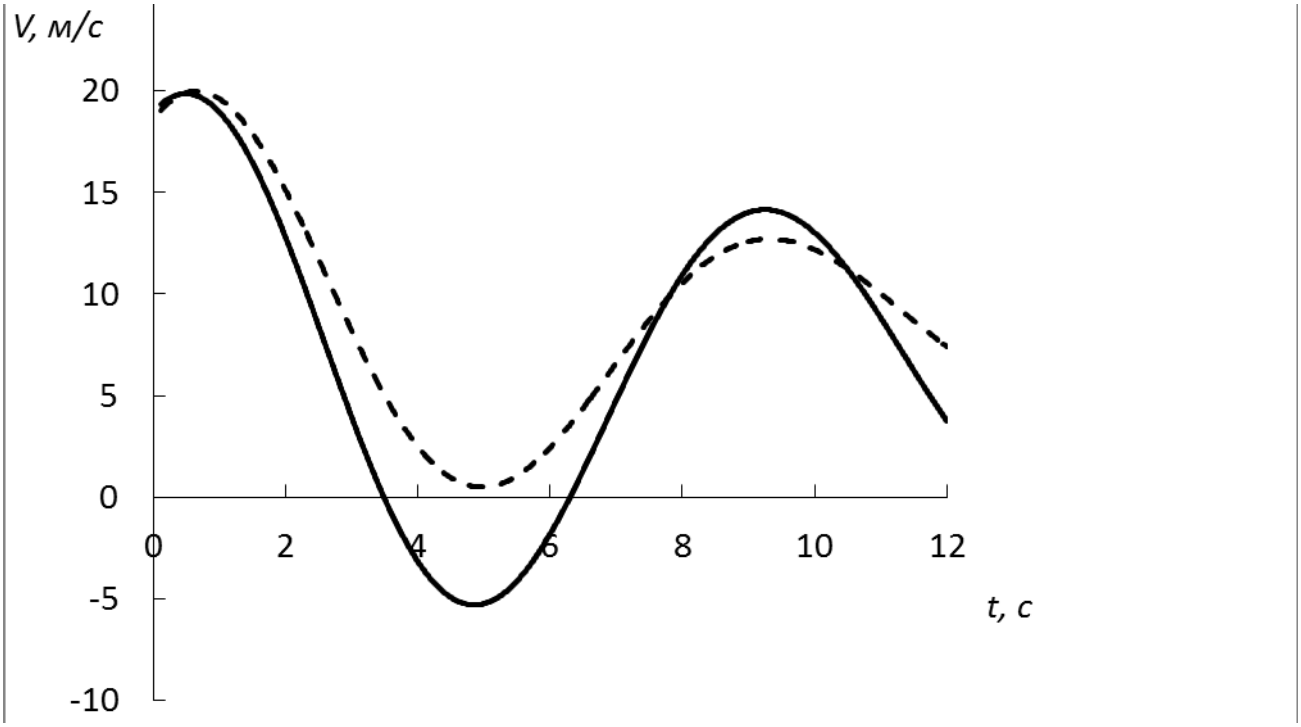


Рис. 2. Зависимость скорости груза при постоянном (пунктир) и меняющемся (сплошная линия) коэффициенте сопротивления купола от времени



Рис. 3. Форма вихревого следа на момент времени t = 12 с

Список литературы

1. *Журин С.В.* Парашютно-реактивная система посадки с упругим звеном // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 107-114.
2. *Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И.* Нелинейная теория крыла и ее приложения. Алматы: Гылым, 1997. 448 с.
3. *Рысев О.В. [и др.]* Парашютные системы. М.: Наука, Физматлит, 1996. 288 с.
4. *Белоцерковский С.М., Гиневский А.С.* Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей. М.: Физико-математическая литература, 1995. 368 с.

СПОСОБ ГЕРМЕТИЧНОГО СОЕДИНЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМОГО ЛУНОХОДА И НАПЛАНЕТНОГО МОДУЛЯ

Чернышев И.Е., Кобец В.Д., Рассказов Я.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

При освоении Луны существует задача герметичного соединения пилотируемого Лунохода с напланетным модулем – станцией. После соединения должен образовываться тоннель, по которому экипаж может перемещаться между этими объектами без взаимодействия с внешней средой. Тоннель образуется посредством соединения двух стыковочных плоскостей (фланцев), каждая из которых принадлежит соединяемому объекту, аналогично описанному в работе [1]. Основной проблемой при этом будет устранение рассогласований, возникших при подходе лунохода к модулю.

В известных проектах планетоходов [2–3] проблема герметичного соединения обозначена, но конструктивная проработка отсутствует. В настоящей работе рассматривается один из способов устранения рассогласований интерфейсов лунохода и станции, позволяющий соединить две стыковочные плоскости и образовать герметичный переходной тоннель. Основная идея состоит в следующем. Герметичный корпус лунохода жестко связан со стыковочной плоскостью. Также на нем закреплен подъемник, представляющий собой платформу, имеющую шесть степеней свободы. Платформа имеет возможность опереться на грунт тарелями, поднять корпус лунохода над поверхностью и управлять его положением и ориентацией. На стыковочной плоскости модуля расположены направляющие выступы, с которыми механически взаимодействует тензопроставка лунохода. Значения сил, получаемые от нее, используются для автоматического управления платформой при совмещении стыковочных плоскостей.

В докладе представлен упрощенный алгоритм соединения лунохода с напланетным модулем. Луноход, пилотируемый экипажем, приближается на колесах к напланетному модулю и останавливается в заранее отведенной зоне. Управление им осуществляется по информации, получаемой экипажем визуально, по трапециевидной мишени, установленной на модуле. После этого подъемник, управляемый оператором по шести координатам, поднимает луноход, осуществляя предварительное выравнивание стыковочных плоскостей – используется крестообразная мишень, установленная по оси стыковочного агрегата напланетного модуля. В процессе подъема, когда тарели упрутся в грунт (данное событие определяется по срабатыванию датчиков упора в грунт), производятся боковые отклонения лунохода с целью упрочнения грунта под тарелями. Затем следует этап автоматической стыковки. Интерфейсы сближаются, с определенного момента начинают контактировать их направляющие выступы и с помощью тензопроставки определяются контактные силы. Управление подъемником строится так, чтобы уменьшить силы, соответствующие боковому рассогласованию, рассогласованиям по тангажу и рысканью. Рассогласование по крену уменьшается по показаниям акселерометра, показывающего местную вертикаль. При совмещении стыковочных плоскостей срабатывают датчики совмещения стыков. После этого крюки механизма герметизации стыков имеют возможность окончательно стянуть стыковочные плоскости лунохода и напланетного модуля, обжав резиновые герметизирующие уплотнения и обеспечив заданную несущую способность образовавшегося тоннеля. Все время при движении подъемника контролируется, что положение центра масс лунохода не приведет к его опрокидыванию.

Достоинствами описанного способа являются: непосредственное соединение стыковочных плоскостей и, как следствие, отсутствие специализированного стыковочного механизма, например одного из представленных в работе [1], занимающего объем вблизи переходного тоннеля; в конструкции отсутствуют гибкие герметичные элементы (сильфоны), компенсирующие рассогласование между стыковочными плоскостями; используются самотормозящиеся штанги подъемника (более простые конструкция и изготовление); применяются проверенные конструктивные решения. Недостатки: подвеска

лунохода «дублируется» подъемником; для управления подъемником используется алгоритм более сложный, чем цикловый.

Таким образом, в докладе рассмотрен один из способов решения задачи герметичного соединения пилотируемого лунохода с напланетным модулем. Для отработки представленного способа, включая алгоритмы управления, разработан действующий макет.

Список литературы

1. *Сыромятников В.С.* Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 216 с.
2. *Bhardwaj M., Bulsara V., Kokan D., Shariff Sh., Svarvernd E., Wirz R.* Design of a Pressurized Lunar Rover: Final Report of a Senior Design Project. URL: https://www.researchgate.net/publication/24302438_Design_of_a_pressurized_lunar_rover (дата обращения: 02.09.2021).
3. Lunar Electric Rover Concept. // NASA facts. URL: https://www.nasa.gov/pdf/284669main_LER_FactSheet_web.pdf (дата обращения: 02.09.2021).

ЗАДАНИЕ КАЧЕСТВЕННЫХ ТРЕБОВАНИЙ БЕЗОТКАЗНОСТИ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ КАК РАЗВИТИЕ РАБОТ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ НАДЕЖНОСТИ ИЗДЕЛИЙ

Милованов В.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В состав требований надежности пилотируемого транспортного корабля (ПТК) включают количественные требования безотказности (вероятность успешного выполнения программы полета, которая рассматривается как вероятность безотказной работы и должна составлять не менее 0,95), а также качественные требования безотказности – при одном отказе должно обеспечиваться выполнение программы полета, при двух отказах должно обеспечиваться спасение экипажа. В условиях космического полета всегда существуют факторы, из-за которых происходят отказы элементов изделия в полете. При проектировании обеспечивается защита изделия от возможных отказов путем включения в его состав элементов, выполняющих функцию резервных и обеспечивающих работу систем при отказе основных элементов. Практика показала, что сформулированные качественные требования безотказности определяют собой оптимальный уровень защищенности пилотируемых космических аппаратов от возможных в процессе полета отказов. Выполнение требований надежности приводит к тому, что для большинства элементов изделия имеется резервирование, обеспечивающее продолжение выполнения программы полета в случае любого одного отказа. В докладе на примере корабля «Союз МС» будет показано, что существующая практика по выполнению требований надежности обеспечивает значительные запасы по надежности изделий. Наличие значительных запасов надежности должно признаваться избыточным и служить основанием для оптимизации схемы надежности изделия. Предложен подход к оптимизации схемы надежности пилотируемых космических аппаратов (ПКА), который использует информацию о реально возможном количестве отказов элементов в полете для оценки надежности изделия, а также избыточном с точки зрения требований надежности резервировании в системах корабля. Предложено доказательство избыточности резервирования, превышающего дублирование элементов.

Предлагаемый метод позволяет оптимизировать конструкцию изделия, исходя из требований надежности. Выявление элементов, резервирование которых превышает дублирование, а также получение оценок ВБР, существенно превышающих требуемые, может служить основанием для оптимизации конструкции изделия путем исключения избыточного резервирования в схеме надежности. Такой подход может быть реализован при условии обеспечения эффективности работ по выявлению и устранению отказов в ходе экспериментальной отработки, заводских контрольных испытаний и подготовки изделий к пуску, недопущения в полет изделий с неустраненными отказами.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СТАТИСТИЧЕСКИХ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ ПРОЯВЛЕНИЯ ОТКАЗОВ ПРИБОРОВ, БЛОКОВ И УЗЛОВ В ПОЛЕТЕ

Милованов В.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В условиях космического полета всегда существуют факторы, из-за которых происходят отказы элементов изделия в процессе полета. При проектировании обеспечивается защита изделия от возможных отказов путем включения в его состав элементов, выполняющих функцию резервных и обеспечивающих работу систем при отказе основных элементов. Практика показала оптимальный уровень защищенности пилотируемых космических аппаратов от возможных отказов, который находит свое отражение в требованиях отказоустойчивости, формулируемых в ТЗ на ПКА в составе требований надежности:

– программа полета должна выполняться при любом одном отказе в аппаратно или функционально резервированной системе.

– безопасность экипажа и орбитальной станции должна быть обеспечена при любых двух отказах в одной системе или одном отказе в системе, не подлежащей ни аппаратному, ни функциональному резервированию.

Кроме этих требований, к пилотируемым космическим аппаратам предъявляются высокие требования по вероятности выполнения программы полета. Выполнение требований надежности приводит к тому, что для большинства элементов изделия имеется резервирование, обеспечивающее продолжение выполнения программы полета в случае любого одного отказа. В докладе на примере корабля «Союз МС» будет показано, что существующая практика по выполнению требований надежности обеспечивает значительные запасы по надежности изделий. Наличие запасов может быть избыточным и служить основанием для оптимизации конструкции изделия путем исключения избыточного резервирования. Предложен подход к статистическому анализу замечаний и отказов, выявленных в процессе полета изделия, позволяющий использовать выявленные закономерности для оценок надежности. Предложенный подход основан на доказательстве методом дисперсионного анализа данных следующей гипотезы:

при осуществлении целенаправленного поиска и устранения причин отказов отсутствуют статистически значимые различия между вероятностями отдельных отказов.

Применение гипотезы дает возможность использовать информацию о реально возможном количестве отказов элементов в полете для оценки надежности изделия. Предложены расчетные соотношения, позволяющие проводить такие оценки. Предлагаемый метод позволяет

– использовать характеристики потока отказов для подтверждения требований надежности;

– оптимизировать конструкцию изделия, исходя из требований надежности;

– оценивать изменение надежности при устранении причины отказа, введении новых элементов, удалении элементов из состава изделия;

– использовать результаты анализа видов, последствий и критичности отказов для проведения оценки надежности.

МЕТОДОЛОГИЯ И ТЕХНОЛОГИИ АДАПТИВНО-ВАРИАБЕЛЬНОГО ПРОАКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ СИНЕРГЕТИЧЕСКИМИ РЕСУРСАМИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

к.т.н. Ковтун В.С. (главный специалист по системному проектированию)

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Одним из главных условий устойчивого функционирования космических аппаратов (КА) весь период их активного существования на орбите является ресурсное обеспечение работы бортовых систем (БС). На этапе эскизного проектирования аппарата для выполнения программы полета устанавливается ресурсный баланс (сводка) БС, в который входят структурные и функциональные ресурсы систем, в том числе масса рабочего тела для электроракетных двигателей и топлива жидкостных ракетных двигателей, мощность бортовых источников электроэнергии. Проектный расчет ресурсного обеспечения производится на основе комплексного анализа первичных причинно-следственных, структурных, топологических и функциональных номинальных связей между БС и их элементами. В расчетах учитываются системные свойства, выявленные при декомпозиции-агрегировании (объединении, укрупнении) тех или иных бортовых подсистем в общую БС и БС в КА как сложную техническую систему. Однако, как бы ни производилась декомпозиция КА, на самом первичном уровне, который определяется «системой», из-за ее открытости, нелинейности, а также неклонируемости элементов возникают неявные эволюционные вторичные причинно-следственные взаимодействия (многоместные отношения), которые традиционные функциональные, структурные и топологические схемы систем не отражают. Вторичные взаимодействия, вызванные многоместными энергетическими, материальными и информационными отношениями номинальных процессов, протекающих в системах, с процессами, определяемыми внешними факторами, приводят к образованию синергетических явлений [1]. Синергетические явления могут приводить к преждевременной выработке ресурса БС и непредвиденным (нерасчетным) отказам и авариям.

Наибольший урон ресурсному обеспечению приносят «случайные» отказы, вызванные возмущающим воздействием внешней среды. Изучение «случайных» отказов при реактивных способах управления БС КА выявило основную причину, ухудшающую ресурсное обеспечение их устойчивой работы при длительной эксплуатации в условиях космического полета. При исследовании идентифицированных и неидентифицированных отказов было установлено, что подавляющее их число имеет вполне «*закономерный синергетический характер*» [2]. Существует скрытый от наблюдения, недоступный непосредственному измерению, период развития негативных отклонений процессов в БС до наступления критической фазы в виде отказа, связанный с вторичными энергетическими и механическими взаимосвязями между системами при одновременном их взаимодействии с внешней средой.

Ведущими учеными – специалистами системного анализа Санкт-Петербургского федерального исследовательского центра Российской академии наук (СПб ФИЦ РАН) разработана принципиально новая методологическая, методическая и технологическая концепция проактивного управления жизненным циклом (ЖЦ) космических средств (КСр) на основе использования киберфизических систем и интеллектуальных интерфейсов. На ее основе создана технологическая интеллектуальная информационно-аналитическая платформа (ИИАП) управления КСр. Применение ИИАП *позволяет, в отличие от реактивного управления, предотвращать предпосылки (а не последствия) возникновения нештатных (критических) ситуаций за счет целенаправленно формируемой на каждом конкретном этапе цикла* КСр (включающих космические аппараты) *структурно-функциональной избыточности, базирующейся на знаниях, полученных в результате многовариантного упреждающего прогнозирования возможных вариантов функционирования* КСр [3].

Использование разработанной концепции при построении методов проактивного управления полетом КА позволяет сохранять ресурсы БС за счет устранения негативных

предпосылок развития бортовых процессов, включающих синергетические явления, приводящих к нештатным (аномальным) ситуациям. Для оперативного прогнозирования и последующего парирования возможных нештатных ситуаций необходимо производить опознание аномальных процессов в БС путем сличения текущих и номинальных значений измеряемых и вычисляемых параметров оценки их технического состояния с последующей идентификацией.

Однако из-за открытости, нелинейности и неклонируемости систем и их элементов не всегда можно провести опознание аномального процесса по параметрам непосредственно оценивания ТС системы. Параметры процессов, обусловленных синергетическими явлениями, в большинстве случаев недоступны непосредственным измерениям. Поэтому опознавание производится формированием по отношению к нулевой гипотезе о естественном старении систем по мере выработки ресурса, альтернативных гипотез о существенной взаимосвязи между синергетическими явлениями и более интенсивной выработкой ресурса БС, приводящей к их ранним отказам. Проверка гипотез производится через синергетические наблюдения – *оценивание недоступных непосредственным измерениям параметров процессов в одних материальных объектах по измерениям параметров процессов, отражающих физические энергетические воздействия и отображающих информационные взаимодействия в других материальных объектах при учете внешних факторов* [2].

Синергетические явления необходимо рассматривать в более широком аспекте управления бортовыми ресурсами КА. Они могут приводить как к более интенсивному расходу ресурсов при безотказной работе систем, так и сдерживать процесс выработки ресурса в системах, а в отдельных случаях восстанавливать (регенерировать) израсходованные ресурсы [4]. Через вторичные синергетические межсистемные взаимодействия можно выравнивать расход между разными видами ресурсов, что способствует увеличению эффективности выполнения программы полета за счет следования принципу *одновременной выработки всех видов ресурсов на момент завершения полета автоматического КА* [5].

Синергетические явления способствуют формированию новых энергетических и материальных взаимодействий, а также информационных взаимосвязей, позволяющих повышать надежность и живучесть БС в рамках существующих конфигураций и за счет реконфигурации систем. Появляются принципиально новые возможности дополнительного ресурсного обеспечения за счет образно-символического управления ресурсами БС в случаях их отказов на основе информационных моделей с переходом от прямого к обратному отображению утраченных процессов [6], использования управления одной подсистемой несколькими объектами управления [7], повторного использования постанормальных безопасных процессов в БС (рециклинга) для решения новых функциональных задач [8].

Таким образом, переходом от реактивного к проактивному управлению *ресурсами БС с учетом синергетических явлений* можно не только заранее предотвращать потери ресурсов из-за отказов в БС, но и выявлять дополнительные *синергетические ресурсы, которые формируются в ходе самоорганизации и саморазвития БС, за счет взаимодействия между процессами, протекающими в ходе совместного функционирования систем с учетом влияния внешней среды* [1].

Технологической основой для достижения поставленной цели является универсальная ИИАП, позволяющая адаптировать управление бортовыми ресурсами по заранее выбранному варианту «ситуация→решение» из многовариантных прогнозных состояний КА при различных методологических подходах. Для исследования и использования *синергетических явлений* в целях ресурсного обеспечения БС используются разнообразные источники знаний, которыми обладает экспертное сообщество. Интеллектуально-информационная часть платформы строится на основе *когнитивных функций экспертов (гнозис, память, интеллект, речь, праксис)*, знания которых позволяют решить фундаментальные задачи системно-кибернетических исследований, обусловленных синергетическими явлениями.

При этом для выделения из многоаспектного многовариантного прогноза (например, многоальтернативного, многоуровневой байпасности и других) случаев учета

синергетических явлений на основе концепции принципиально нового методологического подхода при выполнении исследований используется понятие когнитивно-синергетического, адаптивно-вариабельного прогноза. Таким образом, в рамках технологических основ достижения цели для проведения *системно-кибернетических исследований разрабатывается когнитивно-синергетическая платформа адаптивно-вариабельного проактивного управления ресурсами БС КА как частный случай ИИАП, адаптированный под решения сформулированных научно-технических задач.*

Список литературы

1. *Ковтун В.С.* Когнитивная агрегативно-потоковая метамодель процесса управления полетом автоматического космического аппарата // Вестник Самарского Государственного Университета. Серия «Технические науки». 2020. Т. 28. №3. С. 35-60. DOI:10.14498/tech.2020.3.3
2. *Ковтун В.С.* Метод проведения синергетических наблюдений процессов на борту космического аппарата // Изв. Вузов. Приборостроение. 2020. Т. 63. №11. С. 995-1002. DOI:17586/0021-3454-2020-63-11-995-1002.
3. Искусственный интеллект в космической технике. Состояние. Перспективы применения: монография. Под ред. докт. техн. наук А.Н. Балухто. М.: Радиотехника, 2021. 436 с.
4. *Ковтун В.С.* Обеспечение температурных условий эксплуатации никель-водородных аккумуляторных батарей на борту космического аппарата «Ямал-100» // Известия РАН. Энергетика. 2008. №3. С. 59-66.
5. *Ковтун В.С.* Применение методик вариабельного управления полетом автоматических космических аппаратов для рационального использования ресурсов бортовых систем // Космонавтика и ракетостроение. 2017. №4 (97). С. 143-157.
6. *Ковтун В.С., Павлов А.Н., Соколов Б.В., Павлов Д.А., Воротягин В.Н.* Методы задействования синергетических информационных ресурсов при управлении угловым движением автоматического космического аппарата // Космическая техника и технологии 2021. №1 (32). С. 112-126.
7. *Ковтун В.С., Павлов А.Н.* Когнитивно-синергетический подход к проектированию автоматических космических аппаратов с бортовыми системами, обладающими свойствами вариабельности // Интеллектуальные технологии на транспорте. 2021. №1. С. 53-58.
8. *Ковтун В.С.* Методы использования постанормальных процессов для управления полетом автоматических космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2018. №2 (101). С. 53-62.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОДХОДОВ К ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ, ПРИНЯТЫХ В НАСА И ОТЕЧЕСТВЕННОЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Лобанова А.О.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В ходе сотрудничества по проекту Международной космической станции (МКС) Роскосмосом и НАСА был принят ряд договоренностей по процессу обеспечения безопасности. Подход к обеспечению безопасности МКС основан на принятом в НАСА подходе с учетом дополнений и корректировок, устраивающих все стороны, участвующие в программе МКС. Подход включает в себя как требования к безопасности в целом, так и требования к этапам рассмотрения безопасности и выпускаемым документам.

В докладе представлены основные особенности этого подхода, а также его сравнение с подходом к обеспечению безопасности, принятым в отечественной ракетно-космической отрасли.

Целью обеспечения безопасности, согласно подходу НАСА, является определение и оценка работ на стадии проектирования и эксплуатации изделий на предмет наличия необходимых мер по минимизации рисков.

В задачи обеспечения безопасности входит:

– проведение анализов опасностей на всех этапах программы;

– обеспечение, по возможности, исключения или предупреждения возникновения выявленных опасностей;

– предоставление соответствующей документации для проведения общей оценки риска.

Согласно отечественному подходу, обеспечение безопасности состоит в достижении и поддержании заданной высокой надежности космических средств, в обеспечении защиты и спасения экипажа при возникновении или угрозе возникновения различных факторов, приводящих к ухудшению состояния здоровья, травмированию или гибели космонавта при осуществлении космического полета. Основными видами работ в обеспечении безопасности являются:

– выбор и задание требований по безопасности к изделию в целом и к его отдельным функциям и системам;

– выбор номенклатуры показателей безопасности и нормирование уровня безопасности;

– проектный анализ и выбор расчетных нештатных ситуаций (НШС);

– проведение работ и внедрение мероприятий, направленных на обеспечение безопасности на всех этапах создания и эксплуатации изделия;

– контроль выполнения требований к показателям безопасности и контроль достигнутого уровня безопасности.

Для рассмотрения вопросов безопасности МКС были созданы специальные комиссии и рабочие группы по безопасности. Результаты оценок безопасности всех систем и операций МКС представляются в эти комиссии в качестве материалов по процессу обеспечения безопасности.

Для реализации процесса успешного рассмотрения и обеспечения безопасности разрабатывается ряд документов, в которых отражены вопросы касательно безопасности, надежности, ремонтопригодности и качества рассматриваемого изделия МКС. Их можно объединить в единый план обеспечения безопасности и успешного выполнения полета. Особого внимания среди этих документов заслуживают отчеты по опасностям и отчеты о несоответствиях.

Отчеты по опасностям используются комиссией по рассмотрению безопасности МКС для оценки конструкции и работы оборудования полетного элемента МКС. Отчеты представляют собой типовые формы, содержащие информацию о возможных опасностях и приводящих к их появлению причинах. Для каждой причины опасности приводят

ее описание, тяжесть последствий и вероятность. Указывают мероприятия по предупреждению и методы, которые используются для предупреждения или исключения данной причины опасности. Для каждого мероприятия по предупреждению опасности указывается метод его верификации, используемый для обеспечения эффективности мероприятия. Описание каждого метода верификации должно включать достаточно подробное описание испытаний, технического контроля или анализов, которые уменьшают данную опасность, в обеспечение закрытия опасности или принятия риска.

Критерием утверждения отчетов по опасностям является выполнение и верификация мер безопасности по каждой причине опасности в соответствии с предъявляемыми требованиями безопасности. Если разработчик изделия обнаруживает факт несоответствия требованиям по безопасности, то он должен принять меры к приведению данного изделия в соответствие с требованиями. Если нет возможности решить этот вопрос, то разработчик заполняет форму отчета о несоответствии с целью получить утверждение состояния несоответствия. В отчете о несоответствии необходимо сформулировать обоснование, подтверждающее безопасность состояния, связанного с несоответствием.

Рассмотрение безопасности проходит по фазам в соответствии с графиком проведения основных этапных рассмотрений по Программе МКС. Выделяют три фазы рассмотрения: по готовности эскизного проекта, рабочей документации и по завершению изготовления и испытаний. В ходе рассмотрений комиссии изучают предоставленные им документы по безопасности, решают вопрос об их утверждении и возможности эксплуатации изделий и их пуска к МКС. Целью рассмотрения на фазе I является выявление всех опасностей и причин опасностей на этапе эскизного проекта, оценка средств устранения, снижения или предотвращения риска и определение предварительного порядка верификации безопасности. Целью рассмотрения безопасности на фазе II является представление комиссиям уточненных данных, в том числе отчетов по опасностям, отражающих полную картину относительно конструкции и операций оборудования для обеспечения реализации всех соответствующих мер предупреждения опасностей и детального описания методов верификации. Рассмотрение безопасности на фазе III является завершающей стадией оценки безопасности и заключается в завершении важных мероприятий по безопасности относительно верификации, анализов безопасности, инспекции или демонстрации и рассмотрения положения дел с открытыми вопросами по типовой верификации.

После завершающего рассмотрения, утверждения всех отчетов по опасностям и закрытия вопросов верификации безопасность, согласно подходу НАСА, считается обеспеченной. Таким образом, безопасность в данном подходе обеспечивается путем анализа широкого круга опасностей, связанных с изделиями, выбора мер по предотвращению опасностей, а также их верификации.

В отечественном подходе вопросы обеспечения безопасности рассматриваются в составе проектов в соответствии с этапами – техническое предложение, эскизный проект, разработка рабочей документации, экспериментальная отработка, летные испытания. Отдельных планов и специальных комиссий по рассмотрению безопасности не предусмотрено.

К основным документам по безопасности можно отнести программу обеспечения безопасности эксплуатации (ПОБ), программу обеспечения безопасности экипажа (ПОБЭ), программу обеспечения экологической безопасности (ПОЭБ), отчет по анализу видов, последствий и критичности отказов с перечнем критичных элементов (АВПКО), перечень нештатных ситуаций, комплексную программу экспериментальной отработки (КПЭО) в части подтверждения выполнения требований к безопасности.

В ПОБ и ПОБЭ определены перечни работ и мероприятий, проводимых на всех стадиях создания и эксплуатации изделий и направленных на достижение и поддержание заданных требований по безопасности. ПОЭБ содержит комплекс взаимосвязанных требований, мероприятий, методов, технических средств, ресурсов и последовательность действий, направленных на обеспечение экологической безопасности. В отчете по АВПКО отражаются результаты анализа требований по устойчивости к отказам. Одним из разделов АВПКО является перечень критичных элементов изделия, для которых требования

отказоустойчивости не выполняются и для которых необходимо предусмотреть меры по обеспечению безопасности, допускающие использование этих элементов в составе изделия. Перечень нештатных ситуаций содержит общие сведения по нештатным и аварийным ситуациям и мероприятия по их парированию. КПЭО в части обеспечения безопасности содержит порядок подтверждения требований к безопасности и порядок отработки средств и методов обеспечения безопасности.

Также проводится количественная оценка безопасности. Обобщенным показателем безопасности является вероятность отсутствия происшествий за заданное время, то есть вероятность того, что все возникающие за данное время предпосылки к происшествиям будут ликвидированы.

Обобщение всех работ, связанных с обеспечением безопасности, приводится в виде раздела итогового отчета о готовности изделия к летным испытаниям. Безопасность считается обеспеченной, когда все требования безопасности соблюдены и заложенные программными документами мероприятия по обеспечению безопасности выполнены. Таким образом, в отечественном подходе предусмотрено определение мероприятий по безопасности, анализ последствий отказов и парирование НШС, в том числе связанных с безопасностью экипажа, а также количественная оценка безопасности.

Анализируя подход к обеспечению безопасности, принятый в отечественной ракетно-космической отрасли, а также подход к обеспечению безопасности МКС, основанный на подходе НАСА, можно отметить следующее:

– подход к обеспечению безопасности МКС можно считать более полным по сравнению с отечественным подходом, вопросы безопасности тщательно рассматриваются с задействованием специальных комиссий и выпуском большого количества документов;

– важным достоинством подхода являются отчеты по опасностям, включающие в себя рассмотрение различных опасностей и верификацию мер по предупреждению опасностей.

В отечественном подходе существует «пробел» в виде отсутствия рассмотрения опасностей, не связанных с отказами оборудования (АВПКО) и типовыми расчетными нештатными ситуациями (перечень НШС). Также в отечественном подходе отсутствует верификация мер по предупреждению опасностей, которая является важным фактором в обеспечении безопасности.

На основе вышесказанного можно внести предложение о внедрении в отечественную практику в качестве дополнительного инструмента обеспечения безопасности отчетов, схожих с отчетами по опасностям и несоответствиям, выпускаемым в рамках подхода НАСА. Подобное дополнение к имеющейся документации закроет существующие «пробелы» и способствует повышению безопасности за счет рассмотрения дополнительных вопросов, связанных с различными опасностями и верификации мер по их предупреждению.

Список литературы

1. ГОСТ Р 54317-2021 Комплексы стартовые и технические ракетно-космических комплексов. Требования безопасности. М.: Стандартинформ, 2021. 23 с.
2. ОСТ 134-1002-94 Аппараты космические пилотируемые. Общие требования по обеспечению безопасности.
3. ОСТ 134-1021-99. Системы и комплексы космические. Общие требования по безопасности.
4. SSP 30599. Процесс рассмотрения безопасности. Программа Международной космической станции.
5. SSP 50146. Двухсторонние требования НАСА/РКА к процессу обеспечения безопасности и успешного выполнения полета Международной космической станции.

ОСВОЕНИЕ ЛУНЫ КАК НЕОБХОДИМЫЙ ЭТАП СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ГЛОБАЛЬНОГО ПОТЕПЛЕНИЯ КЛИМАТА НА ЗЕМЛЕ

Сизенцев Г.А., Синявский В.В. Соколов Б.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Специалисты-климатологи утверждают, что глобальное потепление климата больше чем на 2°С до конца нашего столетия чревато тяжелыми последствиями для всей природы Земли. Если не ограничивать выбросы парниковых газов, глобальное потепление может составить к 2100 г. 6°С, что повлечет за собой катастрофические последствия [1]. Однако возможность удержания роста температуры не более 2ºС за счет ограничений использования углеводородных топлив и использования только возобновляемых источников энергии вызывает сомнение из-за разногласий в политических и экономических интересах стран мирового сообщества.

В связи с необходимостью не допустить резкого потепления глобального климата Земли предлагается рассмотреть возможность освоения Луны в целях использования ее ресурсов для решения энергоклиматических проблем на Земле [2]. В дополнение к принятому мировым сообществом решению проблемы «удержания роста температуры не более 2ºС» рассмотрим возможность использования потенциалов космонавтики, в том числе пилотируемой, в решении этой глобальной проблемы.

В работе [2] авторами предложено создать из лунных материалов резервный космический энергоклиматический комплекс (РКЭКК), ключевыми элементами которого, выполняющими регулирование термического режима земной атмосферы, являются солнечно-парусные корабли (СПК). Сборка СПК производится в окололунном пространстве, а функционирование – в линейной точке Лагранжа L1ф фотогравитационного поля Земля–Солнце (расстояние места функционирования СПК от Земли примерно 2,57 млн километров). Для обеспечения равновесия сил, действующих на СПК в этой точке, основную массу функционирующего СПК должен составлять балласт из лунного грунта. По выполненным в [2] проектным проработкам РКЭКК с коэффициентом перекрытия солнечного потока 0,001 и соответственно с защитным уровнем 0,3ºС должен содержать 3 СПК с радиусом паруса каждого 220 км и при коэффициенте отражения поверхности паруса 0,1. Масса СПК составит 3,75 млн тонн, в том числе масса балласта 2,95 млн тонн. Размещение флотилии СПК в зоне линейной точки Лагранжа L1ф фотогравитационного солнечно-земного поля позволит уменьшить поток солнечной энергии к Земле и, соответственно, ее глобальную температуру.

Работы по освоению Луны, проводимые поэтапно, условно распределяются на три стадии, каждая из которых завершается выполнением своей целевой задачи [3].

Задача первой стадии представляет собой создание автономно функционирующей лунной базы, позволяющей проводить научные исследования и отработку технологий по созданию промышленной инфраструктуры для использования лунных ресурсов, как для самой базы, так и в работах на следующих стадиях освоения Луны [4].

Целевая задача второй стадии заключается в добыче, переработке и доставке на Землю недавно обнаруженных на Луне редких и редкоземельных металлов астероидного происхождения [5]. Реализация их на Земле поможет решать финансовые вопросы по предупреждению глобальной угрозы и адаптации к ней. Для этого требуется на Луне осуществить развитие энергетической, добывающей, перерабатывающей, производственной и других отраслей промышленной инфраструктуры, а также создание транспортных систем, в том числе, с грузопотоком в направлении Луна-Земля.

На третьей стадии производится дальнейшее развитие промышленной инфраструктуры для использования более широкого спектра ресурсов Луны и создания окололунного орбитального Сборочного производства (СбП) крупногабаритных космических конструкций, в том числе СПК.

Работы по добыче и доставке на Землю лунных полезных ископаемых, а также по строительству СПК могут быть начаты лишь после создания и начала функционирования лунной производственной инфраструктуры (ЛПИ), т.е. когда созданы такие лунные комплексы, как жилой с регенеративными системами жизнеобеспечения космонавтов, энергетический, добывающе-перерабатывающий, производственный, ресурсо-разведывательный, самопроизводящийся автоматических средств, а также орбитальные и лунные средства связи, навигации и т.п. Необходим и Центр управления ЛПИ. Транспортные системы Земля–Луна–Земля, Луна-Земля, Луна-«окололинейная» ОСЛ (NRO)… должны содержать высокоэффективные многоразовые средства межорбитальной транспортировки, включая электроракетные буксиры [6], грузопассажирские посадочные платформы, работающие на лунном топливе, электромагнитные катапульты. Вся эта техника в поэтапном развитии должна обеспечить доставку с Земли начальных элементов комплексов ЛПИ, их дальнейший рост и функционирование [7], с преимущественным использованием лунных ресурсов. Комплекс электромагнитных катапульт и трехпозиционный солнечно-энергетический комплекс, находящиеся в экваториальной зоне ЛПИ обеспечивают работы крупномасштабного грузопотока Луна-Земля. Комплекс катапульт и энергетический комплекс, на южном полюсе Луны в районе кратера Шаклтона участвуют в формировании СбП СПК и обеспечивают функционирование грузопотока Луна-NRO. Экваториальная и полярная зоны ЛПИ объединены скоростной меридианной железной дорогой и линией энергопередачи в оптическом диапазоне. Объединение экваториального трехпозиционного и полярного энергетических комплексов позволит устойчиво обеспечивать энергией всю промышленную инфраструктуру на Луне полные лунные сутки.

В работе [2] авторами исследована эффективность воздействия РКЭКК на термический режим земной атмосферы для варианта развития мировой энергетики с началом уменьшения мировым сообществом выбросов CO_2 в атмосферу с 2030 г. В качестве расчетного варианта принята КСРТР с параметрами, указанными выше. Проектные исследования показали, что даже для частичного парирования угрозы потепления климата Земли необходимы пилотируемое освоение Луны, разработка новых технологий для создания космических конструкций огромной массы, а также значительные финансовые затраты.

Финансирование выполнения задач по созданию лунной инфраструктуры может быть обеспечено за счет международного кредитования и инвестиций *под эгидой ООН*, а вот наиболее энергоемкой задачи – создания СПК и ввода в эксплуатации РКЭКК – за счет самокомпенсации финансовых затрат от реализации добытых на Луне редких и редкоземельных элементов [3], с использованием части этой прибыли для адаптации к потеплению климата на Земле.

До недавнего времени считалось, что лунные ударные кратеры не содержат пород образовавших их астероидов, так как при высоких скоростях падения ударники испаряются в процессе столкновения с поверхностью Луны. Благодаря последним исследованиям [5] выяснилось, что при скорости падения меньше 12 км/с ударник может частично сохраниться в механически раздробленном состоянии. Следовательно, к числу возможных ресурсов, присутствующих на Луне, следует отнести никель, кобальт, платину и редкие металлы астероидного происхождения. В результате падения «медленных» астероидов размером ~1 000 м с описанными в работе [5] свойствами общая масса только платины и платиноидов на поверхности Луны может составить до 14,1 миллионов тонн.

Ключевой составляющей комплекса добычи и доставки (КДД) на Землю редких и редкоземельных металлов относится грузовая транспортная система, способная обеспечить грузопоток с Луны на Землю масштабностью в десятки тысяч тонн полезного груза (ПГ) в год. Такой грузопоток, по мнению авторов, может быть обеспечен лишь при использовании электромагнитных катапульт, разгоняющих контейнеры с ПГ до скорости порядка 3 км/с [3]. Оценки показали, что для контейнеров, рассчитанных на перегрузку в 50 единиц, длина разгонной части катапульты будет составлять ~10 км. Конструктивно контейнер для ПГ должен представлять собой аналогию возвращаемого со второй космической скоростью аппарата орбитального корабля типа «Союз», выполненного в масштабе, необходимом

для размещения ПГ. Аналогия распространяется и на состав бортовых систем контейнера, обеспечивающих управление движением в плотных слоях земной атмосферы. Посадку предлагается совершать в выбранных районах, в том числе, водной, незамерзающей круглый год, акватории Земли, для чего контейнер должен обладать приемлемым запасом плавучести. Если КДД содержит три катапульты с контейнерами массой ПГ 50 т каждый, которые будут производить залповый выброс из двух катапульт один раз в земные сутки в направлении, противоположном движению Луны вокруг Земли, то создаваемый при этом грузопоток ПГ составит 36500 т в год. В соответствии с данными работы [5] рыночная стоимость (по ценам 2017 г.) платины и платиноидов массой 1650 т оценивалась в 51 млрд. долларов. Следовательно, исходя из потребностей рынка, комплекс способен доставлять на Землю ПГ стоимостью более триллиона долларов в год.

Одновременно, используя технологии и производство РКЭКК, человечество получит возможность создания автономных планетных баз, масштабных орбитальных сооружений и солнечнопарусного флота для дальнейшего развития космонавтики и освоения Солнечной системы [8].

В настоящее время целесообразно создание маломасштабного исследовательского СПК и проведение математического моделирования предложенной концепции для подтверждения ее реализуемости.

Список литературы

1. *Будыко М.И*. Климат в прошлом и будущем. Л.: Гидрометеоиздат, 1980. 352 с.
2. *Сизенцев Г.А., Синявский В.В., Соколов Б.А.* Концепция космического энерго-климатического комплекса для парирования превышения допустимого уровня глобальной температуры // Космическая техника и технологии. 2019. №1. С.107-119.
3. *Сизенцев Г.Л., Синявский В.В., Соколов Б.А.* Пилотируемое освоение Луны для предотвращения глобального потепления климата на Земле // В книге: XLIV Академические чтения по космонавтике. Сб. тезисов: в 2 т. М., 2020. С. 444-446.
4. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под науч. ред. В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. М.: РКК «Энергия», 2011. 584с.
5. *Шевченко В.В.* Утилизация привнесенного на Луну астероидного вещества как более экономичный путь к получению космических ресурсов высокой ценности // Космическая техника и технологии. 2018. № 1. С. 5–22.
6. *Кувшинова Е.Ю., Синицын А.А*. Эффективность применения межорбитальных буксиров на основе ядерных электроракетных двигательных установок в транспортных операциях Земля – Луна – Земля // Космонавтика и ракетостроение. 2010. № 3(60). С.76–83.
7. *Грибков А.С., Романов С.Ю., Севастьянов Н.Н., Синявский В.В.* Лунный добывающий и промышленно-перерабатывающий комплекс на базе атомной теплоэлектростанции // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С.22-34.
8. *Брюханов Н.А., Легостаев В.П., Лобыкин А.А., Лопота В.А., Сизенцев Г.А. Синявский В.В., Сотников Б.И., Филиппов И.М., Шевченко В.В.* Использование ресурсов Луны для исследования и освоения Солнечной системы в XXI веке // Космическая техника и технологии. 2014. № 1. С.3-14.

УЛУЧШЕНИЕ ЭРГОНОМИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ ПРИ ПРОЕКТНОМ СОПРОВОЖДЕНИИ РС МКС НА ЭТАПЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Орлова М.А.

ПАО РКК Энергия, г. Королев, РФ

Цель работы: Улучшение эргономического состояния в космическом пространстве при проектном сопровождении РС МКС на этапе летных испытаний.

Для улучшения элементов конструкции рабочего места космонавта, которые должны соответствовать его антропометрическим и психофизиологическим данным, разработаны кожухи на поручни внутри модулей МКС. Поручни установлены на полу. Космонавт, находясь в невесомости, удерживает себя ногами в вертикальном положении при помощи этих поручней.

Эргономика – научная дисциплина, изучающая взаимодействие человека и других элементов системы, рабочих мест, предметов и объектов труда для наиболее безопасного и эффективного труда работника, исходя из физических и психических особенностей человеческого организма.

Первый модуль Российского сегмента (РС) МКС, Служебный модуль (СМ) «Звезда», был запущен на орбиту 12 июля 2000 г. На данный момент в состав РС МКС помимо модуля СМ входят стыковочный отсек «Пирс» (СО1), малый исследовательский модуль «Поиск» (МИМ2) и малый исследовательский модуль «Рассвет» (МИМ1). Проектное сопровождение этих модулей на этапе летных испытаний включает в себя мероприятия по модернизации и новой разработке оборудования. Примером такого мероприятия может служить улучшение эргономического состояния рабочего места космонавтов с помощью введения в состав станции кожухов на напольные поручни внутри модулей МКС.

На Служебном модуле (СМ) установлены 27 поручней на полу на панелях интерьера, а в Малом исследовательском модуле (МИМ1) – 8 поручней. Поручни сделаны из металла и доставляют неудобства космонавтам, когда используются для фиксации ног. Это создавало неудобства для космонавтов в процессе работы и передвижения по станции, вызывало неприятные и болезненные ощущения, снижало продуктивность ВнуКД-деятельности. Для исключения неудобства космонавты применяли подручные средства (полотенца, салфетки), наматывая их на металлические поручни и закрепляя скотчем.

На начальном этапе разработки был рассмотрен вариант изготовления кожухов съемных методом формования из пенополиуретана. Так как технической возможности изготовить кожуха съемные из пенополиуретана методом формования ЗАО ЗЭМ не располагает, было предложено использовать листовые заготовки пенополиуретана для изготовления съемных кожухов с применение гибки, резки и склейки.

В 2017 году была изготовлена опытная партия образцов съемных кожухов двух типов: жесткие и мягкие. Мягкие кожухи состоят из пенополиуретана, покрытого изолоном. Жесткие кожухи состоят из изолона, покрытого изолоном. Визуально кожухи имеют отличительную особенность только одну: цвет внутренней части. У жесткого кожуха она более темная.

24.10.2017 в цехе 439 была проведена эргономическая оценка данных кожухов с участием космонавтов: Кудь-Сверчков С.В., Скрипочка О.И., Трещев С.Е., Усачев Ю.В. В результате данной экспертизы не было отдано предпочтения одному из вариантов и было принято решение изготовить оба типа кожухов и провести испытания на МКС. По результатам испытаний выбрать более подходящий тип кожуха.

Кожухи съемные мягкие и жесткие были доставлены на борт МКС грузовым кораблем «Прогресс МС-11». Установка кожухов съемных на поручни внутри модулей – СМ и МИМ1 проводилась в апреле 2019 членом экипажа МКС-54/55 О.Д. Кононенко. Перед установкой на поручни кожухов съемных с поручней были демонтированы подручные материалы, которыми до этого были обмотаны поручни. Было проведено контрольное

фотографирование поручней до установки кожухов и после установки. А так же спустя полгода было проведено контрольное фотографирование кожухов для определения их физического состояния и необходимости их замены на новые.

Основной трудностью при разработке конструкции кожухов было учесть мнения всех космонавтов, участвующих в летных испытаниях. У каждого космонавта разная полнота ноги, некоторые предпочитают находиться на станции в кроссовках, а другие – в носках. По этой причине было много противоречащих друг другу пожеланий к кожухам.

По результатам испытаний кожухов было принято решение об их доработке: уменьшить диаметр кожуха съемного, в местах скрепления кожуха предусмотреть наличие ленты «велкро». А так же продолжать использовать оба типа кожухов: мягкие и жесткие, так как космонавты не определились с выбором типа кожуха на данный момент.

Сейчас на станцию отправлена новая партия доработанных кожухов для продолжения испытаний и принятия окончательного решения по конструкции и типу кожухов, устанавливаемых на напольные поручни внутри модулей МКС.

В перспективе есть возможность использовать данные кожухи на вновь проектируемых модулях, таких как Многофункциональный Лабораторный Модуль (МЛМ), Научный Энергетический Модуль (НЭМ).

Список литературы

1. Под. ред. В.А. Бодрова, А.Л, Журавлева. М6 Институт психологии РАН, 2009. Актуальные проблемы психологии труда, инженерной психологии и эргономики.

ЧЕТЫРЕХСЕКЦИОННАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ОРАНЖЕРЕЯ «ЛАДЬЯ»

Есин А.Н., Шитиков О.В.

ПАО РКК Энергия, г. Королев, РФ

Для освоения дальнего космоса вопрос обеспечения экипажа питанием и создания на межпланетных космических кораблях и базах биотехнических систем жизнеобеспечения (БТ СЖО) с возможностью выращивания живых растений, для получения витаминов и питательных элементов, очень важен.

На данный момент Россия является лидером по выращиванию растений в космосе. Созданные в ИМБП РАН оранжереи «Лада» и «Лада-2» позволили решить вопрос выращивания различных растений и добиться общего понимания проблем, связанных с их ростом в условиях невесомости. Но осталось все еще много вопросов, требующих тщательного изучения. В последнее время орбитальные оранжереи начали успешно создаваться в Америке и Европе, поэтому для удержания лидерства России необходимо дальнейшее развитие данной технологии в стране.

Оранжерея «Ладья» также может стать основой для продолжения проведения экспериментов, связанных с исследованиями в области выращивания растений в условиях невесомости. Полученные в ходе экспериментов результаты, знания и опыт будут необходимы в дальнейшем – для разработки биотехнических систем жизнеобеспечения в обитаемых отсеках планетных станций или межпланетных космических кораблях.

Основные направления развития оранжерей:

1) Усовершенствование корневых модулей растений;

2) Интеграция в оранжереи робототехнических систем, позволяющих экономить время экипажа на выполнение некоторых задач;

3) Создание оранжерей управляемых дистанционно с Земли, чтобы исключить участие космонавта в процессе выращивания растений;

4) Привлечение учеников школ и студентов ВУЗов к процессу создания оранжерей и управления ими в целях образования и популяризации космической деятельности.

Основой конструкции является рама оранжереи, внутри которой создан общий объем для листовой части растений. В нижней части к раме крепятся четыре корневых модуля, в верхней части – четыре световых модуля. Задняя часть закрыта и служит для крепления электрических коммуникаций между модулями, передняя часть закрывается откидной прозрачной дверкой. В правой части рамы крепится блок управления. Внутри рамы в верхней части крепится робототехнический модуль с тележкой.

Внешний вид четырехсекционной космической оранжереи «Ладья» показан на рис. 1.

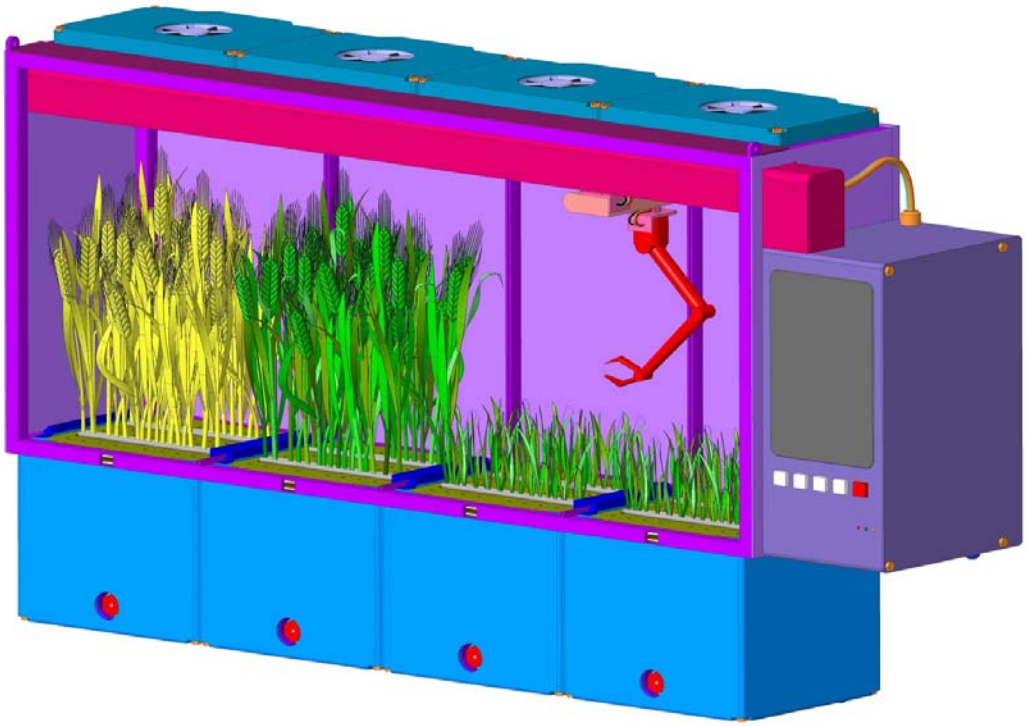


Рис. 1. Четырехсекционная космическая оранжерея «Ладья» (без дверки)

Список литературы

1. *Сычев В.Н., Левинских М.А., Подольский И.Г., Новикова Н.Д., Гостимский С.А., Алексеев В.А., Бингхем Г.Е.* Основные результаты экспериментов по изучению высших растений и покоящихся форм организмов на борту Российского сегмента Международной космической станции – Космонавтика и ракетостроение. ISSN 19943210, 2007. Вып. 4 (49). С. 54–64;
2. *Сычев В.Н., Левинских М.А., Подольский И.Г., Стругов О.М., Гостимский С.А., Муравенко О.В., Зеленин А.В., Сугимото М., Шагимарданова Е., Гусев О.А., Новикова Н.Д., Мухамедиева Л.Н., Бингхем Г.Е.* Исследования высших растений на борту Российского сегмента Международной космической станции. Эксперименты «Растения-2/Лада» / Космическая биология и медицина. Том 2. Медико-биологические исследования на российском сегменте МКС. ISBN 978-5-902119; ISBN 978-5-902119-16-6. 2011. С. 273–308;
3. *Сычев В.Н., Левинских М.А., Гурьева Т.С., Подольский И.Г.* Биологические системы жизнеобеспечения человека для космических экипажей, некоторые итоги и перспективы. – Авиакосмическая и экологическая медицина. 2008. т. 42. №6. С. 92-97.

АНАЛИЗ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ВАРИАНТОВ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМОЙ ЭКСПЕДИЦИИ НА ЛУНУ ДО КОНЦА ТЕКУЩЕГО ДЕСЯТИЛЕТИЯ.

Милованов А.Г.

«НИИ КС имени А.А. Максимова» – филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Королев, Россия

В докладе проведен анализ альтернативных вариантов осуществления пилотируемой экспедиции на Луну:

– по однопусковой схеме с использованием одной ракеты-носителя (РН) сверхтяжелого класса (СТК);

– по двухпусковой схеме с использованием двух РН СТК меньшей размерности со сборкой двух примерно равных по массе частей лунного экспедиционного комплекса (ЛЭК) на орбите искусственного спутника Земли (ОИСЗ) или на орбите искусственного спутника Луны (ОИЗЛ);

– по многопусковой схеме с использованием нескольких РН тяжелого класса (ТК) со сборкой элементов ЛЭК как на ОИСЗ, так и на ОИСЛ.

Единственная практически реализованная схема пилотируемого полета на Луну – программа «Аполлон» космического агентства США NASA. Программа предусматривала доставку на окололунную орбиту всех необходимых средств, обеспечивающих высадку на поверхность Луны и возвращение обратно на Землю, одним пуском. Ракета-носитель Saturn V позволяла вывести на низкую околоземную орбиту груз массой около 145 т, а на траекторию к Луне – около 65 т (46,8 – корабль «Аполлон», 18,7 третья ступень с остатками топлива) с габаритами (Ø6,6х17,7) м. Программа выполнялась по орбитально-десантной схеме с отделением на окололунной орбите лунного модуля от корабля возвращения на Землю. Лунный модуль состоял из посадочной и взлетной ступеней. При этом американская лунная программа предусматривала высадку экипажа в приэкваториальные районы Луны (0±28)°, которая, во-первых, не требовала ограничений по датам старта с Земли (плоскости околоземной и окололунной орбит совпадали), во-вторых, упрощала возвращение с поверхности Лупы на окололунную орбиту (уход трассы орбитального корабля от точки прилунения возрастает с увеличением наклонения орбиты).

Реализация пилотируемой лунной программы в XXI веке потребует более длительного пребывания космонавтов на поверхности Луны – не менее 10 суток («рекорд» программы «Аполлон» составляет 71 час) и более широкого спектра выполняемых задач. Исходя их этого, грузоподъемность ракеты-носителя, обеспечивающего доставку лунного пилотируемого корабля (ЛПК) и лунного посадочно-взлетного комплекса (ЛПВК) одним пуском, составит не менее 180 т.

Пилотируемые полеты на лунную базу могут также осуществляться по схеме, предусматривающей раздельную доставку корабля с экипажем и взлетно-посадочного комплекса на окололунную орбиту с последующей их стыковкой. Оптимальное использование РН меньшей грузоподъемности и высокоэффективных межорбитальных буксиров с двигателями малой тяги позволит выполнить пилотируемые миссии по такой схеме.

Одним из наиболее важных вопросов является выбор приоритетных районов посадки на Луне (например, южный полюс). Это позволит сформировать соответствующие траектории перелета и последовательность маневров, в том числе с возможным изменением плоскости орбиты вокруг Луны и определить затраты энергетики (характеристической скорости).

Другим важным вопросом является определение целей и задач экспедиции на Луну для выбранных районов посадки. Научные задачи для каждого из районов в каких-то аспектах могут совпадать, а в каких-то существенно отличаться. Необходимо определить перечень и основные характеристики научной аппаратуры (оптические телескопы,

радиотелескопы, рентгеновские телескопы и т.д.) и служебных систем (луноход, энергоустановка, бурильная установка, средства связи и т.д.) доставляемых в каждый район посадки, в том числе их массы, габариты, энергопотребление, а также трудозатраты (в человеко-часах) на их разгрузку, установку в определенной последовательности на поверхности Луны, подключение кабелей, проверку и т.д. Это позволит оптимизировать численность экипажа и продолжительность его пребывания на поверхность Луны.

Получив ответы на вышеперечисленные вопросы, можно сформировать облик и основные характеристики ЛПВК.

При посадке на полюса Луны наиболее предпочтительной является однопусковая однокорабельная схема. В этом случае ЛПК должен совмещать в себе функции собственно корабля и ЛПВК. Такую схему в 60-е годы прошлого века предлагал академик В.Н. Челомей, с использованием РН СТК «УР-700» и ЛПК «ЛК-700» (см. в таблице).

Основные данные корабля «ЛК-700»	
Ракета-носитель	УР-700
Масса корабля на орбите ИСЗ	145000 кг
Масса корабля на Луне	16850 кг
Масса возвращаемого на Землю аппарата	3000 кг
Экипаж	2 чел.
Общая продолжительность экспедиции	8,5 ÷ 13 сут.
Время полета к Луне	3,5 сут.
Время пребывания на Луне	0,5 ÷ 5 сут.
Время полета к Земле	4 сут.
Время пребывания космонавтов на поверхности Луны	2-5 выходов по 4 часа
Располагаемая энергетика корабля:	
– доразгон с орбиты ИСЗ	3180 м/сек (t = 410 сек)
– коррекция при полете к Луне (1-2)	85 м/сек
– торможение у Луны	2725 м/сек (t = 306 сек)
– мягкая посадка	200 м/сек
– взлет с Луны	2790 м/сек (t = 207 сек)
– коррекции при возвращении к Земле (1-2)	80 м/сек

Аналогичную схему в 80-е годы прошлого века рассматривал академик В.П. Глушко с использованием РН СТК «Вулкан» (на основе глубокой модернизации РН «Энергия»).

Сухая масса данного корабля будет меньше массы двух разнородных кораблей (собственно корабля + ЛПВК), каждый из которых имеет полный набор всех бортовых систем. Однако для такого корабля потребуется большие затраты энергии (больший запас топлива) для осуществления посадки на поверхность Луны и взлета с нее. Данные затраты в значительной степени будут компенсированы отсутствием необходимости поворота плоскости полярной орбиты корабля в направлении линии Луна-Земля перед возвращением на Землю. Особенно это важно для случая, когда угол будет составлять 90°, а возможная аварийная ситуация будет требовать экстренного возвращения экипажа на Землю.

Кроме того, однопусковая схема (одна РН СТК – одна экспедиция) открывает реальные возможности для использования топлива кислород + водород не только для выведения на траекторию полета к Луне с помощью кислородно-водородного разгонного блока (КВРБ), но и для торможения у Луны и посадки на ее поверхность с помощью блока торможения и посадки (БТП).

По сравнению с топливом АТ + НДМГ это позволит существенно повысить энергетические характеристики и компенсировать затраты на посадку корабля по сравнению с посадкой только ЛПВК. Проблемным вопросом является обеспечение надежной теплоизоляции бака жидкого водорода на ступени торможения и посадки в течение 3,0–3,5 суток. Данная проблема в научно-техническом и технологическом плане вполне

разрешима. Потери водорода за счет его испарения могут быть снижены до 1,0–1,5 % в сутки.

За время от старта с Земли до посадки на поверхность Луны это составит 3–5 %. Например, при массе рабочего запаса водорода в ступени торможения и посадки, равной 5 т, потери на испарение составят 150–250 кг, что вполне может быть компенсировано увеличением массы заправки водорода на данную величину.

Заключение

Предложен комбинированный вариант пилотируемой экспедиции на Луну по полуторапусковой схеме с использованием одной РН СТК для выведения на ОИСЗ наиболее тяжелых элементов ЛЭК – разгонного блока (РБ) и БТП и одной РН ТК для выведения на ОИСЗ лунного пилотируемого корабля (ЛПК) с экипажем на борту и его стыковки с РБ + БТП.

Далее ЛЭК с помощью РБ по однопусковой схеме стартует с ОИСЗ к Луне, после чего РБ отделяется. При подлете к Луне БТП осуществляет торможение с переходной на ОИСЛ. При необходимости осуществляется изменение угла наклона плоскости ОИСЛ к лунному экватору. Далее БТП + ЛПК осуществляют посадку в заданном районе лунной поверхности.

Возвращение ЛПК на Землю осуществляется по прямой схеме или, при необходимости, с промежуточным выходом на ОИСЛ.

Данный комбинированный вариант обладает следующими преимуществами:

– не требуется сертификация РН СТК для пилотируемых полетов, что существенно сокращает сроки и стоимость создания всего ракетно-космического комплекса (РКК);

– сборка элементов ЛЭК осуществляется на ОИСЗ, что повышает надежность и безопасность экспедиции по сравнению со сборкой на ОИСЛ;

– при возникновении аварийной ситуации во время нахождения ЛПК на Луне обеспечивается его экстренное возвращение на Землю из любого района лунной поверхности, включая оба полюса и обратную сторону Луны, без стыковок на ОИСЛ и многоимпульсных маневров по изменению плоскости орбиты.

Список литературы

1. Итоги науки и техники. Серия Ракетостроение. Том 3. Пилотируемые полеты на Луну, конструкция и характеристики SATURN V APOLLO. М., 1973, ВИНИТИ, 324 с.
2. *Левантовский В.И.* Механика космического полета в элементарном изложении, 3-е изд., М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980. 512 с.
3. *Гэтланд К.* Космическая техника. М.: Мир. 1986. 296 с.
4. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева. 1946-1996. Королев. Изд. РКК «Энергия». 672 с.
5. *Черток Б.Е.* Ракеты и люди. Лунная гонка. М.: «Машиностроение». 1999. 576 с.
6. *Борисов А., Журавин Ю.* Альтернативная Луна. // Новости космонавтики. 1999. №9. стр. 75-76
7. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы. / Под научной редакцией В.П. Легостаева и В.П. Лопоты. М.: РКК «Энергия». 2011. 584 с.
8. Путешествия к Луне. / Под ред. В.Г. Сурдина. 2-е изд., испр. и доп. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. 520 с.
9. *Боровенко В.Н., Сапрыкин О.А.* Анализ схем и траекторий полета лунного экспедиционного комплекса. Космонавтика и ракетостроение. 2014. Вып. 1(74), стр. 59-67.
10. Развитие отечественной ракетно-космической науки и техники. Собрание в 6-ти томах. Том 2. История развития отечественной пилотируемой космонавтики. М.: Издательский дом Столичная энциклопедия. 2015, 752 с.

АЛГОРИТМ СИНТЕЗА УПРАВЛЕНИЯ ТЕРМИНАЛЬНОЙ ПЕРЕОРИЕНТАЦИЕЙ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С РЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ В КАЧЕСТВЕ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНОВ

Пушкарь О.Д.

АО «ЦНИИмаш», Московская область, г. Королев, Россия

Рассматривается задача терминальной переориентации пилотируемого космического аппарата (ПКА) – пространственного разворота ПКА из произвольного положения в заданную ориентацию в течение фиксированного интервала времени. Поставленная задача решается на основе метода аналитического конструирования оптимальных регуляторов в формулировке А.А. Красовского (оптимизация по критерию обобщенной работы). В качестве численной реализации метода аналитического конструирования по критерию обобщенной работы выбран алгоритм с прогнозирующей моделью [1].

Релейный характер управления не позволяет непосредственно использовать метод аналитического конструирования оптимальных регуляторов и основанный на нем рекуррентно-итерационный алгоритм синтеза оптимального управления [2]. В работе [3] рассмотрено основанное на использовании аппарата ступенчатых функций применение алгоритма с прогнозирующей моделью для объекта управления с релейной характеристикой исполнительных органов. Этот же подход использован и в работе [4], где область применения рекуррентно-итерационного алгоритма синтеза управления терминальной переориентацией космического аппарата распространена на объекты управления с реактивными двигателями ориентации постоянной тяги.

С целью проведения экспериментальных исследований полученного алгоритма оптимизации автором разработана и программно реализована на языке C# модель процесса управления пространственным разворотом ПКА. В докладе представлены результаты компьютерного моделирования процесса применения предложенного алгоритма синтеза управления переориентацией пилотируемых космических аппаратов с реактивными двигателями в качестве исполнительных органов системы ориентации.

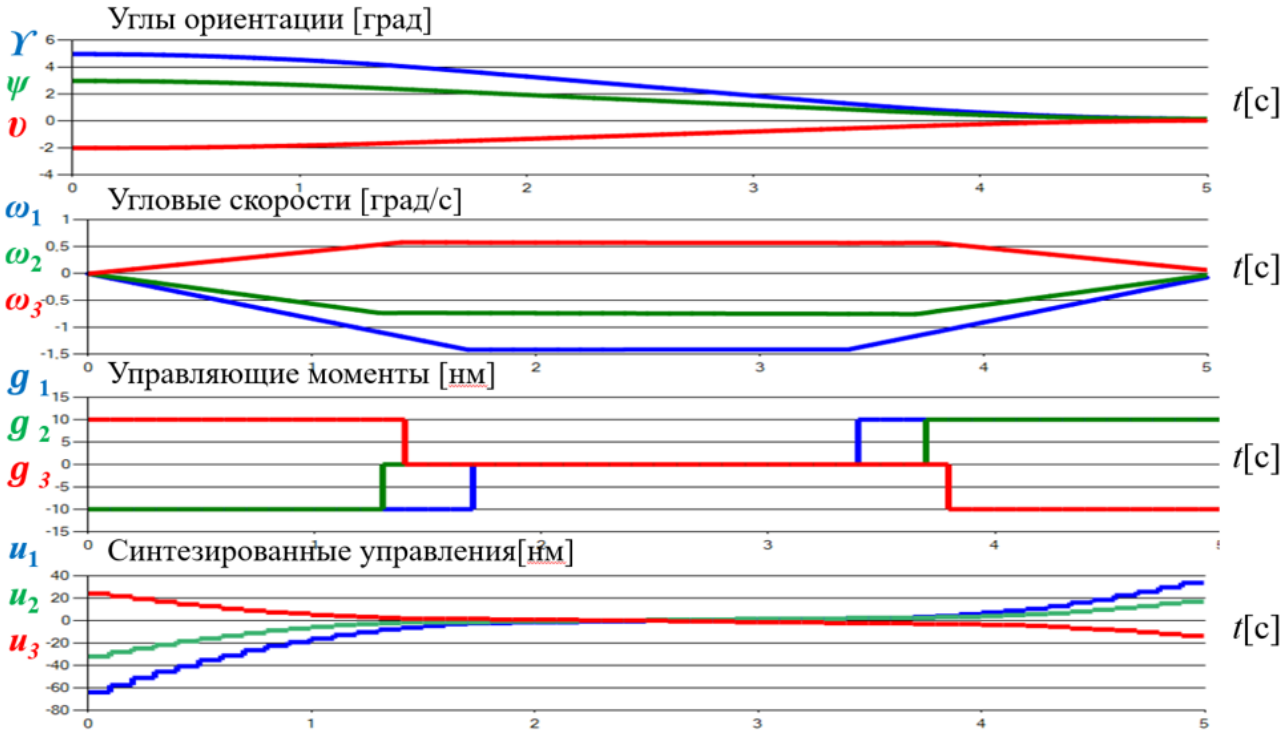


Рис. 1. Процесс пространственной переориентации ПКА с применением рекуррентно-итерационного алгоритма синтеза управления

Проведенные численные эксперименты показали, что рекуррентно-итерационный алгоритм синтеза управления пространственной переориентацией пилотируемого космического аппарата с реактивными двигателями в качестве исполнительных органов обеспечивает устойчивость углового движения ПКА и заданную точность конечной ориентации в широком диапазоне граничных условий.

Динамический процесс с набором скорости в начальной фазе переориентации, свободным движением ПКА в средней части переходного процесса и гашением угловой скорости в заключительной фазе переориентации интуитивно понятен оператору, контролирующему данную операцию, и, следовательно, позволяет вовремя принимать решения о переходе в ручное управление при отказе автоматической системы ориентации.

Требуемое качество процесса переориентации достигается за счет предварительной настройки коэффициентов функционала и выбора параметров вычислительного процесса.

Список литературы

1. *Буков В.Н.* Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом. М.: Наука, 1987. 232 с.
2. *Пушкарь О.Д.* Рекуррентно-итерационный метод решения задачи терминальной переориентации космического аппарата с использованием прогнозирующих моделей. Космонавтика и ракетостроение. 2019. Вып.6 (111). С.34–53.
3. *Пушкарь О.Д.* Оптимизация комбинированного управления нелинейными динамическими объектами с использованием прогнозирующих моделей. Автоматика и телемеханика. 1993. № 11. С. 59–65.
4. *Пушкарь О.Д.* Рекуррентно-итерационный алгоритм управления терминальной переориентацией космического аппарата с релейной характеристикой исполнительных органов // Космонавтика и ракетостроение. 2020. № 4 (115). С. 21–32.

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ЭКСПЕДИЦИИ ЗЕМЛЯ-МАРС

Старинова О.Л., Ишков С.А.

Самарский университет, г. Самара, Россия

В работе рассматриваются выбор проектных параметров электроракетного космического аппарата (КА) с электроракетными двигателями (ЭРД).

В качестве базового критерия рассматривается относительная масса полезной нагрузки, хотя сформулированная задача может быть легко трансформирована для стоимостного критерия путем введения удельных стоимостных характеристик для каждой из входящих в стартовую массу транспортного космического аппарата порционных масс. Традиционно, при проектном анализе [1] стартовая масса КА (M_0) представляется в виде суммы масс полезного груза ($M_{ПГ}$); энергоустановки, включающей массы источника и преобразователя энергии ($M_{ЭУ}$); двигательной установки ($M_Д$); рабочего тела ЭРД ($M_{РТ}$); системы подачи и хранения (СПХ) рабочего тела ($M_{СПХ}$) и конструкции ($M_{КОН}$), которые вычисляются по статистическим зависимостям.

$$M_0 = M_{ПГ} + M_{ЭУ} + M_{РТ} + M_{СПХ} + M_{кон} + M_Д,$$

$$M_{ПГ} = \mu \cdot M_0,\ M_{ЭУ} = \alpha_Э \cdot N,\ M_{РТ} = \frac{P}{c} T_{МОТ},\ M_{СПХ} = k_{СПХ} \cdot M_{РТ}, \qquad (1)$$

$$M_{кон} = \alpha_{кон} M_0,\ M_Д = \gamma_Д \cdot P,\ N = \frac{Pc}{2\eta_T}.$$

Здесь μ – удельная масса полезной нагрузки; $\alpha_Э$ – удельная масса энергоустановки; $\gamma_Д$ – удельная масса двигательной установки; $\alpha_{кон}$ – удельная масса конструкции и прочих систем КА; $k_{СПХ}$ – удельная масса СПХ в массе рабочего тела; $T_{МОТ}$ – моторное время; N – электрическая мощность, подаваемая на ДУ маршевых двигателей; P – величина тяги двигательной установки; η_T – тяговый КПД полезного действия; c – скорость истечения реактивной струи.

Оптимальный по быстродействию геоцентрический перелет Земля – Марс КА с малой тягой рассчитывался по эмпирическим зависимостям, приведенным в работе [2].

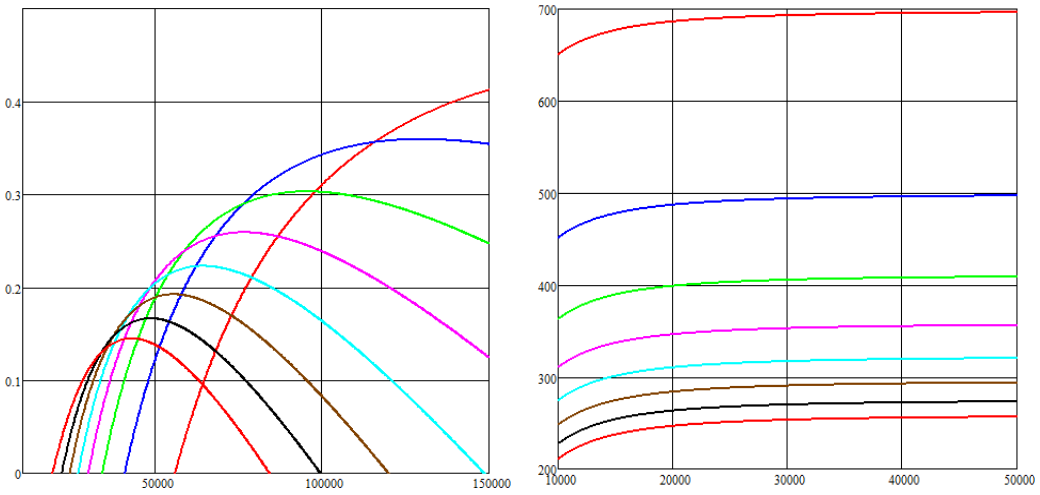
$$\mu = 1 - \alpha_К - \gamma_Д a_0 - \frac{\alpha_Э}{2\eta_T} c a_0 - (1 + k_{СПХ}) \left(\frac{416.8}{\sqrt{a_0 c}} - 0.00489 - 3.866 \cdot 10^{20.6} \frac{a_0}{c^{2.6}} \right). \qquad (2)$$

где $a_0 = P/M_0$ – номинальное ускорение от тяги двигателей. Соответствующая длительность перелета может быть получена по формуле [2]

$$T = 17.78 + \frac{6.803}{\sqrt{a_0}} - \frac{4.7524 \cdot 10^9}{c^2}. \qquad (3)$$

На рис. 1 показаны зависимости суммарной удельной массы полезной нагрузки и длительности перелета в зависимости от скорости истечения и номинального ускорения от тяги двигательной установки. Мы рассматривали КА с ЭРД с удельными массовыми характеристиками: $\eta_T = 0.8$, $k_{СПХ} = 0.07$, $\alpha_{ЭУ} = 0.015$ кг/Вт, $\gamma_D = 50$ кг/Н, $\alpha_К = 0.15$.

Данные расчетов показывают, что на длительность перелета в основном влияет номинальное ускорение от тяги двигателей (при увеличении ускорения, длительность уменьшается), в то время как влияние скорости истечения несущественно. Поэтому мы предлагаем выбирать номинальное ускорение так, чтобы выполнялось ограничение на длительность перелета, а скорость истечения так, чтобы обеспечивался наибольшая относительная масса полезной нагрузки. На рис. 2 представлен результат анализа полученных данных в виде изолиний максимальной относительной массы полезного груза на поле проектных характеристик маршевой двигательной установки.



а) *б)*

Рис. 1. Суммарная удельная масса полезной нагрузки (а) и длительность перелета (б) Земля-Марс в зависимости от скорости истечения и номинального ускорения от тяги двигательной установки

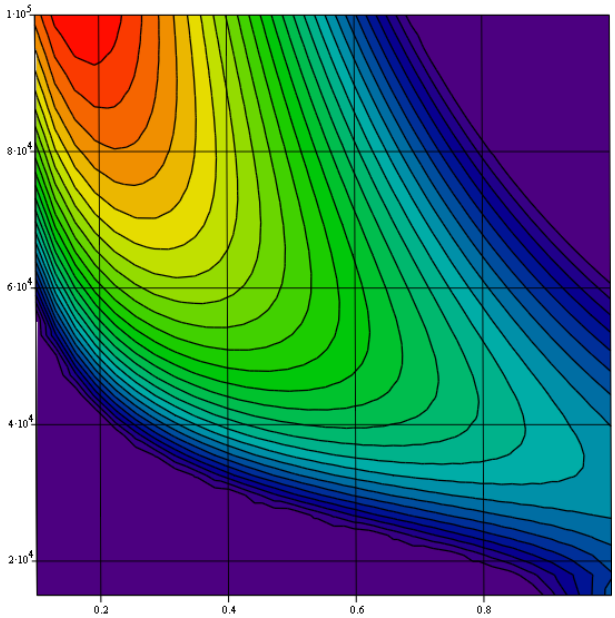


Рис. 2. Изолинии максимальной относительной массы полезного груза на поле проектных характеристик маршевой двигательной установки

Полученные данные показывают, что с увеличением номинального ускорения от тяги двигательной установки оптимальная скорость истечения уменьшается. Например, для ускорения 0,5 мм/с^2 оптимальная скорость истечения составляет 63 км/с. При этом масса полезной нагрузки будет составлять 22,3 % от стартовой массы КА.

Список литературы

1. *Ишков С.А., Филиппов Г.А.* Выбор проектных характеристик космического аппарата-сборщика мусора с электроракетным двигателем малой тяги // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева (национального исследовательского университета). 2014. №. 4 (46).
2. *Старинова О.Л.* Расчет межпланетных перелетов космических аппаратов с малой тягой. Изд. 2-е. М.: ЛЕНАНД, 2020. 200 с.

Секция 2

Конструкция, прочность и материаловедение

Председатель – заместитель генерального конструктора,
руководитель научно-технического центра *Магжанов Р.М.*

ЛЕГКИЕ И ПРОЧНЫЕ ДЕФОРМИРУЕМЫЕ СПЛАВЫ НА МАГНИЕВОЙ ОСНОВЕ ДЛЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Волкова Е.Ф., Акинина М.В., Мостяев И.В.

Федеральное Государственное Унитарное Предприятие
«Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов»
(ФГУП «ВИАМ»), Москва, Россия

Магниевые деформируемые сплавы являются самыми легкими конструкционными материалами на металлической основе и обладают рядом существенных достоинств: высокими удельной прочностью и жесткостью, хорошей свариваемостью, стабильностью механических свойств и размеров при длительном хранении, способностью работать в широком диапазоне температур – от криогенных (-70 ÷ -196 °С) температур до высоких (кратковременно до 300–350 °С, длительно – до 200–250 °С); высокой демпфирующей способностью, хорошими тепловым и противошумным экранированием и др.

Особую значимость имеет тот факт, что замена деталей и узлов из алюминиевых сплавов, соответственно, на магниевые, позволяет снизить их массу на 25–30 %, обеспечивает снижение теплоотдачи, увеличивает полезный груз, повышает энергосбережение.

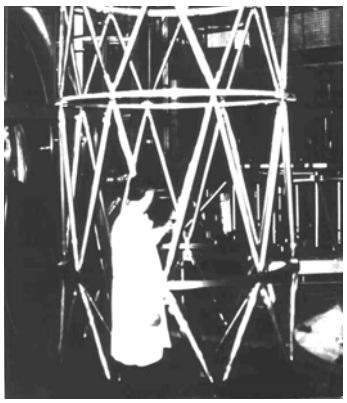
В нашей стране с развитием космонавтики деформируемые магниевые сплавы традиционно широко применялись в конструкциях изделий космической техники (рамы крепления, приборные отсеки, посадочные устройства и т.д.), Все космические программы: «Восток», «Восход», «Союз», «Луна», «Венера» были выполнены с использованием в конструкции космических аппаратов деформируемых магниевых сплавов: МА2-1, МА15 и др. Так, аппараты типа «Марс» были изготовлены с применением 3500 кг на каждое изделие деформированных полуфабрикатов из сплава МА2-1 и 1500 кг – из сплава МА15. В конструкции аппаратов типа «Венера» применены, соответственно, 1200 кг (из сплава МА2-1) и 600 кг (из сплава МА15); в аппаратах типа «Луна» использовано 1860 кг полуфабрикатов из сплава МА2-1, 900 кг – из сплава МА15, согласно данным АО «НПО Лавочкина» (рисунок 1, а–д). Разработка и промышленное освоение магниевых сплавов с редкоземельными металлами (РЗМ) открыло новые возможности для применения этих материалов благодаря сочетанию высоких механических характеристик, хорошей свариваемости, малой анизотропии механических свойств. Так, сплав МА22 (ВМД10), содержащий РЗМ, нашел применение в ряде изделий космической техники (для головных частей разгонного блока, шпангоутов аппаратов «Венера», «Марс», «Фрегат», свариваемых приборных контейнеров космических аппаратов и др.) (рисунок 1, а–б) [1–5].

Несмотря на то, что большое значение в настоящее время приобретают полимерные композиционные материалы (ПКМ), которые достаточно широко используются в изделиях ракетно-космической отрасли, за рубежом магниевые сплавы по-прежнему сохраняют позицию наиболее конкурентно способных и легких конструкционных материалов. Себестоимость ПКМ остается заметно выше, чем материалов на металлической основе, что связано с особенностями разработки не только самих материалов (ПКМ), но и с созданием принципиально новых производств, использованием специального оборудования.

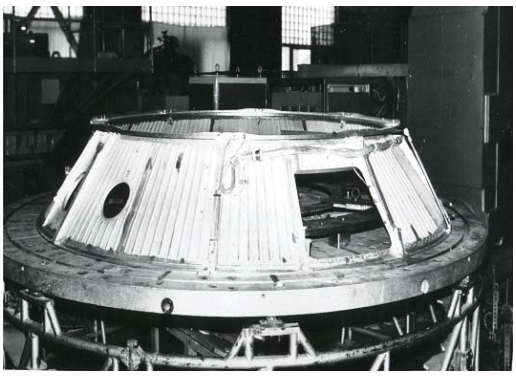
Это заставляет разработчиков пересматривать приоритеты в отношении применяемых материалов. В динамически развивающихся странах (страны ЕС, США, Япония, Китай и др.) магниевые деформируемые сплавы с повышенным уровнем эксплуатационных характеристик рассматриваются в качестве перспективных конструкционных материалов, в первую очередь, для изделий ракетно-космической, авиационной, автомобильной и других областей техники, в которых повышение весовой отдачи имеет решающее значение [5, 6].

В последние годы наиболее широкие по масштабу работы по созданию новых магниевых сплавов с улучшенными эксплуатационными характеристиками, а также по разработке перспективных комплексных технологий изготовления из них деформированных полуфабрикатов осуществляются в Китае, где большое внимание уделено изысканию

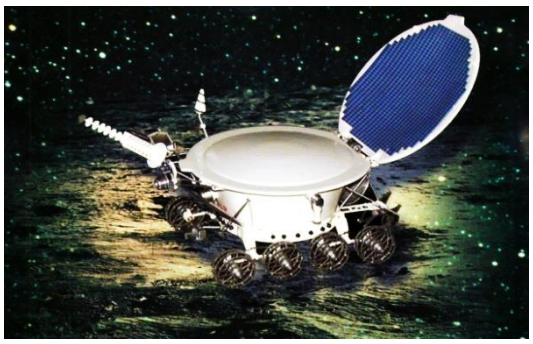
современных легких материалов для применения в перспективных изделиях активно развивающейся ракетно-космической техники этого государства [6].



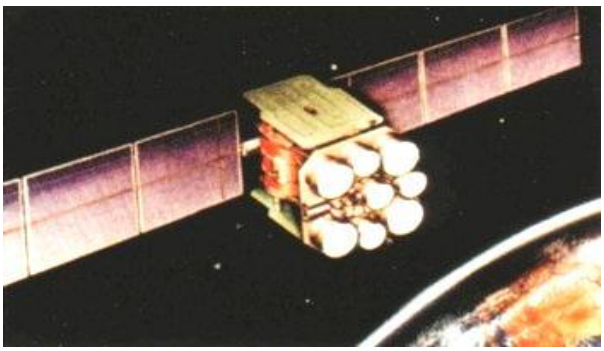
а)



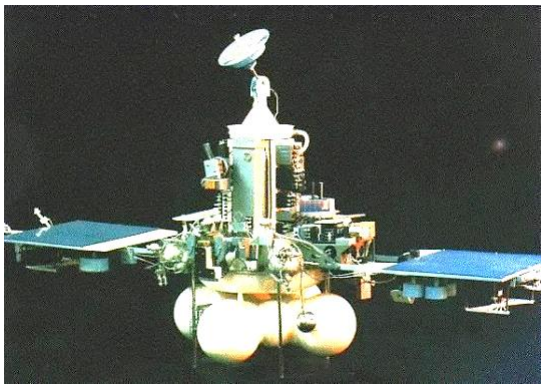
б)



в)



г)



д)

Рис. 1. Применение свариваемых деформируемых магниевых сплавов (МА2-1, МА15, МА22) в конструкции изделий АО «НПО Лавочкина»: а) – ферма, состоящая из несущих элементов и шпангоутов (сплав МА22); б) – переходная ферма космического аппарата (сплав МА22); в) – космический робот для взятия образцов лунного грунта (сплав МА12); г) – в аппаратах системы спутниковой связи; д) – в автоматическом космическом аппарате для исследования планет Солнечной системы (Марса и Луны).

За рубежом в фокусе исследований преобладают магниевые сплавы, отличающиеся наличием определенной нанодисперсной структуры и содержащие так называемые твердые растворы с упорядоченной структурой дальнего порядка, или длиннопериодные фазы – LPSO-фазы (long period stacking ordered phases), т.е. LPSO-фазосодержащие сплавы [7, 8]. Эти фазы являются самоформирующимися. Выявлены в сплавах, содержащих некоторые РЗМ и цинк. К группе указанных сплавов относится недавно специально разработанный магниевый деформируемый сплав WE43C (Elektron 43, Великобритания, Luxfer MEL Technologies), который в настоящее время успешно применяется в изделиях авиационной и ракетно-космической техники в странах ЕС и Великобритании [9].

Созданный в ВИАМе сплав марки ВМД16 нового поколения также относится к группе LPSO-фазосодержащих сплавов. ВМД16 имеет несомненные преимущества по отношению к известным отечественным и зарубежным аналогам, включая сплав WE43C (см. таблицу). Нами установлено, что LPSO-фазы располагаются в объеме

практически всех зерен сплава, могут также формироваться в виде тонкопластинчатых блоков в многослойных фрагментах эвтектической составляющей, представляя собой дополнительные наноразмерные упрочняющие элементы, хаотически равномерно ориентированные в материале. Указанные структурные элементы препятствуют движению дислокаций, замедляют разнонаправленные диффузионные процессы, что также служит одной из причин снижения анизотропии механических характеристик сплава, повышения его жаропрочности, свариваемости (коэффициент ослабления прочности сварного соединения $К\sigma_{в\ св.соед}$ = 0,80 – 0,90 при сварке по технологиям АрДЭС, СТП), улучшает коррозионную стойкость.

Сравнительные механические свойства высокопрочных магниевых деформируемых сплавов (поковки, штамповки массой до 10 кг)

Сплав, страна	$\sigma_В$, МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	$\sigma_{0,2сж.}$, МПа	δ, %	$К_{анизотропии}$, %	Удельная прочность, усл. един.
ВМД16 Россия	335–345	255–260	240–250	9–12	12-15	18,8
WE43C (Elektron 43) Великобритания	330–340	250–255	235–245	9–10	14-17	18,5
МА14 (Т1) Россия	310	240	145	6–7	35-40	17,5
ZK60A (Т1) (США, ЕС)	320	245	145	7–8	30-35	17,6

Практическое значение при внедрении сплава имеет тот факт, что его механическая обработка не вызывает трудностей. Сплав ВМД16 отлично обрабатывается резанием, и при использовании таких видов деформации как прессование, ковка и штамповка с применением механической обработки возможно изготовление деталей и узлов повышенной сложности.

Список литературы

1. *Каблов Е.Н.* Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии, 2015. № 1 (34). С. 3-33. DOI: 10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33.
2. *Каблов Е.Н.* Материалы нового поколения – основа инноваций, технологического лидерства и национальной безопасности России. // Интеллект и технологии, 2016. № 2 (14). С. 16-21.
3. *Волкова Е.Ф., Дуюнова В.А.* О современных тенденциях развития магниевых сплавов. // Технология легких сплавов, 2016 г., №3. С.94-105.
4. *Volkova E.F.* «Evolution of Wrought Magnesium Alloys for Aerospace Applications. (Federal State Unitary Enterprise «All-Russian Scientific-Research Institute of Aviation Materials» (FSUE «VIAM», Russia)/ // In Proceedings of the 10th International Conference on Magnesium Alloys and Their Applications), Mg2015. P. 10-24
5. *Николас А., Рыльник С.* Применение магниевых компонентов в аэрокосмической индустрии. // Аэрокосмический курьер. 2011, №1. С.42-44.
6. Jiangfeng Song Jia She, Daolun Chen, Fusheng Pan. Latest research advances on magnesium and magnesium alloys worldwide. // Journal of Magnesium Alloys. (8), 2020, P. 1-41. Available online 17 March 2020.
7. *Волкова Е.Ф., Дуюнова В.А., Мостяев И.В., Акинина М.А.* Закономерности формирования и особенности влияния тонкой структуры на свойства деформируемого магниевого сплава нового поколения. // Вестник Концерна ВКО Алмаз – Антей. 2020 г, №1. С.55-62.

8. *E.N. Kablov, E.F. Volkova, E.V. Filonova*. Effect of REE on the Phase Composition and Properties of a New Refractory Magnesium Alloy of the Mg-Zn-Zr-REE system. // Metal Science and Heat Treatment, 2017. Vol. 59. P. 415-421.
9. Сайт Luxfer MEL Technologies – [Электронный ресурс] – Режим доступа. – URL: http:// www.luxfermeltechnologies.com (дата обращения 15.07.2021).

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ТЕЧЕНИЯ ПРЕСС-МАТЕРИАЛА ДСВ-2 ПРИ ЛИТЬЕВОМ ФОРМОВАНИИ СТЕКЛОПЛАСТИКОВОГО КОРПУСА НАСОСА КРИОГЕННОГО КОМПОНЕННТА

Копыл Н.И., Аккуратов И.Л., Евдокимова Н.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Корпус насоса представляет собой крупногабаритную толстостенную деталь сложной формы изготавливаемой методом литьевого формования из пресс-материала ДСВ-2-0 ГОСТ 17478-95[1].

Формование корпуса проводится в стационарной пресс-форме (ПФ) с индивидуальным обогревом. Пресс-материал помещается в загрузочную камеру ПФ в виде трех кольцевых таблеток одинаковой массы. Под давлением пуансона через верхний открытый торец материал продавливается в оформляющую полость ПФ и заполняет ее с образованием зональных разнонаправленных потоков материала. Структура материала в зонах перемешивания потоков в значительной степени определяет характеристики материала корпуса.

Установлено, что в этих зонах материал имеет ориентированную структуру вдоль продольной оси без взаимного перемешивания.

В процессе эксплуатации корпуса при воздействии криогенной температуры в этих зонах возможно образование трещин и, как следствие, нарушение его герметичности.

На первом этапе исследований была проведена оценка влияния температуры ПФ в момент запрессовки на формирование зоны слияния потоков материала. С этой целью были изготовлены образцы для испытаний на изгиб, на которых искусственно создавалась зона, имитирующая слияние потоков материала с взаимным проникновением и перемешиванием. По результатам испытаний образцов оценивалась прочность зоны слияния потоков. Как показали испытания, увеличение температуры ПФ от 100°С до 125°С приводит к увеличению прочности материала до 10%, что косвенно свидетельствует об увеличении степени перемешивания потоков.

С целью изучения процесса течения материала при литьевом формовании была изготовлена и исследована опытная партия экспериментальные корпусов.

При формовании корпусов варьировали следующими параметрами (в пределах требований ОСТ 92-1616-2014[2]):

– плотность материала;

– температура ПФ в момент запрессовки.

Изменение плотности материала осуществлялось за счет изменения массы навески для изготовления кольцевых таблеток. При этом одна таблетка изготавливалась из окрашенного материала для визуализации процесса течения материала.

В результате проведенных работ установлено, что при заполнении полости ПФ по стандартному режиму часть материала из первой таблетки расходуется на оформление патрубка и нижней части корпуса. Вторая таблетка распределяется по наружной поверхности основной части корпуса и заполняет патрубок. Третья таблетка заканчивает формирование корпуса. Задержка полного оформления корпуса является вероятной причиной образования зоны слияния потоков специфического вида.

Исследования показали, что увеличение температуры ПФ до 125°С приводит к изменению характера течения материала, но не влияет на степень его перемешивания в зоне слияния потоков.

Выбор плотности таблеток и определенной последовательности их укладки в загрузочную камеру ПФ в сочетании с повышением температуры ПФ в момент запрессовки до 125°С позволило увеличить степень перемешивания материала в зоне слияний встречных потоков и повысить надежность корпуса.

Список литературы

1. ГОСТ 17478-95. Пресс-материалы. Дозирующий стекловолокнит и гранулированный стекловолокнит.
2. ОСТ 92-1616-2014. Детали из пресс-материалов АГ-4 и ДСВ. Технические требования и типовые технологические процессы.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВЫМ МЕТОДОМ В УСЛОВИЯХ ОТКРЫТОГО КОСМОСА

Ашимов И.Н.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Идея освоения дальнего космоса и экспедиций на планеты Солнечной системы немыслима без использования современных технологий. Развитие техники и технологий напрямую способствует достижению заданных целей, в частности – пилотируемые миссии к Луне и создание посещаемых инфраструктур на поверхности земного спутника. Изготовление и ремонт необходимых конструкций непосредственно на борту космической станции или планетной базы – одна из важнейших задач в проекте освоения Луны. Применение технологии аддитивного производства, вероятно, имеет перспективы в реализации планов по изготовлению элементов конструкции в условиях пониженной и микрогравитации. Исследованием вопроса применения методов аддитивных технологий в космическом пространстве занимаются ученые из России, США, Китая и т.д.

На данный момент существует несколько проектов, направленных на изготовление элементов конструкции с использованием технологии 3Д-печати в космосе:

1) Проект «OSAM-2» компании «Made in Space», NASA (США), согласно которому планируется изготовление и сборка космических аппаратов в условиях микрогравитации с помощью 3Д-принтера и робота-манипулятора [1].
2) Серия экспериментов Китайской академии космических технологий (CAST), по результатам которых успешно реализована 3Д-печать из непрерывных полимерных композитов, армированных углеродным волокном в условиях микрогравитации [2].

В настоящее время вопрос применения методов аддитивных технологий в условиях космоса является наиболее актуальным и представляет собой сложную научно-техническую задачу. Решение данной задачи должно происходить поэтапно: от анализа теоретической возможности применения методов аддитивного производства до реализации технологии изготовления в космическом пространстве.

В рамках текущего этапа задачей исследования являлся анализ возможности изготовления элементов конструкции методом электронно-лучевого аддитивного производства (electron beam additive manufacturing – EBAM) и применения данной технологии в условиях открытого космического пространства на орбитальной станции.

Метод электронно-лучевого аддитивного производства (ЭЛАП) – технология послойного выращивания изделия за счет плавления сфокусированным электронным пучком металлической проволоки (филамента) в вакууме.

Преимущества технологии ЭЛАП в применении на космической станции заключается в следующем:

- возможность использования в условиях открытого космического пространства (без специальной камеры) прямо на поверхности станции;
- большая область построения объектов, вплоть до нескольких метров по всем направлениям (зависит от возможностей установки);
- экономичный расход филамента и отсутствие необходимости переработки неиспользованного материала (по сравнению с порошковыми технологиями печати);
- возможность использования сразу двух проволок для создания интерметаллидных конструкций;
- минимальное участие оператора во время изготовления элемента конструкции;
- возможность изготовления в условиях микрогравитации;
- широкий сортамент применяемых металлических сплавов для печати (в отличие от металлических порошков технологий SLS, DMLS, EBM и т.д.);

– высокая скорость печати изделий;
– однородность структуры получаемого материала с незначительным количеством макропор на первых слоях и высокая стабильность механических свойств по высоте изготовленного элемента (в наземных условиях для алюминиевого сплава 5356) [3].

К недостаткам технологии можно отнести следующее:

– минимальная толщина стенок детали от 4 мм (зависит от диаметра проволоки);
– необходимость использования металлической подложки из того же материала, что и изготавливаемое изделие;
– необходимость в механической доработке детали;
– ребристость поверхности вследствие наплавления слоев друг на друга;
– высокая исходная шероховатость поверхности.

Исследования в направлении оптимизации технологических режимов печати позволит в некоторой степени сократить количество недостатков технологии изготовления. Возможность изготовления деталей конструкции в условиях микрогравитации методом ЭЛАП является одной из доступных альтернатив относительно имеющихся подобных технологий 3Д-печати.

Развитие технологии печати в условиях космоса позволит значительно упростить и облегчить процесс ремонта и изготовления необходимых изделий в короткий срок за счет возможности оперативного производства прямо на борту станции по управляющим программам, разработанными специалистами на Земле. Изготовление конструкций в космосе также позволит заметно снизить массу изготавливаемых элементов, прочность которых рассчитана на предельные нагрузки, действующих на этапе выведения космического аппарата.

Применение технологии ЭЛАП на орбитальной космической станции или на планетной базе – одна из доступных альтернатив в производстве и ремонте элементов конструкции на месте. Разработка методов и средств изготовления объектов и структур по перспективной технологии позволит в значительной мере поспособствовать освоению Луны и планет солнечной системы.

Список литературы

1. Jennifer Harbaugh, On-Orbit Servicing, Assembly, and Manufacturing 2 (OSAM-2) // National Aeronautics and Space Administration. URL: https://www.nasa.gov/mission_pages/tdm/osam-2.html (дата обращения: 16.07.2021).
2. China Focus: China tests 3D printing in space for first time // XINHUANET. URL: http://xinhuanet.com/english/2020-05/09/c_139043414.htm (дата обращения: 25.07.2021).
3. Сравнительный анализ структуры и механических свойств аддитивных изделий, полученных электронно-лучевым методом и холодным переносом металла / А.А. Елисеев, В.Р. Утяганова, А.В. Воронцов [и др.] // Известия высших учебных заведений. Цветная металлургия. – 2020. – № 4. – С. 65-73. – DOI 10.17073/0021-3438-2020-4-65-73.

ИССЛЕДОВАНИЕ ИЗНОСОСТОЙКОСТИ ТВЕРДЫХ СМАЗОЧНЫХ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ TiN С ДОБАВКАМИ Pb

Бляхарский Я.С., Ляховецкий М.А., Николаев И.А.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Твердые смазочные покрытия (ТСП) используются для борьбы с износом в широком диапазоне условий эксплуатации. Наиболее эффективно такие покрытия наносятся с использованием методов вакуумного осаждения. Пластичные ТСП (такие как Sn, Ag, Pb и др.) в основном используется в узлах скольжения, там, где жидкие смазочные материалы использовать невозможно, например, в условиях повышенных температур. Среди множества доступных твердых износостойких покрытий наиболее популярными являются нитриды и карбиды некоторых переходных металлов (таких как Ti, Cr, Zr и др.).

В последнее время многие исследователи сосредоточили свое внимание на дальнейшем увеличении твердости этих покрытий за счет наноразмерного легирования, в результате чего были получены более значительные значения твердости и, следовательно, износостойкости [1]. Но сама по себе твердость не гарантирует длительный срок службы или низкий коэффициент трения в большинстве случаев скольжения. Поэтому значительное внимание было уделено тем композитным покрытиям, которые основаны на сочетании твердой и мягкой фаз [2]. Такие покрытия, например, типа MeN-X достаточно просто могут быть синтезированы в магнетронных распылительных системах (МРС), где мягкий металл распыляется из одной мишени, а твердый нитрид переходного металла получается из другой реактивным распылением ее в среде смеси газов $Ar+N_2$.

В настоящей работе представлены результаты определения и анализа износостойкости композитных покрытий TiN–Pb, свойства которых впервые были исследованы в работе [3]. Покрытия наносились на титановый сплав ВТ6, (со)распылением моноэлементных катодов-мишеней из двух раздельных магнетронов. Схемы МРС и режимы осаждения рассмотрены в статье [4]. Было исследовано 3 образца с различным количеством (2, 6 и 10 ат. %) свинца в составе покрытия.

Испытания образцов проводились в условиях фреттинга на машине трения, схема которой представлена на рисунке 1. В качестве модельного контакта использовалась схема сфера/плоскость, при этом плоскостью служили образцы с покрытиями с разным содержанием свинца, а сферой служил шар, изготовленный из стали ШХ-15 Ø12,6 мм. Условия испытания пары трения были следующие: D – относительное перемещение тел (60 мкм); f – частота перемещения (20 Гц); F_n – нормальная сила в контакте (1Н); n – количество циклов трения ($5 \cdot 10^4$). Осмотр пятен повреждения и измерение профилей и объема износа покрытий и контртел проводилось с помощью конфокального микроскопа Olympus LEXT OLS 5000.

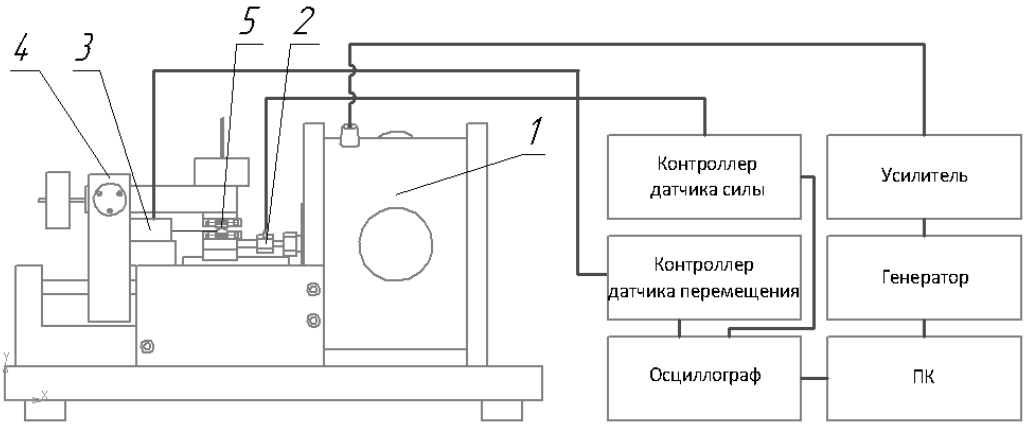


Рис. 1. Машина трения: 1 – электромагнитный вибратор; 2 – датчик силы; 3 – датчик перемещения; 4 – система нагружения; 5 – место контакта образцов

Сравнение коэффициентов трения трех образцов представлено на рис. 2. Величины объемного износа образцов, объемного износа контртел и перенесенного материала с образца на контртело представлены на рисунках 3 и 4.

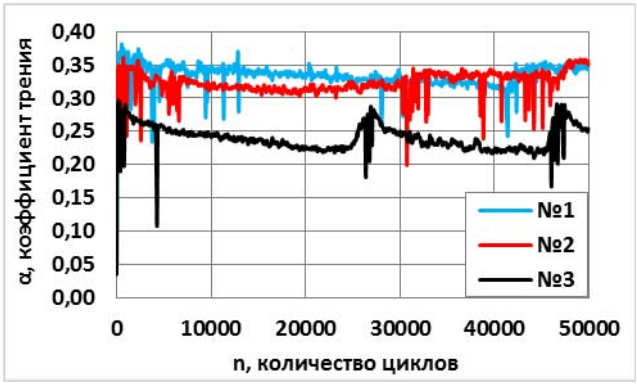


Рис. 2. Сравнение коэффициентов трения

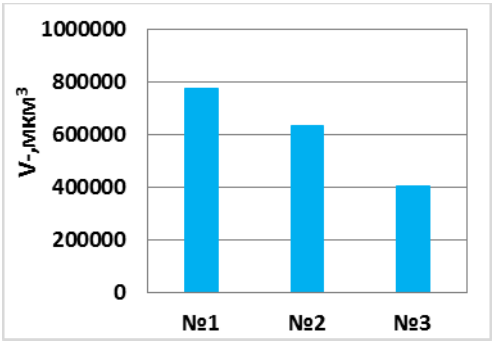


Рис. 3. Износ образцов (V-)

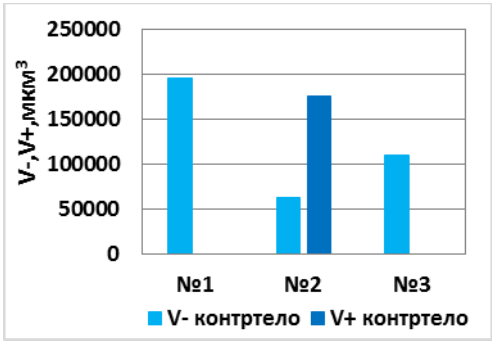


Рис. 4. Износ контртел (V-) и величина перенесенного материала (V+)

По результатам проведенных исследований можно сделать вывод о перспективности осаждения композиционных покрытий (твердая, износостойкая матрица из нитрида титана TiN и мягкий металл свинец Pb) из двух раздельных магнетронов. Предварительно определено количество свинца в покрытии, после достижения которого износ увеличивается. Это хорошо видно из рисунков выше. Из трех образцов с композиционным покрытием, у образца под номером №3, содержащего 6 ат. % свинца, объемный износ меньше, меньше и объемный износ контртела, при этом ниже и коэффициент трения. Для нахождения граничного значения свинца требуется проведение дополнительных экспериментов.

Работа выполнена в рамках государственного задания Минобрнауки России, номер темы FSFF-2020-0014.

Список литературы

1. *Erdemir A., Eryilmaz O. L., Urgen M., Kazmanli K., Mehta N., Prorok B.* Tribology of nanostructured materials and coatings. In: Gogotsi Y, editor. Hanbook of nanomaterials. CRC Publication; 2005. pp. 685-711
2. *Ozturk A., Ezirmik K.V., Kazmanli K. at all.* Comparative tribological behavior of TiN-, CrN- and MoN-Cu nanocomposite coatings // Tribology International, 2008. V.41. pp. 49-59
3. *Лесневский Л.Н., Клопов С.Г., Тюрин В.Н., Ушаков А.М.* Получение композиционных пленок с нанослоями системы TiN-Pb в магнетронной распылительной системе // Материалы Международной научно-практической конференции «Нанотехнологии и информационные технологии XXI века». – М.: МГОУ, 2006. С. 69-72
4. *Lozovan A.A., Betsofen S.Y., Lyakhovetskiy M.A., Lesnevskiy L.N., Bespalov A.V., Nikolaev I.A., Pavlov Y S. and Aleksandrova S.S.* Study of ion assisted sputtering process parameters influence on the structure and morphology of TiPb coating // 2019 Journal of Physics: Conference Series 1396 012029.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАСПОЛОЖЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОПОР ДЛЯ ШАРНИРНО ОПЕРТОЙ ПЛАСТИНЫ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ НЕСТАЦИОНАРНОЙ НАГРУЗКИ

Боршевецкий С.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия,
ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт
(научный исследовательский университет)», г. Москва, Россия

Локтева Н.А.

НИИ механики МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва, Россия,
ФГБОУ ВО «Московский авиационный институ
(научный исследовательский университет)», г. Москва, Россия

Конструкции современных объектов машиностроения, в том числе авиационно-космической техники, состоят из различных деталей, узлов и панелей, соединяемых между собой различными способами. Наличие соединений предъявляет к конструкции повышенные требования в отношении ее прочностных и жесткостных свойств, что заставляет разрабатывать более совершенные методы расчета. Одним из видов проблем является расстановка дополнительных закреплений в габаритных пластинах и оболочках произвольной формы при соблюдении условия жесткости конструкции.

Актуальность проблемы обусловлена тем, что для таких пластин и оболочек отсутствуют какие-либо рекомендации по закреплениям, в отличии, например, от трубопроводов, для которых имеются строительные правила и нормы по расстановке опор, пусть и для конкретного вида нагружения и материала конструкции.

Целью работы является формирование методики определения расположения дополнительных опор, исходя из условия жесткости конструкции, при воздействии произвольной нестационарной нагрузки.

Практическая значимость методики состоит в следующем:

1) Возможность применения при проектировании различных габаритных пластин и оболочек. Применительно к ракетно-космической технике это, например, коническая оболочка для микро-метеороидной защиты (ММЗ), сферическая для лобового теплозащитного экрана, прямоугольная пластина для панелей радиаторов.
2) Методика позволяет учитывать различные геометрические характеристики модели, физические свойства материала, требования к жесткости конструкции.
3) Методика позволяет рассчитывать конструкцию при произвольном нестационарном воздействии.

В качестве примера работы методики рассматривается шарнирно опертая прямоугольная пластина известных размеров и постоянной толщины. На пластину действует нестационарная сосредоточенная сила в произвольном месте. Пластина имеет дополнительные опоры, которые расположены с одинаковым шагом, образуя равные сегменты, таким образом, что максимальный прогиб конструкции не превышает установленного условием жесткости значения. Постановка задачи представлена на рис. 1.

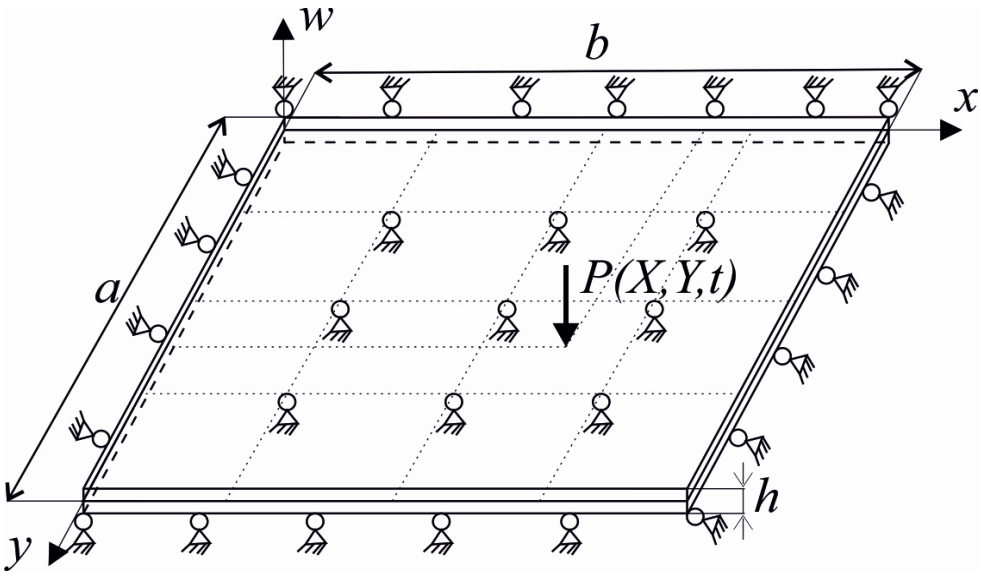


Рис. 1. Постановка задачи

Для определения размера сегмента решается следующая задача. Имеем шарнирно опертую со всех сторон тонкую прямоугольную пластину постоянной толщины. В середину пластины приложена нестационарная нагрузка. Вокруг точки приложения нагрузки на некотором радиусе, подлежащем определению, установлены четыре дополнительные опоры, образующие квадратный сегмент. В качестве модели пластины была выбрана пластина Кирхгофа-Лява [1]. Начало координат помещено в левый верхний угол пластины. Требуется определить радиус расположения дополнительных опор, основываясь на том факте, что максимальный прогиб в точке приложения нагрузки не должен превышать предельно допустимой величины. В дальнейшем задача сводится к задаче о бесконечной вдоль короткой стороны пластины шарнирно опертой полосе с двумя дополнительными опорами и действующей посередине нестационарной нагрузке. Постановка задачи о полосе представлена на рисунке 2. Опоры заменены соответствующими реакциями.

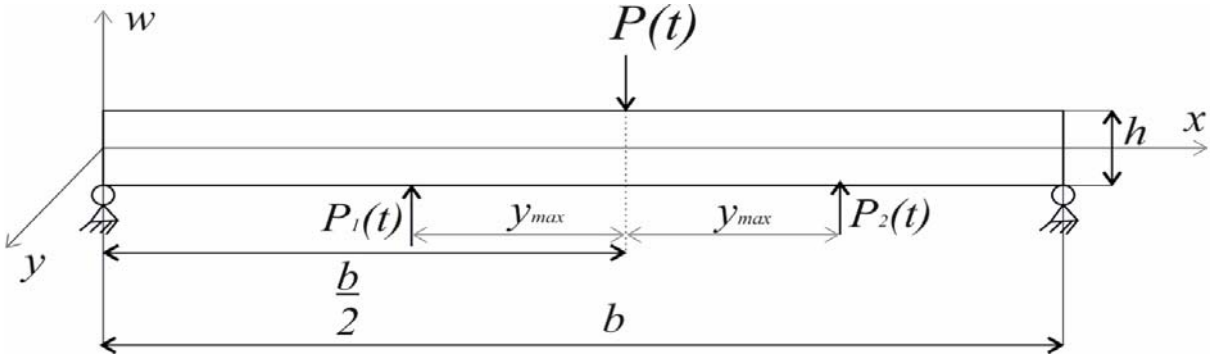


Рис. 2. Постановка задачи о бесконечной шарнирно опертой полосе

Функция прогиба определяется как сумма сверток функций влияния с соответствующей внешней нагрузкой и реакциями в дополнительных опорах. Для определения значения функции влияния выполняется интегральное преобразование Лапласа по времени и разложения в ряды Фурье по координатам всех входящих в уравнение движения пластины функций таким образом, чтобы удовлетворялись граничные условия по краям пластины [2, 3]. Отыскав коэффициенты функции влияния в изображениях, возвращаемся в оригиналы при помощи таблиц операционного исчисления [4].

Раскрывая свертку функции прогиба и применяя граничные условия для дополнительных опор, приходим к системе интегральных уравнений относительно неизвестных функций реакций в опорах. Далее применяем дискретизацию с частичным

интегрированием по времени [5] и итерационно определяем реакции в опорах в каждый момент времени, решая систему линейных алгебраических уравнений по правилу Крамера.

Затем из полученного уравнения нормальных перемещений из условия жесткости определяются координаты расположения опор вокруг приложенной внешней нагрузки. Так как пластина является более жесткой конструкцией, чем полоса, то найденный результат может быть применен и в пространственном случае. Найденные координаты опор образуют единичный сегмент, удовлетворяющий условию жесткости конструкции.

Далее искомая пластина разбивается на единичные сегменты, с некоторыми допущениями:

– Допускается уменьшать размер сегмента, вследствие геометрических размеров конструкции.

– Допускается устанавливать больше опор, чем минимально необходимое количество.

Получается искомая конструкция со множеством дополнительных опор. Для нее выполняется проверка граничных условий и условия жесткости конструкции в целом при произвольном приложении нестационарной нагрузки.

Список литературы

1. *Горшков А.Г., Медведский А.Л., Рабинский Л.Н., Тарлаковский Д.В.* Волны в сплошных средах. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. 472 с.
2. *Чернина В.С.* Статика тонкостенных оболочек вращения М.: Наука, 1968. 456 с.
3. *Корн Г., Корн Т.* Справочник по математике для научных работников и инженеров. М.: Наука, 1974. 832 с.
4. *Диткин В.А., Кузнецов П.И.* Справочник по операционному исчислению. Государственное издательство технико-теоретической литературы, Москва, Ленинград, 1951. 255 с.
5. *Воропай А.В.* Интегральные уравнения Вольтера в некорректных задачах нестационарного деформирования пластин. – Издательство «Лидер», 2018 212 с.

МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ УЗЛОВ ТРЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Броновец М.А.

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, г. Москва, Россия

Введение

Первые проблемы трибологии в космосе возникли при запуске первых спутников земли. На одном из них произошло холодное схватывание шарнирного соединения, что привело к потере космического аппарата. Уже тогда стало понятно, что трение материалов в открытом космосе имеет свои особенности, которые связаны с наличием вакуума, солнечной радиации, атомарного кислорода, космических излучений, перепадами температур в сотни градусов. Они вызывают изменение характеристик материалов, условия их работы.

По инициативе С.П. Королева в Институте машиноведения АН СССР был создан отдел, занимавшийся проблемами трения в космосе. Его возглавлял проф. И.В. Крагельский.

С этой же целью в 1963 году был создан Научный совет по трению и смазкам АН СССР, который вначале возглавлял Президент АН СССР академик А.Н. Несмеянов, затем в течение длительного времени академик А.Ю. Ишлинский.

Позже этот совет преобразован в Межведомственный научный совет по трибологии.

Стыковочные устройства

К ним относятся, прежде всего, стыковочные устройства причаливания многоразовых и одноразовых кораблей к Международной космической станции.

Стыковочные узлы транспортных кораблей и станций включают сложные по конструкции приводы (Рис.1), содержащие двигатели, подшипники, шестерни, винтовые пары и тормозные устройства, т.е. пары и узлы трения.

Начинались исследования по созданию уплотнителей стыковочных устройств работами Института машиноведения АН СССР и Института химической физики АН СССР (Е.А. Духовской, А.Н. Пономарев, А.А. Силин, В.Л. Тальрозе и др.). Со стороны РКК «Энергия» группой специалистов руководил один из создателей конструкций стыковочных устройств В.С.Сыромятников. Эти работы были выполнены весьма эффективно. Разработанные в Советском Союзе стыковочные устройства был приняты и американцами при разработке программы стыковки Союз-Апполон.

При разработке уплотнений для стыковочных устройств разработаны так называемые «скользкие резины». При их изучении перечисленными выше авторами сделано научное открытие «Эффект аномально низкого трения».

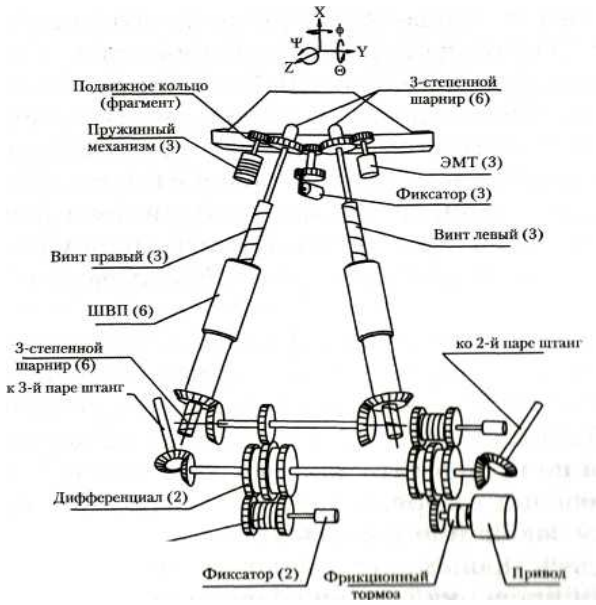


Рис. 2. Привод стыковочного устройства

На внешних сторонах станций работают манипуляторы, имеющие свои приводные устройства, двигатели, шарниры солнечных батарей и антенн, много других механизмов и устройств, содержащих узлы трения. Для узлов трения этих устройств разработано много смазочных композиций, самосмазывающихся материалов и конструкционных материалов с твердосмазочными покрытиями. Как правило, требуемый ресурс для современных долговечных изделий они не обеспечивают.

Большая часть забортных механизмов работает в режимах пуск-останов, т.е. после выполнения той или другой операции механизм стоит в течение времени, определяемого программой полета, а затем снова включается, работает заданное время и останавливается опять. Наработка этих механизмов в параметрах пути трения не столь большая. Но для них существенную роль играет старение смазочных композиций под воздействием космических излучений и потеря ими смазочной способности.

Существенная часть забортных механизмов выполняется с использованием экранно-вакуумной изоляции, систем поддержания теплового режима их работы, что сильно усложняет их конструкции и вес.

Необходимость усложнения конструкций забортных устройств и механизмов связана с тем, что материалы для подвижных сопряжений и узлов трения не работоспособны вусловиях максимально низких и высоких температур открытого космоса. Это, прежде всего, касается применяемых смазочных композиций, резинотехнических изделий и даже полимерных материалов.

В каких-то случаях для обеспечения требуемого ресурса и точности работы в подвижных сопряжениях космических изделий целенаправленно используются подшипники качения. Для них особенно нужны низкотемпературные пластичные смазки.

Пластичные смазки для узлов трения

Особенностью применения пластичных смазок является характер зависимости их вязкости при низких температурах. Рассмотрим это на примере смазки ВНИИНП-274Н, одной из самых широко распространенных смазок в космическом машиностроении (см. таблицу).

Результаты испытаний по определению момента страгивания подшипника качения со смазкой ВНИИНП-274Н при низких температурах

№№ п./п.	Температура, ^{0}С	Момент страгивания, гсм
		ВНИИНП-274Н
1	20	88
2	минус 20	88
3	минус 40	100
4	минус 60	152
5	минус 80	690
6	минус 90	страгивания нет

Низкотемпературные испытания смазки типа ВНИИНП-274Н по определению момента страгивания проводили при следующих условиях: узел трения – подшипник качения 10000 900; нагрузка – 5 кгс; среда – вакуум 10^{-5} Па.

Твердые смазочные покрытия

Твердые смазочные покрытия (ТСП) на основе твердых слоистых смазок, нанесенных на металлические поверхности, получили достаточно широкое распространение благодаря сравнительной простоте их применения. Эти покрытия могут использоваться в виде сухих порошкообразных смазок, суспензий, смеси твердой смазки со связующими типа

органических смол с последующим отверждением, а также в комбинированных антифрикционных покрытиях. В зависимости от конструкции узлов трения, условий, режимов работы и требуемого технического ресурса применяют различные методы нанесения твердых смазочных покрытий.

ТСП обладают следующими основными достоинствами: малой испаряемостью в вакууме, малым коэффициентом трения, работоспособностью в широком диапазоне температур на воздухе, в вакууме и газовых средах, радиационной стойкостью 10^6 -10^{10} рад в зависимости от связующего, способны выдерживать большие контактные нагрузки, нечувствительны к невесомости.

Наиболее широкое применение получили покрытия ЭОНИТ-3, ВНИИНП-512, «Димолит».

Самосмазывающиеся конструкционные материалы

По составу самосмазывающиеся материалы можно разделить на следующие группы:

1) Композиции, содержащие антифрикционные добавки со сложной анизотропной структурой, полимеры или смазочные материалы.

2) Композиции с комплексными наполнителями содержат наряду с антифрикционной добавкой прочный наполнитель, например, кокс; различные волокнистые наполнители, металлические или минеральные порошки.

3) Комбинированные материалы типа металлофторопластовой ленты, совмещают преимущества составных частей – металлической (стальной) ленты как несущей и теплопроводной основы, напеченного слоя бронзовых шариков как теплопроводной пористой основы с высокими противозадирными свойствами и смеси фторопласта – 4 с дисульфидом молибдена как антифрикционного слоя.

Космический эксперимент «Трибокосмос»

При исследовании характеристик трения материалов в вакуумных камерах не удается достаточно полно моделировать условия космического пространства. Поэтому для получения достоверных параметров фрикционного взаимодействия требуется проводить испытания материалов непосредственно в открытом космосе [2].

Для этой цели в настоящее время готовится очень важный в научном и прикладном плане космический эксперимент «Трибокосмос» на внешней стороне Международной космической станции. Постановщиком эксперимента является ИПМех РАН.

Его основной задачей является изучение закономерностей трения и изнашивания материалов, состояния поверхностей трения и структурных изменений поверхностных слоев материалов с целью определения показателей работоспособности материалов и покрытий для узлов трения космических аппаратов длительного функционирования.

В результате его проведения будут даны рекомендации по применению смазочных и конструкционных материалов в изделиях космической техники.

Список литературы

1. *Bronovets M.A.* Tribology Problems in Space. CD-ROM Proceedings of 5th World Tribology Congress. Turin, Italy, 8-13 September 2013, №152, ISBN 978-88-908185.
2. *Bronovets, V.M. Yarosh, A.A. Moisheev*, Investigation of the Hard Lubrication Coatings in Open Space around the Moon, Tribotest Journal, Leaf Coppin Publishing Ltd, England, Vol. 1, No. 1, 2002, pp. 301-312.

ЛАБОРАТОРНАЯ ЛИНИЯ ПОЛУЧЕНИЯ ВЫСОКОПРОЧНЫХ И ВЫСОКОМОДУЛЬНЫХ УГЛЕРОДНЫХ ВОЛОКОН

Вербец Д.Б., Самойлов В.М., Бубненков И.А.

АО «НИИГРАФИТ», г Москва, Россия

Структура современного мирового производства углеродных волокон (УВ) состоит из 6-8 основных фирм – производителей мощностью по 5-10 тыс. тонн в год, имеющих историю с начала 60-х годов прошлого века. Рост производства УВ в мире происходит как в результате увеличения мощностей материнских фирм, так и создания дочерних предприятий, в основном в странах западной Европы и Северной Америки. Следует отметить, что производство УВ сопровождается соблюдением строжайших мер секретности по технологии и оборудованию. В мировом производстве УВ установилась вполне оправданная практика совмещения на одном предприятии изготовления УВ и прекурсора для него, что исключает присутствие на рынке прекурсора в качестве товара.

Объем рынка производства УВ в мире в период 2015-2017 гг. оценивается в размере 2,25...3,40 млрд. USD с перспективой роста с 2017 по 2025 гг. на 10,9 %. Объем продаж УВ в 2015 г. составил 2,15 млрд. USD [1]. Стоимость УВ, относящихся к материалам общеинженерного назначения, может составлять 17...24 USD/кг. Стоимость волокон аэрокосмического назначения в зависимости от физико-механических показателей может составить 2000 USD/кг. Стоимость некоторых видов волокон из пеков для жгутов 0,5...6 К может достигать 1800...3900 USD/кг [1].

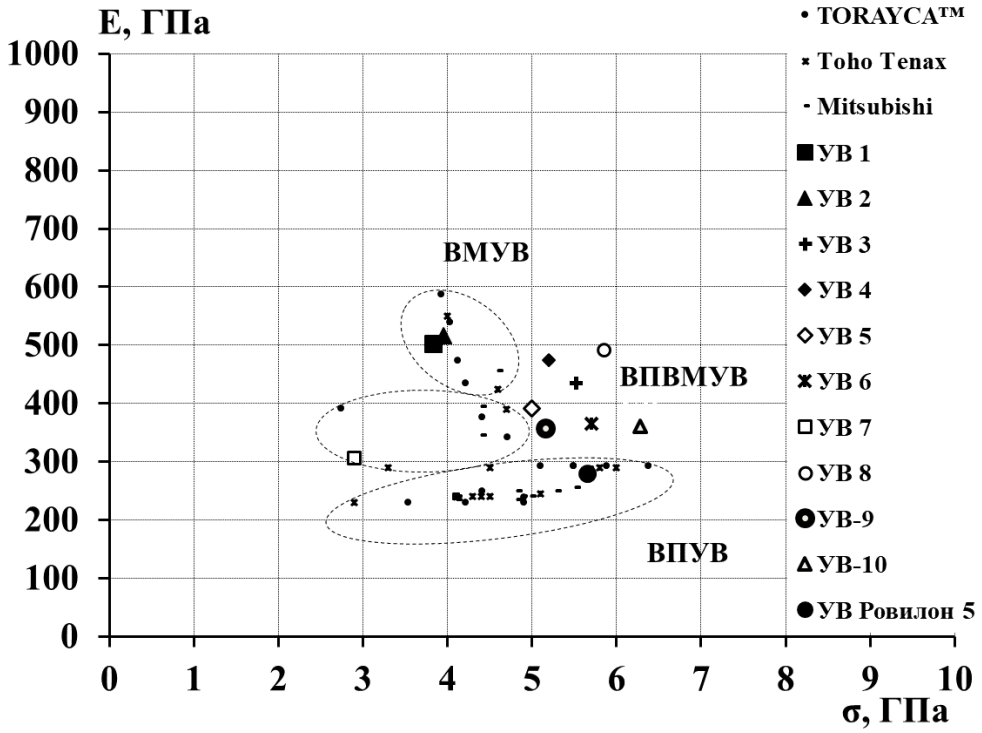


Рис. 1. Физико-механические свойства УВ различных марок ведущих мировых производителей «Toray», «Teijin», «Mitsubishi Chemical Carbon Fiber and Composites» и экспериментальных образцов УВ, полученных в АО «НИИграфит»

Производство углеродных волокон (УВ) в РФ с начала 90-х годов прошлого века находится в состоянии застоя, с точки зрения объемов производства и качества продукции. Имеющееся в стране оборудование по производству полиакрилонитрильного (ПАН) – прекурсора на опытном заводе АО «ВНИИСВ» и на ООО «СНВ» общей мощностью 400 т/год устарело, задействовано частично, вследствие низкого спроса на низко-

качественную, но дорогостоящую продукцию, и по качеству не соответствует современным требованиям.

В ГК «Росатом» несколько лет назад было принято решение о строительстве завода по производству ПАН-прекурсора и углеродных волокон на территории особой экономической зоны (ОЭЗ) «Алабуга». Проектная мощность нового предприятия – 5000 тонн в год с перспективой увеличения до 25 000 тонн [2, 3].

В АО «НИИграфит» с 2000 г. проводились совместные работы с АО «ВНИИСВ» и ООО «СНВ» по созданию новых технологий производства и для исследования ПАН-прекурсоров, выполняемые под руководством Каверова А.Т. и Бучнева Л.М. С 2018г. работы по исследованию структуры и свойств УВ продолжаются под руководством авторов данной публикации.

До настоящего времени в России практически не проводилось исследований по совершенствованию оборудования, технологии производства УВ и прекурсора для них. Учитывая мировой уровень производства УВ, фактически предстоит создание этой отрасли в России заново. Отсутствие качественного углеродного волокна тормозит развитие авиационной, космической, атомной и других областей техники и создает угрозу обеспечения безопасности страны.

Цель данной работы – создание лабораторной технологии экспрессного тестирования ПАН прекурсора, предназначенного для получения высокопрочных (ВП) УВ, а также отработка режимов получения УВ с высоким значением модуля Юнга (ВМ).

Основной проблемой при разработке новых и использовании в производстве серийных ПАН-прекурсоров является оценка их качества и отработка режимов переработки в УВ с высокими физико-механическими характеристиками. Основным требованием, предъявляемым к прекурсору, является возможность получения из него при определенных технологических параметрах УВ с заданными прочностными и технологическими свойствами. К сожалению, не существует достаточного физического свойства прекурсора и даже совокупности свойств, однозначно определяющих уровень прочностных свойств получаемого из него при определенных условиях УВ.

Единственным способом, позволяющим однозначно определить качество прекурсора, является соответствующая термомеханическая обработка образца на тестовой установке, позволяющей моделировать все возможные условия при промышленном производстве УВ. Такое оборудование в стране отсутствует и его создание запоздало, так как полученные в результате уже ведущихся работ новые ПАН-прекурсоры не могут быть оценены с точки зрения пригодности их для производства УВ требуемого качества.

Производство УВ из ПАН-прекурсора включает последовательность термообработок: окислительную термостабилизацию при температуре 230–250 °С и высокотемпературные обработки (ВТО).

В АО «НИИграфит» разработана промышленная печь окислительной термостабилизации [4], позволяющая проводить окислительную термостабилизацию ПАН-волокна в промышленных объемах.

Создана лабораторная линия ЛПУ-1, которая имеет модуль окислительной термостабилизации и модуль ВТО [5]. Установка ЛПУ-1 позволяет проводить тестирование ПАН – волокон ограниченной длины, от 1 метра, в зависимости от текстильной структуры волокна. Разработана методика связывания ПАН волокон [6], позволяющая максимально реализовать физико-механические свойства получаемых УВ, из тестируемых ПАН – волокон, на ЛПУ-1.

В ходе исследований, выполненных на установке ЛПУ-1, разработан способ упрочнения УВ [7], исследованы режимы ВТО для УВ с применением различной нагрузки на УВ, временем ВТО, использованием особой газовой атмосферы [8].

Разработана методика пробоподготовки для рентгеноструктурного анализа УВ [9]. А также способ измерения температуры (косвенным методом) с использованием УВ на основе ПАН [10, 11].

Получены (см. рис. 1) ВП УВ с прочностью филамента 5,6 ГПа и модулем упругости 280 ГПа («Ровилон-5»), а также ВМ УВ со значением модулем Юнга 500 ГПа и прочностью

3,7-3,9 ГПа (УВ–1 и УВ–2). Отработаны несколько режимов получения высокопрочных высокомодульных (ВПВМ) УВ: образцы УВ–3; УВ–4; УВ–5; УВ–6; УВ–8. Так же получены УВ с невысокими показателями прочности и модуля Юнга: образец УВ–7.

Список литературы

1. *Лысенко А.А.* «Производство углеродных волокон: реалии и перспективы (2011–2025 гг.)» // Технология текстильной промышленности 2018 № 4 (376). УДК 661.666.1
2. Новости объектов: от 5 июня 2017 г. Завод по производству ПАН-прекурсора за 6,9 млрд. руб. построят в ОЭЗ Алабуга. Доступ свободный поисковик Рунета, Google [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://bbgl.ru/news/10347
3. Завод по производству волокна ПАН-прекурсора, Республика Татарстан. Доступ свободный поисковик Рунета, Google [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://dantex.ru/about/our_works/zavod-po-proizvodstvu-volokna-pan-prekursora-respu/
4. *Бучнев Л.М., Вербец Д.Б., Каверов А.Т., Конюшенков А.А.* «Камера для непрерывной температурной обработки длинномерного волокнистого материала» // Патент на изобретение РФ № 2423561.
5. *Бучнев Л.М., Вербец Д.Б, Сергеев Д.В., Эйсмонт З.В.* «Лабораторная линия получения и исследования углеродных волокон»// патент на изобретение РФ № 2639910
6. *Вербец Д.Б., Картазаева З.В., Николаева А.В., Щербакова Т.С.* «Способ связывания волокнистого ПАН материала при проведении стадий получения из него углеродного волокна // Патент на изобретение РФ № 2534794
7. *Маянов Е.П., Вербец Д.Б., Бахаева Е.В., Бейлина Н.Ю., Бучнев Л.М., Данилов Е.А., Дворянчиков Ю.М., Леонова Т.В., Проценко А.К., Самойлов В.М.* «Способ упрочнения углеродного волокна» // патент на изобретение РФ № 2634450.
8. *Вербец Д.Б., Самойлов В.М., Бубненков И.А., Бучнев Л.М., Находнова А.В., Степарева Н.Н.* «Изменение структуры и свойств углеродных волокон при графитации с использованием вытяжки или галогенсодержащей среды»// «Научно-исследовательскому институту конструкционных материалов на основе графита – 60 лет. Сборник статей. М.: Научные технологии, 2020, с. 86-102
9. *Самойлов В.М., Бубненков И.А., Вербец Д.Б., Степарева Н.Н., Бучнев Л.М., Кошелев Ю.И., Данилов Е.А., Швецов А.А., Бардин Н.Г., Клеусов Б.С.* «Способ исследования различий структурного состояния углеродных волокон после различных термомеханических воздействий методом рентгеноструктурного анализа» // патент на изобретение РФ № 2685440
10. *Самойлов В.М., Находнова А.В., Вербец Д.Б., Бубненков И.А., Самсонова В.Б.* «Способ определения эффективной температуры высокотемпературной обработки углеродных материалов» // Патент на изобретение РФ № 2724302
11. *Самойлов В.М., Находнова А.В., Осмова М.А., Вербец Д.Б., Бубненков И.А., Степарева Н.Н., Гареев А.Р., Фатеева М.А., Шило Д.В., Овсянников Н.Е.* // Определение эффективной температуры обработки углеродных материалов в высокотемпературных печах по параметрам спектроскопии комбинационного рассеяния образцов-свидетелей// Перспективные материалы, 2021 № 1.

ОСОБЕННОСТИ СИЛОВОЙ СТРУКТУРЫ КАРКАСА ЛОБОВОГО ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ЭКРАНА ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ

Волков Д.А., Софинский А.Н., Тюльменков В.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Лобовой теплозащитный экран (ЛТЭ) служит для восприятия тепловых и силовых нагрузок, действующих на возвращаемый аппарат (ВА) при торможении в плотных слоях атмосферы. Расчетными случаями для силового каркаса ЛТЭ являются действие внешнего избыточного давления при торможении ВА и внутреннего на участке выведения. Причем, равнодействующая внутреннего давления воспринимается на шпангоуте ЛТЭ дискретно в восьми точках установки замков. Для выполнения жестких требований аэродинамики к величине отклонений от теоретической линии внешних обводов деформированной оболочки ВА организовано опирание каркаса ЛТЭ на силовую раму агрегатного отсека. Совокупность этих факторов обусловила особенности силовой структуры каркаса ЛТЭ.

Основу каркаса образует клееная многослойная оболочка с углепластиковыми несущими слоями и сотовым заполнителем. Высокотемпературный режим формирования многослойного пакета заставил отказаться от алюминиевых сот, получивших широкое распространение в наших конструкциях в пользу стеклопластиковых сот. Весьма ограниченный ассортимент изготавливаемых сот исключил возможность оптимизации композитного пакета, что привело к определяющей роли механических характеристик сот в несущей способности каркаса ЛТЭ. К тому же характеристики оказались нестабильными, а предел прочности на сдвиг в два раза ниже заложенного в первоначальный вариант конструкции. Характеристики клеевых стыков сотопанелей оказались еще ниже.

Проведен большой объем испытаний образцов материалов и фрагментов конструкции. Эффективность мероприятий проверена расчетным путем и будет подтверждена экспериментально. Расчетно-теоретические исследования проведены на конечно-элементных моделях, в которых введены новые экспериментально подтвержденные характеристики стеклосот. На основе проведенных исследований построена конструкция каракаса ЛТЭ, радикально отличающаяся от первоначальной.

Основные отличия:

1. Введен промежуточный несущий слой;
2. Толщина каждого слоя заполнителя уменьшена в два раза;
3. Стыки сотоблоков в двух слоях заполнителя разнесены друг относительно друга;
4. Стыки сотоблоков удалены от зон действия максимальных перерезывающих сил;
5. Вместо точечных опор на раме агрегатного отсека предусмотрены ленточные опоры

Испытания образцов и обработка результатов осуществлялась в соответствии с ГОСТ Р 56791-2015.

ОТРАБОТКА НОВЫХ ТИПОВ ЗАПОЛНИТЕЛЕЙ ГИБРИДНЫХ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ДЛЯ РАЗМЕРОСТАБИЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ЭКСПЛУАТИРУЮЩИХСЯ В УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА НА ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ

Городецкий М.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Михайловский К.В., Резник С.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В ракетно-космической технике широко применяются размеростабильные конструкции, в частности платформы космических аппаратов (КА), рефлекторы космических антенн и другие объекты, главным воздействующим фактором на которые являются внешние тепловые потоки [1-5]. Воздействие внешней тепловой среды на КА быстро меняется вследствие объективных факторов, таких как орбитальное движение КА, изменение ориентации спутника относительно Солнца и Земли. Влияние этих факторов оказывает негативное воздействие на размеростабильность несущей конструкции КА в том числе и на панели, входящие в состав платформы КА. От правильного выбора методов контроля и регулирования температурных полей зависит напряженно-деформированное состояние поверхностей КА.

В силу особенностей эксплуатации КА в условиях полета на околоземных орбитах (быстрое изменение свето-теневой обстановки на одном витке орбиты, в течение 1,5 часа) повышаются требования к точности поддержания формы и размеров ответственных элементов конструкции, что требует разработки новых материалов и проектных решений.

Для размеростабильных элементов конструкций КА за счет использования полимерных композиционных материалов (ПКМ), стало возможным значительно снижать вес деталей, по сравнению с традиционными конструкторско-технологическими решениями и технологиями изготовления [6-9]. Повышению характеристик панелей из ПКМ способствует добавление в их состав нетканых материалов, по своей структуре близких к сотовым заполнителям [10]. Однако, исследования применения подобного рода технологических решений носят разрозненный характер, а возможность использования для деталей ракетно-космической техники мало изучена.

Цель настоящей работы заключается в улучшении массово-габаритных характеристик формо-размеростабильных конструкций космического назначения за счет применения гибридных ПКМ, включающих органический нетканый материал.

Одной из составных частей проектных исследований является моделирование орбитального движения КА, соответствующего их целевому назначению. В работе [11] проведен комплексный анализ характеристик орбит, используемых для аппаратов на околоземных орбитах. В рамках методики построена математическая модель условий функционирования КА и теоретически определена рабочая орбита. Для оценки изменения температурного поля были заданы условия, соответствующие движению по околоземной орбите с параметрами: высота орбиты 514 км, наклонение орбиты 97,4°, местное время прохождения восходящего узла 6 h. Тип орбиты – околокруговая (с эксцентриситетом 0,00135), солнечно-синхронная.

Для указанной орбиты КА определены тепловые потоки [12] и установлено их влияние на конструкцию КА. Распределение температурного поля и напряженно-деформированное состояние в конструкции КА рассмотрено в течение года полета по орбите, в связи с чем выбраны 4 наиболее показательные точки изменения свето-теневой обстановки: зимнее и летнее солнцестояние, весеннее и осеннее равноденствие.

В работе [13] проведено исследование теплонагруженных размеростабильных элементов конструкций из углепластика для космического аппарата дистанционного зондирования Земли (параметры орбиты, соответствующие приведенным в данной работе).

Полученные результаты находятся в диапазоне допустимых значений, однако требования снижения массы конструкции КА без потери жесткости приводят к необходимости разработки новых проектных решений и материалов для создания размеростабильных элементов. Одним из таких вариантов считается применение гибридных ПКМ в обшивках трехслойных панелей, а также замена традиционных алюминиевых сот. Нетканые материалы, которые по своей структуре близки к сотовым заполнителям [14], в сочетание с полимерным связующим показывают высокие физико-механические характеристики.

В работе приводятся результаты экспериментальных исследований с новыми видами подкрепления композитных конструкций в виде полиэфирного нетканого материала, отличающегося упорядоченной сотовой структурой. Исследования микроструктуры проведено с помощью томографа и электронного микроскопа. С помощью динамо-механического анализатора установлены значения модуля упругости и влияние температуры на жесткостные свойства композитов с одним и двумя слоями нетканого материала.

Приведены результаты математического моделирования напряженно-деформированного состояния вариантов конструкции с заполнителями в форме сот из различных материалов (алюминий, стеклопластик, углепластик, ПЭТФ, пенополиимид), которые показали, что по массово-габаритным характеристикам предпочтительнее вариант с нетканым материалом. Моделирование проводилось в программном комплексе *Siemens NX* [15] с использованием трехмерных конечных элементов размером 5 мм.

Кроме того, во время эксплуатации на орбите КА могут возникнуть нештатные ситуации, когда необходимо быстро снизить температурный градиент элемента конструкции. Один из способов регулирования температурного поля заключается в использовании электронагревателей. Дифференцированные электронагреватели, способны изменять мощность нагрева в зависимости от температурных требований к подогреваемой поверхности, комбинируя распределение мощностей. Таким образом с помощью дифференцированных электронагревателей можно создать регулируемую систему подогрева и выравнивания температуры поверхностей КА, основанную на показаниях температурных датчиков.

При создании системы подогрева и выравнивания температуры внешних поверхностей КА с помощью электронагревателей необходимо заранее знать какую удельную мощность требуется сообщить каждому нагревательному элементу. Для этого можно использовать методику оценки удельных мощностей нагревателей, основанную на решении граничной обратной задачи теплопроводности в экстремальной постановке.

Представлена постановка граничной обратной задачи теплопроводности определения удельных мощностей нагревателей, необходимых для равномерного распределения температурного поля панели из композиционного материала.

Проанализирована чувствительность модели к внешним тепловым воздействиям, воспроизводящим работу дифференцированных нагревателей. Рассмотрены два случая теплообмена: при воздействии внешних тепловых потоков без нагревателей; при воздействии внешних тепловых потоков с боковыми дифференцированными нагревателями.

Из результатов моделирования определено, что значения температуры на поверхности элемента КА меняются от плюс 29ºС до плюс 39ºС при воздействии внешних тепловых потоков без нагревателей. Значения температуры на поверхности платформы меняются от плюс 39ºС до плюс 40ºС при воздействии внешних тепловых потоков с дифференцированными нагревателями.

Список литературы

1. *Залетаев С.В., Копяткевич Р.М.* Программный комплекс теплового проектирования и анализа тепловых режимов космических аппаратов. Космонавтика и ракетостроение, 2014, вып. 4, с. 84-91.
2. *Залетаев В.М., Капинос Ю.В., Сургучев О.В.* Расчет теплообмена космического аппарата. Москва, Машиностроение, 1979. 208 с.

3. *Винокуров Д.К.* Программа расчета угловых коэффициентов излучения и лучистых потоков от внешних источников. Космонавтика и ракетостроение, 2018, вып. 5, с. 88100.
4. *Винокуров Д.К.* Применение разномасштабных расчетных моделей при тепловом анализе бортового инфракрасного радиометра. Космонавтика и ракетостроение, 2016, вып. 4, с. 69–75.
5. *Винокуров Д.К.* Определение оптимального положения панели радиационного теплообменника инфракрасного радиометра. Космонавтика и ракетостроение, 2014, вып.4, с. 79–83.
6. *Резник С.В.* Актуальные проблемы проектирования, производства и испытания ракетно-космических композитных конструкций. Инженерный журнал: Наука и инновации, 2013, № 3 16 с.
7. *Резник С.В., Михайловский К.В., Просунцов П.В.* Разработка высокотеплопроводных полимерных композиционных материалов для космических конструкций Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. Спец. выпуск Прогрессивные материалы, конструкции и технологии ракетно-космического машиностроения, 2012, 98–106.
8. *Резник С.В., Просунцов П.В, Азаров А.В.* Обоснование конструктивно-компоновочной схемы рефлектора зеркальной космической антенны с высокой стабильностью формы и малой погонной плотностью. Инженерно-физический журнал, 2015, Т. 88 3 С. 674–680.
9. *Reznik S.V. and Novikov A.D.* Comparative analysis of the honeycomb and thin-shell space antenna reflectors. MATEC Web of Conferences: Thermophysical Basis of Energy Technologies, 2016, 01012 5 p. DOI: 10.1051/matecconf/2017920101292.
10. *Городецкий М.А., Хтет Т.Л. Малышева Г.В.* Технология формования гибридных композитов на основе органического нетканого материала. *10-я Всерос. конф. молодых ученых и спец. (с международ. участием) «Будущее машиностроения России»:* Сб. докл. (Москва: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана), 2017, с. 545–547.
11. *Михайловский К.В., Городецкий М.А.* Разработка методики определения и коррекции параметров рабочей орбиты космического аппарата дистанционного зондирования Земли. *Вестник РУДН. Инженерные исследования*, 2017, том 18**,** №3, с. 361–372.
12. *Михайловский К.В., Городецкий М.А.* Разработка методики определения лучистого теплообмена для платформ космических аппаратов в условиях полета на околоземных орбитах. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, Том 3, с. 62–70.
13. *Городецкий М.А., Михайловский К.В.* Разработка методики проектирования теплонагруженных размеростабильных элементов конструкций из углепластика для космического аппарата дистанционного зондирования Земли. *Вестник РУДН. Инженерные исследования*, 2020, том 21**,** №3, с. 159–165.
14. Сайт: https://www.lantor.com/lantor-soric. Lantor Soric; A unique flexible foam core for infusion and RTM processing, (дата обращения: 17.05.2021).
15. Сайт: https://www.plm.automation.siemens.com/global/ru/products/nx. Siemens NX, (дата обращения: 17.05.2021).

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫСОКОЖАРОПРОЧНОГО БЕЗРЕНИЕВОГО НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА ДЛЯ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ЛОПАТОК ТУРБИН

к.т.н. Данилов Д.В., к.т.н. Хрящев И.И., к.т.н. Заводов С.А.

ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск, Россия

Уровень температурной работоспособности никелевых жаропрочных сплавов в основном определяется содержанием в них тугоплавких элементов, таких как вольфрам, молибден, ниобий, тантал, рений и рутений. В зависимости от химического состава монокристаллические сплавы для лопаток турбин принято разделять на поколения. Первое поколение не содержит в своем составе рений и рутений. Второе поколение легировано рением до 5%. В третьем поколении жаропрочных сплавов содержание этого элемента превысило отметку 5% и может достигать 9%. Начиная с четвертого поколения в качестве легирующих элементов одновременно стали применяться и рений и рутений.

Рений – крайне дефицитный элемент, в России отсутствуют его освоенные месторождения, а по стоимости он сопоставим с золотом. Рутений еще более дорогой элемент, относящийся к платиновой подгруппе.

Тем не менее, несмотря на выдающиеся характеристики жаропрочности (Рис. 1), сплавы, легированные рутением, не нашли широкого применения из-за их чрезмерно высокой стоимости (Рис. 2).

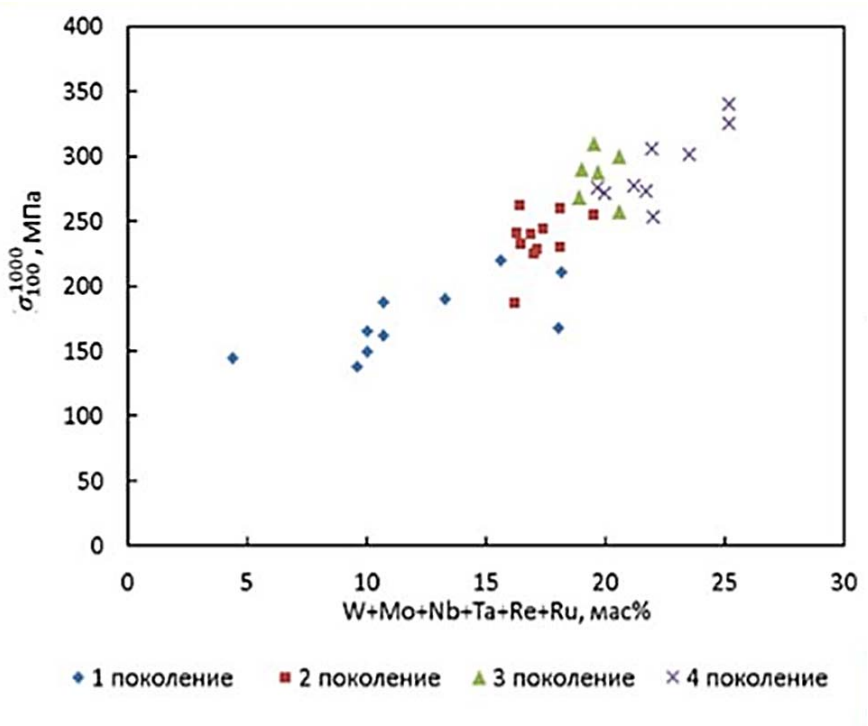


Рис. 1. Зависимость жаропрочности от содержания тугоплавких элементов [1]

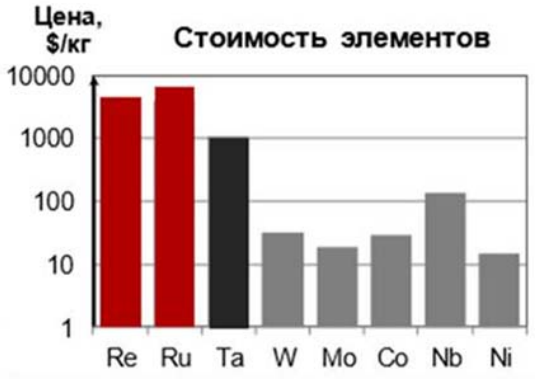


Рис. 2. Стоимость некоторых компонентов никелевых жаропрочных никелевых сплавов [2]

Первым отечественным жаропрочным монокристаллическим сплавом, легированным рением, является ЖС32. Несмотря на то, что уже создано достаточно большое количество более жаропрочных сплавов, благодаря своим характеристикам, ЖС32 по-прежнему остается наиболее востребованным высокожаропрочным монокристаллическим сплавом и используется почти во всех отечественных двигателях.

В ЖС32 содержится 4% рения, что составляет основу стоимости сплава.

Также ЖС32, являясь первым отечественным жаропрочным сплавом, легированным рением, отличается недостаточным уровнем стабильности. При высоких температурах в процессе эксплуатации рений взаимодействует с хромом и образует охрупчивающие топологически-плотноупакованные фазы (ТПУ-фазы). Это пластинчатые интерметаллидные соединения, скопления которых образуют сетчатую структуру и фактически представляют собой готовые трещины, что приводит к преждевременному разупрочнению сплава.

В ПАО «ОДК-Сатурн» для замены ЖС32 был разработан и запатентован новый монокристаллический жаропрочный сплав СЛЖС32 [3], обладающий аналогичным уровнем характеристик, но без использования рения. Отказ от рения позволил снизить стоимость компонентов, из которых состоит сплав, в 3,5 раза по сравнению с ЖС32.

Была отработана технология промышленного производства сплава, выплавлена опытно-промышленная партия массой 500 кг. Отработаны режимы получения монокристаллических отливок и их термической обработки. Отработана технология получения монокристаллических лопаток турбины высокого давления из нового сплава, изготовлен опытный комплект лопаток. Лопатки успешно прошли испытания на стенде для определения предела выносливости.

Характеристики жаропрочности нового сплава представлены на рисунках 3, 4 и в таблице.

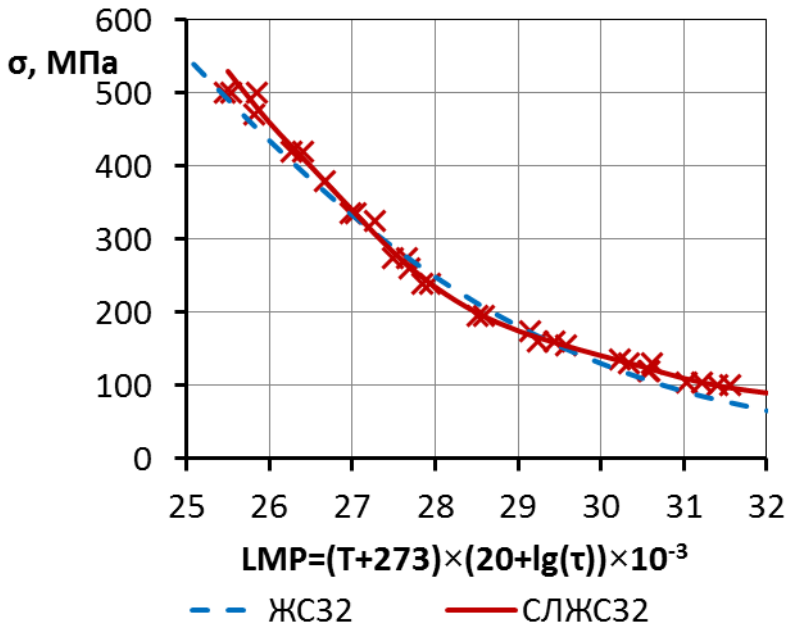


Рис. 3. Кривые Ларсона-Миллера сплавов СЛЖС32 и ЖС32

Характеристики длительной прочности ЖС32 и СЛЖС32

	ЖС32			СЛЖС32		
t, час / T, °C	100	500	1000	100	500	1000
900	460	371	336	490	383	343
950	343	266	237	352	257	225
1000	245	186	165	235	180	165
1050	174	129	114	171	140	129
1100	122	90	77	135	106	97
1150	85	55	40	106	н.д.	н.д.

Благодаря применению математического моделирования и программных средств оптимизации в сплаве СЛЖС32 удалось добиться высокой структурно-фазовой стабильности и исключить вероятность образования негативных фаз как на этапе производства деталей, так и в процессе эксплуатации. Это обеспечило значительное преимущество сплава СЛЖС32 перед ЖС32 при температурах 1050 и более. В частности (рис. 4):

– при нагрузке 100МПа и температуре 1100ºС ресурс сплава СЛЖС32 превышает ресурс ЖС32 в 3 раза (750ч против 250ч);

– при нагрузке 130МПа и температуре 1100ºС ресурс сплава СЛЖС32 превышает ресурс ЖС32 в 2 раза (135ч против 68ч).

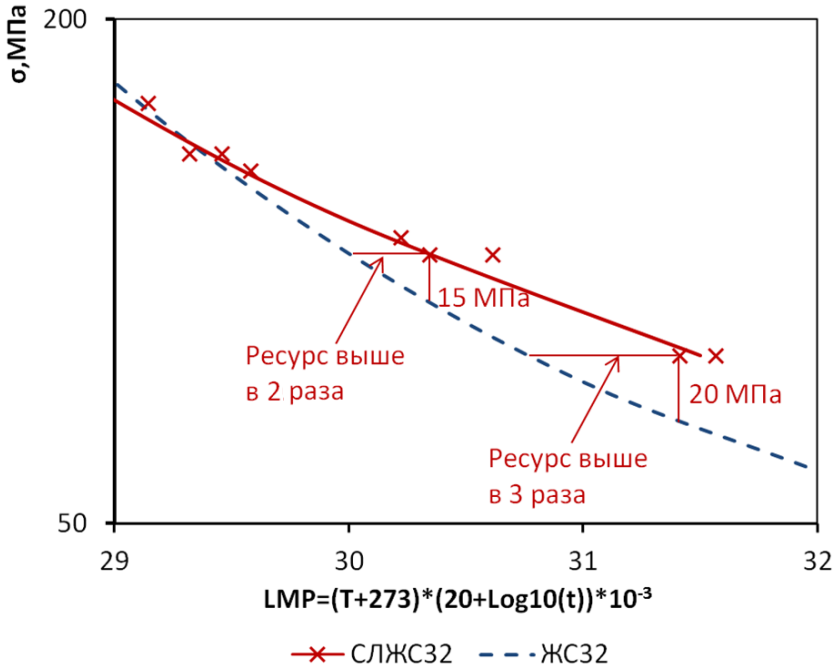


Рис. 4. Сравнение характеристик жаропрочности сплавов СЛЖС32 и ЖС32 при температуре 1100°С

Аналогичный ресурс сплав ЖС32 обеспечивает при нагрузках 80МПа и 115МПа соответственно, то есть преимущество СЛЖС32 перед ЖС32 составляет до 25% по нагрузке. При этом рабочая температура СЛЖС32 возросла до 1150°С.

Значительное снижение стоимости сплава при одновременном повышение его структурной стабильности и рабочих температур позволяет расширить область его применения, в том числе для изготовления высокотемпературной оснастки, такой как захваты разрывных машин.

Список литературы

1. *Данилов Д.В., Логунов А.В., Заводов С.А., Поляков И.В.* Безрениевый жаропрочный никелевый сплав для монокристаллических лопаток газовых турбин: разработка и исследование // Сборник трудов конференции «Неделя металлов в Москве». М.: 2020, С 156-164.
2. *Хрящев, И.И., Логунов А.В., Зайцев Н.А., Шатульский А.А.* Разработка и исследование перспективного жаропрочного сплава с повышенными характеристиками жаропрочности // Сборник трудов конференции «Теория и практика технологии производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов», М.: 2015, С 7-14.
3. Пат. 2626118 Российская Федерация, МПК7С22С19/05. Литейный жаропрочный сплав на основе никеля // А.В. Логунов, С.А. Заводов, Д.В. Данилов, И.И. Хрящев [и др.]; заявитель и патентообладатель ОАО «НПО «Сатурн».

ИССЛЕДОВАНИЕ СОСТАВА И ТВЕРДОСТИ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ НА УЧАСТКЕ ЛАЗЕРНОГО УПРОЧНЕНИЯ

Муратаев Ф.И., Евлампьев А.В.

Казанский национальный исследовательский технический университе им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань, Россия

Эффективным методом повышения твердости и стойкости против износа титановых сплавов мартенситного и переходного классов является широкое применение лазерных технологий [1-5]. Исследованы превращения состава, структуры и микротвердости образцов титановых сплавов ВТ22, Вт8, ВТ6пч и ВТ25 подвергнутых лазерному ударному упрочнению. В качестве источников упрочнения в работе использовались лазерный комплекс «FMark-20 RL» и модуль импульсной лазерной наплавки на базе волоконного генератора ЛС-10 [1, 6, 7].

В результате импульсного ударного упрочнения на поверхности формируется литая структура, а в подложке микроструктура представлена α дендритами и высокодисперсной или игольчатой $\alpha_п$ – превращенной фазами. Структура фиксируется с помощью сканирующего электронного микроскопа «Auriga Cross Beam» [7, 8] с программным обеспечением «Smart Sem».

Структура состоит из зон: «плато» с кратером (ЗП), оплавления металла (ЗОМ) и термического влияния (ЗТВ). Она имеет участки взаимодействия с внешней средой, т.е. «плато» с литой неоднородной структурой металла и участка без взаимодействия – фрагмент, с частичным оплавлением включая литую структуру. Например, в результате увеличивается микротвердость сплава ВТ6 (HV_{100}) от 3000МПа до 6500…7500 HV_{100} (в МПа) степень его упрочнения в зонах лазерного воздействия (ЗЛВ) – от глубинных слоев к поверхности «плато» [1, 8]. Степень повышения твердости зависит от параметров режима генератора, состава сплава, типа исходной структуры и последующей термической обработки (рис.1).

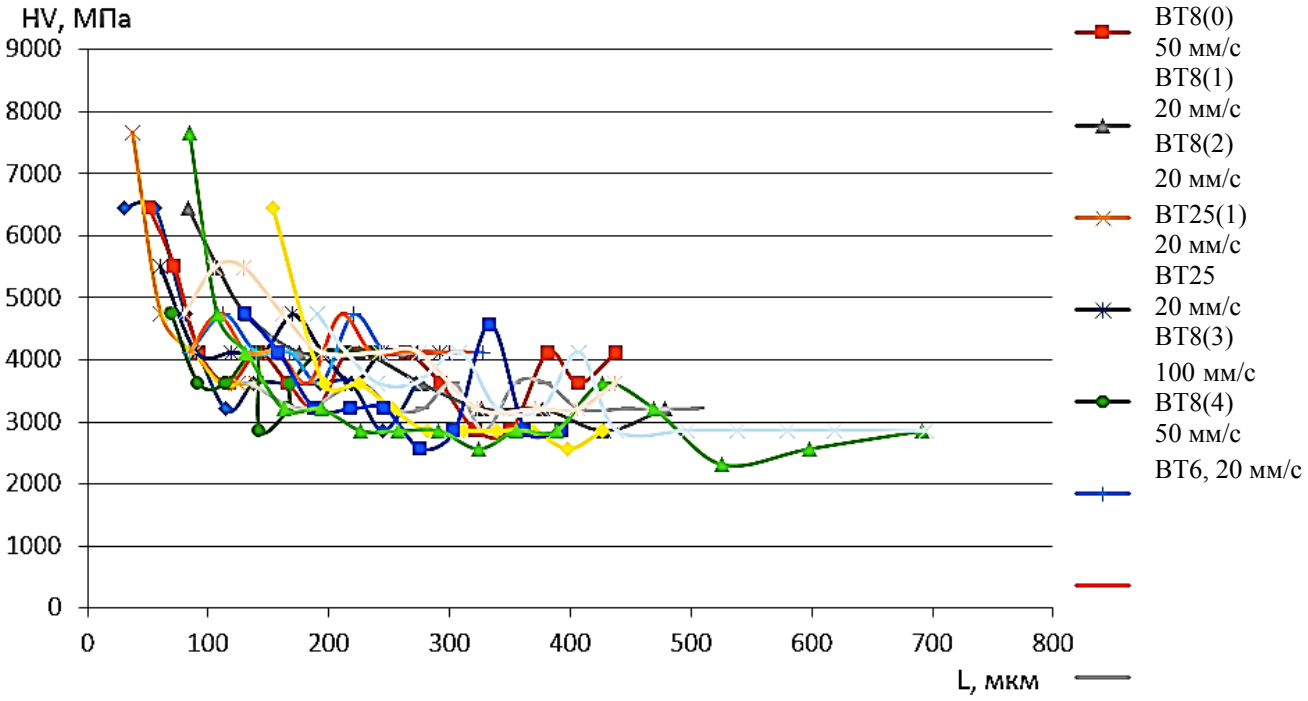


Рис. 1. Изменение (увеличение) микротвердости образцов сплавов Вт8, ВТ6пч и ВТ25 у поверхности кратера при упрочнении лазером при скорости обработки - V=20, 50 и 100 (мм/с)

С помощью спектрометра INCA X-Max выявлено, что на поверхности кратера, от воздействия лазерного луча, в сплаве ВТ22 окисляется Cr на глубину до 20мкм, сильно окисляются и выгорают Ti, Mo и V на глубину до 60мкм (рис.2). Эта глубина в четыре раза

больше в сравнении с эффектом от действия лучом лазера на поверхность сплава ВТ6, в котором Ti и V окисляются и выгорают на глубину до 15мкм [1]. Установлен факт резкого изменения содержания Ti, Si, V, Mo, Cr, Al и др. элементов (Ca, N, H и C) на участке, прилегающем к «плато» включая часть ЗТВ при взаимодействии с компонентами среды (в основном с кислородом и азотом). Последние приводят к выгоранию на плато Ti и V, а Mo частично испаряется. Кроме того, дестабилизируются концентрации алюминия, углерода, хрома, кремния, а при взаимодействии Al с кислородом, кремнием и азотом образуются в зоне «плато» сложные соединения оксидов типа шпинелей алюминия, двойных шпинелей Al_2O_3 x Cr_2O_3 и фаз внедрения титана (TiC), карбонитридов и соединений SiC.

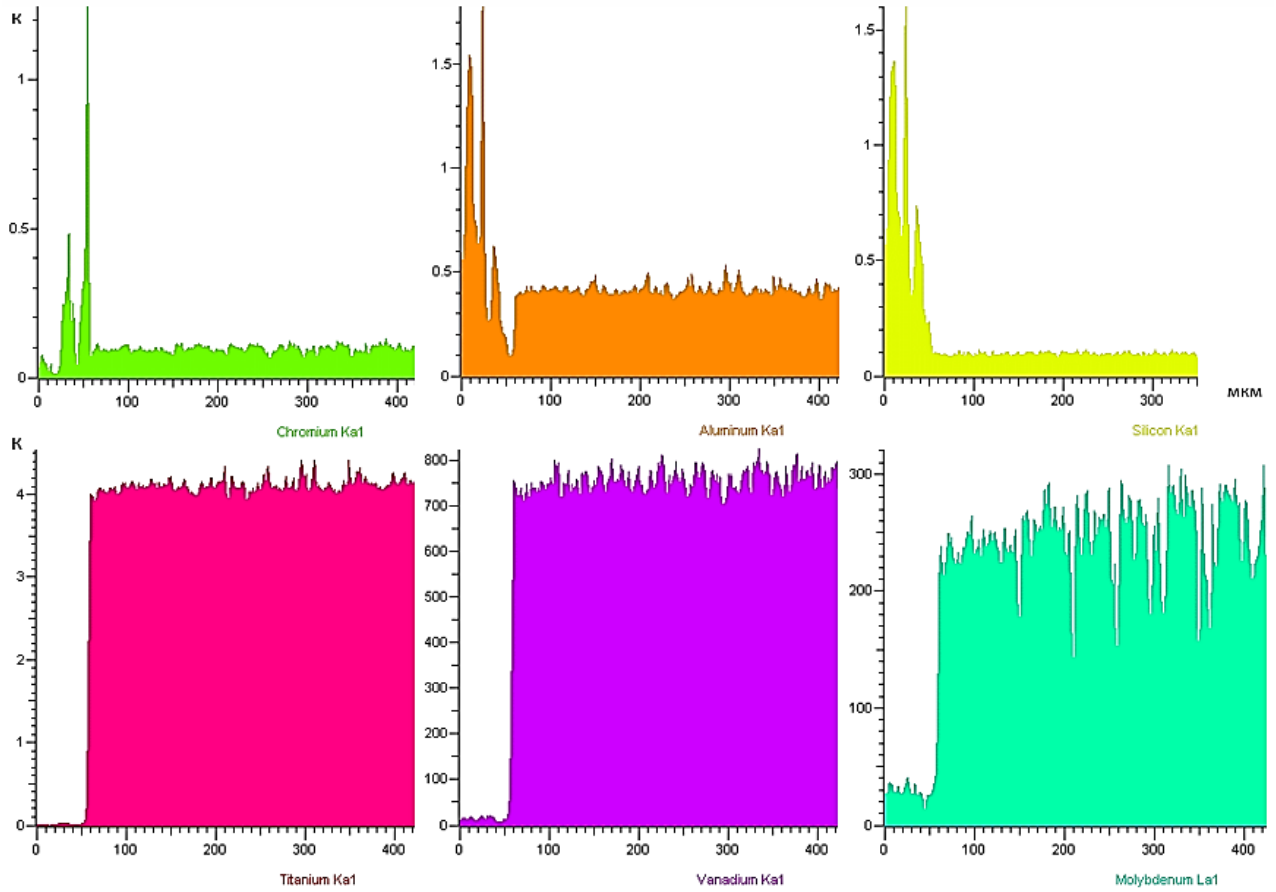


Рис. 2. Изменение химического состава основных компонентов сплава ВТ22 от поверхности «плато» к исходному металлу при лазерной обработке в атмосферных условиях

Высокая диффузионная активность азота (особенно с титаном) способствует образованию нитридов и оксидов (Ti и Al) на участках частичного оплавления и в ЗТВ. Это существенно повышает твердость поверхности титановых сплавов и способствует значительному увеличению антифрикционных свойств образцов сплава ВТ6 [1, 4, 8] и стойкости поверхностей деталей к износу.

Геометрические параметры ЗЛВ и особенно ЗОМ в титановых сплавах существенно зависят от режимов лазерной обработки. При сочетании больших величин теплового вложения высококонцентрированной энергии и низких теплофизических свойств титана возможны случаи негативного результата лазерной обработки [4]. Т.е. при значительных градиентах температуры, давление испаряющихся паров приводит к выдавливанию части жидкого металла, способствуя увеличению проплавляющей способности лазерного луча, за счет более глубокого его проникновения через небольшой кратер в центре ЗОМ, который в последней фазе импульса заплавляется, затем твердеет в виде «плато» окисляя Ti. При этом возникают огромные внутренние напряжения, наклеп и дополнительное твердению «плато».

Для обеспечения стабильности свойств, достижения большего упрочнения сплава ВТ6 после лазерной закалки на твердость свыше HRC60 необходимо фазовое старение. Помимо

локализации воздействия и увеличения твердости выявлен факт стабилизации геометрии и размеров рабочих поверхностей деталей. Эффективность упрочнения сплава определяется скоростью роста величин градиентов температуры и концентрации пересыщенных фаз $\alpha+\alpha_п+\alpha'+\alpha''+\beta_п$. Твердость упрочненного слоя зависит от дисперсности низкотемпературной фазы (α), превращенной $\alpha_п$, и превращенных после старения $\alpha'+\alpha''+\beta_п$ – фаз. Влияние марочного состава сплава и скорости обработки концентрированным тепловым потоком - V (мм/с) на микротвердость сплавов ВТ8 и ВТ6 представлено на рис.3.

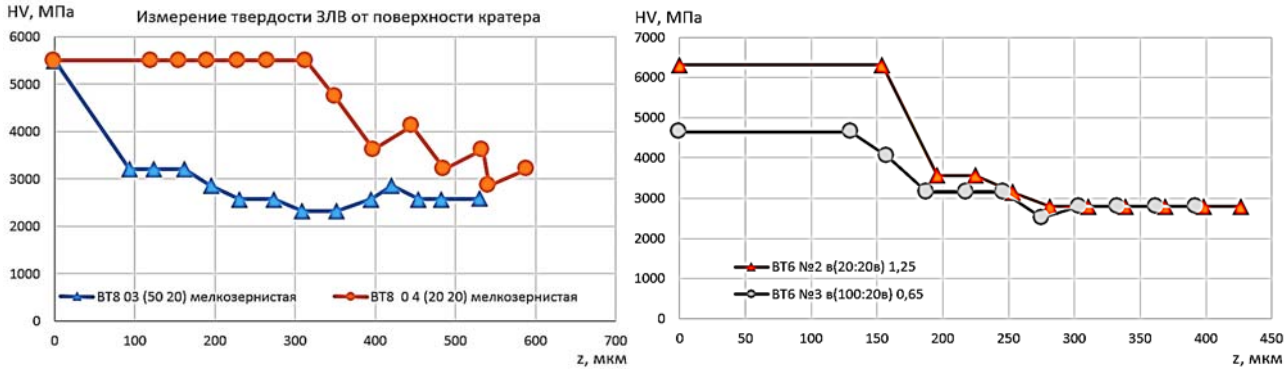


Рис. 3. Изменение твердости у поверхности образцов сплавов ВТ8 и ВТ6 при скоростях лазерной обработки V =20, 50 и 100 мм/с в атмосферных условиях

Видно эффективность повышения твердости обеспечивается при скорости обработки V =20 мм/с соответственно в среднем относительно темпа в V =50 мм/с в сплаве ВТ8 – на 96% и относительно темпа обработки в V =100 мм/с – в сплаве ВТ6 на 34%. Причем в сплаве ВТ8 в глубину 300мкм, в сплаве ВТ6 – 150мкм. Т. О., повышение твердости при лазерном упрочнении (с оптимальной V =20 мм/с) относительно исходного состояния сплавов составили соответственно: ВТ8 на 100% и ВТ6 – на 125%.

Список литературы

1. *Муратаев Ф.И., Махмутянов А.Н., Муратаев Т.А.* Превращения титановых сплавов в лазерном пятне при ударном упрочнении // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2020. № 2. С. 57–62.
2. *Муратаев Т.А., Фролова А.Б., Муратаев Ф.И.* Согласование характеристик структуры и конструкционной прочности титановых сплавов мартенситного и переходного классов Materials. Technologies. Design. - [S. l.], v. 3, n. 2(4), p. 25-31, авг. 2021. ISSN 2658-7572.
3. *Клабуков М.А., Данилов Е.В.* Обоснование состава материалов и технологий рабочих поверхностей микрохирургического инструмента // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева, 2019. №2. С. 66-73.
4. *Муратаев Ф.И., Клабуков М.А.* Особенности лазерного ударного упрочнения сталей и титановых сплавов // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2012 №4. С. 82-84.
5. *Муратаев Ф.И., Мухамадеев И.М.* Закономерности структурных состояний и характеристик конструкционной прочности штамповок титанового сплава // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2020. Т. 76, № 2. С. 46−52.
6. *Клабуков М.А., Колесников Д.Н.* Согласование характеристик структуры и свойств титановых сплавов // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2020. № 2. С. 53–56.
7. *Шабалин Е.А., Муратаев Т.А., Муратаев Ф.И.* Ранжирование характеристик конструкционной прочности в задачах обеспечения долговечности и надежности сплавов. Materials. Technologies. Design, [S. l.], v. 3, n. 2(4), p. 51-61, авг. 2021. ISSN 2658-7572.
8. *Murataev F.I., Galimov E.R.* Development of a technology for hardening the working surfaces of microsurgical tools from titanium alloy // IOP Conf. Ser.: Materials Science and Engineering. 2020. V. 915. Article number 012042. DOI: 10.1088/1757-899X/915/1/012042.

ОБОСНОВАНИЕ ИЕРАРХИИ СВОЙСТВ КОНСТРУКЦИОННОЙ ПРОЧНОСТИ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ

Муратаев Ф.И., Евлампьев А.В.

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, г. Казань, Россия

Для решения задач обеспечения эффективной, безопасной и надежной эксплуатации высоконагруженных элементов установок представляется целесообразным обосновать основные критерии предельного состояния материалов, с позиций состояния структуры и служебных свойств [1, 2]. Для удобства, в инженерной практике они должны быть представлены характеристиками конструкционной прочности (КП), которые являются структурно-чувствительными и отражают технологическую и эксплуатационную наследственность [1-3]. Благодаря адекватно выбранным свойствам КП можно рассчитывать на широкое использование их в задачах согласования с характеристиками чувствительности материалов к условиям усталостного нагружения по количественным силовым и температурным показателям [4-6].

Исследования проводятся на образцах вариантов эксплуатационной и стендовой наработки, в т. ч. в вариантах технологических и структурных состояний титановых сплавов ВТ22, ВТ8 и ВТ8М, ВТ6, [1, 4, 6]. Металлографические исследования выполнены на сканирующем электронном микроскопе Auriga Cross Beam с программным обеспечением Smart Sem. Микрозондовый рентгеноспектральный анализ шлифов выполнен на базе энергодисперсионного спектрометра INCA X-Max (чувствительностью в 127 эВ) [3, 4]. Для решения задач были реализованы варианты структур титановых сплавов, отличающихся резкой неоднородностью размеров, геометрии и количества низкотемпературной α и превращенной $\alpha_п$ – фазы, размером и морфологией бывшей высокотемпературной β – фазы [1, 6]. Например, изменения механических свойств по вариантам заготовок на примере сплава ВТ22 приведены в таблице. Лучшими свойствами обладает вариант штамповки в 8 переходов с минимальным соотношением параметра структуры ($\alpha/\alpha_П$). Наиболее значительно, более чем в 5 раз, изменяются модуль Ильюшина ($E_К$) и относительное сужение (ψ), практически в 10 раз равномерная пластичность ($e_в$). Относительное удлинение (δ) меняется более чем в 3,6 раза, коэффициент деформационного упрочнения ($m^{(0)}$) ~ в 2 раза и истинная прочность ($S_к$) – на 35%. Они определяются из истинной диаграммы деформирования при растяжении (см. рис. 1).

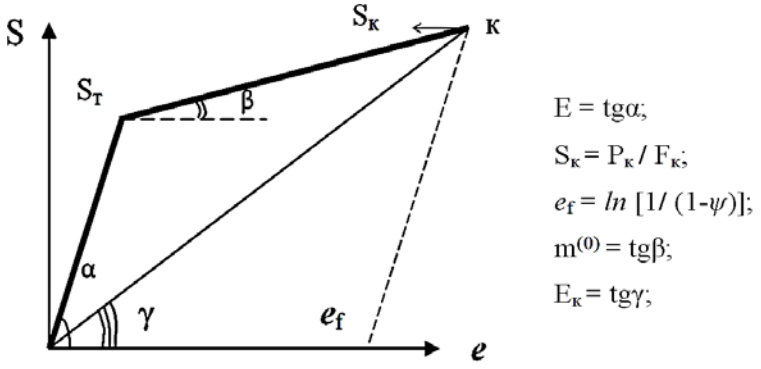


Рис. 1. Характеристики истинной диаграммы деформирования при растяжении

В сплаве переходного класса ВТ22 структура определяется режимами мягкой закалки, двойного или изотермического отжига состоит из низкотемпературной с разной степенью рекристаллизации, формы и размеров α – фазы + высокодисперсной (превращенной) $\alpha_п$ – фазы + превращенного α′ – мартенсита + α″ – мартенсита и + превращенной β′ – фазы разной дисперсности. В сплаве ВТ6 исходная структура представлена состояниями (рис. 2).

Характеристики структуры и свойств сплавов ВТ6 и ВТ22 по технологическим вариантам заготовок и термической обработки

Характеристики структуры и свойств	Штамповки в 8 переходов		Штамповки в 5 переходов			Диск поковка	Штамповки в 3 перехода	
$\alpha/\alpha_П$	**2**	2,5	4,7	5,7	6	8	10	11
ψ, %	**43**	41	19,6	17	14	10	9.4	7.9
K_{IC}, МПа·м^{0,5}	**78**	70	50	48	46.5	-	45.4	39.4
S_K, МПа	**1590**	1550	1435	1410	1390	-	1364	1329
E_K, МПа	Значения модулей Ильюшина							
	2700	3000	6147	7220	8800	10170	12300	14100

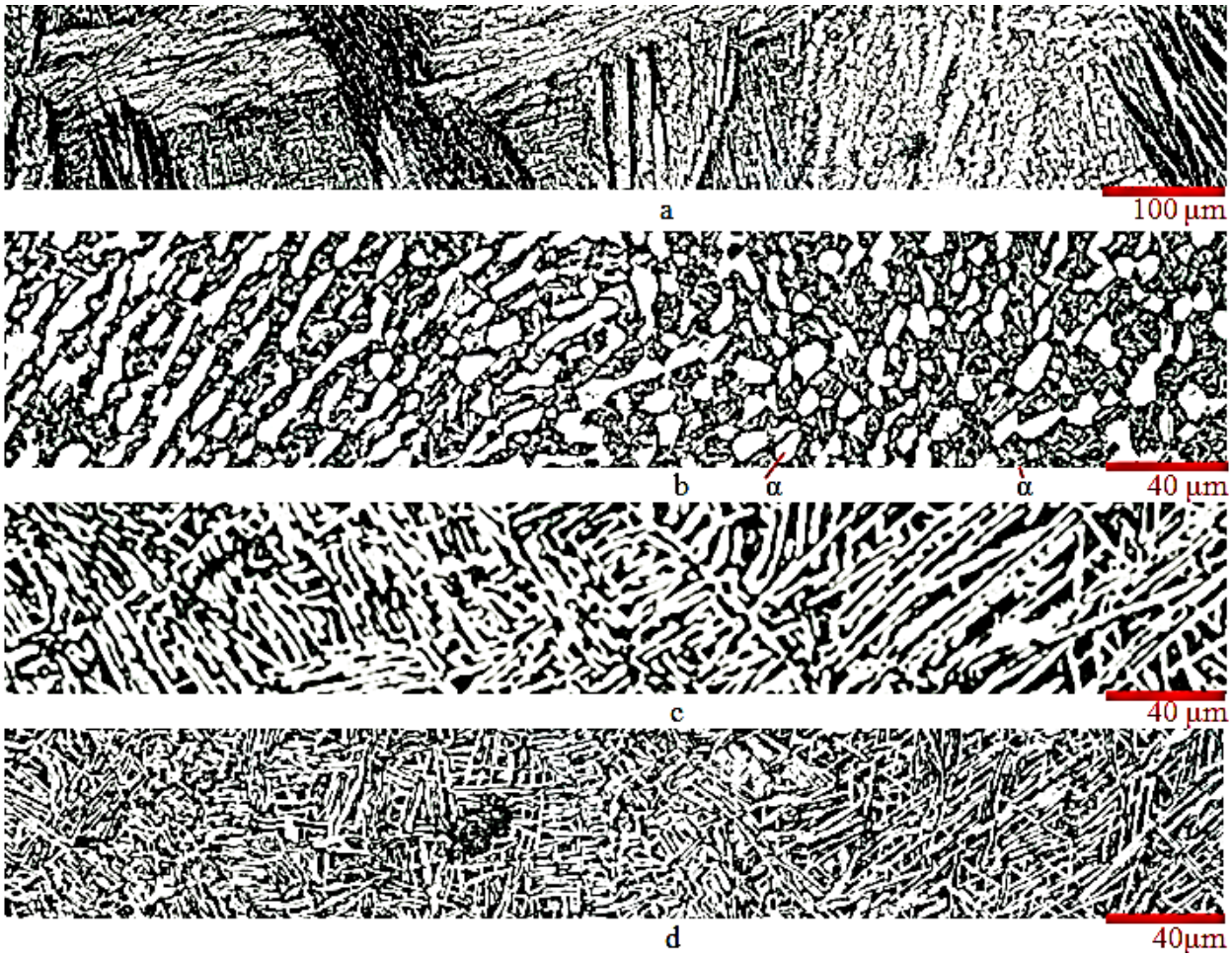


Рис. 2. Примеры микроструктуры сплава ВТ6 ($\alpha + \alpha_п + \alpha' + \alpha''$) в вариантах состояний: (a) – лазерное ударное упрочнение [6], закалка (из β – области) и старение без ВТМО, (b) – мягкая закалка (из α+β – области) и старение с ВТМО, (c) - жесткая закалка (из α + β – области) и старение, (d) – жесткая закалка (из α + β - области) и двойное старение. (a – ^{x}500 b – d, – ^{x}1300)

Соотношение компонентов структуры $\alpha/\alpha_п$ в каждом случае технологического состояния различается, в том числе, их размеры, геометрия и взаимное расположение. Это существенно зависит от технологических режимов формоизменения, так и от уровня температуры и других параметров термической обработки, например, скорости охлаждения сплава ВТ22 [1, 6]. Поэтому каждому варианту структурного состояния (оно выражено средним значением, или интервалом значений соотношений параметров структуры – $\alpha/\alpha_п$) соответствует определенный комплекс характеристик КП. В качестве примера на рис.3, а приведено согласование показателя структуры и деформационного упрочнения сплавов. При отсутствии информации используются зависимости связи характеристик КП $E_K = f(\psi)$.

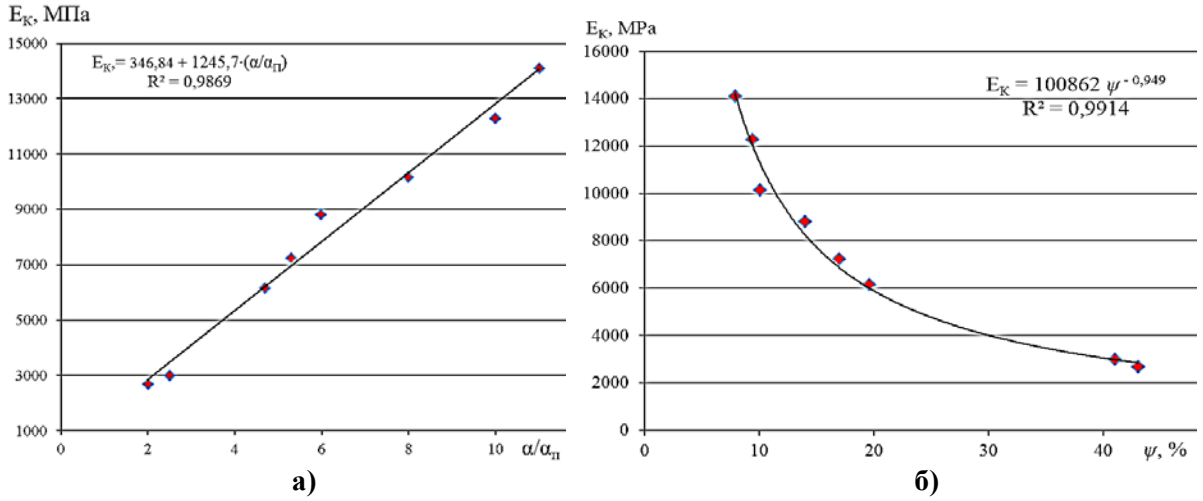


Рис. 3. Примеры согласования характеристик: структуры и предельного значения секущего модуля (Ильюшина – а) и свойств КП (истинной прочности и пластичности – б)

Обоснованы и другие зависимости, подтвержденные коэффициентами регрессии:

$\psi = 0{,}893(\alpha/\alpha_{п})^2 - 13{,}91(\alpha/\alpha_{п}) + 65{,}18$, (1); $E_{К} = 1170(\alpha/\alpha_{п}) + 656{,}1$, (2);

$m^{(0)}10^2 = 10{,}43 - 0{,}713(\alpha/\alpha_{п})$, (3); $S_{к} = 1700 - 41(\alpha/\alpha_{п})$. (4).

где: $E_{к} = E\left[1 + (E/S_{к})\ln 1/(1-\psi)\right]^{-1{,}0}$ и $m^{(0)} = 0{,}75In(S_{к}/\sigma_{0,2})\left\{\ln\left[(\sigma_{0,2}/E)^{-1{,}0}(S_{к}/E + Inl/1-\psi)\right]\right\}^{-1{,}0}$,

Выводы

1. Установлена иерархия свойств прочности, пластичности, ударной вязкости, трещиностойкости, деформационного упрочнения титановых сплавов мартенситного и переходного классов для обоснования технологий.
2. Полученные зависимости позволяют улучшить служебные свойства титановых сплавов, обосновать эффективную технологию, способствуют сокращению времени подтверждения технологических решений, сроков доводки элементов техники.
3. В качестве критериев конструкционной прочности используются характеристики истинной диаграммы деформирования сплавов.
4. В широком диапазоне технологических и структурных состояний титановых сплавов установлены тесные зависимости значений важнейших характеристик конструкционной прочности от соотношения размеров исходной и превращенной $\alpha_{п}$-фазы.

Список литературы

1. *Муратаев Ф.И., Мухамадеев И.М.* Закономерности структурных состояний и характеристик конструкционной прочности штамповок титанового сплава // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2020. Т. 76, № 2. С. 46-52.
2. *Муратаев Ф.И., Шабалин Е.А.* СОГЛАСОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦИОННОЙ ПРОЧНОСТИ И СТРУКТУРЫ ДЛЯ ОБОСНОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИИ ШТАМПОВКИ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2021. № 3.
3. *Murataev F.I., Galimov E.R.* Development of a technology for hardening the working surfaces of microsurgical tools from titanium alloy // IOP Conf. Ser.: Materials Science and Engineering. 2020. V. 915. Article number 012042. DOI: 10.1088/1757-899X/915/1/012042.
4. *Шабалин Е.А., Муратаев Т.А., Муратаев Ф.И.* Ранжирование характеристик конструкционной прочности в задачах обеспечения долговечности и надежности сплавов.Materials. Technologies. Design. [S. l.], v.3, n. 2(4), p. 51-61, 2021. ISSN 2658-7572.

5. *Муратаев Ф.И., Муратаев А.Ф.* Исследование повреждаемости металла дисков компрессора ГТУ // ISSN 2078-6255. Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева 2016 №4. С. 31-35.
6. *Муратаев Т.А., Фролова А.Б., Муратаев Ф.И.* Согласование характеристик структуры и конструкционной прочности титановых сплавов мартенситного и переходного классов Materials. Technologies. Design. – [S. l.], v. 3, n. 2(4), p. 25-31, 2021. ISSN 2658-7572.

ПРОЧНОСТЬ ГЕРМЕТИЧНОГО ОТСЕКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ТРЕЩИНОЙ. КРИТЕРИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕМОНТА

Софинский А.Н., Егранов М.П.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Конструкционные материалы всегда содержат дефекты на разных структурных уровнях: от кристаллической решетки до заготовки. В процессе длительной эксплуатации в элементах космических аппаратов эти дефекты развиваются под воздействием механических, химических, микробиологических и иных факторов [1]. Не выявленные дефекты способны перерастать в поверхностные и сквозные трещины, что снижает несущую способность и ресурс конструкции. Герметичные конструкции теряют работоспособность при возникновении в них сквозных трещин, хотя прочностные характеристики снижаются незначительно. Более того, потеря герметичности не только снижает надежность конструкции, но и несет угрозу экипажу, если отсек обитаемый.

Инструментом для анализа конструкций с трещинами является механика разрушения, она позволяет оценить опасность дефекта, его влияние на несущую способность и ресурс изделия, а также описать его поведение в процессе эксплуатации.

Актуальность проблемы и ее практическая значимость обусловлена фактом обнаружения в оболочке переходной камеры (ПрК) служебного модуля российского сегмента международной космической станции трещины, которая привела к утечке воздуха. По методике [2] проведена оценка несущей способности и ресурса оболочки ПрК для условий ее эксплуатации.

Для предотвращения роста дефекта и лавинообразного разрушения конструкции применяются различные способы ремонта, одним из которых является использование ремонтных заплат [3, 4], их назначение – разгрузить место с трещиной (см. рисунок).

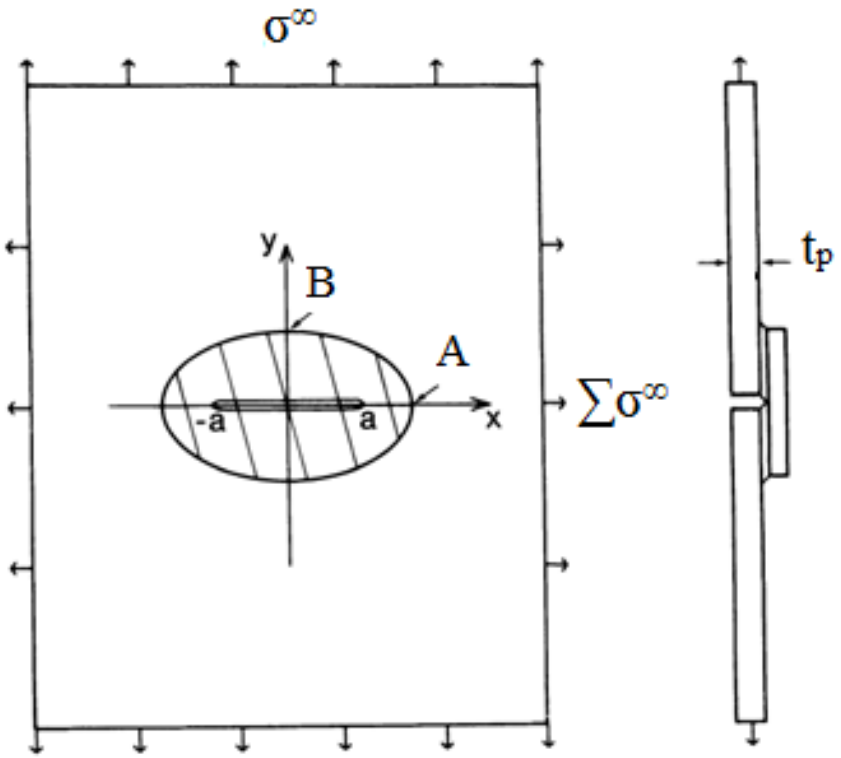


Схема ремонта конструкции с трещиной с помощью заплаты

Эффективность ремонта определяется по нескольким критериям, среди которых:

1) Обеспечение герметичности
2) Несущая способность и ресурс отремонтированной конструкции

В настоящем докладе рассмотрены различные известные варианты ремонта [5], на основе расчетно-теоретического анализа с использованием методики [6] показаны их преимущества и недостатки и выработаны рекомендации по количественным параметрам ремонтных компонентов.

Список литературы

1. *Дешевая Е.А., Беляев В.С., Бычков В.Б., Чурило И.В., Шубралова Е.В.* Микробиологический, климатический и акустический факторы внутренней среды РС МКС: связь с деструктивными процессами материала гермокорпуса. Авиакосмическая и экологическая медицина, 2019.
2. *Софинский А.Н.* Инженерная методика оценки несущей способности и ресурса конструкции с дефектом. Космическая техника и технологии, 2020.
3. *A.A. Baker, R. Jones.* Bonded repair of aircraft structures. Engineering Application of Fracture Mechanics, 1987.
4. *A.A. Baker, L.R.F. Rose, R. Jones.* Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structure. Elsevier 2002.
5. *D. Ouinas, B.B. Boiadjra, B. Serier, M. SaidBekkouche*. Comparison of the effectiveness of boron\epoxy and graphite\epoxy patches for repaired cracks emanating from a semicircular edge. Comp. Struct. 2007.
6. *Z. Marioli-Riga, E.E. Gdoutos.* Composite patch repair methodology for damaged aircraft structural components, 2004.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ВЛИЯНИЯ РАДИАЦИОННОГО ОБЛУЧЕНИЯ И УСКОРЕННЫХ КЛИМАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ НА ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МАТЕРИАЛОВ ДВИГАТЕЛЬНОГО ОТСЕКА ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Алямовский А.И., Земцова Е.В.

ПАО РКК Энергия, Московская область, г. Королев, Россия

Половый А.О.

ОНПП Технология им. А.Г. Ромашина, г. Обнинск, Россия

Конструктивно двигательный отсек (ДО) представляет собой цилиндрическую трехслойную сотовую конструкцию (ТСК), детали которой выполнены из следующих материалов:

− несущие слои (НС) из углепластика КМУ-4-UMT430[1];

− лонжероны из углепластика КМУ-4-UMT45S[1];

− шпангоуты и зоны локального усиления НС из углепластика КМУ-4-УТ-002[2];

− в зонах передачи сосредоточенных нагрузок СЗ запенен полимерным заполнителем марки ПЗ-2[3];

− сотовый заполнитель (СЗ) марки АСП-2,5-2Н-30П-55[4]

− НС с СЗ склеены пленочным клеем марки ВК-36[5].

ТСК в сравнении с традиционными типами подкрепленных панелей и оболочек при одинаковых эксплуатационных нагрузках (изгиб, сжатие) имеют существенно меньшую массу благодаря высокому моменту инерции сечения. Массовая эффективность ТСК тем больше, чем выше характеристики удельной прочности и жесткости НС [6]. Поэтому для изготовления НС, лонжеронов и шпангоутов ДО были использованы углепластики, преимущества которых в сравнении с традиционными конструкционными материалами общеизвестны (низкая плотность, высокие удельные характеристики прочности и жесткости, минимальный термический коэффициент линейного расширения и др.)

В докладе представлены результаты экспериментальных исследований влияния радиационного облучения (РО) и ускоренных климатических испытаний (УКИ) выше перечисленных углепластиков, СЗ марки АСП-2,5-2Н-30П-55 и полимерного заполнителя ПЗ-2 на их механические характеристики.

При проведении исследований первоначально были определены механические характеристики исходных образцов материалов: углепластиков - КМУ-4-UMT430, КМУ-4-UMT45S, КМУ-4-УТ-002 (характеристики прочности при растяжении, сжатии, изгибе, межслойном сдвиге и модули упругости при растяжении, сжатии и изгибе), сотового заполнителя марки АСП-2,5-2Н-30П-55 (характеристики прочности и модули упругости при сдвиге в направлениях параллельно и перпендикулярно клеевым полосам) и полимерного заполнителя марки ПЗ-2 (характеристика прочности при сжатии).

Во время проведения УКИ образцы из углепластиков прошли имитацию хранения 5, 10, 15 и 24 года в условиях отапливаемого хранилища. После имитации каждого этапа хранения проводили съем части образцов для проведения механических испытаний. При проведении РО образцы облучали гамма-лучами до достижения уровня дозы облучения 50 и 100 Мрад, После накопления требуемых доз облучения проводили механические испытания облученных образцов.

В результате проведенных экспериментальных исследований установлено, что на механические характеристики указанных выше материалов радиационное облучение дозами 50 и 100 Мрад и УКИ имитирующие складское хранение в отапливаемом помещении в течение 24 лет практически не влияет. Все механические характеристики, определенные на образцах после РО и УКИ, находятся в пределах коэффициентов вариации свойств определенных на образцах исходных материалов.

Список литературы

1. ТУ1-596-541-2018 Препрег КМУ-4-UMT Технические условия, АО «НПП «Технология» им. А.Г. Ромашина, 2018. С. 32.
2. ТУ1-596-543-2018 Препрег КМУ-4УТ-002 Технические условия, АО «НПП «Технология» им. А.Г. Ромашина, 2018. С. 31.
3. ТУ1-596-460-2006 Полимерные заполнители ПЗ-1, ПЗ-2 Технические условия, АО «НПП «Технология» им. А.Г. Ромашина, 2006. С. 9.
4. ТУ 1-596-539-2018 Заполнитель сотовый из алюминиевой фольги Технические условия, АО «НПП «Технология» им. А.Г. Ромашина, 2018, С. 26.
5. ТУ1-596-389-96 Пленки клеевые. Технические условия, АО «НПП «Технология» им. А.Г. Ромашина,1996, С.23.
6. *Кобелев В.Н., Каварский С.И., Темофеев С.И.* Расчет трехслойных конструкций: Справочник. М: Машиностроение, 1984, С. 304.

КОМПОЗИТНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ С БЫСТРОФИКСИРУЕМЫМ МЕХАНИЧЕСКИМ И ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ ИНТЕРФЕЙСОМ

Зоммер С.А.

Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева», Красноярский край, г. Железногорск, Россия

Растущая потребность в формировании крупногабаритных конструкций, функционирующих в космосе, и ограниченные возможности современных ракет-носителей приводят к необходимости развития новых подходов и принципов проектирования, изготовления и сборки крупногабаритных конструкций [1,2]. В мире уже ведутся работы по решению данной проблемы путем сборки конструкций в космосе используя 3D печать или автоматические устройства сборки готовых элементов конструкции, доставляемые с Земли [3-5].

В настоящее время, при создании каркасных конструкций ракетно-космической техники, применяется подход раздельной сборки элементов конструкции и монтажа бортовой кабельной сети: звенья конструкции механически соединения между собой, а затем кабельные жгуты фиксируются на этих звеньях [6-9]. В статье представлены результаты разработки концептуально нового подхода проектирования, изготовления и сборки каркасных крупногабаритных конструкций, элементы которых осуществляют одновременную механическую и электрическую связь.

Предлагается использовать композитные звенья с быстрофиксируемым механическим и электрическим интерфейсом, представляющие собой трубы различного сечения, с интегрированными в их структуру электрическими проводниками, что обеспечивает надежное закрепление кабельной сети и обеспечение требуемой защиты электрических проводников (рис. 1).

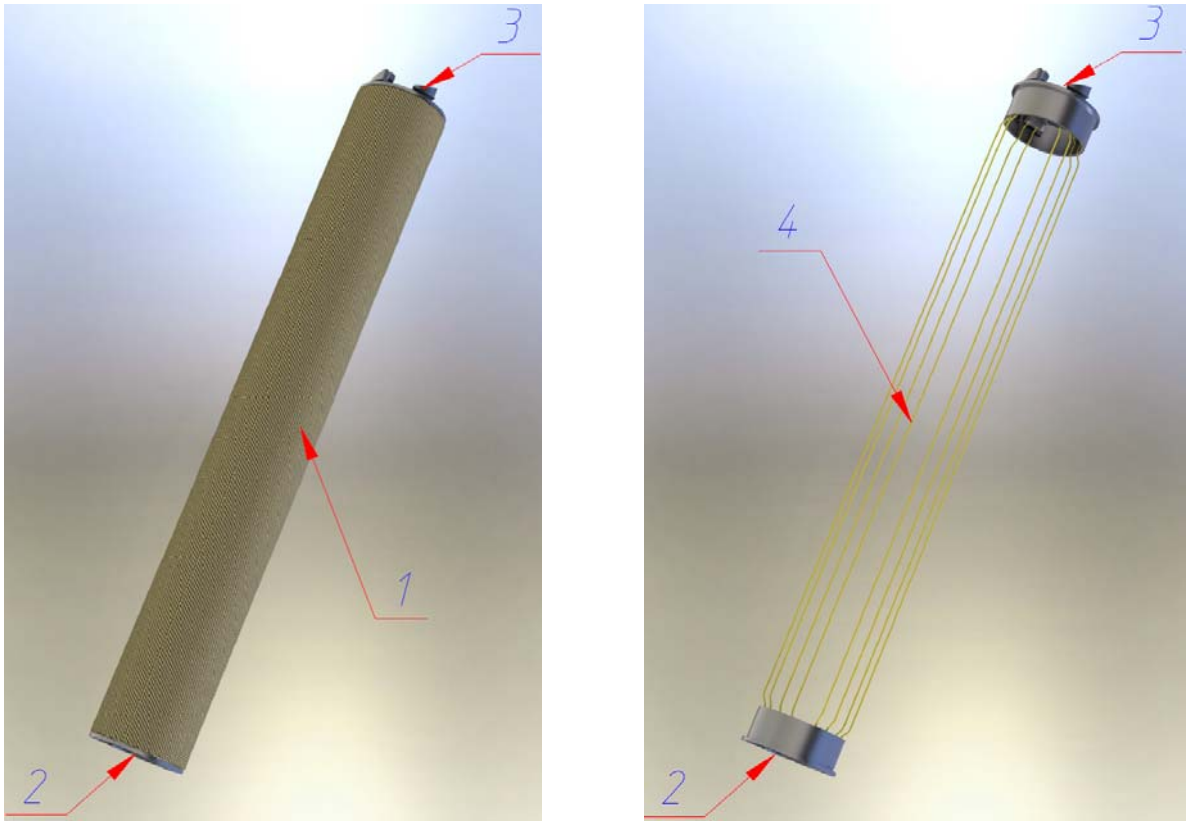


Рис. 1. Композитные элементы конструкции с быстрофиксируемым механическим и электрическим интерфейсом: 1 – композитный материал; 2, 3 – механические и электрические интерфейсы; 4 – Электрические проводники

Формирование каркаса конструкций осуществляется путем соединения таких устройств между собой через специальные быстрофиксируемые коннекторы на ответных частях каждого устройства, которые обеспечивают как механическую фиксацию, так и электрический контакт. На рисунке 2 представлен вариант исполнения быстрофиксируемого коннектора, выполненного в виде байонетного соединения с контактными электропроводящими площадками.

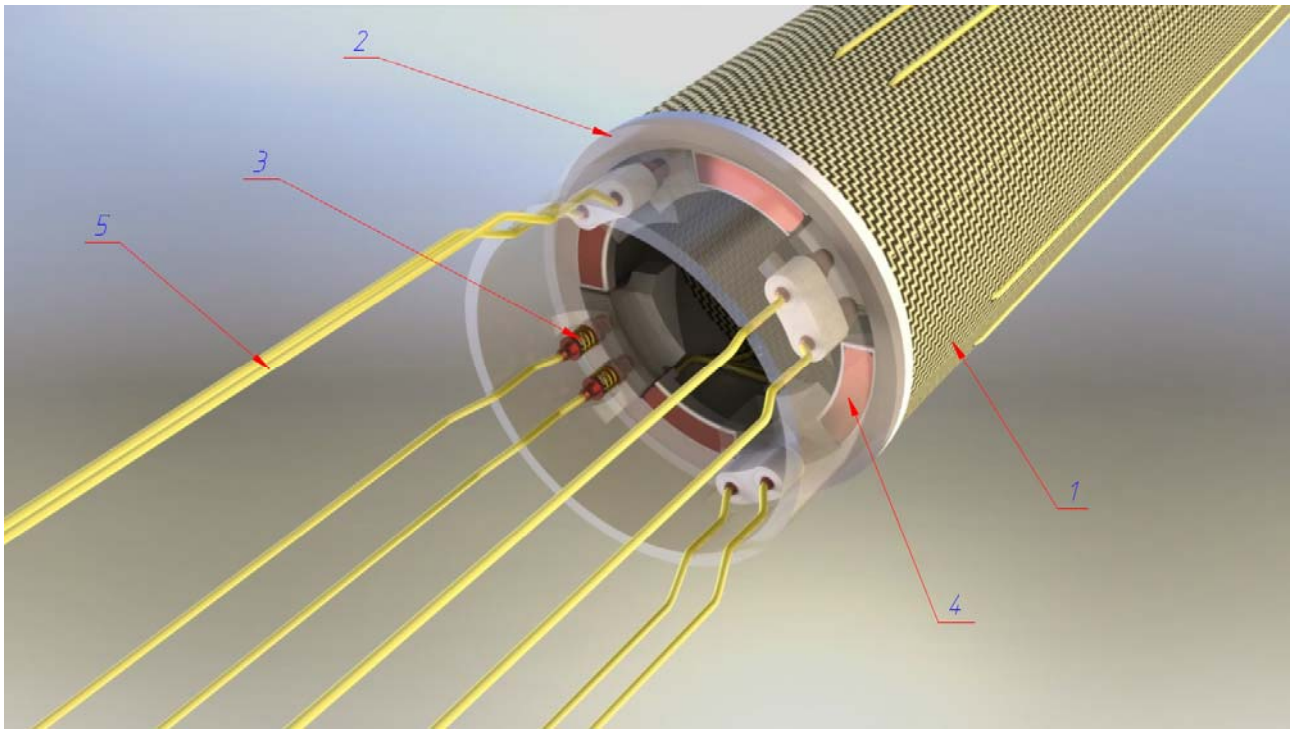


Рис. 2. Композитные элементы конструкции с быстрофиксируемым механическим и электрическим интерфейсом: 1 – композитный материал; 2 – механический интерфейс; 3, 4 – электрический интерфейс; 5 – электрические проводники

В первую очередь результаты разработки такого устройства применимы для их внедрения в элементы конструкций различных систем и механических устройств, работающих в условиях открытого космического пространства, в состав которых входят кабели для передачи электрической энергии или для передачи данных. Например, в крупногабаритных солнечных батареях, для создания силового каркаса и передачи электрической энергии на космический аппарат.

Использование устройств механического и электрического соединения позволяет увеличить технологичность сборки конструкций различного назначения как в наземных условиях, так и в открытом космосе человеком или роботизированными системами.

Список литературы

1. Проблемы создания в космосе крупногабаритных конструкций / В.М. Мельников, И.Н. Матюшенко, Н.А. Чернова, Б.Н. Харлов // Труды МАИ. 2014. № 78. С. 17.
2. *Глумов В.М., Ермилов А.С.* Сборка и управление крупномасштабной космической конструкцией на орбите / Труды 12-й Международной конференции «Управление развитием крупномасштабных систем» (MLSD'2019, Москва). М.: ИПУ РАН, 2019. С. 722-731.
3. *Белоножко П.П.* Космическая робототехника. Современное состояние, перспективные задачи, тенденции развития. Аналитический обзор // Наука и образование (МГТУ им. Н.Э. Баумана). Электрон. журн. 2016. № 12. С. 110-153. DOI: 10.7463/1216.0853919
4. *Градовцев А.А., Кондратьев А.С., Тимофеев А.Н.* Робототехническое обеспечение для объектов перспективной космической инфраструктуры // Международная научно-

техническая конференция «Экстремальная робототехника» (23–25 ноября 2011 г., ГНУ ЦНИИ РТК, Санкт-Петербург) [Электронный ресурс]. URL: http://er.rtc.ru/old/docs/2011-ER_PlenarDoclad.pdf (Дата обращения: 06.03.2018).
5. *Сердюк В.С., Трушляков В.И.* О возможности монтажа трубчатых конструкций в условиях космоса на основе миом // ОНВ. 2006. №7 (43).
6. *Чеботарев В.Е., Косенко В.Е.* Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
7. *Шатров А.К., Назаров Л.Н., Машуков А.В.* Основы конструирования механических устройств космических аппаратов. Конструктивные решения, динамические характеристики: учеб. пособие. 2009. 144 с.
8. *Гущин В.Н.* Основы устройства и конструирования космических аппаратов: Учеб.пособие для вузов./ В.Н. Гущин, Б.М. Панкратов, А.Д. Родионов. М.: Машиностроение. 1992. 256 с.
9. Пат. № 2733222 Российская Федерация, МПК H02G 3/30. Способ крепления жгута электрического кабеля / Зоммер С.А., Парафейник В.И., Немчанинов С.И., №2020112465; заявл. 27.03.2020; опубл. 30.09.2020, Бюл. № 14.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СТАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ОТСЕКА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Иванов Д.А., Софинский А.Н.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Целью моделирования статических испытаний является возможность прогнозирования поведения объекта испытаний в процессе его поэтапного нагружения. Комплексная задача состоит из следующих составляющих:

1) разработка конечно-элементной модели объекта испытаний;
2) разработка модели воздействий;
3) разработка модели оснастки;
4) расчет напряженно-деформированного состояния;
5) выделения зон риска и определение мест установки тензорезисторов;
6) определение контрольных зон установки преобразователей перемещений.

После анализа полученных данных измерений проводится корректировка конечно-элементной модели отсека. Верифицированная таким образом модель играет важную роль при рассмотрении нештатных ситуаций с отсеком, при его модернизации, а также при определении необходимого объема дополнительной экспериментальной отработки.

Необходимо отметить следующие особенности моделирования испытаний композитного отсека. Во-первых, в силу специфики упругих свойств материала нагружение идет линейно, ибо отсутствуют пластические деформации (физическая нелинейность) и местная потеря устойчивости (геометрическая нелинейность). Во-вторых, при обработке экспериментальных данных необходимо учитывать анизотропию материала, в том числе и послойную. В-третьих, невозможно установить датчики внутрь трехслойного пакета и затруднительно получить достоверные данные на стыке композита с металлом.

В качестве примера проведено моделирование контрольных статических испытаний корпуса двигательного отсека ПТК. Корпус представляет собой клееную трехслойную оболочку из углепластиковых несущих слоев и алюминиевого сотового заполнителя. Его конечно-элементная модель была разработана на стадии выпуска рабочей конструкторской документации. Модель воздействий разработана исходя из условия последовательного достижения осевыми нагрузками как растягивающими, так и сжимающими соответствующего уровня по каждой из четырех плоскостей стабилизации. После завершения испытаний эксплуатационными нагрузками по одному из направлений нагрузки были доведены до расчетных.

Анализ результатов измерений показал их удовлетворительное соответствие результатам расчетов и совпадение достигается при условии введения поправочного коэффициента на модуль упругости. Завышенное значение модуля упругости было снижено на 20%.

МЕТОДИКА АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ВАЛИДАЦИИ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНЫХ МОДЕЛЕЙ ИЗДЕЛИЙ РКТ

Иванов С.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В последние годы в ракетно-космической отрасли развивается тенденция к увеличению объемов компьютерного моделирования изделий с целью сокращения объемов натурных испытаний. Тем не менее, полностью отказаться от их проведения при отработке изделий на вибрационную прочность не представляется возможным. Каждая конечно-элементная модель (КЭМ) должна быть верифицирована в части настройки жесткостных и диссипативных параметров, чтобы отклики элементов ее конструкции на динамические воздействия соответствовали откликам реального изделия при вибрационном нагружении [2]. Верифицированная КЭМ, в дальнейшем, может быть использована для компьютерного моделирования отработки вибрационной прочности на различные виды нагружений, в том числе в процессе жизненного цикла изделия, а так же при внесении не глобальных конструктивных изменений [1].

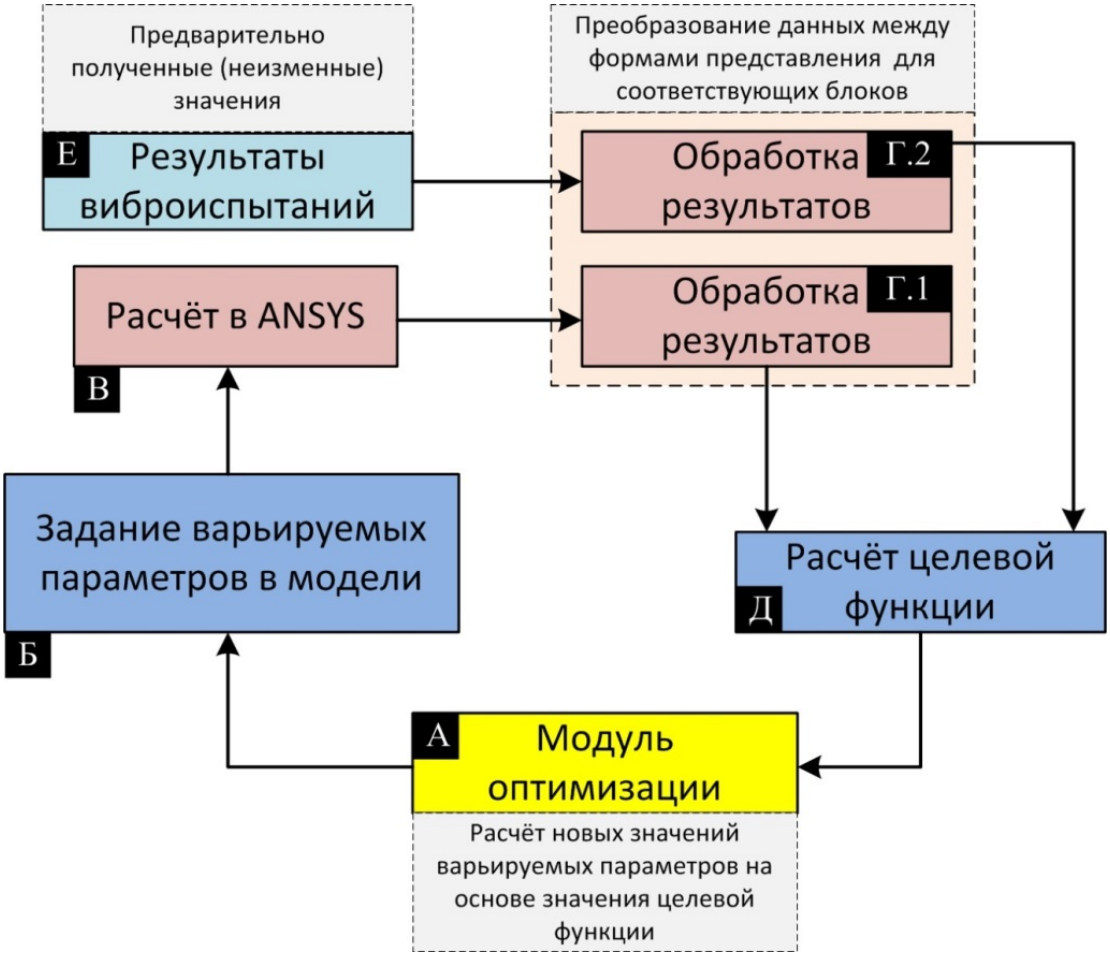
С увеличением размера исследуемых изделий и подробности динамических моделей большую актуальность принимают следующие проблемы:

- сложность разработки КЭМ, в том числе из-за участия большего количества людей, работу которых необходимо координировать;
- суммарная длительность расчетов на разных этапах, в том числе на этапе постобработки результатов;
- сложность валидации КЭМ, в том числе учитывая ограничения по числу физических датчиков при проведении ВИ.

Автоматизированная валидация КЭМ по результатам вибрационных испытаний представляет собой процесс многокритериальной оптимизации системы с большим количеством нелинейно влияющих друг на друга элементов. «Ручной» подход к валидации КЭМ построен на экспертном анализе инженером получаемого на каждой итерации результата и не имеет каких-либо строго определенных критериев оценки. С ростом числа варьируемых параметров и датчиков, по которым проводится контроль, становится практически невозможным управлять процессом валидации в «ручном» режиме.

Алгоритмы методики реализованы на языках Python и Fortran. Для решения задачи многокритериальной оптимизации используется программное обеспечение DATADVANCE pSeven.

Укрупненная блок-схема процесса верификации показана на рисунке.



Блок-схема процесса верификации

Принципиальная работоспособность базовых алгоритмов разрабатываемой методики в докладе показана на примере автоматизированной верификации КЭМ изолированной приборной панели негерметичного отсека Научно-исследовательского модуля.

Список литературы

1. *Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г.* Отработка вибропрочности узлового модуля российского сегмента Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2015. № 3(10). С. 15-25.
2. *Межин В.С., Обухов В.В.* Практика применения модальных испытаний для целей верификации конечно-элементных моделей конструкции изделий ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 1(4). С. 86–91.

О ПУТЯХ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ НАПРЯЖЕННОГО СОСТЯНИЯ В ТОНКИХ ДИСКАХ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ИХ УСТОЙЧИВОСТИ

Карпачев А.Ю.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, РФ

Стремление к минимизации веса изделий ракетно- космической техники приводит к необходимости широкого использования в их конструкциях тонкостенных элементов. Как правило, нарушение работоспособности таких элементов обусловлено потерей устойчивости, которая в зависимости от условий эксплуатации может носить как статический, так и динамический характер. Одним из типичных примеров представленных элементов служат круглые пластины (тонкие диски). Напряжения, вызывающие их потерю устойчивости, в основном, обусловлены динамическим и температурным воздействиями [1, 2, 3]. На основе исследования эксплуатационного напряженного состояния дисков возможно предварительное создание в них остаточных напряжений, существенно повышающих сопротивление потере устойчивости [4]. Это осуществимо путем осевого упругопластического деформирования диска 1 силой P посредством жестких колец 2 радиуса r_p (рис.1), создающих в зоне шириной δ_p поверхностное напряжение σ_z. После снятия силы происходит упругая разгрузка материала диска и образование остаточного напряженного состояния. На практике реализация такой схемы возможна вальцеванием диска по окружности, то есть прокаткой между прижимаемыми к его плоскости роликами. Для проведения этой операции необходимо предварительно решить задачу определения ее технологических параметров (r_p, δ_p, σ_z) с учетом механических свойств материала и геометрических размеров диска [5,6], так как при вальцевании существует с одной стороны опасность разрушения диска, а с другой, наведенные остаточные напряжения могут приводить к нарушению его плоской формы.

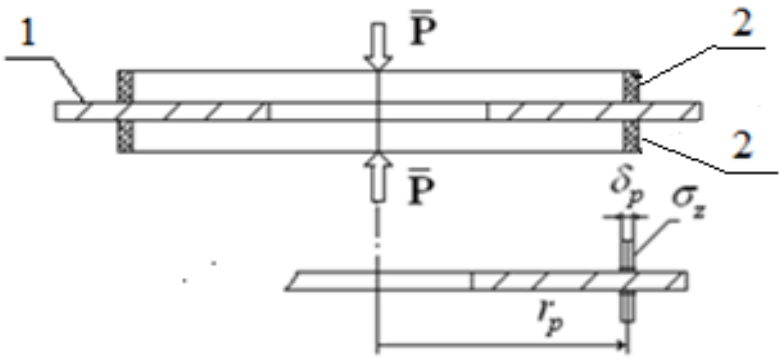


Рис. 1. Принципиальная схема формирования остаточных напряжений в диске

Другая возможность наведения остаточных напряжений в дисках заключается в использовании термопластического метода. В его основе лежит создание упруго-пластических деформаций в результате неравномерного нагрева (температурного перепада) в радиальном направлении диска $T(r)$) (рис.2) и последующая разгрузка материала диска при равномерном охлаждении [7]. Такой же эффект этим методом может быть достигнут от предварительного равномерного нагрева диска с последующим неравномерным охлаждением в радиальном направлении. Реализация проведения процесса неравномерного нагрева возможна с использованием лазерного оборудования, индукционного способа или с помощью непосредственно газовых горелок. Термопластический метод предпочтителен при создании остаточных напряжений в дисках с переменной вдоль радиуса толщиной $h(r)$, так как в отличие от вальцевания не требует применения дополнительной оснастки.

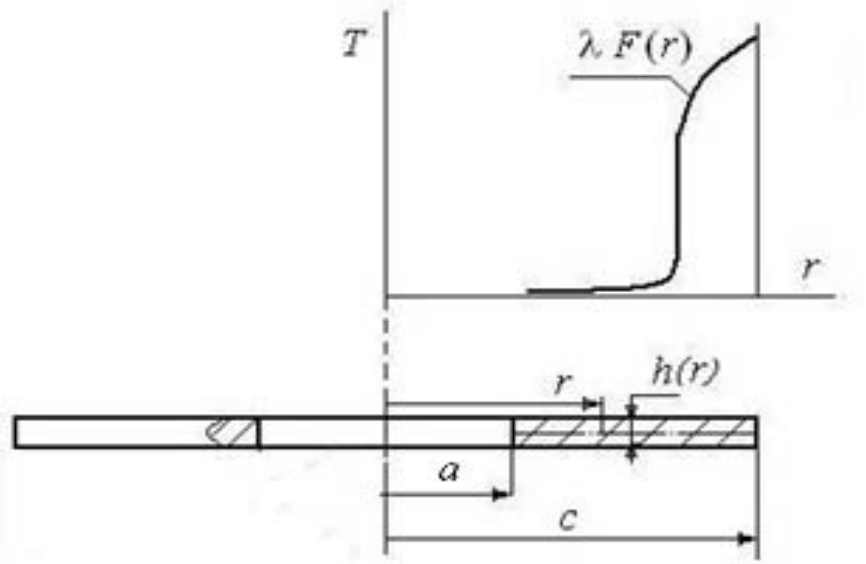


Рис. 2. Пример распределения температуры *T* вдоль радиуса *r* диска переменной толщины *h* (*r*) в процессе наведения остаточных напряжений, где *f* (*r*) – безразмерная функция, λ –максимальная температура неравномерного нагрева

При использовании термопластического метода также существует опасность создания остаточных напряжений, приводящих к необратимому искажению плоскостности диска, как правило, оно происходит в виде выпучивания центральной зоны диска. В связи с этим возникает необходимость предварительного теоретического определения допустимого температурного режима при создании остаточного напряженного состояния, который зависит как от геометрических размеров диска, так и от физико-механических свойств его материала при повышенных температурах. При проведении исследования для получения необходимого остаточного напряженного состояния в заданных зонах диска, можно использовать три характерные зависимости, аппроксимирующие температурный перепад (неравномерный нагрев):

$$T_i = \lambda \cdot f_i(\tilde{r}),\ i = 1,2,3, \tag{1}$$

где

$$f_1(\tilde{r}) = \left(\frac{1-\tilde{r}}{1-\tilde{k}_a}\right)^{n_1},\ f_2(\tilde{r}) = 0{,}5(1-\cos(\tilde{p})),\ f_3(\tilde{r}) = \left(\frac{\tilde{r}-\tilde{k}_a}{1-\tilde{k}_a}\right)^{n_1} \tag{2}$$

$$(\ \tilde{k}_a = a/c \le \tilde{r} = r/c \le 1, \tilde{p} = 2\pi\cdot(1-\tilde{r})/(1-\tilde{k}_a)\ )$$

– безразмерные функции распределения температуры соответственно с максимальным ее значением на внутреннем контуре, в середине и на внешнем контуре диска (параметр n_1 может быть принят равным 1, 2, 3, 4). После выбора вида аппроксимирующей функции необходимо задать параметр λ, значение которого заведомо соответствует появлению упругопластического напряженного состояния. Далее решением соответствующим образом сформулированной краевой задачи определяется упругое и упругопластическое напряженное состояние. Разность напряжений этих состояний в каждой точке диска определит значение остаточного напряжения, возникающее после разгрузки (в рассматриваемом случае после завершения процесса охлаждения).

Проведение указанных расчетов в виде алгоритмов и программ на примере режущих дисков [8, 9] позволили установить максимально допустимую температуру при создании остаточных напряжений в зависимости от отношения толщины к радиусу диска.

Использование предлагаемых методов может существенно улучшить эксплуатационные свойства и работоспособность указанных конструктивных элементов.

Список литературы

1. *Карпачев А.Ю.* Расчет критических скоростей вращения тонких круглых пластин с учетом их неравномерного нагрева// Всероссийская науч. конференция «Механика и математическое моделирование в технике», посвященной 100-летию В.И. Феодосьева. – Москва, 17-19 мая 2016. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. С.248-249.
2. *Карпачев А.Ю.* Свободные колебания круглых пластин при неравномерном нагреве // Известия вузов. Машиностроение. 2005. №4. С. 3-12.
3. *Karpachev A.Yu.* Stability of plane equilibrium of mills in nonuniform heating // Russian Engineering Research. 2009. V.29. №3. P.272-275.
4. *Карпачев А.Ю.* Влияние остаточных напряжений на устойчивость круглых пластин при неравномерном нагреве // Известия вузов. Машиностроение. 2006. №9. С. 3-13.
5. *Карпачев А.Ю.* Устойчивость дисков при проковке // Материалы Международная науч. конференция «Фундаментальные и прикладные проблемы механики», посвященной 90-летию В.И. Феодосьева. – Москва, 4-6 мая 2006. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. С.113.
6. *Карпачев А.Ю., Букеткин Б.В.* Исследования механических свойств стали Р6М5 при повышенных температурах // Вестник машиностроения. 2010. №6. С.40-41.
7. *Карпачев А.Ю.* Остаточные напряжения в тонком диске от предварительного неравномерного нагрева // Научные материалы. 2-я Международная научно-техническая конференция, посвященная 95-летию В.Н. Челомея, 19-20 мая 2009 г. М.: изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, НПО Машиностроения. С.241-242.
8. Свидетельство Гос. рег. программы для ЭВМ №2013617463. Расчет допустимой температуры нагрева термопластического метода подготовки к эксплуатации круглых пил из стали 9ХФ/ Карпачев А.Ю. Москва. 2013.
9. Свидетельство Гос. рег. программы для ЭВМ №2013617766. Расчет допустимой температуры нагрева термопластического метода подготовки к эксплуатации отрезных и прорезных фрез, изготавливаемых из быстрорежущих сталей/ Карпачев А.Ю. Москва. 2013.

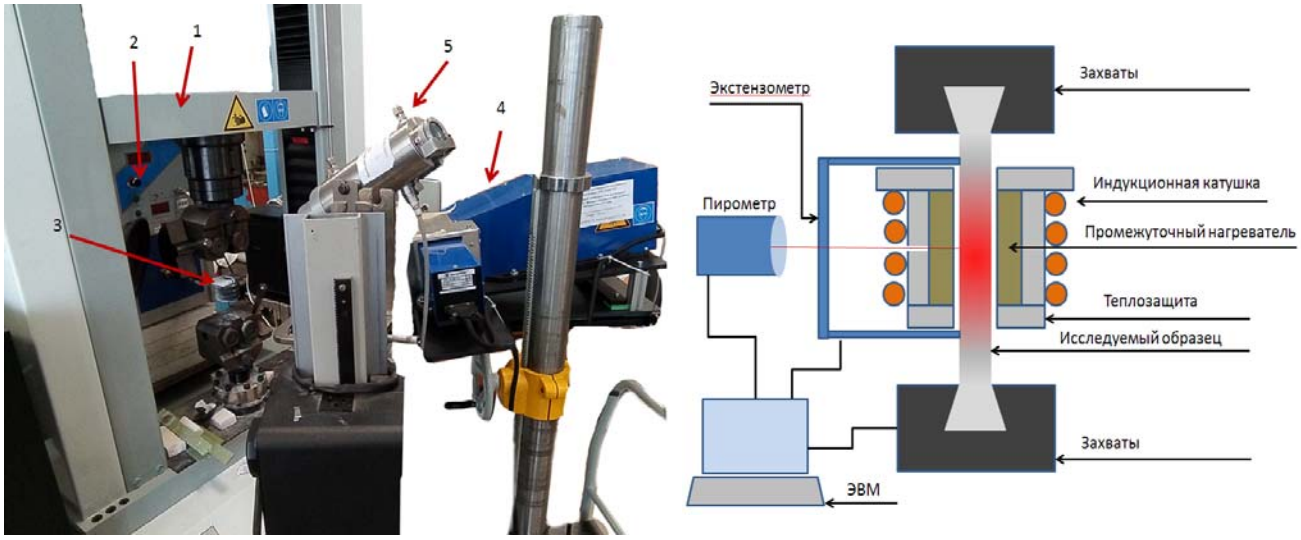
ПРОЧНОСТЬ ПРИ РАСТЯЖЕНИИ КЕРАМИЧЕСКИХ И КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В УСЛОВИЯХ ВЫСОКОИНТЕНСИВНОГО ИНДУКЦИОННОГО НАГРЕВА

Клемазов К.В., Якушкин П.Ю., Миронов Р.А.

АО ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина», г. Обнинск, Россия

Разработка перспективных конструкций высокоскоростных летательных аппаратов [1] связана с проблемой выбора материалов, стойких к высокоинтенсивному нагреву, сопряженным с силовым нагружением. Практически важной задачей является получение данных о физико-механических характеристиках материалов (прочность, модуль Юнга) или несущей способности конструкции при температурах лежащих в области термической деградации материалов, что в настоящее время не обеспечено промышленным испытательным оборудованием и методиками испытаний (стандартами).

В данной работе предлагается определение механических характеристик керамических и композиционных материалов с использованием индукционного нагрева через промежуточный нагреватель. Схема установки представлена на рис. 1. Испытания проводят на испытательной машине 1, дополнительно оборудованной индукционным нагревателем 2 для нагрева промежуточного нагревательного элемента 3 и бесконтактным экстензометром 4 для регистрации деформационных характеристик. Температура образца контролируется при помощи пирометра 5.



а) **б)**

Рис. 1. а) – общий вид установки, б) – принципиальная схема установки

Индукционный нагрев позволяет осуществлять интенсивный нагрев промежуточного проводящего элемента с возможностью автоматического регулирования температуры и скорости нагрева. Принципиально возможен нагрев со скоростями порядка 100 (и выше) K/сек до температур 2000 °C. Цилиндрический промежуточный нагреватель позволяет равномерно нагревать исследуемый образец. Варьируя мощность индукционного нагревателя можно реализовывать режимы нагрева, имитирующие температурные режимы элементов летательных аппаратов возникающих в условиях их эксплуатации. Максимальная температура может быть ограничена динамическим равновесием между нагреваемым элементом и окружающей средой. Данная проблема частично решается путем использования теплозащитных материалов, которые ограничивают передачу тепла в окружающую среду. В качестве промежуточного нагревателя может выступать как металлические материалы, так и электропроводящая керамика. Использование промежуточного нагревателя из керамических материалов позволяет проводить испытания в окислительной атмосфере.

В данной работе проведены испытания на растяжение в условиях высокоинтенсивного высокоскоростного нагрева двух типов материалов: композиционный материал на основе неорганического алюмохромфосфатного связующего ХАФСкв [2], кварцевая керамика НИАСИТ [3].

Показано, что при температуре 1300°С в материале ХАФСкв наблюдается изменение характера разрушения материала. Наблюдается аномальный «зуб» на диаграмме растяжения (рис. 2). Также увеличивается значение относительной деформации (выше 1%) при температурах выше 1300°С, что может говорить о появлении пластической деформации в материале. Выдвигается предположение о микрофрагментации материала, сопровождающейся появлением сетки трещин на поверхности материала (рис. 3) в температурной области перехода в пластическое состояние.

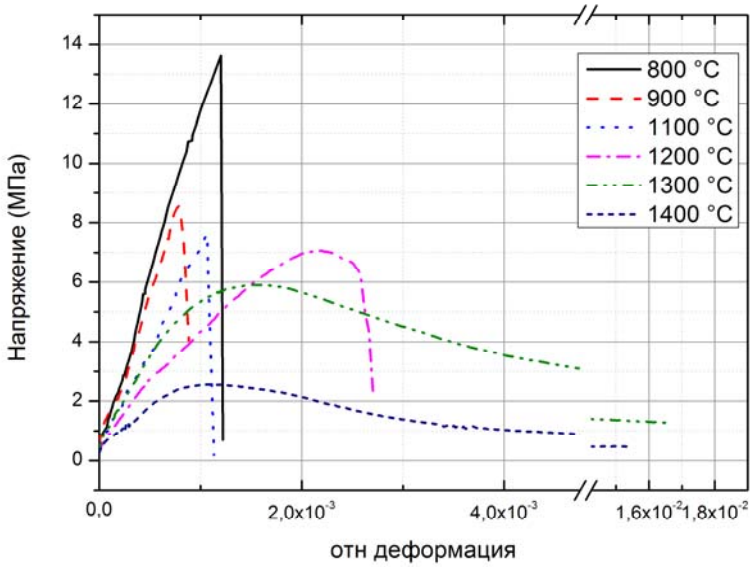


Рис. 2. Диаграммы «относительная деформация- напряжение» материала ХАФСкв, полученные при различных температурах

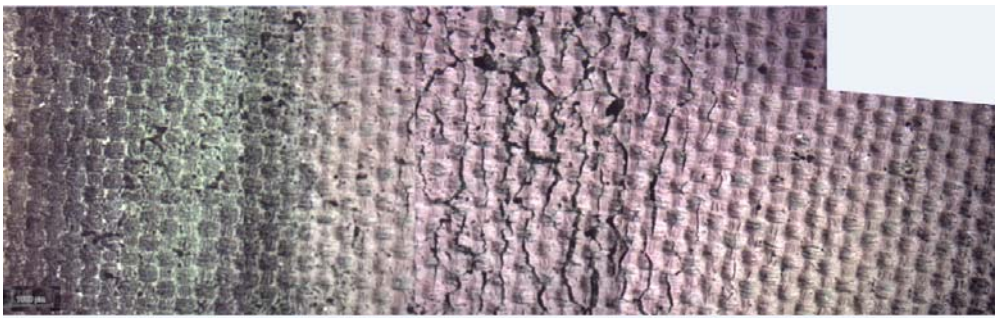


Рис. 3. Пример сеточной структуры поверхности материала после испытаний при 1400 °С

При исследовании материала НИАСИТ при температуре 1450 °С относительная деформация достигает порядка 50% (рис. 4). Данный эффект может быть связан с переходом SiO_2 в вязкотекучее состояние. Внешний вид образца после испытаний представлен на рис. 5. Схематично кривую деформации образца материала НИАСИТа можно разбить на три части: упругая зона, площадка текучести и «зона упрочнения». В отличие от металлов упрочнение кварцевой керамики не может быть связанно с торможением движения дислокаций, так как в классическом понимании данные дефекты отсутствуют в аморфных материалах. Предполагаемый эффект упрочнения может быть связан с кристаллизацией SiO_2 и появлением фазы кристобалита.

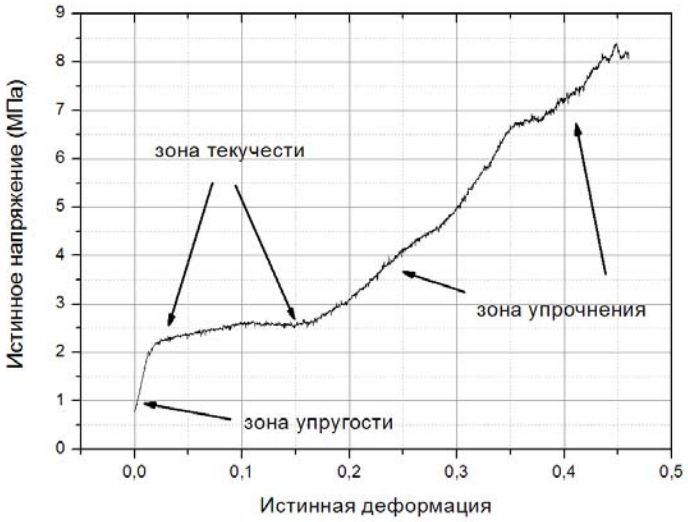


Рис. 4. Диаграмма растяжения материала НИАСИТ в координатах «истинная деформация-истинное напряжение» материала НИАСИТ



Рис. 5. Внешний вид образцов на растяжение из материала НИАСИТ

Список литературы

1. *Fahrenholtz W.G., Hilmas G.E.* Ultra-high temperature ceramics: materials for extreme environments //Scripta materialia. 2017. Т. 129. С. 94-99.
2. *Степанов П.А., Атрощенко И.Г., Стародубцева Н.И., Шуткина О.В., Мельников Д.А.* Разработка высокотемпературных композиционных материалов теплозащитного и радиотехнического назначения. // Перспективные материалы, 2014 №10. С. 17-21
3. *Суздальцев Е.И.* Свойства кварцевой керамики //Огнеупоры и техническая керамика. 2009. №7-8. С. 21-34.

РАЗВИТИЕ ИНТЕГРАЛЬНЫХ ПРИБОРОВ И МЕТОДОВ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

к.т.н., с.н.с. Козельская С.О.

АО «Центральный научно-исследовательский институт специальнго машиностроения», г. Хотьково, Московской обл., Россия.

Значимый аспект применения ПКМ связан необходимостью разработки и внедрения аппаратуры и методов неразрушающего контроля (НК), обеспечивающих выявление дефектов на всех стадиях жизненного цикла изделий из ПКМ – изготовление, испытание, эксплуатация в т.ч.:

– для обнаружения «неявных» дефектов в композитных материалах, которые проявляются в процессе эксплуатации, т.е. во время приложения к изделию нагрузок – силовых динамических, циклических, ударных и др. – («сомкнутые» трещины, расслоения и т.п.);

– методов оценки ресурса на основе результатов неразрушающего контроля.

К перспективным методам НК, имеющим большой потенциал неразрушающего контроля ПКМ в условиях испытаний и эксплуатации, целесообразно отнести термографические (тепловые), оптические и электрические методы [1-6].

При разработке методов и технологий неразрушающего контроля для решения поставленных выше задач учитывалось, что контроль, во-первых, должен осуществляться в процессе нагружения изделий нагрузками, во-вторых, необходимость «усиления» информационных признаков дефектов и, в-третьих, необходимость проявления таких дефектов, которые при ненагруженном состоянии изделий не выявляются. При этом нужно определить «золотую середину» в выборе режимов контроля: усилия нагружения изделий должны быть достаточными для проявления дефектов, но не должны «травмировать» изделий.

С этой точки зрения, как показал анализ, перспективным является оптический метод, базирующийся на волоконно-оптических датчиках (ВОД) на основе волоконных решеток Брэгга (ВБР), который позволяет оценивать напряженное состояние изделий в процессе нагружения, не допустить его разрушения и не вносит дополнительных дефектов.

Введены термины:

ИНТЕГРАЛЬНЫЕ ПРИБОРЫ И МЕТОДЫ неразрушающего контроля – одновременный контроль изделий из ПКМ в процессе их силового нагружения (динамическими нагрузками, циклическими и ударными) при котором осуществляется одновременный контроль с взаимным дополнением методов, например, для выявления дефектов и исключения «травмирования» изделий; ОПТИКО-ТЕРМОГРАФИЧЕСКИЙ КОНТРОЛЬ – одновременный контроль термографическим (тепловым) и оптическим методами; НЕЯВНЫЕ (СКРЫТЫЕ) ДЕФЕКТЫ – «слипнутые» («сомкнутые») дефекты типа нарушения сплошности, имеющие нулевое раскрытие (толщину), не проявляющиеся в «нормальном» состоянии контролируемого изделия и проявляющиеся при приложении к изделию нагрузок (испытательных, эксплуатационных» и не выявляемых традиционными методами; МИНИМАЛЬНЫЙ ДЕФЕКТ – дефект типа нарушения сплошности, размеры которого меньше размеров всех дефектов изделия с заданной вероятностью (например, 0,97).

Предмет исследования – новые интегральные приборы и методы неразрушающего контроля – оптико-термографического и электрического для оценки ресурса эксплуатации ПКМ.

Решаемая проблема. Создание новых научно обоснованных технических и технологических решений: развитие интегральных аппаратно-программных средств и методов неразрушающего контроля для обнаружения неявных (скрытых) дефектов, не выявляемых традиционными методами для оценки ресурса эксплуатации ответственных изделий из полимерных композиционных материалов в процессе их испытаний и функционирования.

В представляемой работе осуществлено следующее.

Разработан, теоретически (на основе математического моделирования) и экспериментально обоснован метод ультразвуковой (УЗ) термотомографии на основе генерации источников тепловой энергии в неявных дефектах толстостенных изделий с целью их выявления и определения характеристик с погрешностью, например, не более 13% по глубине залегания [7].

Теоретически (на основе математического моделирования) и экспериментально обоснован метод электросиловой термографии (метод ЭСТ) ПКМ для обнаружения неявных дефектов в электропроводных многослойных композитных конструкциях средней толщины. Показано, что образующиеся температурные аномалии при проведении контроля достигают величины нескольких градусов (вне зависимости от начальных характеристик дефектов) [8, 9].

Разработан, теоретически (на основе математического моделирования) и экспериментально обоснован интегральный одновременный контроль методами электросиловой термографии и оптическим на основе ВОД (ВБР), позволяющий повысить достоверность результатов при обеспечении «нетравмируемости» контролируемого изделия в процессе приложения силовых нагрузок [8-10].

На основе разработанной математической модели и теоретических исследований установлен и исследован факт возникновения волновых процессов в многослойных тканых ПКМ при ударном воздействии на них поражающим элементом и определены характеристики колебания волн на различных слоях материала. Это позволяет определять величину поглощения энергии поражающего элемента в каждом слое и формировать оптимальное сочетание слоев [3-5].

На основе математического моделирования, теоретических и экспериментальных исследований показана возможность обнаружения дефектов сплошности в тонкостенных электропроводных ПКМ на основе трехточечного измерения полей электрического потенциала при пропускании низкочастотного электрического тока и, для повышения достоверности результатов, на анализе поля кажущегося сопротивления. Установлено, что обнаруживаются неявные дефекты типа поверхностных и приповерхностных микротрещин протяженностью от 10 мм [11].

На основе теоретических и экспериментальных исследований оптического контроля установлено, что одномодовые кварцевые ВОД с акрилатным защитным покрытием могут применяться для создания систем встроенного контроля конструкций из ПКМ с сохранением работоспособности после воздействия технологических режимов формования ПКМ, интеграция ВОД в ПКМ не снижает их прочностные свойства [12,13].

Исследована возможность практического использования метода оценки ресурса эксплуатации изделий из ПКМ на основе искусственных нейронных сетей с использованием результатов комплексной технологии оптико-термографического и электрического неразрушающего контроля, обеспечивающий погрешность результатов не более 12-15% [14, 15, 16].

Список литературы

1. *Клюев В.В., Будадин О.Н., Абрамова Е.В., Пичугин А.Н., Козельская С.О.* Тепловой контроль композитных конструкций в условиях силового и ударного нагружения. М.: Издательский дом «Спектр», 2017, 200 с.: с ил. ISBN 978-5-4442-0138-1/
2. *V.O. Kaledin, E.A. Vyachkina, E.S. Vyachkin, O.N. Budadi, S.O. Kozel'skaya.* Applying Ultrasonic Thermotomography and Electric-Loading Thermography for Thermal Characterization of Small-Sized Defects in Complex-Shaped Spatial Composite Structures. – ISSN 1061-8309, Russian Journal of Nondestructive Testing, 2020, Vol. 56, No. 1, pp. 58–69. © Pleiades Publishing, Ltd., 2020.
3. *O.N. Budadin, V.O. Kaledin, V.P. Vavilov, S.O.Kozelskaya,, M.V.Kuimova.* The influence of deformation waves on impact energy absorption and heat release in multi-layer woven fabric ballistic body armor. – Ceramics International.T.45, vol. 18, c, 24336-24342.

Scopus, Импакт-фактор 3,057. Эл. адрес: http://www.scopus.com/inward/citedby.url?scp=85070799893&partnerID=8YFLogxK, DOI: https://doi.org/10.1016/j.ceramint.2019.08.149

4. *V.O. Kaledin, O.N. Budadin, S.O. Kozel'skaya, A.E. Gileva*. Quality Control of Armor Fabric by Modeling Thermomechanical Processes Projectile Impact. – Russian Journal of Nondestructive Testing, 2018, vol. 54, no, 5, pp363-371
5. *V.O. Kaledin, A.Ye. Gilyova, O.N. Budadin, S.O. Kozelskaya*. Modeling of thermomechanical processes in woven composite material at blow by the striking element. – IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series 894 (2017) 012019 doi :10.1088/1742-6596/894/1/012019 (scopus).
6. *S.O Kozelskaya*. Integrated thermal flaw detection technology of complex spatial composite structures in operation. – Journal of Physics: Conference Series., Volume 1636, 2020, The XXII Russian National Conference on Non-Destructive Testing and Technical Diagnostics "Transformation of Non-Destructive Testing and Technical Diagnostics in the Era of Digitalization. Society Security in a Changing World." RNCNDTTD (2020) 3-5 March 2020, Moscow, Russian Federation Accepted papers received: 01 September 2020. doi:10.1088/1742-6596/1636/1/012023.
7. *С.О. Козельская*. Компьютерная система ультразвуковой термотомографии обнаружения малоразмерных дефектов изделий из полимерных композиционных материалов / С.О. Козельская // Промышленные АСУ и контроллеры. – 2020, № 7, С. 9-16.
8. *С.О. Козельская*. Комплекс автоматизированного контроля сплошности электропроводных композитных материалов методом электросиловой термографии/ С.О. Козельская // ISSN 1561-1531. Промышленные АСУ и контроллеры. 2020, № 9, с. 13-18. DOI:10/25791/asu.9.2020.1215. 2020. №9. С. 13-18.
9. *Каледин Вал. О., Вячкина Е.А., Галдин Д.А., Будадин О.Н., Козельская С.О.* Электросиловая термография конструкций из композиционных материалов. – Контроль. Диагностика, 2019, № 8, с. 22-27.
10. Патент РФ 2736320. Способ электросилового термооптического контроля пространственных объектов и устройство для его осуществления/ Козельская С.О. заявка № 2020118855/28(031984) от 01.06.2020г. Опубл. 13.11.2020г., бюл. № 32.
11. *Будадин О.Н., Кульков А.А., Козельская С.О., Каледин В.О., Крюкова Я.С.* Неразрушающий контроль конструкций из углеродных материалов на основе регистрации поля точечных источников тока. – Контроль. Диагностика. – № 1 (199), 2015, с.46-52.
12. *Федотов М.Ю., Будадин О.Н., Козельская С.О.* Технологические аспекты создания волоконно – оптической системы неразрушающего контроля трехслойных композитных конструкций. – Контроль. Диагностика, 2019, № 7, с. 24-29.
13. *Федотов М.Ю., Будадин О.Н., Козельская С.О.* Математическое моделирование и экспериментальные результаты контроля ПКМ волоконно-оптическими датчиками с учетом воздействия факторов, имитирующих реальные условия эксплуатации. – Контроль. Диагностика, 2019, № 4, с.12-19.
14. *Козельская С.О.* Повышение безопасности эксплуатации промышленных технических систем из композитных материалов путем прогнозирования их ресурса на основе новых методов неразрушающего контроля и глубинных нейронных сетей. *Козельская* Безопасность труда в промышленности, 2021, № 4, с. 7-14, DOI: 10.24000/0409-2961-4.
15. *Козельская С.О.* Исследование возможности прогнозирования ресурса композитных конструкций на основе результатов оптико-теплового неразрушающего контроля с использованием глубинных нейронных сетей/ Козельская С.О.// ISSN 1561-1531. Промышленные АСУ и контроллеры. 2021. №1, с.44-56
16. *Козельская С.О.* Новый подход к оценке эксплуатационной безопасности композитных материалов и деталей сложной конструкции на основе методов искусственного интеллекта на базе глубинных нейронных сетей и результатов многокритериального комплексного неразрушающего контроля/ Д.А. Акимов, А.Д. Клейменов, С.О. Козельская, О.Н. Будадин// Контроль. Диагностика.-2020, Т. 23, №7. С. 18-27.

РАЗРАБОТКА СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ С УЧЕТОМ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДОВ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ И АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРОИЗВОДСТВА

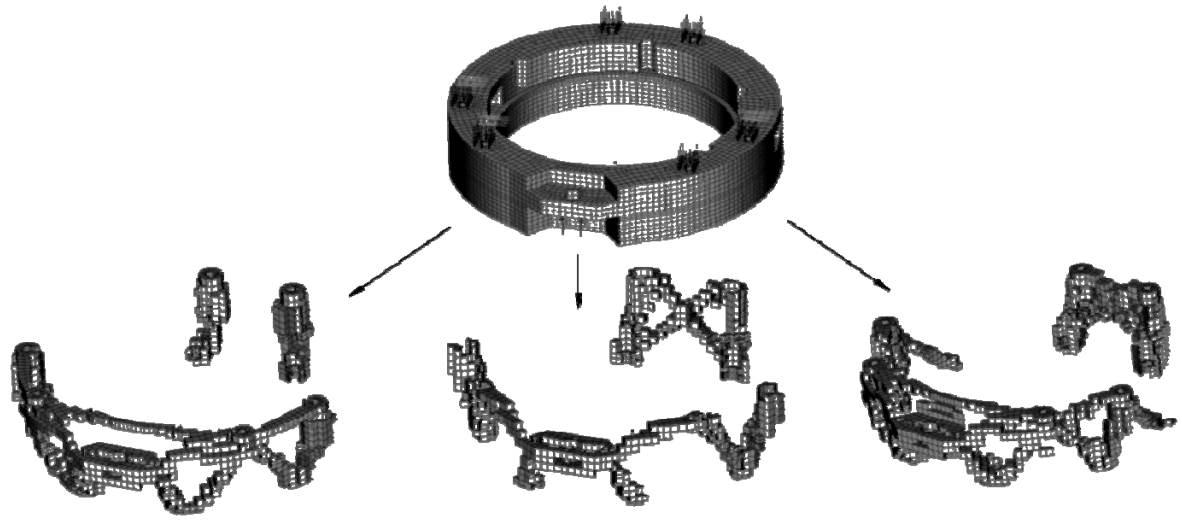
Лукомский Д.К., Кучин И.А., Половников Д.Е.

АО «Корпорация «МИТ», г. Москва, РФ

IV промышленная революция, на пороге которой мы находимся 6 вносит серьезные изменения не только в обычную жизнь людей, но и в методы и подходы связанные с разработкой конструкций. Так благодаря увеличению скорости компьютерных вычислений, широкому распространению и внедрению информационных технологий, развитию методов топологической 1, 2, 9 топографической 8, 10, NVH (noise, vibration, harshness) 11 оптимизации конструкций, а также развитию аддитивных технологий производства формируется новая методология разработки изделий. В отличие от традиционных подходов, базирующихся на использовании типовых конструктивных решений (гладких, вафельных, лонжеронных, стрингерных отсеков) и соответствующих проверочных расчетах, новая методология позволяет искать объективно лучшие конструктивные решения за счет применения методов топологической оптимизации (ТО).

В настоящее время существует ряд методов ТО (SIMP, BESO, LevelSet 7) и их программные реализации позволяющие проводить оптимизацию (минимизацию массы) конструкции при условии обеспечения заданных требований прочности. Среди отечественных методов одним из наиболее перспективных видится метод теории адаптивной эволюции механических систем (ТАЭМС) изложенный в работах Василькова Г.В. и его аспирантов 3, 4, 5. Данный метод оказался хорошо применим (как для тонкостенных конструкций так и для объемных тел) для автоматизированного формирования оптимальных форм конструкций.

Так метод ТАЭМС был впервые применен для формирования силовой конструкции отсека при разработке которого оказалось, что граничные условия (различные жесткости стыков, направления приложения нагрузок) могут качественно влиять на результаты топологической оптимизации (рис. 1).



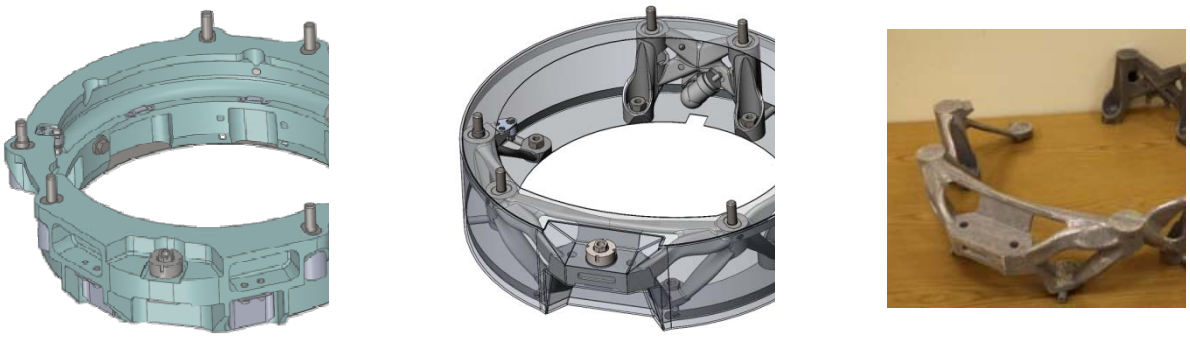
а) **б)** **в)**

Рис. 1. Влияние граничных условий и различных случаев нагружения на результаты ТО:
а) – один расчетный случай, жесткость фланцев соседних отсеков не учитывалась;
б) – 3 случая нагружения, жесткость фланцев соседних отсеков учитывалась;
в) – 5 случаев нагружения, жесткость фланцев соседних отсеков не учитывалась

В процессе работ было обнаружено, что метод ТАЭМС может быть использован не только для локальной оптимизации отсека, но и для определения рациональной конструктивно-компоновочной и конструктивно-силовой схем всего изделия на начальных этапах разработки. Так в рамках ТО корпусной детали выявилась целесообразность ее членения на две геометрически несвязанные детали.

Стоит отметить, что геометрические формы конструкций, получаемые в результате использования методов генеративного дизайна, как правило, оказываются трудоемкими для изготовления традиционными методами обработки, поэтому изготовление такого рода конструкций в ряде случаев может быть целесообразно с помощью аддитивных технологий производства. В тоже время одним из плохо изученных вопросов в настоящее время является вопрос контроля стабильности свойств материалов и качества напечатанных деталей.

Предварительный технико-экономический анализ показал, что в результате применения ТО и аддитивных технологий производства альтернативная конструкция (рис. 2, б) оказалась в ~2 раза легче традиционной (рис. 2, а). При этом время на изготовление заготовки сократилось в ~12 раз, а стоимость заготовки в ~3 раза. Корпусные детали альтернативной конструкции после 3D печати представлены на рис. 2, в).



а) **б)** **в)**

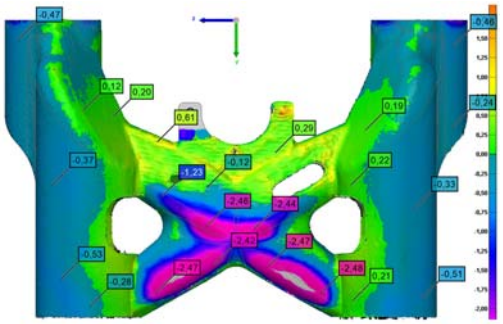
Рис. 2. Традиционная конструкции отсека – а), альтернативная конструкции – б), вид корпусных деталей альтернативной конструкции после 3D печати – в)

В рамках проверочных расчетов получившейся конструкции оказалось, что требования статической и вибрационной прочности обеспечиваются, но требуются дополнительные исследования циклической прочности напечатанных конструкций, а также проведения исследований в части ультразвукового контроля деталей в процессе статического нагружения на предмет образования и развития трещин в материале.

Наиболее сложным вопросом при изготовлении конструкции методами аддитивных технологий оказался вопрос подбора режимов спекания и контроля качества изготовленной детали как с точки зрения допустимых отклонений геометрии от номинальной CAD модели (рис. 3, а, б), так и с точки зрения контроля внутренних несплошностей и пор методами рентгенографии и томографии. При этом ни один из способов контроля в отдельности не позволяет полноценно осуществить должный контроль качества и достоверность измерений, что говорит о необходимости создания сложного, комплексного оборудования для всестороннего анализа качества и подтверждения годности изготавливаемой продукции.



а)



б)

Рис. 3. Одна из силовых деталей отсека после 3D печати – а) и результаты 3D сканирования (карта отклонений) – б).

Не смотря на имеющиеся трудности применение и развитие представленного подхода позволяет перейти на новый уровень разработки и создавать изделия с улучшенными тактико-техническими характеристиками, которые недостижимы при традиционном подходе к разработке, изготовлению и контролю изделий.

Для более широкого применения методов ТО видится целесообразным применение аддитивных технологий производства таких как DMD, WAAM и др. для печати крупногабаритных заготовок топологически оптимизированных деталей с целью их последующей механической доработки традиционными методами, что расширяет номенклатуру оптимизируемых конструкций и способствует дальнейшему улучшению ТТХ разрабатываемых изделий.

Список литературы

1. *Боровиков А.А., Тененбаум С.М.* Топологическая оптимизация переходного отсека КА. Аэрокосмический научный журнал. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2016. № 05. С. 16–30. DOI: 10.7463/aersp.0516.0847780
2. *Васильев Б. Е., Магеррамова Л.А.* Анализ возможности применения топологической оптимизации при проектировании неохлаждаемых рабочих лопаток турбин. Вестник самарского государственного аэрокосмического университета. Том 14, №3, ч.1, 2015. С 139-147.
3. *Васильков Г.В.* Эволюционная теория жизненного цикла механических систем: Теория сооружений / Предисл. Г.Г. Малинецкого. Изд. 2-е. М.: Издательство ЛКИ, 2013, С. 62, 112-117, 144.
4. *Маркин С.Г.* Адаптационные методы определения рационального оребрения тонких пластин и пологих оболочек: дис. канд. техн. наук: 05.23.17 / Маркин Сергей Геннадьевич. – Ростов-на-Дону, 2003. 151 с.
5. *Холькин С.А.* Решение конструктивно нелинейных задач строительной механики адаптационными методами: дис. канд. техн. наук: 05.23.17 / Холькин Сергей Александрович. – Ростов-на-Дону, 2002. 140 с.
6. *Шваб К.М.* Четвертая промышленная революция. М.: Издательство Эксмо, 2021. 208 с.
7. *Шевцова В.С., Шевцова М.С.* Сравнительный анализ методов оптимизации топологии (simp и level set) на примере реконструкции крыла стрекозы. Вестник южного научного центра. Математика и механика. Том 9, № 1, 2013, С. 8–16.
8. Ayan Dutta Topography Optimization of the Inner Panel of an Automobile Door. International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET). Volume: 03 Issue: 10 | Oct -2016.
9. *Bendsoe M.P., Sigmund O.* Topology optimization: theory, methods and applications. Springer-Verlag Berlin Heidelberg (Engineering online library), 2003.
10. *Kong Y.S., Abdullah S., Omar M.Z., Haris S.M.* Topological and Topographical Optimization of Automotive Spring Lower Seat. Latin American Journal of Solids and Structures. Vol.13 no.7. Rio de Janeiro. July 2016.
11. *Maressa A., Pluymers B., Donders S., Desmet W.* NVH optimization methodologies based on bead modification analysis in vehicle body design. PROCEEDINGS OF ISMA2010 INCLUDING USD 2010 / p. 4319-4335

СПОСОБЫ ЗАЩИТЫ ОТ ВНЕШНИХ НАГРУЗОК, ВОЗДЕЙСТВУЮЩИХ НА ОРБИТАЛЬНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Лэй Р.А.

КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, г. Казань, РФ

Целью данного доклада является обобщение основных задач, возникающих при разработке и создании теплозащиты орбитальных летательных аппаратов, а так же описание возможных вариантов их решения

Успех многих космических программ зависит в значительной степени от достижений в создании эффективной теплозащиты (ТЗ). Разработка легких высокотемпературостойких защитных конструкций составляет необходимый этап создания орбитальных летательных аппаратов (ОЛА) многоразового использования. Основные конструктивные элементы системы теплозащиты ОЛА: теплозащитные кварцевые плитки, сегменты передних кромок крыла, фюзеляжа и хвостового оперения, законцовки крыла, элементы ТЗ элевонов, а также иллюминаторы кабин.

Теплозащита ОЛА обеспечивает минимальный вес, гладкость и сохранение форм аэродинамических поверхностей, а в процессе эксплуатации – прогнозируемость аэродинамических, весовых и центровочных характеристик.

Условия работы теплозащиты и конструкции ОЛА можно разбить на три группы, соответствующие основным этапам полета – выведение ракетой-носителем, орбитальный полет и автономный полет при планирующем спуске в атмосфере.

Для этапа выведения к основным факторам воздействия на теплозащиту относятся: вибрационно-акустические нагрузки, воздушный скоростной напор и нестационарные нагрузки от скачков уплотнения, причем последние наиболее существенны в зонах узлов связи ОЛА с центральным блоком ракеты-носителя.

На старте, выведении и спуске с орбиты на ТЗ действуют необычные для самолетов большие ударно-волновые нагрузки при запуске ЖРД (± 0,15 кгс/см") и акустические нагрузки (164 дБ), создаваемые струями горячих газов ракетных двигателей суммарной тягой около 4000 тс.

Большие акустические нагрузки (162 дБ) со спектром, смещенным в область низких частот, создаются при обтекании на трансзвуковых режимах полета скругленных носков крыла и фюзеляжа с большими радиусами затупления и интерферирующих с поверхностью и друг с другом скачков уплотнения максимальной интенсивности от ударных волн.

Дополнительным фактором, способствующим повышению уровня инерционных нагрузок на элементы теплозащиты, может быть увеличение их массы за счет поглощения влаги при неблагоприятных погодных условиях.

ТЗ должна быть эрозионно-устойчивой к песку, дождю и граду, гидрофобной и негигроскопичной. Все это обеспечивается эрозионно-стойким поверхностным герметичным стекловидным покрытием (черным и белым). Теплозащита должна быть радиопрозрачной в широком диапазоне применяемых радиочастот. Для обеспечения максимального излучения конвективного теплового потока при спуске с орбиты внешняя поверхность ТЗ должна иметь интегральную степень черноты ε = 0,8...0,92 – черное покрытие (0,92 на начальной стадии эксплуатации, 0,8 после 100 циклов).

Для предотвращения перегрева конструкции на стороне, обращенной к Солнцу (+ 50°С), теплозащитное покрытие (белое) имеет поглощательную способность солнечного спектра A_S < 0,32 , т.е. A_S/ε < 0,4.

Аэродинамический нагрев на участке выведения сравнительно мал и не является определяющим для выбора теплозащиты. Лишь в кормовой части ОЛА теплозащита донного экрана и ряда других элементов выбирается в соответствии с уровнями радиационного нагрева от факелов двигателей ракеты-носителя на этапе совместного полета.

В орбитальном полете элементы теплозащиты ОЛА в теневых зонах могут охлаждаться до температур порядка –120°С или нагреваться до +110°С под действием прямого солнечного излучения. Минимальные уровни температур несущих элементов конструкции также могут достигать значений –120°С, а максимально допустимый нагрев металлической обшивки планера во время орбитального полета по техническому заданию

ограничен значением < +50°С для того, чтобы рационально использовать теплоаккумулирующую способность конструкции и тем самым сохранить на приемлемом уровне вес тепловой защиты. Практическое выполнение этого требования для боковой и верхней поверхностей планера обеспечивается использованием для теплозащиты внешних покрытий белого цвета с низким значением отношения коэффициента поглощения солнечного излучения к излучательной способности ($A_s/\varepsilon < 0{,}4$). Для нижней поверхности планера, где используется более термостойкая теплозащита с внешним покрытием черного цвета, имеющим отношение $A_s/\varepsilon \sim 1$, вводится ограничение по времени ее непрерывной ориентации на солнце (не более 6 часов).

Во время планирующего спуска в атмосфере теплозащита испытывает максимальные тепловые нагрузки. При этом параметры аэродинамического нагрева имеют существенную пространственную неравномерность и изменяются по времени, а максимальные уровни температур поверхности в значительной мере определяются такими физическими свойствами поверхности теплозащитного покрытия (ТЗП), как каталитичность и излучательная способность.

Теплозащитное покрытие каталитически нейтрально с константой скорости каталитической рекомбинации по кислороду и азоту $Kw_{O,N} < 2$ м/сек, при которой температура на носовом затуплении фюзеляжа может быть уменьшена на 300...400°С, а на нижней поверхности фюзеляжа на 100°С.

Уровни температур тонкостенных носков фюзеляжа и крыла существенно зависят также и от интенсивности внутренних процессов радиационного теплообмена. Максимальные значения температуры теплозащищенных элементов конструкции из алюминиевых сплавов в момент посадки не должны превышать +160°С при начальной температуре перед спуском с орбиты +50°С.

Для снижения температуры углеродных носков на 100...150°С в целях переизлучения теплового потока с нижней поверхности затупления на верхнюю, менее нагретую, затупления выполнены полыми с максимальной радиационной прозрачностью.

При спуске с орбиты ТЗ обтекается высокотемпературным потоком разреженного и диссоциированного воздуха с температурой в равновесном состоянии 6000К (в скачке за ударной волной 28000К). В течение 15...20 минут на поверхности ТЗ на носовых затуплениях крыла и фюзеляжа создается равновесная температура, превышающая температуру плавления углеродистых сталей, а на нижней поверхности крыла и фюзеляжа – температуру плавления серого чугуна и меди.

Разработка теплозащитных (ТЗМ) и конструкционных углерод-углеродных материалов (УУМ) многоразового использования, которые не изменяли бы своих свойств при неоднократных полетах в космос, является одной из сложнейших задач при создании ОЛА. Рационально в данном случае использовать неуносимую многоразовую ТЗ радиационного типа, которая практически весь конвективный тепловой поток, возникающий при спуске с орбиты, излучает в окружающее пространство.

Теплозащита ОЛА в основном определяет аэродинамическую компоновку и конструктивную схему, так как должна выдерживать все виды самолетных нагрузок на этапах эксплуатации, регламентированных общими техническими требованиями ВВС для тяжелых широкофюзеляжных самолетов. Тепловые удары, создаваемые падающими на аэродинамическую поверхность скачками уплотнения, например сильной ударной волны, исходящей от носового затупления фюзеляжа и пересекающей обе консоли крыла при числе М = 15...23.

По аэродинамической компоновке многоразовые ОЛА – это широкофюзеляжная сильно затупленная классическая "бесхвостка" с дельтавидным крылом двойной стреловидности в плане. Передние кромки скруглены необычно большими радиусами, задние выполнены в виде плоского торца теплозащиты двойной толщины. Нижняя граница значений радиусов затуплений крыла и фюзеляжа определяется допустимой температурой 1650°С эрозионно-стойкого покрытия углерод-углеродного конструкционного материала, из которого изготовлены углеродные носки и некоторые фрагменты конструкции.

В качестве теплозащиты фюзеляжа и крыла ОЛА следует применить материал, удовлетворяющий следующим требованиям:

– многократность использования – не менее 100 циклов;
– температура эксплуатации – от минус 150 до плюс 1250°С;
– коэффициент теплопроводности не более 0,5 Вт/(м·град.);
– плотность не более 0,15 г/см^3;
– предел прочности при растяжении не менее 0,2 МПа.

Этим условиям наиболее полно удовлетворяют материалы на основе кварцевых волокон, в которых максимально подавлен радиационный и конвективный перенос тепла через поры и основу. Исходя из свойств данного материала, ослаблять лучистый теплообмен путем рассеивания и эффекта многократного экранирования, а также уменьшать конвективную теплопроводность, на основе расчетно-экспериментальных данных по тепловым потокам следует сформулировать теплофизические и механические требования к теплозащитному материалу.

Для обеспечения термопрочности при тепловом ударе необходимо стремиться к минимальному значению коэффициента температурного расширения теплозащитного материала, *а*.

Единственный природный материал, способный выдержать тепловой удар до температуры 1250...1400°С с последующим мгновенным охлаждением и имеющий минимальное значение $a = 0{,}510$ град$^{-1}$, – аморфный кварц высокой чистоты.

Межплиточные зазоры должны располагаться вдоль линий постоянного давления или по нормалям к линиям тока в пограничном слое, что снижает внос конвективного тепла и способствует смещению зоны ламинарно-турбулентного перехода в область меньших высот и чисел М полета. Увеличение продолжительности ламинарного режима обтекания при спуске с орбиты способствует уменьшению поступления турбулентного тепла в ТЗ и снижает нагревание обшивки. Расположение последовательности зазоров нескольких плиток вдоль линии тока ("кафельная" укладка) способствует распространению возмущений неустойчивости вниз по потоку, что провоцирует ранний ламинарно-турбулентный переход. Расположение межплиточных зазоров по нормали к линии тока ("кирпичная" укладка) может незначительно увеличить нагревание углов плиток в области "Т"-образных зазоров, однако обеспечивает перекрытие течения в межплиточном зазоре вдоль линии тока в пределах одной плитки.

Выводы:

1. За основу разработки схемы и конструкции теплозащиты следует брать распределение температур и давлений по аэродинамической поверхности и по времени (на траектории спуска).
2. При разработке схемы распределения температур по носовой части фюзеляжа и крылу следует учитывать каталитичность поверхности, а по хвостовой части – ламинарно-турбулентный переход, чтобы снизить температуру по траектории спуска и уменьшить вес теплозащиты.
3. При расчете температур конструкции на орбите и при спуске необходимо учитывать переизлучение и спектральные характеристики специальных покрытий, применение которых способно уменьшить нагрев ОЛА.
4. Для затягивания ламинарно-турбулентного перехода , а следовательно, уменьшения теплового воздействия на конструкцию ОЛА рекомендуется применить «кирпичную» кладку плиток ТЗ.

Список литературы

1. *Юрченко И.И., Каракотин И.Н., Кудинов А.С.* Влияние свойств теплозащитных покрытий на тепловые потоки к поверхностям сверхзвуковых летательных аппаратов и методы оптимизации теплозащиты. // Труды МАИ. 2011. № 43. С. 17.
2. *Бакулин В.Н., Виноградов Ю.И., Меньков Г.Б.* Напряженное состояние подкрепленной конической оболочки с теплозащитным покрытием с зависимыми от температуры свойствами // Известия высших уч. заведений. Авиационная техника. 2018. № 2. С. 10-17.
3. *Зарубин В.С., Зимин В.Н., Леонов В.В., Зарубин В.С.* Нагрев двухслойного теплозащитного покрытия при гиперзвуковом обтекании сферического затупления. // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2021. № 1. С. 81-89.

ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ КОЛЬЦЕВЫЕ ВОЛОКНИСТЫЕ УПЛОТНЕНИЯ

Медведев А.В.

АО «НПО Стеклопластик», Московская обл., Россия

Возрастающие требования к защите оборудования от высоких температур и снижению энергопотребления стимулируют разработку высокотемпературных уплотнений. Гибкие высокотемпературные уплотнения, применяемые в узлах герметизации разъемных соединений, работающих в зоне высоких температур и агрессивных сред представлены шнурами наполненными и кольцевыми волокнистыми уплотнениями.

Исследования, направленные на производство высокотемпературных уплотнений из крученых нитей на основе оксида алюминия имеют большое практическое значение для перспективных изделий ракетно-космической техники (РКТ). По мнению исследователей NASA, из всех керамических материалов: оксидов, карбидов и нитридов нити из оксида алюминия являются наиболее подходящим материалом для гибких высокотемпературных уплотнений [1, 2, 3].

Одной из задач в области обеспечения герметичности разъемных соединений является создание надежного уплотнения, работающего при высоких температурах в уплотнительных узлах энергетического, металлургического оборудования и РКТ. Среди гибких высокотемпературных уплотнений наиболее подходящими для решения указанной задачи являются кольцевые волокнистые уплотнения.

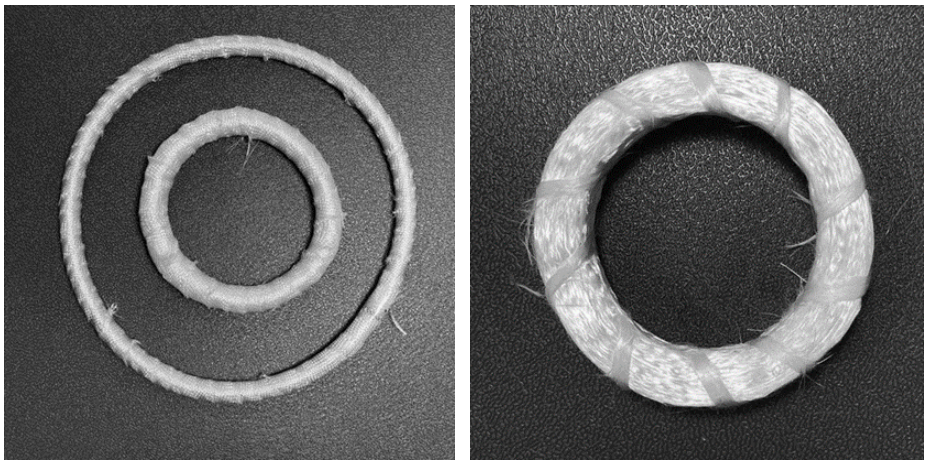
Из реально существующих высокотемпературных кольцевых волокнистых уплотнений, применяемых в узлах энергетического и металлургического оборудования можно отметить уплотнение, разработанное TENGLONG SEALING & PACKING, YUYAO (Китай) [4]. ФГУП «ВИАМ» разрабатывает кольцевое уплотнение для перспективных образцов РКТ из нитей оксида алюминия. Проведенные эксперименты подтвердили высокие эксплуатационные свойства кольцевых уплотнений [5]. На рис. 1 представлено изображение высокотемпературного кольцевого волокнистого уплотнения TENGLONG SEALING & PACKING, YUYAO (а) и ФГУП «ВИАМ» (б).



а) **б)**

Рис. 1. Высокотемпературное кольцевое волокнистое уплотнения TENGLONG SEALING & PACKING, YUYAO (а) и ФГУП «ВИАМ» (б)

Кольцевые волокнистые уплотнения должны иметь низкую стоимость и высокую технологичность изготовления. В соответствии с вышеперечисленными требованиями разработана конструкция и способ изготовления высокотемпературного кольцевого волокнистого уплотнения и получен патент RU 2722681 «Сальниковое высокотемпературное уплотнение» [6]. На рис. 2 представлены высокотемпературные кольцевые волокнистые уплотнения с обмоткой сердцевины из кремнеземных нитей кварцевой лентой (а) и кремнеземной нитью (б).

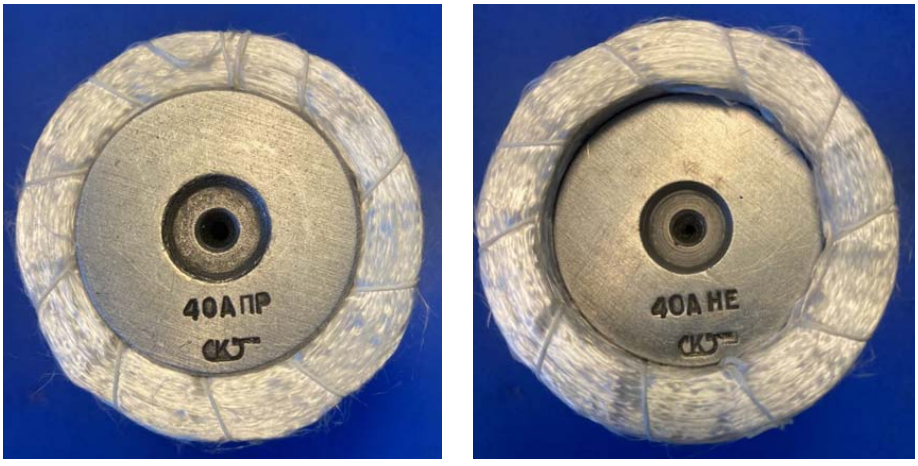


а) **б)**

Рис. 2. Кольцевые волокнистые уплотнения с обмоткой сердцевины из кремнеземной нити кварцевой лентой (а) и кремнеземной нитью (б)

Кольцевые уплотнения, изготовленные по патенту [6] имеют предельные отклонения по размерам поперечного сечения, наружному и внутреннему диаметрам менее 0,1 мм. На рис. 3 представлен процесс контроля внутреннего диаметра Ø 40Н9 кольцевого волокнистого уплотнения калибром-пробкой, проходной стороной (ПР) (а) и непроходной стороной (НЕ) (б).

Низкая величина предельных отклонений повышает эксплуатационные свойства кольцевых волокнистых уплотнений по сравнению со шнурами наполненными, позволяет повысить точность установки, унифицировать и выполнять условия взаимозаменяемости.



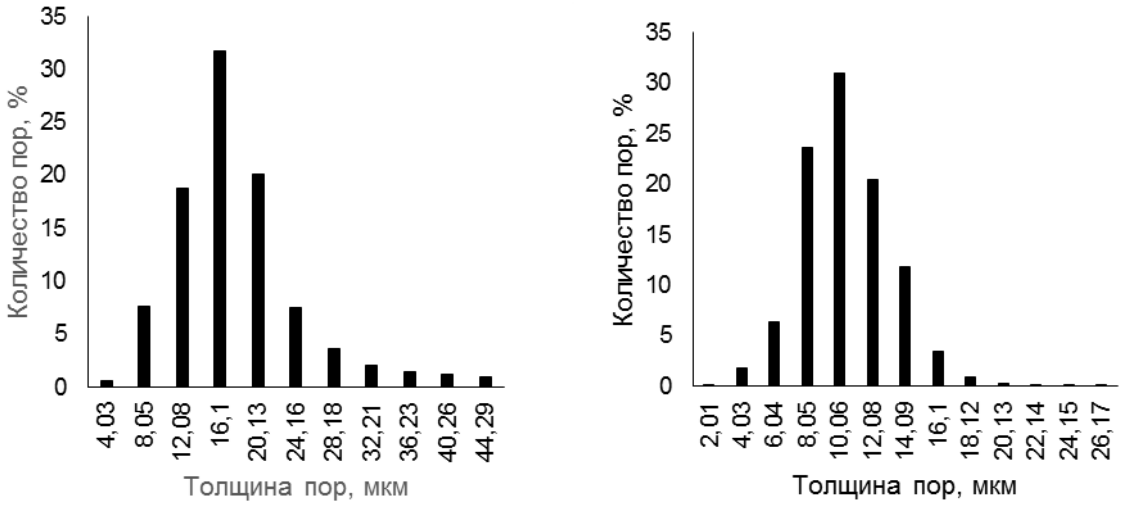
а) **б)**

Рис. 3. Процесс контроля внутреннего диаметра Ø 40Н9 кольцевого волокнистого уплотнения калибром – пробкой, проходной стороной (ПР) и непроходной стороной (НЕ)

Одним из преимуществ кольцевых волокнистых уплотнений является большой диапазон размеров и формы поперечного сечения. Еще одним преимуществом разработанных кольцевых волокнистых уплотнений является меньшая толщина пор, чем у шнуров наполненных.

Исследование микроструктуры шнура наполненного и кольцевого волокнистого уплотнения проведены в ФГБНУ ФИЦ Почвенный институт им. В.В. Докучаева на микротомографе Bruker SkyScan 1172G. Анализ результатов исследования показал, что 97% пор шнура наполненного имеют средний размер от 4,3 до 24,6 мкм, в то время как 97% пор кольцевого уплотнения имеют средний размер от 2,1 до 16,1 мкм.

На рис. 4 представлены гистограммы распределения пор по толщине в исследованных объемах шнура наполненного (а) и кольцевого уплотнения (б).



а) **б)**

Рис. 4. Гистограмма распределение пор по толщине в исследованном объеме шнура наполненного (а) и кольцевого уплотнения (б)

Таким образом, при равных условиях: деформации в уплотнительном узле и материале уплотнения общая пористость кольцевых волокнистых уплотнений будет ниже, чем у наполненных шнуров.

Исследования и разработки в области высокотемпературных кольцевых уплотнений из отечественного сырья имеют большое значение для создания современных и перспективных изделий РКТ.

Список литературы

1. *Bruce M. Steinetz.* A Test Fixture for Measuring High-Temperature Hypersonic-Engine Seal Performance / M. Steinetz Bruce. NASA Technical Memorandum 103658. Lewis Research Center Cleveland, Ohio. December, 1990. 20 p. [Электронный ресурс]. – URL: http://www.sti.nasa.gov (дата обращения 06.12.2018).
2. *P.H. Dunlap, Jr. and B.M. Steintz, J.J. DeMange, S.C. Taylor.* Improved hypersonic engine seals / P.H. Dunlap, Jr. and B.M. Steintz, J.J. DeMange, S.C. Taylor. NASA Technical Memorandum-2003-212531. 2003. 23 p. [Электронный ресурс]. – URL: http://www.sti.nasa.gov (дата обращения 07.12.2018).
3. *H. Dunlap, Jr. and Bruce M. Steinetz, Jeffrey J. DeMange, Shawn C. Taylor.* Toward an Improved Hypersonic Engine Seal / H. Dunlap, Jr. and M. Steinetz Bruce, J. DeMange Jeffrey, Shawn J. DeMange [Электронный ресурс]. – URL: https://www.semanticscholar.org/paper/Toward-an-Improved-Hypersonic-Engine-Seal-Dunlap-Steinetz/f1b44c0a9c541c6f3e1fc6fb4d6b99124661d5f2 (дата обращения 07.12.2018).
4. Tenglong Sealing Products Manufactory [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.sealings.cn. (дата обращения: 04.07.2019).
5. *Ивахненко Ю.А., Баруздин Б.В., Варрик Н.М., Максимов В.Г.* Высокотемпературные волокнистые уплотнительные материалы//Авиационные материалы и технологии. – 2017, – № S. – С. 272 – 289.
6. Патент RU 2722681 C1. МПК F16J 15/18. Сальниковое высокотемпературное уплотнение. Медведев А.В. Заявл. 04.09.2019, опубл. 03.06.2020. Бюл. №16.

ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ ШНУРЫ НАПОЛНЕННЫЕ ИЗ КРУЧЕНЫХ НИТЕЙ ОКСИДА АЛЮМИНИЯ ДЛЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Медведев А.В.

АО «НПО Стеклопластик», Московская обл., рп. Андреевка, Россия

Гофин М.Я.

Московский авиационный институт (государственный технический университет), академия РАКЦ, г. Москва, Россия

Потребность в гибких высокотемпературных уплотнениях, как одном из элементов тепловой защиты, имеющих низкую газопроницаемость, высокую износостойкость, способность к сопротивлению циклическим механическим нагрузкам возникла с началом разработки многоразовых транспортно – космических систем (МТКС) и продолжается в настоящее время. Важнейшее требование к тепловой защите – обеспечить приемлемые весовые характеристики при заданных значениях показателей надежности и безопасности. Разработка тепловой защиты предусматривает решение проблемы предотвращения проникновения теплового потока между элементами конструкции теплозащиты в местах установки створок и люков различного назначения, элевонов с крылом, рулей направления с килем и т.д. [1]. Отсюда следует, что одной из целей исследований в области обеспечения тепловой защиты ГЛА является разработка гибких высокотемпературных уплотнений, обеспечивающих тепловую защиту заданного уровня.

И в этом контексте важную роль играет анализ наработанных и отработанных на стендах и приспособлениях методик проведения испытаний уплотнений из высокотемпературных шнуров наполненных осуществленных при создании отечественной МТКС [1].

Проблема защиты подвижных и неподвижных элементов конструкций от проникновения в них раскаленной плазмы являлась одной из ключевых, при разработке теплозащиты орбитального корабля «Буран». Исследования и разработка высокотемпературных шнуров наполненных сопровождалась большим объемом исследовательских, автономных и комплексных испытаний. Исследовательские испытания являются наиболее ответственными и предшествуют проектированию как самих уплотнений, так и тепловой защиты летательного аппарата в целом.

Целью испытаний являлось исследование общих свойств высокотемпературных шнуров наполненных с оплеткой из кварцевых и керамических нитей и наполнителем из нитевидных кристаллов карбида кремния.

Задачами испытаний являлись:

– определение количественных оценок газопроницаемости (степени негерметичности) в зависимости от величины зазора щели, температуры, перепада давления и схемы деформации;

– определение усилий обжатия в условиях нормальной окружающей среды для выявления исходной сопротивляемости к действию сжимающей нагрузки;

– определение наличия остаточных деформаций по плоскости сжимающей нагрузки;

– оценка возможности изменения упругих характеристик от воздействия и не воздействия на него во времени фиксированной нагрузки;

– выявление рабочих режимов применения.

На испытательной оснастке исследовались не только общие характеристики уплотнений, но и имитировались условия их деформаций в штатных соединениях. На рис. 1. приведены примеры штатных узлов уплотнений (а, б, в) и способы их имитации на испытательной оснастке (г, д, е).

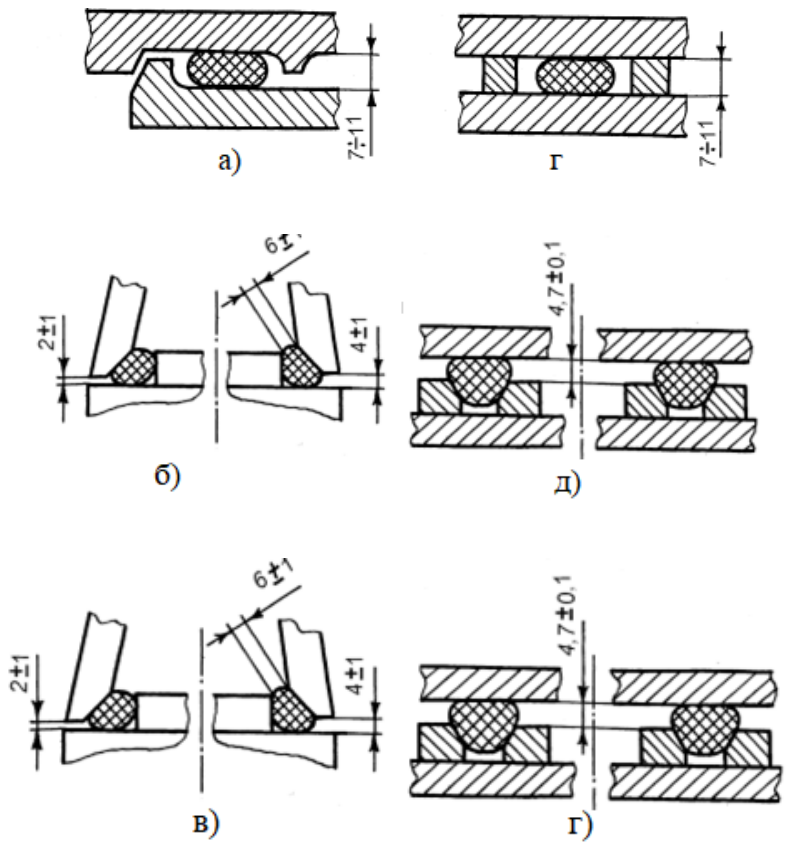


Рис. 1. Условия их деформаций в штатных соединениях уплотнений (а, в) и способы их имитации на испытательной оснастке (б, г).

Для уплотнений, работающих в подвижных узлах, большое значение имеет их стойкость к истиранию. Так, например, для защиты редуктора привода руля направления – воздушного тормоза (РН-ВТ) используется защитный кожух (ЗК), представляющий собой незамкнутую коническую оболочку, выполненную из стальных сотовых панелей. По линии сопряжения створок РН-ВК с конструкцией ЗК выполнены конструктивные зазоры, которые перекрыты уплотнением с повышенными требованиями к износостойкости. В процессе отработки изделия отмечалось разрушение оплетки шнура и частичное высыпание его сердцевины, приводящее к появлению недопустимых зазоров между ЗК и РН-ВТ при штатных отклонениях РН-ВТ в объеме одного полета. В этой связи была разработана новая конструкция жгутового уплотнения с металлической оплеткой.

Описанные выше отдельные примеры исследовательских испытаний лишь в малой степени иллюстрируют широту и глубину разрешенных проблем при создании системы теплозащиты орбитального корабля «Буран».

Программы исследований и разработок по созданию высокотемпературных уплотнений для ГЛА в США выполнялись NASA по проектам, включающим несколько взаимосвязанных этапов. По результатам испытаний NASA подтвердило решение о разработке конструкции гибких уплотнений под разрабатываемый узел уплотнения зазоров подвижных элементов двигателя, эффективно работающего в высокоскоростных потоках газов при температурах от 2000 до 2500 F (1093 до 1200^{o}C) только из керамических нитей Nextel^{TM} 440 и Nextel^{TM} 550 производства 3M Company [2, 3, 4].

В соответствии с федеральной целевой программой [5] в АО «НПО Стеклопластик» разработана технология производства и выработан шнур с оплеткой и наполнителем из крученых нитей оксида алюминия. Оплетка выполнена из крученых нитей марки ОА–13–30×1×4×2–240 в два сложения, наполнитель из крученых нитей марки ОА–11–20×1×3×2–120 в двадцать сложений. На рисунке 2 представлена фотография шнура ШОАН(К) – 2,5 из керамических крученых нитей с 6 кратным увеличением [6].



Рис. 2. Фотография шнура ШОАН(К) – 2,5 из керамических крученых нитей с 6 кратным увеличением

Критический диаметр для шнура наполненного производства Lewis Research Center Cleveland (США) типа АС1 равен 41 см, а отношение диаметра шнура к критическому диаметру равно 0,036. Шнур ШОАН(К) – 2,5 имеет аналогичную структуру и материал наполнителя и оплетки – керамические крученые нити, исходя из вышесказанного, критический диаметр шнура должен быть равен 67,56 мм. На рис. 3 представлен шнур ШОАН(К) – 2,5, изогнутый на цилиндре диаметром 40 мм, что в 1,67 раза меньше критического диаметра и, как можно видеть, разрушения нитей оплетки не происходит.



Рис. 3. Шнур ШОАН(К) – 2,5, изогнутый на цилиндре диаметром 40 мм

Основными проблемами при разработке внедрении высокотемпературных шнуров из оксида алюминия являются недостаточные объемы производства сырья для выработки крученых нитей. Отдельное внимание необходимо уделить восстановлению экспериментальной базы для проведения исследовательских, автономных и комплексных испытаний гибких высокотемпературных уплотнений как элемента тепловой защиты гиперзвуковых аппаратов.

Список литературы

1. *Гофин М.Я.* Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов / М. Я. Гофин – М.: 2003 (АООТ Твер. полигр. комб.). 671 с.
2. Sliding Durability of Candidate Seal Fiber Materials in Hydrogen from 25 to 900 °C. NASA Technical Memorandum 105939. [Электронный ресурс] / DellaCorte Christopher and M. Steinetz Bruce. – Cleveland, Ohi: Lewis Research Center, 1992. – 21 p. Режим доступа: https:www//ntrs.nasa.gov/. (дата обращения 05.01.2018).
3. A Test Fixture for Measuring High-Temperature Hypersonic-Engine Seal Performance NASA Technical Memorandum 103658. [Электронный ресурс] / M. Steinetz Bruce. Lewis Research Center Cleveland, Ohio. December, 1990. 20 p. – Режим доступа: http://www.sti.nasa.gov. (дата обращения 06.12.2018).
4. High Temperature Propulsion System Structural Seals for Future Space Launch Vehicles Technical Memorandum 2004-212907 [Электронный ресурс] / P.H. Dunlap, Jr. and B.M. Steintz, J.J. DeMange, S.C. Taylor. Glenn Research Center, Cleveland, Ohio. 2003. 23 p. – Режим доступа: http://www.sti.nasa.gov. (дата обращения 07.12.2018).
5. Постановление Правительства Российской Федерации от 11.09.2008 г. № 658-25 «Разработка, восстановление и организация производства стратегических, дефицитных и импортозамещающих материалов и малотоннажной химии для вооружения, военной и специальной техники на 2009-2011 годы и на период до 2015 года».
6. *Медведев А.В.* Шнур из крученых нитей оксида алюминия отечественного производства / А.В. Медведев //Известия высших учебных заведений. Технология легкой промышленности. – 2020. – Том 48, №2. С. 59-63.

МЕТОДИКА ОБЕСПЕЧЕНИЯ СОБИРАЕМОСТИ КОНСТРУКЦИИ БОРТОВЫХ ПРИБОРОВ

Москаленко А.А., Авраменко С.В.

АО «Российские космические системы», г. Москва, Россия

В настоящее время прослеживается тенденция усложнения конструкции в связи с конкурентной борьбой за массогабаритные характеристики и унификацию приборов, что приводит к увеличению трудоемкости и стоимости конструирования, последующего изготовления и сборки.

Качество сборки приборов характеризуется свойством собираемости конструкции, которое зависит от точности его всех составных частей.

Точность каждой детали зависит от установленных на чертеже допусков размерных цепей и их одновременного сочетания наибольших увеличивающих и наименьших уменьшающих звеньев [1].

Конструктивные и технологические особенности приборов и их составных частей, надежность и технический уровень во многом определяется методами координации поверхностей, т.е. правильной простановкой размеров и обоснованным назначением допусков.

Количественной характеристикой является уровень собираемости, который оценивается процессом сборки, выполняемым без дополнительных операций либо с дополнительными операциями по подбору, подгонке или/и регулированию параметров элементов.

В основе отработки конструкции приборов на технологичность лежит анализ размерных связей, закладываемых при конструировании и формирующихся в процессе изготовления. В настоящее время размерные цепи рассчитываются двумя методами: методом максимума-минимума и вероятностным методом. Расчеты по методу максимума-минимума приводят к избыточным запасам по точности, а расчеты с помощью вероятностного метода не гарантируют полной расчетной собираемости конструкции.

Для обеспечения полной собираемости конструкции прибора без дополнительных операций при рациональной точности деталей, предлагается методика обеспечения собираемости конструкции бортовых приборов на основе алгоритма расчета предельных допусков конструкции приборов. Предлагаемая методика учитывает технические особенности входящих в конструкцию сборочных единиц и их взаимосвязей.

Взаимосвязь элементов прибора предлагается оценивать с помощью различного рода графов, а сложность конструкции – на основе общей теории решеток [2,3].

Список литературы

1. *Дунаев П.Ф.* Размерные цепи / П.Ф. Дунаев. М.: Машгиз, 1963. 308с.
2. *Гретцер Г.* Общая теория решеток. М.: Мир, 1982. 456с.
3. *Божко А.Н.* Теоретико-решетчатая модель конструкции // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2011. №9.

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ КОМПОНЕНТОВ СИСТЕМЫ РАЗДЕЛЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ

Муляр С.Г., Тюльменков В.А.

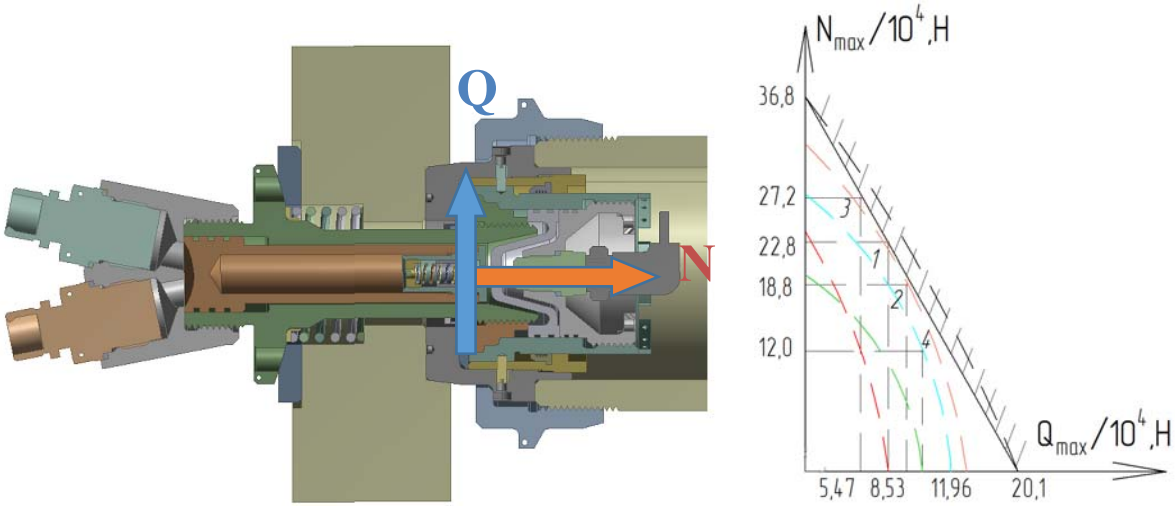
ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», г. Королев, Россия

Пирозамки являются ключевым элементом конструкции пилотируемого транспортного корабля и обеспечивают разделение отсеков в ходе полета. Определение усилий, действующих на них, является важной задачей, от правильного решения которой зависит надежность системы и безопасность экипажа. Для пирозамка существуют три определяющих уровня нагрузки, напрямую влияющие на надежность его работы:

1) несущая способность пирозамка (расчетные нагрузки не должны превышать эту величину);
2) максимальная нагрузка, при воздействии которой замок должен срабатывать;
3) максимальная нагрузка, после воздействия которой замок должен срабатывать.

Главной особенностью конструкции данного пирозамка является необходимость обеспечения его работоспособности под нагрузкой для случая аварии ракеты-носителя.

С учетом этих нагрузок производится расчет на прочность пирозамка и проводится его экспериментальная отработка. Общий вид пирозамка показан на рисунке справа.



Общий вид пирозамка в разрезе с указанием действующих сил (слева) и диаграмма для определения комбинации нагрузок, исчерпывающей несущую способность пирозамка (справа)

При проектировании изделия, на которое планируется установка пирозамков, как правило, стараются избежать воздействия на них касательных сил, вводя дополнительные конструктивные элементы. Наличие комбинации осевой растягивающей силы N и перерезывающей Q следует из конструктивной особенности двигательного отсека. Таким образом, возникает задача определения несущей способности замка при действии произвольной комбинации нагрузок N и Q. Экспериментальная отработка пирозамка будет производиться также на воздействие комбинации нагрузок.

В ходе решения задачи была показана возможность применения теоремы Папковича [1] о выпуклости поверхности устойчивости, которая утверждает, что эта поверхность может быть обращена выпуклостью только в сторону области неустойчивости, т. е. прямая, соединяющая две точки поверхности, соответствующие критическим усилиям по каждой из осей, всегда лежит в области устойчивости. Иными словами, зная критические значения усилий N и Q, при которых запас статической прочности $\eta = 1$, можно спрогнозировать исчерпание несущей способности для конкретной детали конструкции для

любой произвольной комбинации этих нагрузок, соединив прямой линией критические значения нагрузок для данной детали по осям N и Q. Вычислив, при какой комбинации совместно действующих сил N и Q запас статической прочности $\eta = 1$, можно построить третью точку, которая уточнит границу устойчивости. В рамках данной работы был произведен ряд расчетов замка с различными комбинациями нагрузок N и Q методом конечных элементов (МКЭ) для проверки возможности использования теоремы Папковича. Точки, соответствующие номеру расчета для конкретной детали, нанесены на график 1. Комбинации нагрузок в расчетных случаях 1 и 3 при расчете с использованием МКЭ показали запас прочности η, близкий к 1, при этом на рисунке 1 граница области устойчивости проходит через точки 1 и 3. Цветными пунктирными линиями показаны границы области устойчивости для различных деталей (работающих как на сдвиг, так и на растяжение), входящих в замок.

Таким образом, в ходе работы показана возможность теоретического исследования прочности конструкций, работающих в условиях сложного нагружения с изменяющимися в известных пределах нагрузках, с применением теоремы Папковича. Данная методика позволяет, не проводя многочисленных экспериментов для различных комбинаций нагрузок (в заданных пределах) прогнозировать исчерпание несущей способности деталей конструкции.

Список литературы

1. *Алфутов Н.А.* Основы расчета на устойчивость упругих систем. М.: Машиностроение, 1978. 312 с.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ИТЕРАЦИОННОЙ РЕГУЛЯРИЗАЦИИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СВОЙСТВ ГРАДИЕНТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

С.А. Будник, А.В. Ненарокомов, А.В. Нетелев

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институ (национальный исследовательский университет)», г. Москва, Россия

Градиентные материалы (ГМ) являются сравнительно новым типом конструкционных материалов. Особенностью таких материалов является зависимость их физических, тепловых, химических и электромагнитных характеристик от координаты. В зависимости от количества осей, вдоль которых меняются свойства материала, различают, одно, двух и трехмерные ГМ. Одной из областей применения ГМ является проектирование теплозащитных покрытий и теплонагруженных элементов конструкции летательных аппаратов. Применение ГМ позволит повысить огнеупорные и теплоизолирующие свойства несущих элементов конструкции без использования дополнительных средств и технических решений. При проектировании конструкций из ГМ, важно выбрать адекватную модель, описывающую тепловые процессы, знать достоверные значения теплофизических характеристик (ТФХ), определяемых коэффициентами выбранной математической модели. В подавляющем большинстве случаев эти ТФХ будут определяться технологическими процессами, используемыми для изготовления детали из ГМ. Для того что бы провести верификацию и отработку технологических процессов, а так же контроль ТФХ деталей, понадобятся методы исследования их свойств. В настоящее время существует множество методов, позволяющих исследовать ТФХ классических однородных материалов [1, 2, 3]. Их прямое использование, применительно к ГМ, связано с определенными сложностями. В большинстве случаев, ТФХ ортотропных материалов зависят от температуры и темпа нагрева. В случае с ГМ характеристики являются функциями температуры, темпа нагрева и координаты (одной, двух или трех) [4]. В настоящей работе представлены результаты модернизации алгоритма расчета ТФХ ГМ, основанного на решении коэффициентной обратной задачи методом итерационной регуляризации [3]. В статье приведен алгоритм расчета ТФХ как функций одной координаты. Апробация алгоритма проводилась по данным эксперимента, проведенного в тепловой лаборатории НИО-601 МАИ на стенде ТВС-1М.

Математическая модель теплопереноса в ГМ имеет вид:

$$C(x)\frac{\partial T(x,\tau)}{\partial \tau}=\frac{\partial}{\partial x}\left(\lambda(x)\frac{\partial T(x,\tau)}{\partial x}\right),\ x\in(0,L),\ \tau\in(0,\tau_{\max}] \tag{1}$$

$$a_1\lambda(0)\frac{\partial T(x,\tau)}{\partial x}+b_1T(x,\tau)=q_1(\tau),x=0,\tau\in(0,\tau_{\max}] \tag{2}$$

$$a_2\lambda(L)\frac{\partial T(x,\tau)}{\partial x}+b_2T(x,\tau)=q_2(\tau),x=L,\tau\in(0,\tau_{\max}] \tag{3}$$

$$T(x,0)=T_0(x),x\in(0,L), \tag{4}$$

где $C(x)$ – теплоемкость; $\lambda(x)$ – теплоемкость; $T(x,\tau)$ – температура; L – толщина материала; $\tau_{\max}$ – продолжительность прогрева, с; a_1, b_1, $q_1(\tau)$, a_2, b_2, $q_2(\tau)$ – коэффициенты, характеризующие тип граничных условий, $T_0(x)$ – распределение температур в начальный момент времени.

Расчет коэффициентов данной математической модели является классической обратной задачей теплопереноса [1]. Особенности решения обратных задач теплопереноса хорошо описаны в литературе [1, 2, 3]. Среди множества существующих методов решения обратных задач наиболее универсальным, в плане построения вычислительных алгоритмов, является метод итерационной регуляризации. Данный метод нашел широкое применение при решении задач диагностики и идентификации тепловых процессов, обратных задач акустики и магнитодинамики [5]. В методе итерационной регуляризации для решения поставленной

задачи используется дополнительная информация о температуре в некоторых внутренних точках образца материала [3]. Источником такой информации могут служить установленные в материале термодатчики.

На основе этих данных строиться целевой функционал невязки, характеризующий разницу расчетных и измеренных температур:

$$J(c,\lambda)=\sum_{m=1}^{M-1}\int_{0}^{\tau_{\max}}\chi_m(\tau)\left[T(d_m,\tau)-f_m(\tau)\right]^2 d\tau \qquad (5)$$

$J(c,\lambda)$ – целевой функционал невязки; $m=1,M$ – номер термодатчика; $\chi_m(\tau)$ – множитель Лагранжа; d_m – координата установки m – го датчика; $T(d_m,\tau)$ – расчетные значения температуры в точке с координатой d_m; $f_m(\tau)$ – измеренные значения температуры в точке с координатой d_m;

Минимизация функционала (5) осуществляется градиентными методами первого порядка [3].

Для упрощения процедуры минимизации целевого функционала, искомые характеристики представляются в параметрическом виде:

$$C(x)=\sum_{k=1}^{N_1}C_k\varphi_{1,k}(x),\ \lambda(x)=\sum_{k=1}^{N_2}\lambda_k\varphi_{2,k}(x) \qquad (6)$$

Разработанный алгоритм имеет сходную структуру с версией алгоритма для расчета характеристик функций температуры [3].

Отработка разработанного алгоритма и написанного на его основе программного обеспечения проводилась по экспериментальным данным. Эксперимент был проведен в тепловой лаборатории НИО-601 МАИ на установке ТВС-1М с использованием экспериментального модуля ЭМ-2ВТ [6]. Для имитации градиента свойств материала исследуемые образцы набирались из слоев материала различной плотности. В качестве исходного материала использовался гибкий волокнистый теплоизоляционный материал Cerablanket производства компании ООО "Морган Термал Керамикс Сухой Лог" (РФ-США) [7]. В состав исходного материала входят волокна SiO2 и Al2O3 (50÷56% SiO2 + 35÷44% Al2O3).

В испытаниях использовались образцы четырехслойных градиентных покрытий. Для испытаний использовалась схема с симметричным кондуктивно-радиационным нагревом [8] двух одинаковых образцов А и В. Тепловые испытания образцов исследуемого покрытия проводились в вакууме при давлении ~1,0×10-7 бар и на воздухе при давлении 1 бар.

Графики восстановленных теплофизических характеристик, полученных по результатов эксперимента представлены на рис. 1-2.

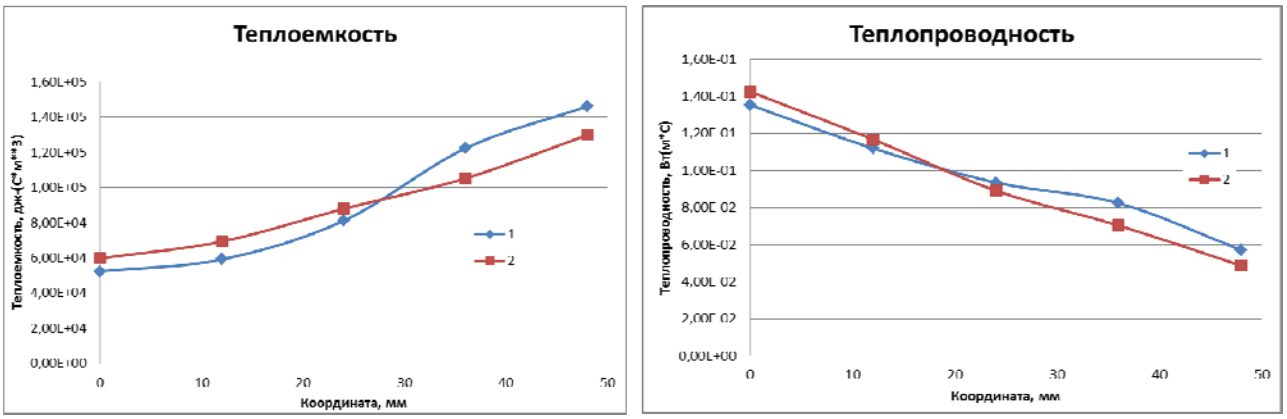


Рис. 1. Теплофизические характеристики градиентного материала на «воздухе», восстановленные для образцов с порядком расположения слоев: 1- набора слоев с плотностью 64-96-128-160 кг/м^3; 2 – набор слоев с плотностью 160-128-96-64 кг/м^3.

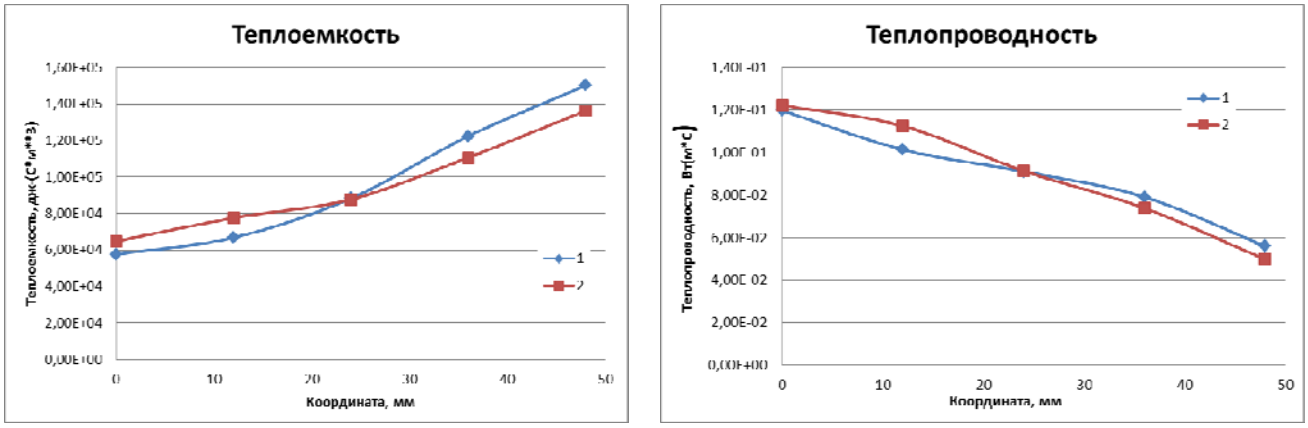


Рис. 2. Теплофизические характеристики градиентного материала в «вакууме», восстановленные для образцов с порядком расположения слоев: 1 – набора слоев с плотностью 64-96-128-160 кг/м^3; 2 – набор слоев с плотностью 160-128-96-64 кг/м^3.

Список литературы

1. *Тихонов А.Н., Арсенин В.Я.* Методы решения некорректных задач. М.: Наука, 1986, 288 с.
2. *Самарский А.А., Вабищевич П.Н.* Численные методы решения обратных задач математической физики, М.: Издательство ЛКИ, 2009. – 480 с.
3. *Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Румянцев С.В.* Экстремальные методы решения некорректных задач и их приложения к обратным задачам теплообмена, М.: Наука, 1988. 288 с.
4. *Формалев В.Ф., Колесник С.А.* Об обратных коэффициентных задачах теплопроводности по восстановлению нелинейных компонентов тензора теплопроводности анизотропных тел, ИФЖ. 2017. Т. 90. № 6. С. 1371-1379.
5. *Алифанов О.М., Ненарокомов А.В., Ненарокомов К.А., Титов Д.М. Финченко В.С.* Experimental-computational System for Non-Contact Diagnostics of Elastic Materials, Journal of physics: Conference series, 9th International Conference on Inverse Problems in Engineering, ICIPE 2017, 2018
6. НТО о НИР № П7441-06010, этап 1. Проект 9.3917.2017-П4, МАИ, 2017,340 с.
7. Официальный сайт компании ООО "Морган Термал Керамикс Сухой Лог". [Электронный ресурс]: www.thermal.slsoz.ru, 2018.
8. *Будник С.А., Гусева Л.И., Шибин А.Г.* Анализ схемы измерений температуры для определения комплекса характеристик теплозащитного покрытия // ИФЖ. – 1989. т. 56, № 3. С. 432-441.

ПОЛУЧЕНИЕ УГЛЕПЛАСТИКОВ НА ОСНОВЕ КРЕМНИЙОРГАНИЧЕСКИХ СВЯЗУЮЩИХ И ИССЛЕДОВАНИЕ ИХ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ

Панина К.С.

АО «НИИграфит», г. Москва, Россия, МГТУ им. Баумана, г. Москва, Россия

Данилов Е.А., Гареев А.Р.

АО «НИИграфит», г. Москва, Россия

Перед современным материаловедением стоят задачи разработки теплозащитных материалов, отвечающих новым требованиям и вызовам передового ракетостроения.

Такие материалы должны обладать лучшими характеристиками в сравнении с традиционной теплозащитой, сочетать малую плотность, хорошие механические и теплофизические свойства при воздействии высоких рабочих температур и эрозионного уноса.

Создание и внедрение композиционных теплозащитных материалов нового поколения с уникальными свойствами позволит конструкторам ракетно-космической техники повысить работоспособность разрабатываемых прототипов и опытных образцов перспективных, в том числе высокоскоростных, летательных аппаратов [1].

В данной работе изготовлены углепластики на основе эластомерных кремнийорганических связующих. Армирующий компонент – двунаправленная углеродная ткань марки UWB-200-3K-TWILL2/2-100 производства фирмы UMATEX. Получены серии образцов на основе силикона марки «Юнисил 9728» и серии образцов на основе смеси силикона и фенолформальдегидной смолы марки СФ-015 в виде порошка.

Эластомеры широко применяются в качестве теплозащитных покрытий внутренних поверхностей ракетных двигателей твердого топлива и других высоко теплонагруженных элементов [2-5].

За счет совмещения эластомера и углеродной ткани получены материалы с синергией свойств этих компонентов, а также за счет армирования материалы обладают большей эрозионной стойкостью. Такие материалы высоко технологичны при изготовлении и могут использоваться как защитные оболочки несущих конструкций, так и в качестве материала готового изделия.

Эластомеры обладают низким выходом кокса при высокотемпературном воздействии [2]. Поэтому для формирования при пиролизе прочного керамического покрытия получены матрицы на основе силикона и фенолформальдегидной смолы, обладающей высоким выходом углерода [6-7].

Также получены образцы с модифицированными эластомерными матрицами дисперсными добавками карбида кремния, тетрабората натрия, диборида циркония, оксинитрида алюминия-кремния, нитрида кремния, карбонитрида титана, оксида алюминия, карбида ванадия, стеклянных микросфер, поликарбосилана до 10 % масс. Тенденции введения подобных соединений с целью повышения теплофизических свойств показано в работах [8-10].

Проведены исследования полученных материалов при экспериментальном воздействии пламени ацетиленовой горелки, теплофизических свойств с помощью термогравиметрического анализа. Исследованы структура и элементный анализ, проведены сравнительные испытания механических характеристик.

Термостойкость композиционных материалов повышается за счет введения дисперсных добавок. Наиболее эффективными оказываются сложные составы.

Введение модификаторов снижает потерю массы при воздействии пламени горелки, а также положительно влияет на формирование прочного защитного поверхностного слоя, образующегося при горении. При прочих равных наибольший эффект показывает введение стеклянных полых микросфер, боридных соединений, карбида кремния (до 20 %).

Механическая прочность при растяжении композитов снижается в два раза после высокотемпературного плазменного воздействия.

Авторы выражают особую благодарность сотрудникам АО «НИИграфит» Горб П.В., Сапожникову В.И., Карпову А.П. за проведение испытаний, сотруднику ФГУП «НИИ НПО «ЛУЧ» Солдатенкову С.И. – за проведение плазмотронных испытаний. Авторы также выражают искреннюю признательность Колесникову С.А. за постановку тематики и Ю.Е. Ахматову – за постановку первых экспериментов.

Список литературы

1. *Гращенков Д.В.* Стратегия развития неметаллических материалов, металлических композиционных материалов и теплозащиты //Авиационные материалы и технологии. – 2017. – №. S. – С. 264-271.
2. *Донской А.А., Баритко Н.В.* Кремнийорганические эластомерные теплозащитные материалы низкой плотности //Каучук и резина. – 2003. – №. 2. – С. 35-41.
3. Natali M., Kenny J. M., Torre L. Science and technology of polymeric ablative materials for thermal protection systems and propulsion devices: A review //Progress in Materials Science. – 2016. – V. 84. – P. 192-275.
4. *Koo J.H., Langston J.* Polymer Nanocomposite Ablative Technologies for Solid Rocket Motors //Nanomaterials in Rocket Propulsion Systems. – Elsevier, 2019. – P. 423-493.
5. *George K. et al.* Recent developments in elastomeric heat shielding materials for solid rocket motor casing application for future perspective //Polymers for Advanced Technologies. – 2018. – V. 29. – №. 1. – P. 8-21
6. *Santos T. et al.* Natural Fibres Based Phenolic Composites //Phenolic Polymers Based Composite Materials. – Springer, Singapore, 2021. – P. 65-75.
7. *Панина А.С., Свешникова Е.С., Лысенко А.А*. Огнеупорные углеродные материалы //Современные проблемы теоретической и экспериментальной химии. – 2018. – С. 231-234.
8. *Panina K.S., Danilov E.A., Kurganova Y.A.* Increase of the resistance to high-temperature effects of carbon composite materials //IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – IOP Publishing, 2020. – V. 934. – №. 1. – P. 012057.
9. *Asaro L. et al.* Innovative ablative fire resistant composites based on phenolic resins modified with mesoporous silica particles //Polymer Degradation and Stability. – 2017. – V. 144. – P. 7-16.
10. *Серцова А.А., Маракулин С.И., Юртов Е.В*. Наночастицы соединений металлов-замедлители горения для полимерных композиционных материалов //Российский химический журнал. – 2015. – Т. 59. – №. 3. – С. 78-85.

НОВЫЕ ЛИТЕЙНЫЕ МАГНИЕВЫЕ СПЛАВЫ С ПОВЫШЕННЫМИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

Мухина И.Ю., Дуюнова В.А., Леонов А.А.

НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, г. Москва, Россия

Литейные магниевые сплавы нашли широкое применение в мировой практике авиакосмической, оборонной и др. областях промышленности благодаря пониженной плотности (1810-1860 кг/м^3), достаточно высокой удельной прочности и жесткости. Удельная вибрационная прочность магниевых сплавов с учетом демпфирующей способности больше в 100 раз, чем у дуралюмина, в 20 раз, чем у легированной стали. Применение литейных магниевых сплавов в конструкциях дает снижение массы изделия на 20-30 %, что особенно заметно при большой массе изделий, например различные корпуса или несущие приборные рамы весом от 90 до 300 кг [1].

Зарубежные фирмы США, Англии, Китая, Японии, Израиля разрабатывают современные магниевые сплавы для деталей космических устройств, самолетов, вертолетов и ракет различного назначения.

Российские литейные магниевые сплавы нашли применение в космических системах ГЛОНАССА, Спутников, Лунохода, кораблях «Прогресс» и «Союз».

В связи с появлением новых видов техники, увеличением радиуса действия, новых тактико-технических требований, необходимостью повышения весовой отдачи изделий во ФГУП «ВИАМ» разработаны новые литейные магниевые сплавы, имеющие более высокие характеристики прочности, коррозионной стойкости, жаропрочности при температурах эксплуатации от минус 70 °С до плюс 300-350 °С с сохранением минимального веса работающих деталей.

Новые сплавы: коррозионностойкий сплав ВМЛ18 системы Mg-Al-Zn, с повышенной коррозионной стойкостью, рекомендуется вместо базового сплава МЛ5 (МЛ5пч); высокопрочный сплав ВМЛ20, системы Mg-Zn-Zr с добавками, для нагруженных деталей летательных аппаратов, имеет уровень прочностных характеристик $\sigma_в \geq 300$ МПа, $\sigma_{0,2} \geq 210$ МПа, превышающий уровень свойств серийных сплавов в 1,2-2 раза. Жаропрочный сплав ВМЛ25, для работы при температуре 250 °С, $\sigma_{100}^{250} = 100$ МПа превышает уровень серийного сплава МЛ10 и зарубежных аналогов WE43, WE54 (Англия) на 10-13 %.

Российские литейные магниевые сплавы, разработанные в ВИАМе и защищенные патентами – основной фонд авиакосмической и военной техники [2-5]. Особенности их разработки основаны на современных представлениях и теоретических предпосылках об упрочнении путем образования тонкодисперсных упрочняющих фаз при комплексных методах легирования и обработки расплава, непосредственно связанных с технологиями плавки, литья и термической обработки [6].

Уровень перспективных сплавов соответствует соотношению массы и тактико-технических характеристик изделий, для которых они предназначены, не уступая уровню зарубежных сплавов ведущих стран мира [7]. В таблице № 1 и № 2 представлены свойства сплавов ВМЛ18, ВМЛ20, ВМЛ25.

Табл. 1. Свойства отливок из сплавов ВМЛ18 (Mg-Al-Zn) и ВМЛ20 (Mg-Zn-Zr) опытно-промышленных плавок

Характеристика	Сплав ВМЛ18				Сплав ВМЛ20			
	МЛ5пч (Россия)	AZ91Hp (США)	ВМЛ18	Квоты преимущества	МЛ8 (Россия)	ZK61 (США, ЕС)	ВМЛ20	Квоты преимущества
$\sigma_в$, МПа	≥ 235	≥ 235	≥ 245	8-10 %	≥ 250	≥ 250	≥ 300	20 %
$\sigma_{0,2}$, МПа	90	90	≥ 95	15-20 %	≥ 120	≥ 120	≥ 210	в 1,7 раз
KCU, кДж/м^2	-	-	-	-	≥ 24,5	≥ 24,5	≥ 37	в 1,5 раз
МЦУ σ_{-1}, МПа, N=4·10^4	≥ 85	≥ 85	≥ 98	в 1,5 раз	≥ 75	≥ 75	≥ 118	20 %
Скорость коррозии по H_2, см^3/см^2	≥ 5	≥ 5	≥ 2,5	в 2 раз	≥ 7,0	-	4,0-5,0	30 %

Табл. 2. Свойства отливок жаропрочного литейного магниевого сплава, легированного РЗМ, марки ВМЛ25

Характеристика	Марка сплав				Квоты превосходства сплава ВМЛ25, %	
	ВМЛ25	МЛ10 (Россия)	ВМЛ18	WE43 Англия	МЛ10 (Россия)	WE43 Англия
$\sigma_в$, МПа	≥ 270	≥ 235	≥ 245	230-240	≥ 13	
$\sigma_{0,2}$, МПа	≥ 175	≥ 140	≥ 95	≥ 135	20	-
σ_{100}^{250}, МПа	100	70	-	90	43	на уровне
KCU, кДж/м^2	80	49	≥ 98	-	в 1,6 раз	-

Разработана технология плавки, литья и режимов термической обработки обеспечивающих требуемых уровень свойств. Сплавы отливаются в песчаные формы, в кокиль, в формы из ХТС. На участке литья магниевых и алюминиевых сплавов НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ организованно мелкосерийное производство опытных отливок из новых сплавов ВМЛ18, ВМЛ20 и ВМЛ25 [8].

Список литературы

1. *Каблов Е.Н.* Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии. 2015. №1 (34). С. 3–33. DOI:10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33.
2. *Мухина И.Ю., Кошелев А.О., Кошелев О.В. и др*. «Развитие технологии устранения металлургических дефектов сложноконтурного магниевого литья // Сб. статей всероссийского научно-техн. Конференции // «Наукоемкие технологии и материалы в литейном производстве» Москва, АО «ММЗ «Авангард» Концерн ВКО «Алмаз-Антей» 2019. С. 195–220.
3. *Мухина И.Ю., Дуюнова В.А.* Основы технологии плавки магниевых сплавов в защитных средах // Литейное производство. 2021. №1. С. 2–8.
4. Патент № 2601718 Российская Федерация, МКП С22С23/00. Способ плавки и литья магниево-циркониевых сплавов: № 2015115687/02: заявл. 27.04.2015: опубл. 10.11.2016 г / Каблов Е.Н., Антипов В.В., Мухина И.Ю. и др.; заявитель ФГУП «ВИАМ».

5. Патент № 2618040 Российская Федерация, МКП C22C1/06. 14. Защитная газовая смесь при обработке магниевых сплавов: № 2015143325: заявл. 13.10.2015: опубл. 02.05.2017 г / Каблов Е.Н., Антипов В.В., Мухина И.Ю. и др.; заявитель ФГУП «ВИАМ».
6. *Уридия З.П., Мухина И.Ю., Фролов А.В., Леонов А.А*. Исследование микроструктуры магниево-циркониевой лигатуры и жаропрочного литейного магниевого сплава МЛ10 // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн., 2015. №10. Ст. 01. URL: http://www.viam-works.ru (дата обращения 17.01.2021). DOI: 10.18577/2307-6046-2017-0-12-1-1.
7. *Каблов Е.Н.* Маркетинг материаловедения, авиастроения и промышленности: настоящее и будущее // Директор по маркетингу и сбыту, 2017. № 5-6. С. 40-44.
8. *Мухина И.Ю*. // Технология производства фасонного литья из магниевых сплавов // Сб. «Магниевые сплавы для современной техники» М.: Наука 1992. С. 23-33.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРИРАЩЕНИЯ ПРИДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЕННЫХ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ДЕТАЛЕЙ С КОНЦЕНТРАТОРАМИ

Письмаров А.В., Пилипив О.М.

Самарский университет, г. Самара, Российская Федерация

Объектом исследования являются неупрочненные и упрочненные цилиндрические образцы с надрезами из стали 12Х18Н10Т. Поверхностные слои образцов были подвергнуты воздействию двух методов упрочнения: гидродробеструйной обработке и обкатке роликом. Предметом исследования является процесс раскрытия усталостной трещины и влияние на него сжимающих остаточных напряжений в поверхностном слое образцов после упрочнения. Целью работы является установление возможности использования разработанных расчетных методик для прогнозирования предела выносливости и оценки эффективности поверхностного упрочнения.

Для проведения экспериментальной части исследования точением с последующим шлифованием были изготовлены стандартные образцы диаметром 10 мм из стали 12Х18Н10Т [1].

Эпюры осевых σ_z остаточных напряжений по толщине a поверхностного слоя гладких образцов после гидродробеструйной обработки (ГДО) и после обкатки роликом (ОР), определенные методом колец и полосок [2], приведены на рис. 1. Также определялись и окружные σ_θ остаточные напряжения, но в настоящей работе они не приведены, так как в используемые критерии оценки влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости эти напряжения не входят [1].

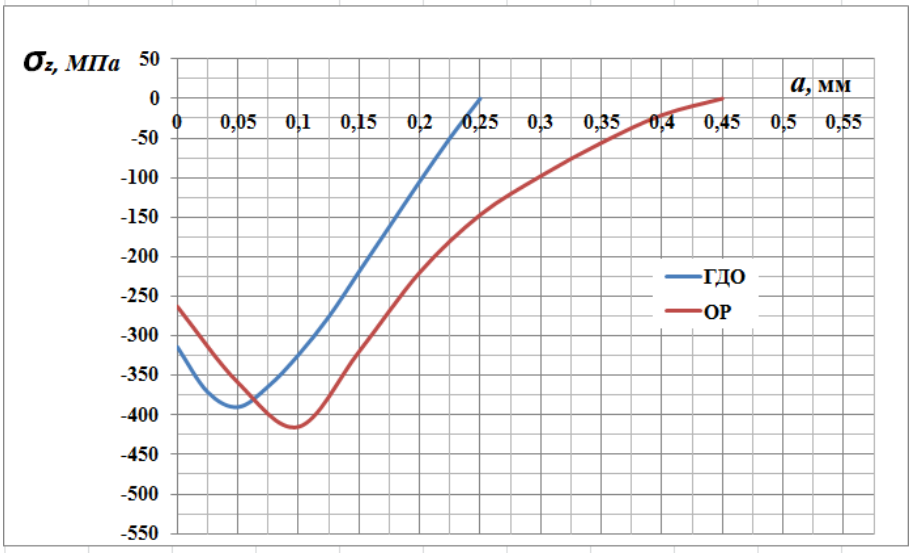


Рис. 1. Остаточные напряжения в гладких образцах из стали 12Х18Н10Т после ГДО и ОР

Расчетная часть работы, связанная с исследованием усталостной трещины, выполнялась методом конечно-элементного моделирования в среде комплекса ANSYS. Конечно-элементные модели образцов с надрезами в осесимметричной постановке представляют собой четверть сечения цилиндра с наложением соответствующих граничных условий. Моделирование остаточных напряжений по толщине упрочненного поверхностного слоя образцов было выполнено методом термоупругости [3]. При определении первоначальных деформаций [3] в конечно-элементной модели гладкого образца в качестве исходных данных использовалось экспериментальное распределение осевых σ_z остаточных напряжений по толщине a упрочненного поверхностного слоя (рис. 1), определенное методом колец и полосок.

Значения пределов выносливости при изгибе в случае симметричного цикла, приращений предела выносливости за счет упрочнения по результатам эксперимента $(\Delta\sigma_{-1})_{эксп}$, приращений предела выносливости за счет упрочнения по результатам расчета $(\Delta\sigma_{-1})_{расч}$ и глубина нераспространяющихся трещин усталости $t_{кр}$ приведены в таблице.

Результаты испытаний на усталость цилиндрических образцов

Материал образцов	Неупрочненные образцы σ_{-1}, МПа	Упрочненные образцы					
		Упрочняющая обработка	σ_{-1}, МПа	$t_{кр}$, мм	$(\Delta\sigma_{-1})_{эксп}$, МПа	$(\Delta\sigma_{-1})_{расч}$, МПа	$(\Delta\sigma_{-1})_{погрешность}$ %
12Х18Н10Т	175	ГДО	220	0,203	45	51	11,7
		ОР	280	0,203	105	102	2,9

Расчет коэффициента интенсивности напряжений (КИН) K_I выполнен для глубины кольцевой трещины в диапазоне от 0,1 мм до 0,7 мм, расположенной в наименьшем сечении образца с надрезом. Размер критической глубины нераспространяющейся трещины усталости $t_{кр}$ [1] при наименьшем диаметре надреза образца 9,4 мм составляет примерно 0,20 мм.

Рассматривалось нагружение цилиндрических образцов в положительной части симметричного цикла напряжений в случае чистого изгиба. На рис.2 приведены графики зависимости $K_I = f(\sigma_{max})$ для неупрочненных и упрочненных образцов после гидродробеструйной обработки и обкатки роликом при глубине кольцевой трещины размером 0,20 мм.

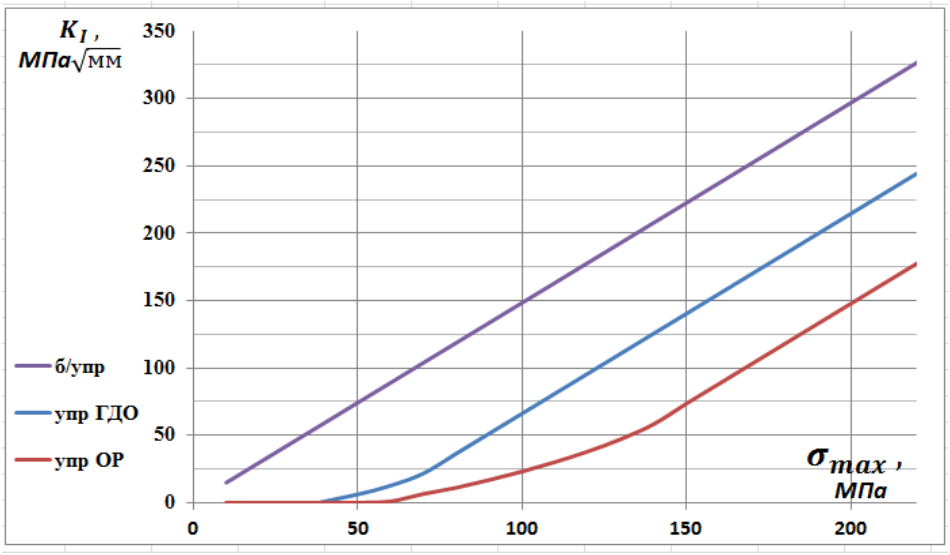


Рис. 2. Зависимости коэффициента интенсивности напряжений от максимального напряжения при симметричном цикле в случае чистого изгиба для образцов без упрочнения и после гидродробеструйной обработки и обкатки роликом

Из представленных результатов на рис. 2 и в табл. 1 следует, что обкатка роликом по сравнению с гидродробеструйной обработкой дает бóльшее приращение предела выносливости при упрочнении за счет бóльшей толщины упрочненного слоя по сравнению с гидродробеструйной обработкой. При этом уровень коэффициента интенсивности напряжений при вершине трещины достаточно точно согласуется с результатами испытаний на усталость.

Проведенные исследования по определению пределов выносливости при изгибе в случае симметричного цикла цилиндрических образцов диаметром 10 мм из стали 12Х18Н10Т показали, что упрочнение поверхности обкаткой роликом является более эффективным методом по сравнению с гидродробеструйной обработкой при принятых режимах технологических процессов. При этом приращение предела выносливости относительно неупрочненных образцов при ОР более чем в два раза выше, чем при ГДО.

Полученные погрешности приращения предела выносливости имеют достаточную сходимость с экспериментальными данными. Метод определения приращения предела выносливости с использованием комплекса ANSYS позволяет определить оптимальный вариант упрочнения деталей. Для этого необходимы эпюры распределения остаточных напряжений по глубине упрочнения при разных видах упрочнения.

Список литературы

1. *Павлов В.Ф., Кирпичев В.А., Вакулюк В.С.* Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочненных деталей по остаточным напряжениям. Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. 125 с.
2. *Иванов С.И.* К определению остаточных напряжений в цилиндре методом колец и полосок // Остаточные напряжения. Куйбышев: КуАИ, 1971. Вып. 53. С. 32-42.
3. *Сазанов В.П., Кирпичев В.А., Вакулюк В.С., Павлов В.Ф.* Определение первоначальных деформаций в упрочненном слое цилиндрической детали методом конечно-элементного моделирования с использованием расчетного комплекса PATRAN/NASTRAN // Вестник УГАТУ. 2015. Т. 19. №2 (68). С. 35-40.
4. *Трощенко В.Т., Покровский В.В., Прокопенко А.В.* Трещиностойкость металлов при циклическом нагружении. Киев: Наукова Думка, 1987. 256 с.

ПРИНЦИПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ ЗАРУБЕЖНЫХ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

к.т.н. Плосков С.Ю.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

При создании ракетно-космических систем большое внимание уделяется их надежности, тем не менее, отказов ракетно-космической техники избежать не удается и они приводят к огромным потерям средств, сил и времени, а иногда и к человеческим жертвам. Поэтому проблема создания надежных изделий ракетно-космической техники не только не снимается с повестки дня, но становится еще более актуальной. Это связано с усложнением техники, возрастанием сложности решаемых задач, особыми условиями эксплуатации.

Присутствие людей в космическом спускаемом аппарате также значительно изменяют методы проектирования ракетно-космической техники и программ выполнения полетов, поскольку их безопасное возвращение всегда является первоочередной задачей. Следовательно, при проектировании систем космических аппаратов и определении общей концепции полета следует уделять больше внимания сохранению возможности безопасного возвращения экипажа, чем достижению запланированной цели полета.

К сожалению, некоторые космические полеты окончились катастрофой. Можно лишь напомнить, что в 1967 году при испытаниях космического корабля «Союз-1» погиб космонавт В.М. Комаров. Причина катастрофы, как потом было установлено, заключалась в том, что вследствие недостаточной прочности стенок парашютного контейнера и перепада давления внутри спускаемого аппарата и снаружи (на высоте ввода в действие парашютной системы) произошел отказ основной ПС, а затем, после ее выхода и запасной ПС. В 1971 после 24-суточного полета на станции «Салют» при возвращении на космическом аппарате «Союз-11» из-за разгерметизации спускаемого аппарата погибли космонавты: Г.Т. Добровольский, В.Н. Волков, В.И. Пацаев.

Несмотря на опыт прошлых лет, надежность космических аппаратов оставляет желать лучшего. Так, в США катастрофическими последствиями закончились полеты астронавтов на кораблях типа «Спейс шаттл» («Челленджер» – 26 января 1986 г., «Колумбия» – 1 февраля 2003 г.). В обоих случаях были потеряны экипажи по 7 человек.

В настоящее время NASA занимается разработкой пилотируемых исследовательских космических полетов нового поколения. Предыдущее поколение «Спейс шаттл» было разработано более 40 лет назад с другим набором задач/функциональных требований. Фактически зарубежные спускаемые аппараты новой конструкции больше похожи на аппараты первого поколения программ: «Меркурий», «Близнецы», «Аполлона». Это связано с тем, что реализовать требования, выдвигаемые современной методологией проектирования и необходимых для обеспечения успеха полета и безопасности экипажа проще именно для таких КА.

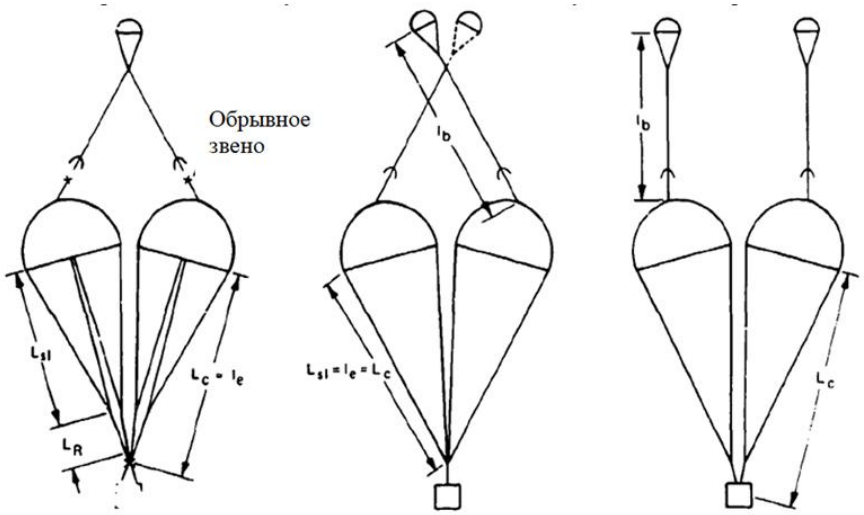
Цель настоящего доклада показать основные принципы проектирования и обеспечение надежности парашютных систем современных зарубежных пилотируемых космических аппаратов.

На рис. 1 показаны три типовые компоновки связок парашютов. Компоновка (а) применяется в грузовых многокупольных парашютных системах (МКС) для сбрасывания тяжелого вооружения и военной техники. В зарубежной практике имеется опыт успешного применения таких систем для десантирования грузов массой до 22,5 т с помощью связки из десяти грузовых парашютов G-11 диаметром D_0 = 30,5 м, S_0 = 730 м^2. Платформы с закрепленным на них грузом вытягивается из грузового отсека самолета с помощью одиночного или связки из двух или трех парашютов с кольцевыми щелями. После того как платформа отделится от самолета сборка вытяжных парашютов отсоединяется от платформы и стягивает с платформы связанные вместе контейнеры основных парашютов. Вытягивающий (извлекающий) платформу парашют после этого служит как вытяжной для

ввода основных парашютов. Обычно, вытягивающий/вытяжной парашют, уздечка, а также камеры основных парашютов отсоединяется от основных парашютов и их необходимо искать отдельно.

Компоновка связки, (б), была применена для трех основных парашютов типа кольцевой парус системы спасения кабины экипажа бомбардировщика В-1 и теперь не применяется для других систем, так как показала недостаточную надежность для людских спасательных систем. Например, для самолета FB-111 первоначально 2-х купольная связка спасения кабины экипажа была заменена на однокупольную ПС, для которой надежность составляет около 0,999 (по опыту применения десантных систем [1]).

Для КСА Аполлон была применена концепция ввода каждого основного парашюта в связке независимо, но затем была предпринята попытка замены на компоновку (б), в которой все парашюты вытягиваются одновременно, что приводит к более однородному их вводу и наполнению куполов, соответственно более равномерным нагрузкам при наполнении. Каждый вытяжной парашют может ввести всю связку. Второй вытяжной парашют служил как запасной. Но, в конечном итоге, от этого варианта отказались и вернулись к первоначальному конструктивному решению. Аналогичная система ввода основных парашютов индивидуальным вытяжным используется в КСА «Орион».



а) Грузовая многокупольная парашютная система
0,99

б) ПС спасения кабины экипажа бомбардировщика В-1
0,998

в) ПС спасения КСА «Аполлон»
0,99996

Рис. 1. Типовые компоновки МКС

Компоновка (в) применялась для трех основных парашютов типа кольцевой парус КСА Аполлон диаметром D_0 = 26,0 м, S_0 = 530 м^2. Парашюты на пилотируемых космических аппаратах являются основным средством спасения космонавтов. Поэтому при реализации этой программы, NASA установило правило, что не должно быть отказа подсистемы или какого-либо компонента приводящего к катастрофическому отказу всей системы. Это исключало общий вытяжной парашют и общее звено с соединение в одной точке, как показано на конфигурациях (а) и (б) (единственный путь действия системы). Два тормозных парашюта и три основных парашюта системы должны были индивидуально вводиться в действие, присоединяться и отсоединятся от КСА, что явилось главной сложностью такой системы. При этом заданные требования к работе системы обеспечивались одним тормозным и двумя основными парашютами.

Конфигурация (а) имеет три элемента, отказ которых приводит к отказу всей системы: единственный вытяжной парашют, общая точка соединения вытяжного парашюта со звеньями и общее устройство подсоединения звеньев.

Конфигурация (б) имеет два элемента, отказ которых приводит к отказу всей системы: устройство, которое соединяет два вытяжных парашюта с уздечками (звеньями), которые

подведены к основным парашютам, и точка присоединения двух звеньев основных парашютов. Эти элементы, отказ которых приводит к отказу всей системы, были приняты для бомбардировщика B-1, так как спасаемая с помощью парашютной системы кабина экипажа не предназначалась, как основное средство приземления, как это сделано на КСА Аполлон, а имеет предназначение, как запасная аварийная система. Уздечки вытяжного парашюта в конфигурации (б) должны быть достаточно длинными, чтобы обеспечить полное наполнение всех куполов и плюс обеспечение расстояния между смежными парашютами около $0{,}1D_P$.

Конфигурация (в) не имеет элементов, отказ которых приводит к отказу всей системы, благодаря независимому вводу каждой парашютной системы, состоящей из постоянно присоединенного вытяжного парашюта, уздечки вытяжного парашюта, камеры основного парашюта, основного парашюта и звена (свой путь работы для каждого основного парашюта). Независимый ввод каждого из трех основных парашютов системы Аполлон вызывает неоднородное вытягивание парашютов и их наполнение, в результате чего получаются различные нагрузки на каждый парашют при наполнении. Эта проблема решается за счет применения рифления куполов основных парашютов, а также вырезом кольцевой щели в верхней части купола для МКС КСА Аполлон.

Дополнительным важным требованием проектирования современных пилотируемых космических аппаратов, с точки зрения надежности функционирования, является требование по устойчивости любой системы КСА к двум совместным отказам. Это позволяет обеспечить безопасность пилотируемых систем с учетом следующих условий:

1) каждый из двух отказов маловероятен сам по себе в течение всего полета (этапа полета),

2) совместное проявление двух отказов крайне маловероятно,

3) вся система не подвержена общему отказу или другому отказу, который нарушает работоспособность этой системы по одной причине.

Устойчивость к двум отказам – это один из способов уменьшить влияние сбоя в работе системы, который может поставить под угрозу исходную систему, а не резервные подсистемы. Для обеспечения устойчивости к двум отказам резервные системы не должны подвергаться риску из-за отказа основной системы, не зависимо от режима полета и его причины.

Первое, что нужно учитывать при выборе резервной системы или резервирования компонентов основной системы, – это непрерывность выполнения программы полета. Чтобы смягчить последствия первого отказа, резервирование должно обеспечивать заданные характеристики системы для обеспечения успеха всей программы полета. Система может использовать одну, две, три или столько избыточных цепочек, сколько необходимо для достижения требуемой эксплуатационной надежности, если эти дополнения находятся в пределах ограничений характеристик системы и обеспечивают успешное выполнение программы полета и не ставят под угрозу безопасность экипажа. На основе этого требования в работе приведен расчет и сравнение надежности многопутевых ПС КСА «Аполлон», «Орион» и «Дрегон» (США).

Список литературы

1. *Knacke T.W.* Parachute Recovery Systems Design Manual, NWC TP6575, Naval Weapons Center, China Lake, CA, Distributed by Para-Publishing, P.O. Box 4232, Santa Barbara, CA 91340-4232. 1992.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ УСТАЛОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СВАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА 1570С, ВЫПОЛНЕННЫХ ЭЛС И СТП

Плотников А.Д., Корнеева Е.Ю., Котюк Д.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В конструкции герметичного корпуса возвращаемого аппарата ПТК «Орел» применен алюминиевый сплав марки 1570С. Сроки эксплуатации корабля и конструктивно-технологический вариант изготовления корпуса (механическая обработка сварных соединений) поставили задачи оценки усталостных характеристик не только основного материала, но и его сварных соединений. При изготовлении корпуса предполагалось использовать перспективный технологический процесс сварки трением с перемешиванием (СТП), а также традиционный метод электронно-лучевой сварки (ЭЛС).

Сварные соединения выполнялись на заготовках, изготовленных из плит сплава 1570С толщиной 30-35 мм производства ОАО «КУМЗ», г. Каменск-Уральский.

СТП соединения выполнены в ЗАО ЗЭМ, г. Королев на лабораторной установке PowerStir 345С. Толщина свариваемых кромок 8, 19 и 30 мм. ЭЛС выполнялась в г. Ижевск. Толщина свариваемых кромок 7 мм, 19 мм, 30мм и 35 мм. Образцы для проведения испытаний изготавливались в ЗАО ЗЭМ [4].

Испытания образцов проводились на испытательном оборудовании АО «ЦНИИмаш», г. Королев и ПАО РКК «Энергия», г. Королев.

Испытаниям на многоцикловую усталость СТП соединений [1] проводились при четырех уровнях напряжения ($\sigma_и$ = 132, 146, 162, 176 МПа) по пять образцов на каждом уровне:

– образцы толщиной 4 мм получены послойной разрезкой сварного соединения плит толщиной 30 мм;

– образцы сварного соединения толщиной 8 мм;

– образцы сварного соединения толщиной 19;

– доработанные образцы толщиной 19 мм (удален дефект «непровар корня шва» путем фрезерования корня шва на глубину 1,2 мм и провести испытания на многоцикловую усталость доработанных образцов).

Испытаниям на многоцикловую усталость ЭЛС соединений проводились при четырех уровнях напряжения ($\sigma_и$ = 160, 180, 200, 220 МПа) по пять образцов на каждом уровне:

– образцы сварного соединения толщиной 7 мм;

– образцы сварного соединения толщиной 19.

Кроме того для этого вида сварки оценивали влияние одно- и двукратной подварок, а также подкладных элементов на, усталостные характеристики ЭЛС соединений.

По результатам испытаний на базе $2{,}0*10^6$ циклов были построены кривые усталости,

Показано, что значение характеристик сопротивления усталостному разрушению образцов сварного соединения толщиной 8 мм определяют дефекты в виде непровара корня шва. Усталостная прочность образцов сварного соединения толщиной 19 мм имеет разброс по числам циклов до разрушения при одинаковом уровне нагружения (рис. 1), это обусловлено соотношением глубины непровара с площадью поперечного сечения образца [2].

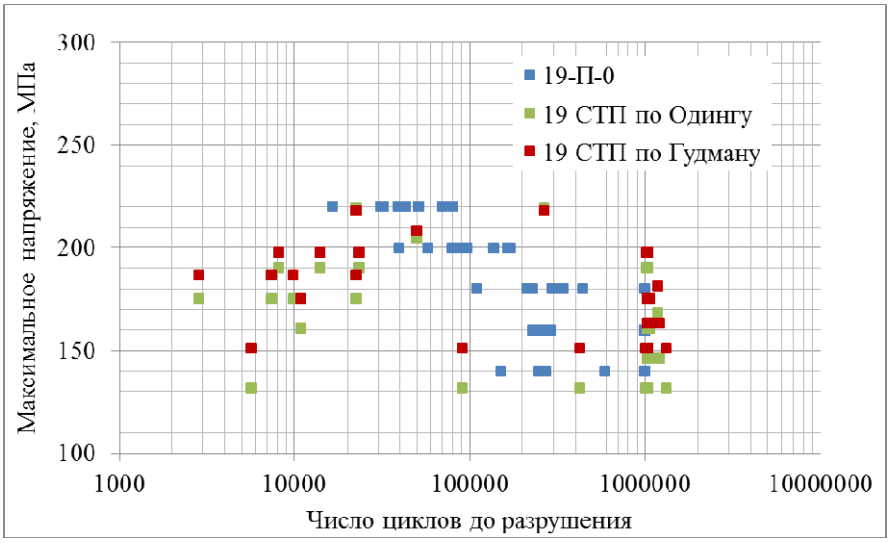


Рис. 1. Сравнительный анализ результатов испытаний образцов сварного соединения, выполненного ЭЛС и СТП для толщины 19 мм.

Усталостные характеристики сварных соединений, выполненных ЭЛС, имеют меньшие разбросы и находятся внутри диапазона усталостных характеристик сварных соединений, выполненных СТП.

Выполнение однократной и двукратной подварки в сварных соединениях, выполненных ЭЛС, не оказывает существенного влияния на характеристики сопротивления усталости.

Средние значения характеристик сопротивления усталости сварных соединений, выполненных ЭЛС с подкладным элементом и без него, одинаковые, однако разбросы для сварных соединений, выполненных без подкладного элемента больше [3].

Количество образцов сварного соединения, выполненных без подкладного элемента, не разрушившихся на базе испытаний составляет 18 (12 на уровне 160 МПа и по 3 на уровнях 180 МПа и 200 МПа), а с подкладным элементом – 11 (только на уровне 160 МПа).

Список литературы

1. ГОСТ 25.502-79 Расчеты и испытаний на прочность в машиностроении. Методы механических испытаний металлов. Методы испытаний на усталость.
2. НТО № 47702388027160001410/97-5551-2017-02-5551-3/15-2018 «Исследование усталостной прочности сварного соединения сплава 1570С, выполненного СТП, с учетом влияния различных вариантов ремонта».
3. НТО № 47702388027160001410/70-05001-2020-1-05001-2020 «Проведение усталостных испытаний сварных соединений из сплава 1570С, выполненных методом электронно-лучевой сварки».
4. *Шачнев С.Ю. и др.* Отработка технологии сварки трением с перемешиванием алюминиевых сплавов 1570С, АМг6 большой толщины для использования в перспективных разработках РКК «Энергия». Космическая техника и технология. № 4 (15) 2016 г.

ПРЕИМУЩЕСТВА СТРИНГЕРНО-ШПАНГОУТНЫХ ОБЕЧАЕК ДЛЯ КОНСТРУКЦИЙ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Пономарев М.А.

ООО «С 7 Космические Транспортные Системы», г. Москва, Россия

В целях повышения массового совершенства ракет-носителей (РН) корпуса их топливных баков изготавливают по несущей схеме. Обечайка бака одновременно является корпусом РН, воспринимающем осевое сжатие, изгиб и внутреннее давление. В подавляющем большинстве РН нагруженные осевым сжатием баки изготавливают с вафельным подкреплением.

Вафельная обечайка считается оптимальной по массе конструкцией при работе на устойчивость [1-3]. Массовая эффективность достигается благодаря получению однородной конструкции с гарантированным сплошным соединением цилиндрической части обечайки с ребрами. Однако, следующие конструктивные и технологические особенности, проявляющиеся для высоконагруженных баков, требующих большую высоту подкрепления, приводят к снижению массовой эффективности:

1) значительная толщина исходной плиты для изготовления обечаек бака
   1.1) требуются вальцы высокой мощности;
   1.2) неоднородность механических свойств по толщине исходного проката;
   1.3) высокая трудоемкость фрезерования глубоких ребер
2) наличие утолщений по торцам обечайки, обусловленное требованиями операций сборки-сварки, снижает массовую эффективность от применения вафельного фона.
3) только прямоугольный профиль вафельных ребер.

Отмеченные особенности создают предпосылки для поиска альтернативной конструкции высоконагруженных обечаек баков. Развитие технологии сварки трением с перемешиванием (СТП) позволяет по-новому смотреть на стрингерно-шпангоутное подкрепление. Образец сварного соединения стрингера с цилиндрической обечайкой приведен на рис. 1. Сварные швы, полученные СТП, характеризуются высокими значениями механических свойств [4-9], не требующими компенсации за счет увеличения толщины обечайки.

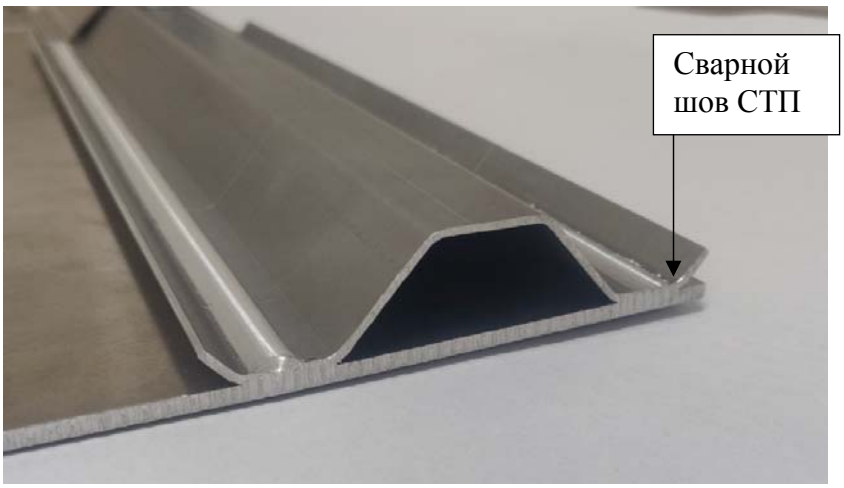


Рис. 1. Образец соединения стрингера с обечайкой

Применение технологии СТП для топливного бака РН обладает рядом следующих важных конструктивных и технологических преимуществ:

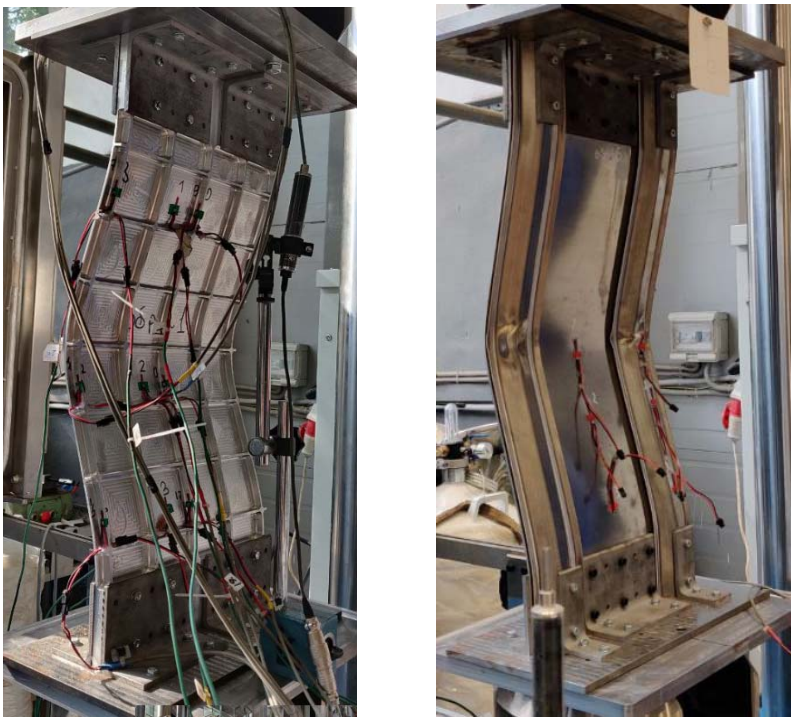
1) возможность использования тонколистового материала для обечайки
   1.1) тонкие листы более доступны на рынке;
   1.2) высокая однородность механических свойств;
   1.3) быстрота изготовления;

1.4) произвольный профиль ребер силового набора с увеличенным моментом инерции поперечного сечения;

2) отсутствие фрезерования толстостенных плит (толщиной более 8,0 мм), резко увеличенный коэффициент использования материала;

3) повышенное массовое совершенство при работе на устойчивость.

Предварительные аналитические и конечно-элементные расчеты по методике [10-11] показали, что панели со стрингерным силовым набором имеют критическую силу потери устойчивости в более чем 2 раза превышающую критическую силу потери устойчивости вафельной панели при одинаковой массе. Высокое массовое совершенство достигается за счет использования продольных ребер с высокими инерционными характеристиками поперечного сечения, обеспечивающими высокую общую и местную устойчивости. Данный тезис и расчетные методики были подвергнуты экспериментальной проверке. Испытания проведены для двух видов панелей с вафельным и стрингерным силовыми наборами, имеющими одинаковые массы. Для экспериментальной отработки были изготовлены 4 образца каждого способа подкрепления. Результаты испытаний приведены на рис. 2 и в таблице.



а) **б)**

Рис. 2. Подкрепленные панели после испытаний: а) вафельная, б) стрингерная

Результаты испытаний панелей

Подкрепление панели	Эквивалентная массовая толщина силового набора, мм	№ образца	Разрушающая нагрузка, кН	Критическая сила потери устойчивости	
				Экспериментальная, кН	Расчетная, кН
Вафельное	3,9	1	55,99	56,53±2,62	56,88
		2	55,60		
		3	54,23		
		4	60,31		
Стрингерное	3,9	1	119,64	122,31±3,76	128,47
		2	126,90		
		3	123,86		
		4	118,86		

Из результатов испытаний (таблица 1) следует, что устойчивость панели со стрингерным силовым набором более чем в 2 раза превосходит устойчивость панели с вафельным подкреплением при одинаковых массах (эквивалентной массовой толщине). Соответствие расчетных и экспериментальных значений критической силы позволяют сделать вывод о совершенстве примененных расчетных методов. Высокие показатели устойчивости стрингерной панели по сравнению с вафельной позволяют рекомендовать применение стрингерно-шпангоутного подкрепления для высоконагруженных баков РН. Дальнейшие работы в этом направлении будут направлены на исследование показателей устойчивости стрингерно-шпангоутного подкрепления для полноразмерных цилиндрических обечаек с последующей верификацией расчетных методик натурными испытаниями.

Список литературы

1. *Лизин В.Т., Пяткин В.А.* Проектирование тонкостенных конструкций: Учеб. пособие для студентов вузов. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение. 2003. 448 с.
2. Прочность ракетных конструкций: учеб. Пособие для машиностр. спец. вузов/ В.И. Моссаковский, А.Г. Макаренков, П.И. Никитин и др. Под ред. В.И. Моссаковского. М.: Высш. шк. 1990. 359 с.
3. *Балабух Л.И., Алфутов Н.А., Усюкин В.И.* Строительная механика ракет: Учебник для машиностроительных спец. Вузов. М.: Высш. шк. 1984. 391 с.
4. *Шачнев С.Ю.* Отработка технологии сварки трением с перемешиванием алюминиевых сплавов 1570С, АМг6 большой толщины для использования в перспективных разработках РКК «Энергия» / Шачнев С.Ю. [и др.] // Космическая техника и технологии. 2016. №4. С.24 30.
5. *Малофеев С.С., Кулицкий В.А.* Сварка трением с перемешиванием пластин различной толщины сплава системы Al–Mg–Sc // Литейное производство. 2012. №4. С.72-76.
6. *Курицын Д.Н.* Разработка технологического обеспечения сварки трением с перемешиванием в производстве аэрокосмических конструкций: дис. канд. техн. наук. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 2018.
7. *N.R. Reddy, G.M. Reddy.* Friction stir welding of aluminium alloys – a review // International Journal of Mechanical Engineering and Technology. 2016. V.7, № 2. PP. 73 80.
8. *K. Fraser.* Optimization of Friction Stir Weld Joint Quality Using a Meshfree Fully-Coupled Thermo-Mechanics Approach / K. Fraser [et al.] // Metals 2018, 8, 101; doi:10.3390/met8020101.
9. *G. Çam and S. Mistikoglu*. Recent Developments in Friction Stir Welding of Al-alloys // Journal of Materials Engineering and Performance. V.24. №3. 2014. PP.1936-1953. DOI: 10.1007/s11665-014-0968-x
10. *D. Quinn, A. Murphy, W. McEwan, F. Lemaitre.* Stiffened panel stability behaviour and performance gains with plate prismatic sub-stiffening. // Thin-Walled Structures V. 47, № 12, 2009, P. 1457-1468.
11. *D. Quinn, A. Murphy, W. McEwan, F. Lemaitre.* Non-prismatic sub-stiffening for stiffened panel plates–Stability behaviour and performance gains // Thin-Walled Structures V. 48, № 6, 2010, P. 401-413.

3D-МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗРУШЕНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ ДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЯХ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ EFES

Радченко П.А., Радченко А.В., Батуев С.П.

Институт физики прочности и материаловедения СО РАН, г. Томск, Россия

Проблемы распространения ударных волн в конденсированных средах имеют большое значение для нормального функционирования элементов техники и конструкций в целом. Следует подчеркнуть их исключительную сложность в деформирующихся телах, особенно, если последние имеют ограниченные размеры. Эта сложность обусловлена тем, что при распространении волн напряжений в объектах ограниченных размеров они испытывают многократные отражения от граничных поверхностей тела и, взаимодействуя, образуют весьма сложную волновую картину внутри объекта. Трудности, лежащие на пути аналитического описания этой картины, вполне очевидны. В настоящее время численный эксперимент становится одним из эффективных методов научного исследования. Ограниченность материальных и энергетических ресурсов выступает еще одним фактором, требующим найти замену экспериментальным исследованиям и натурным испытаниям. Для специалистов, разрабатывающих новую технику, необходим инструмент для моделирования разнообразных сценариев поведения технического объекта в реальных условиях функционирования. Причем инструмент должен обладать способностью адекватно моделировать поведение материалов и конструкций в экстремальных условиях. Так, например, в процессе встречи частиц космического мусора с элементами космических аппаратов материалы подвергаются столь высоким динамическим нагрузкам, что проходят различные фазовые состояния, испытывают серьезные деформации, приводящие к повреждению и разрушению. Если рассматривать технологию производства керамической бронезащиты, где используются новейшие материалы с уникальными физико-механическими свойствами – то такие образцы техники должны отвечать высоким требованиям, так как речь идет о баллистическом применении. Оценку баллистической стойкости материала возможно определить только с помощью баллистических испытаний или численного моделирования. В случае рассмотрения сложных композиционных материалов, вектор интереса смещается в область учета анизотропии свойств материала. Развитие и совершенствование технологий создания материалов с заданными свойствами, обеспечивающими их оптимальное использование в различных конструкциях, еще более расширило применение таких материалов. Особенно это относится к конструкциям, эффективное функционирование которых возможно только при оптимизации их элементов по многим параметрам. Достижение этого невозможно без использования материалов с преимущественной ориентацией физико-механических свойств. Интенсивное развитие вычислительной техники делает возможным решение все более сложных задач динамики деформирования и разрушения на основе уточненных расчетных моделей, эффективных численных методов и современных алгоритмов параллельных вычислений. Все это позволяет сместить центр тяжести исследований в область математического моделирования, ускорения процесса анализа и отбора вариантов, оставив за экспериментом лишь этап финальной оценки полученного перспективного материала и конструкций на его основе.

Разработанный авторами конечно-элементный программный комплекс EFES [1] предназначен для исследования и прогнозирования поведения материалов и конструкций при динамических воздействиях: удар, импульсное нагружение, циклические нагрузки и т.п. Программный комплекс основан на трехмерном подходе к описанию поведения материалов и конструкций. По сравнению с ANSYS, ABAQUS, LS-DYNA, комплекс имеет ряд существенных преимуществ:

– в нем реализован оригинальный, максимально оптимизированный алгоритм расчета контактных границ, что особенно актуально при анализе конструкций сложной геометрии;

– реализован механизм «эрозионного разрушения» контактных элементов, что позволяет сохранять регулярность конечно-элементной сетки, при приемлемом шаге интегрирования;

– учтена фрагментация материала с образованием новых контактных и свободных границ;

– нет ограничений на количество процессоров (ядер) и количество конечных элементов, как правило, в ANSYS, ABAQUS, LS-DYNA такие ограничения присутствуют.

В программном комплекс EFES учитывается широкий спектр свойств конструкционных материалов: пластичность, анизотропия, зависимость характеристик материала от скорости деформирования. Одной из важных проблем эксплуатационной безопасности ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ) является прогнозирование их поведения при различных видах нагрузок – взаимодействие с метеоритами или, что более вероятно с "космическим мусором". Расширение масштаба человеческой деятельности в космосе за последние сорок лет сопровождается все нарастающим непрерывным накоплением разнообразных фрагментов в околоземном пространстве, среди которых: прекратившие свое активное существование спутники, последние ступени ракетоносителей, элементы систем отделения спутников от носителей, разгонные блоки, обломки спутников и ракетоносителей, образовавшиеся в результате случайных или запланированных взрывов и т. д. Осколки техногенного мусора имеют довольно широкий спектр по массам, формам и скоростям столкновения их с запускаемыми космическими объектами. При этом возможные скорости встречи таких осколков с действующими космическими аппаратами при догонных и лобовых столкновениях колеблются в широких пределах (от 0 до 15 км/с). При определенных уровнях внешних воздействий в твердом топливе могут создаваться условия достаточные для инициирования детонации. Надежность и безопасность РДТТ может быть увеличена благодаря повышению конструкционной эффективности материала оболочки. Одним из распространенных способов повышения эксплуатационных характеристик конструкций является ориентация свойств материала. Так как при импульсном воздействии на материал область, в которой сосредоточена энергия, ограничивается скоростями распространения волн, меняя степень анизотропии материала можно направленно изменять распределение волн напряжений в окрестности зоны импульсного нагружения. Это особенно важно в задачах, где определяющую роль в инициировании переходных процессов (например, детонации) играют ударно-волновые явления. На рис. 1 представлены расчетные конфигурации стального компактного ударника массой 10 г и композитных анизотропных оболочек РДТТ с различной ориентацией упругих и прочностных по отношению к направлению удара в момент времени 20 мкс после начала взаимодействия. В оболочках показаны области разрушения материала, изменение ориентации свойств материала оболочки приводит к изменению механизмов разрушения.

Рис. 2 иллюстрирует динамику процесса взаимодействия сходящегося потока частиц с элементом РДТТ: верхний слой – анизотропная оболочка из органопластика, нижний слой твердое топливо.

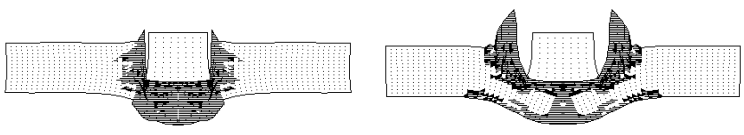


Рис. 1. Конфигурация ударника и оболочек. υ_0=700 м/с. t=20 мкс

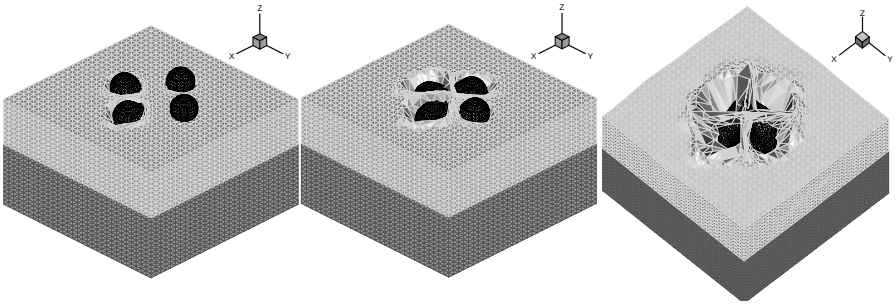


Рис. 2. Хронограмма взаимодействия потока частиц с элементом РДТТ. υ_0=2500 м/с. 4 мкс, 6 мкс, 10 мкс

На рис. 3 представлены в сравнении результаты расчетов и экспериментов взаимодействия стального шарика с преградой из алюминиевого сплава Д16Т по углом 60˚ с начальной скоростью υ_0=1001 м/с. Расхождение экспериментов и расчетов по размерам отверстия в преграде и остаточной скорости ударника не превышает 5%, что подтверждает адекватность математической модели и алгоритма.



(а) **(б)** **(в)**

Рис. 3. Итоговое разрушение преграды. (а) – сечение, расчет, (б) – тыльная поверхность, расчет, (в) – тыльная поверхность, эксперимент

Процесс ударного взаимодействия удлиненного цилиндрического ударника с оживальной формой головной части из высокопрочной стали со стальной преградой со скоростью 1000 м/с под углом 60˚ представлен на рис. 4. Наблюдается фрагментация ударника с образованием осколочного потока, при этом происходит сквозное пробитие преграды.

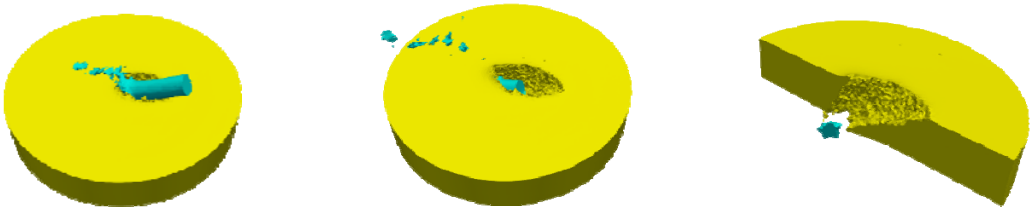


Рис. 4. Хронограмма взаимодействия. 100 мкс, 200 мкс, 500 мкс

Примером использования программного комплекса EFES для исследования и прогнозирования поведения крупногабаритных конструкций может служить расчет последствий падения самолета Boeing 747 на защитную оболочку атомной станции (рис. 5). В расчетах учтены реальные размеры и сложная сотовая защитной железобетонной оболочки. В результате ударного взаимодействия оболочка полностью разрушается.



(а) **(б)**

Рис. 5. Падение самолета на защитную оболочку АС. (а) – постановка задачи, (б) – картина разрушения оболочки

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ и Томской области в рамках научного проекта № 18-48-700035.

Список литературы

1. *Радченко П.А., Батуев С.П., Радченко А.В.* Трехмерное моделирование деформации и разрушения гетерогенных материалов и конструкций при динамических нагрузках (EFES 2.0) // Федеральная служба по интеллектуальной собственности. Государственная регистрация программы для ЭВМ. – № 2019664836 от 14.11.2019**.**

АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ РДТТ ПРИ УДАРЕ О ЖЕСТКОЕ ОСНОВАНИЕ

Радченко А.В., Радченко П.А., Батуев С.П.

Институт физики прочности и материаловедения СО РАН, г. Томск, Россия

Оболочечные конструкции имеют широкое применение в самых различных областях техники: от нефте- и газопроводов, различного рода контейнеров, предназначенных для хранения и транспортировки материалов до различных типов летательных аппаратов: самолеты, баллистические ракеты. При разработке новых конструкций, помимо анализа поведения отдельных элементов при различных видах воздействия, необходим так же анализ поведения конструкции в целом. Проведение с этой целью натурных экспериментов сопряжено, как правило, с большими материальными затратами, и не всегда эксперимент дает полную картину, особенно это касается динамических процессов, когда необходима информация об интересующих параметрах в различные моменты времени. Поэтому существует потребность в моделях и методах, позволяющих проводить анализ и предсказывать поведение конструкций при различных видах эксплуатационных нагрузок.

Для адекватного описания поведения конструкций необходимо учитывать пространственный характер реализующегося в них напряженно-деформированного состояния (НДС), обусловленный несколькими факторами:

– наличие элементов, приводящих к геометрической несимметричности;

– учет реальных условий нагружения – как правило, они не симметричны;

– анизотропия физико-механических свойств материалов элементов конструкций.

Наличие хотя бы одного из вышеперечисленных факторов делает необходимым проведение анализа в трехмерной постановке. Что является весьма сложной и трудоемкой задачей, так как в этом случае помимо создания адекватной модели поведения материалов необходимо наиболее реально учитывать геометрию и пространственное расположение различных элементов конструкции.

В данной работе рассматривается деформирование и разрушение трех различных типов заполненных оболочечных конструкций, моделирующих ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ), при случайном падении на жесткое основание. Такая ситуация весьма реальна в процессе транспортировки и погрузки, и касается как эксплуатационной безопасности РДТТ, так и экологической безопасности окружающей среды. Так как в результате удара возможна детонация топлива или повреждения элементов конструкций, которые сделают невозможным дальнейшую эксплуатацию двигателя. Исследование проводятся численно в трехмерной постановке, в рамках феноменологического подхода механики деформируемого твердого тела с использованием конечно-элементного программного комплекса EFES [1].

Исследуется НДС следующих типов оболочечных конструкций:

1. Цилиндрическая оболочка с открытыми торцами, скрепленная с наполнителем, без конструктивных вставок, имеющая канал – назовем ее “конструкция 1”;

2. Цилиндрическая оболочка с открытыми торцами, скрепленная с наполнителем, с двумя или одной сферическими вставками вблизи торцов, имеющая канал – “конструкция 2” (рис. 1а);

3. Цилиндрическая оболочка с одним закрытым торцом, скрепленная с наполнителем, имеющая цилиндрическую вставку в центральной части, без канала – “конструкция 3” (рис. 1б). Конструкция 1 имеет такую же конфигурацию, как и конструкция 2 только в ней отсутствуют вставки. Постановка задачи о падении на жесткое основание, на примере конструкции 1, показана на рис. 2. Оболочка занимает область D_2, упругий наполнитель – область D_1, внутренние конструктивные элементы (вставки), представляющие собой часть сферы, скреплены с оболочкой и наполнителем занимают область D_3. На свободных поверхностях выполняются условие равенства нулю внешних сил; на контактной границе конструкции с жестким основанием выполняется условие: равенства нулю вертикальной

составляющей скорости; на контактных поверхностях между оболочкой и наполнителем, между наполнителем и конструктивными элементами выполняются условия слипания. Здесь α – угол наклона продольной оси конструкции к плоскости *XOY*. Материал оболочки и вставок ортотропный органопластик, поведение которого описывается упруг-хрупкой средой. Оболочка и вставки скреплены между собой и с упругим низкомодульным наполнителем, моделирующим твердое топливо. Разрушение материала оболочки описывалось тензорно-полиномиальным критерием четвертой степени. Возможность инициирования детонации твердого топлива оценивалась по величине приведенной удельной работы удара. Рассмотрено падение конструкций в диапазоне высот от 5 до 50 м, для углов α от 0˚ до 30˚.

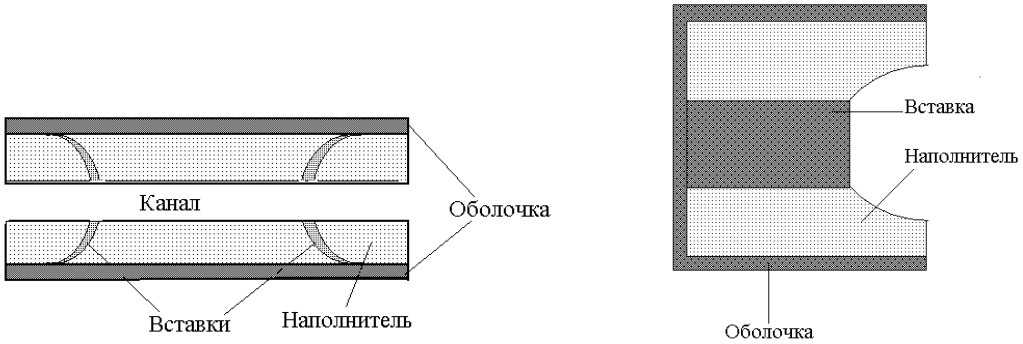


Рис. 1. Продольное сечение: (а) – конструкция 2, (б) – конструкция 3

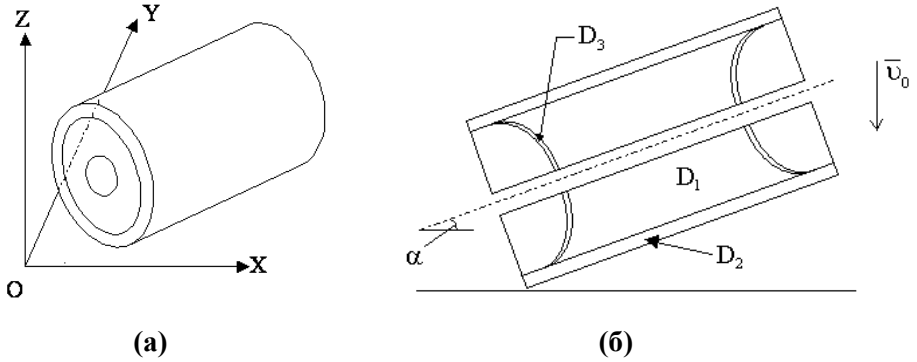


Рис. 2. Постановка задачи: (а) объемная, (б) в сечении *ZOX*

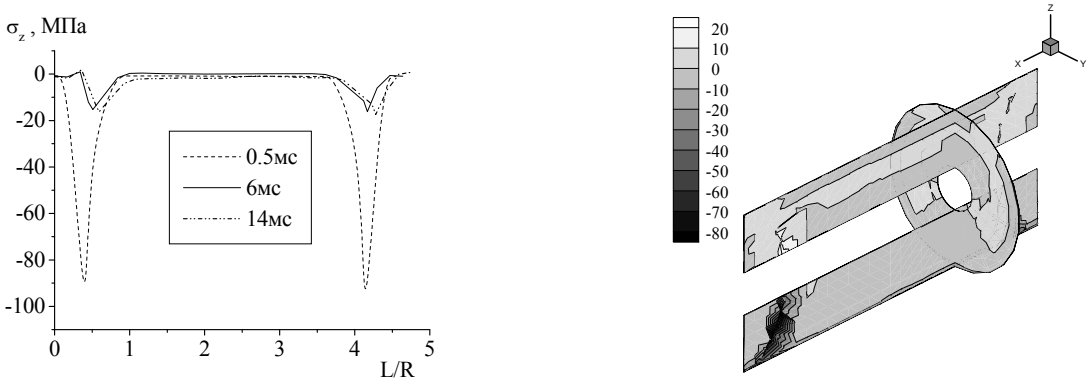
Достоверность результатов проверялась сравнением с данными, полученными в ФНПЦ «Алтай» (г. Бийск) при проведении модельного эксперименты по сбросу на жесткое основание конструкции 1 с высоты h=5 м (что соответствует скорости взаимодействия 10 м/с) при $\alpha = 0^{\circ}$. Результаты сравнивались по ширине пятна контакта конструкции с основанием, замеренной у торцов и в середине конструкции в момент торможения перед отскоком, расхождение результатов расчета и экспериментов не превышало 12%. На рис. 3 приведено поперечное сечение конструкции вблизи левого торца в месте нахождения вставки с обозначением областей разрушения и объемная конфигурация в 20 мс после начала взаимодействия. Так как вставка имеет сферическую форму, в сечении отображается только средняя часть вставки, а части, прилегающие к оболочке и каналу, не отображаются. Области разрушения материала вставки и оболочки показаны справа от плоскости симметрии и отмечены сплошным цветом, если разрушение происходит при сжатии, и штриховкой при растяжении.



(а) **(б)**

Рис. 3. Поперечное сечение (а) и объемная конфигурация (б). *h*=5 м, α=0˚, *t*=20 мс

Как показывают расчеты, разрушение вставок начинается с 2 мс после взаимодействия в нижней части конструкции, и к 12 мс вставки в секторе $0°\le\varphi\le55°$ (φ – угол между рассматриваемой плоскостью и плоскостью *ZOX* – продольной плоскостью симметрии конструкции, нормальной к жесткому основанию) разрушаются практически полностью. Зона разрушения в оболочке для конструкции 2 ограничена сектором $30^\circ\le\varphi\le35^\circ$. Разрушение вставок происходит за счет инерционного воздействия на них наполнителя, возникающего в результате торможения конструкции при ударе, и обусловленного различием физико-механических свойств наполнителя и вставок. Влияние вставок на напряженно-деформированное состояние можно оценить по графикам распределения напряжения. На рис. 4а дано продольное распределение напряжения σ_z в нижней части конструкции ($\varphi = 0^\circ$) вблизи границы наполнитель – оболочка. В месте нахождения вставок наблюдается резкий скачок напряжений. В наполнителе уровень напряжений лежит в пределах от -0.1 до 0.1 МПа. Пики напряжения во вставках и прилегающих областях наблюдаются в начальный период взаимодействия. С течением времени, в результате разрушения вставок, напряжения в этой области релаксируют. Если растягивающие напряжения превысят допустимые значения, то произойдет отслоение наполнителя от оболочки. При анализе НДС конструкции в целом одномерные графики недостаточно информативны, особенно если в конструкции есть какие-либо внутренние элементы, которые приводят к локальному изменению напряженного состояния. На рис. 4б представлены поле напряжения σ_z (МПа) в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.



(а) **(б)**

Рис. 4. Распределение напряжения σ_z в конструкции 2 на границе наполнитель-оболочка (а), поле напряжения σ_z в плоскостях *ZOX* и *ZOY* в 2 мс (б). *h*=5м, α=0˚

Таким образом, в трехмерной постановке исследовано разрушение заполненных оболочечных конструкций (РДТТ) при ударе о жесткое основание при падении с высот от 5 до 50 м и влияние на напряженно-деформированное состояние таких конструкций различных конструктивных элементов. Показано, что наличие сферических вставок в рассмотренных оболочечных конструкциях с открытыми торцами увеличивает их жесткость и обеспечивает уменьшение объема разрушений в оболочке. В тоже время вставки являются зонами концентрации напряжений и потенциальными очагами зарождения детонационных

процессов в наполнителе. Разрушение вставок при низкоскоростном ударе происходит в результате инерционного воздействия на них наполнителя.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ и Томской области в рамках научного проекта № 18-48-700035.

Список литературы

1. *Радченко П.А., Батуев С.П., Радченко А.В.* Трехмерное моделирование деформации и разрушения гетерогенных материалов и конструкций при динамических нагрузках (EFES 2.0) // Федеральная служба по интеллектуальной собственности. Государственная регистрация программы для ЭВМ. – № 2019664836 от 14.11.2019.

ПОВЫШЕНИЕ ПРОЧНОСТИ ПРИ МЕЖСЛОЙНОМ СДВИГЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ МОДИФИЦИРОВАНИЕМ УГЛЕРОДНЫМИ НАНОТРУБКАМИ ВОЛОКОН НАПОЛНИТЕЛЕЙ

Галиновский А.Л., Тарасов В.А., Романенков В.А.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Композиционные материалы и особенно полимерные композиты широко используются в различных отраслях промышленности, включая авиастроение и космическое машиностроение [1-3]. Композиты обеспечивают снижение массы конструкции вследствие низкой плотности, высокой прочности и жесткости.

Несмотря на увеличение доли композитов в изделиях имеется ряд сдерживающих факторов, среди которых в первую очередь невысокая прочность при межслойном сдвиге. Известны подходы к устранению данного недостатка, среди которых: изменение микрорельефа поверхности волокон [4], повышение адгезии между волокнами и матрицей, включая нанесение аппретов [5], металлизация волокон [6], которая, в частности, повышает сопротивление межслойному сдвигу на 20%.

В целях кардинального роста прочности при межслойном сдвиге в данной работе осуществлено выращивание углеродных нанотрубок (УНТ) на углеродных волокнах наполнителей перед пропиткой связующим.

УНТ выращивались на сухой ровинговой углеродной ткани саржевого плетения (типа Twill марки: 3K, 2 x 2 Twill Weave Carbon Fiber Fabric, 5.7 Oz/Sq Yd, 50" Wide, .012" Thick, а также 3K, 2 x 2 Twill Weave) (рис.1,A).

Выращивание УНТ на углеродных волокнах было проведено с использованием метода пиролиза газов (CVD – процесс). Ткань пропитали раствором катализатора и подвергли нагреву в реакторе при температуре 650^0C и атмосферном давлении для закрепления катализатора на поверхности волокон. Для проведения процесса в реактор был заполнен водородом (H_2) на 2 минуты для закрепления катализатора, а затем пропан – бутановой смесью для обеспечения роста УНТ. Для контроля длины УНТ расход газа снижался таким образом, чтобы рост длины УНТ снижался с максимальной скорости 2 μм $сек^{-1}$ до ~0,3 μм $сек^{-1}$, а за время роста 0.5÷5 мин длина составила 10÷100 μм.

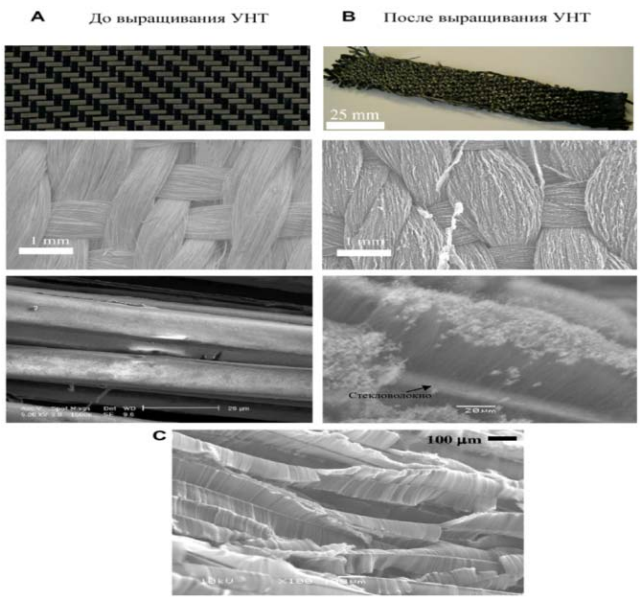


Рис. 1. Изображения углеткани, используемой при производстве ламината, с помощью сканируещего электронного микроскопа (СЭМ): (A) без УНТ; (B) с УНТ, выращенными по радиусу на поверхности волокна, а также отдельные волокна, покрытые УНТ. Разрешение на нижних изображениях A и B ~20 μm; (C) отсутствие УНТ на нескольких волокнах в пряди

УНТ, выращенные на волокнах были изучены с помощью сканируещего электронного микроскопа (СЭМ). Разницу волокон до и после нанесения УНТ можно наблюдать, сравнивая рис. 1А и 1В. Изучение СЭМ – изображений показало, что на внешних поверхностях распределение УНТ было равномерным, за исключением крайних рядов ткани, где ткань имеет повреждения. Поэтому при изготовлении образцов ламинатов поврежденные участки были удалены.

Диаметр УНТ и равномерность их распределения оценивались с помощью просвечивающего электронного микроскопа (ПЭМ). Было установлено, что УНТ равномерно и плотно росли в радиальном направлении на поверхности каждого отдельного волокна в ткани (рис. 1В, внизу). Анализ многослойного ПЭМ – фото показал, что УНТ, выращенные на волокнах имеют внешний диаметр ~17 ±2 нм и 8 концентрических слоев.

Исследование смачиваемости УНТ термореактивной полиэфирной смолой показало, что УНТ легко пропитываются такими полимерами капиллярным методом [7], и что адгезия между УНТ и реактопластом создает прочный композит. Таким образом, благодаря синтезу УНТ непосредственно на волокнах и их равномерному распределению происходит дополнительное армирование композиционного материала.

Для оценки влияния УНТ на сопротивление межслойному сдвигу были изготовлены две группы образцов с УНТ и без УНТ по следующей технологии. Из углеродной ткани нарезались карточки квадратной формы и укладывались друг на друга в 12 слоев. Половина из полученных многослойных заготовок подвергалась выращиванию УНТ на волокнах, а другая половина сохранялась неизменной. Измерялся вес полученных образцов.

В качестве источника углерода при выращивании УНТ использовалась пропан–бутановая смесь, которая заполняла объем между волокнами ткани. Количество УНТ в объеме образцов сохранялось приблизительно неизменным. Но длину УНТ получали равной ~10 μм, ~40 μм, и ~100 μм путем варьирования продолжительностью CVD–процесса, что соответствовало примерно 0,6%, 2% и 3% содержания УНТ в композите. Это совершалось с целью анализа влияния длины УНТ на сопротивление межслойному сдвигу. Характерно, что с увеличением длины УНТ наблюдалось набухание ткани и некоторое увеличение толщины ламинированной заготовки.

Полученные ламинированные заготовки помещались в вакуумный мешок и подвергались пропитке по методу вакуумной инфузии. Затем пропитанная заготовка в вакуумном мешке помещалась в металлическую форму, поверхность которой прокладывалась неперфорированной тефлоновой пленкой. Образцы готовились в течение 9-12 ч под давлением ~200 КПа при комнатной температуре (~25 °С).

Объемы фракций рассчитывались с учетом плотности смолы, а общую плотность связующего вместе с УНТ считали равной ~1,4 мг/ мм^3 [8]. Массовая доля УНТ получилась равной ~0.5–2.5%, а объемная доля УНТ составила от 1% до 3%. Объемная доля волокон в гибридных и базовых композита Х ~60%, а смолы ~40%. Возможное влияние ошибки при дозировке массы катализатора и погрешность в дозировке УНТ, не рассматривались, полагая эти ошибки не существенными.

Для исследования морфологии исходных образцов и гибридных композитов использовали сканирующий электронный микроскоп (СЭМ). Изображения в оптическом и сканирующем электронном микроскопе демонстрирует наличие УНТ по всему сечению ламинированного образца, и отсутствие различий между образцами с УНТ и без УНТ (рис. 2).

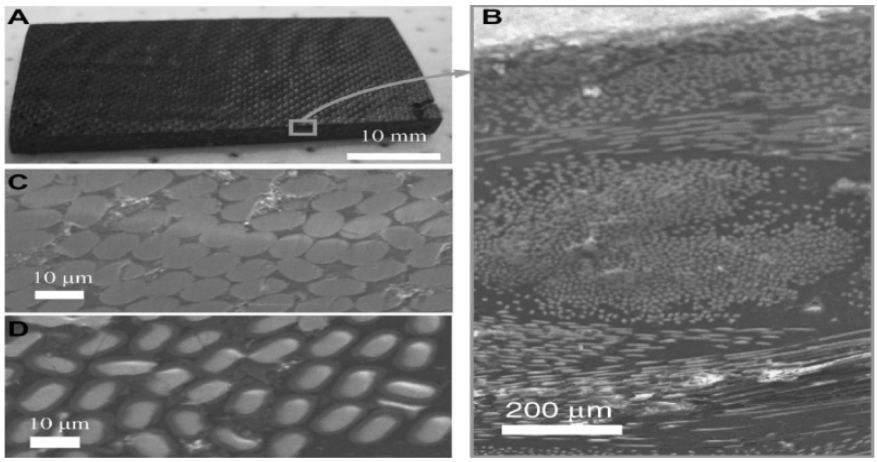


Рис. 2. Изображение гибридных композитных образцов с 0,2% УНТ:
(A) 3-слойный образец после обрезки;
(B) картина пересекающихся слоев ткани пропитанного образца, полученная на СЭМ;
(C) картина сечения композитов без УНТ, полученная на СЭМ;
(D) картина сечения композитов с УНТ, полученная на СЭМ

Определение прочности при межслойном сдвиге проводилось на испытательной машине Zwick Z100, обеспечивающей деформирование с постоянной скоростью 1 мм/мин и измерение нагрузки с погрешностью не более 1%. Испытательная машина оснащена наконечником и опорами, допускающими регулирование расстояния между опорами.

Кажущийся предел прочности при межслойном сдвиге в соответствии со стандартом [9] определялся по формуле:

$$\tau = 0{,}75\frac{F}{S}, \qquad (1)$$

где F – сила нагрузки в момент расслоения концов образца, S – площадь поперечного сечения образца.

Ламинированный образец из гибридного композита показал свойства на 60% выше, чем образец без УНТ.

Результатом данной работы является существенное продвижение на пути познания процессов формирования и управления свойствами пограничного слоя в композитах, являющегося основной фазой, определяющей уровень физико-механических параметров материала.

Список литературы

1. *Буланов И.М., Воробей В.В.* Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов: Учеб. для вузов. М.: Изд-во МГТУ им.Н.Э. Баумана, 1998. 516с.
2. *Комков М.А., Тарасов В.А.* Технология намотки композитных конструкций ракет и средств поражения: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им.Н.Э. Баумана, 2011. 431с.
3. *Tarasov V.A., Komkov M.A., Romanenkov V.A., Boyarskaya R.V., Boyarskii D.S.* "A Rheological Model of the Influence of Thermal Exposure on the Viscosity of a an LBS-4 Varnish during Impregnation of a Multilayer Woven Blank of a Heat-Protective" Coating//Polymer Science. Series D 2018. Vol. 11, Issue 2. pp. 179–182. DOI: 10.1134/S1995421218020193
https://link.springer.com/content/pdf/10.1134%2FS1995421218020193.pdf
4. *Nelyub V.A., Borodulin A.S., Kobets L.P., Malysheva G.V.* A study of structure formation in a binder depending on the surface microrelief of carbon fiber // Polymer Science – Series D. 2016. 9(3), pp. 286-289.

5. *Бейдер Э.Я., Петрова Г.Н., Изотова Т.Ф.* Влияние аппретов на свойства термопластичных стеклопластиков //Труды ВИАМ (электронный журнал Эл № ФС77-52548). 2014. №9. dx.doi.org/ 10.18577/2307-6046-2014-0-9-7-7.
6. *Нелюб В.А.* Технологии металлизации углеродных тканей и свойства углепластиков на их основе// Технология металлов. 2018. № 3. С. 7–10
7. *Garcia EJ, Hart AJ, Wardle BL, Slocum AH.* Fabrication of composite microstructures by capillarity-driven wetting of aligned carbon nanotubes with polymers. Nanotechnology 2007; 18:165602.
8. *Hart AJ, Slocum AH.* Flow-mediated nucleation and rapid growth of millimeter-scale aligned carbon nanotube structures from a thin-film catalyst. J Phys Chem B 2006; 110:8250–7.
9. Композиты полимерные. Методы испытаний. Определение кажущегося предела прочности при межслойном сдвиге методом испытания короткой балки. ГОСТ 32659-2014 (ISO 14130:1997) http://www.internet-law.ru/gosts/gost/57490/

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ МЕТОДОМ ВАКУУМНОЙ ИНФУЗИИ

Есенина Е.С., Рыжов С.В., Объедков М.Л.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Проведена технологическая отработка метода вакуумной инфузии, позволяющего изготавливать безавтоклавным способом элементы конструкций из полимерных композиционных материалов [1, 3].

В процессе проведенной работы были опробованы различные виды связующих: двухкомпонентное эпоксидное для изготовления оснастки (ТО-29-2), двухкомпонентное эпоксидное для изготовления элементов конструкций (Т40-140), однокомпонентное бисмалеимидное для изготовления термостойких элементов конструкций (SB332) [2]. В качестве армирующего наполнителя использовалась углеродная ткань марки 22502. Были изготовлены образцы и проведены испытания на определение физико-механических характеристик (растяжение, сжатие, изгиб, межслойный сдвиг) и физико-химический анализ на определение содержания смолы и плотности, исследовалась пористость образцов. Образцы из материала на основе бисмалеимидного связующего испытаны с целью определения параметров безопасного применения (токсичность, микробиологическая стойкость, пожаробезопасность).

Проведены сравнительные испытания образцов, изготовленных с использованием аэрозольного клея, рекомендуемого к применению при выкладке материала на криволинейные поверхности, и образцов, изготовленных без клея. В процессе отработки варьировались технологические параметры процесса инфузии и использовавшиеся вспомогательные материалы [4].

По результатам технологической отработки разработаны технические требования к изготовлению размеростабильной оснастки и изделий из полимерных композиционных материалов методом вакуумной инфузии.

Список литературы

1. *Вешкин Е.А., Постнов В.И., Постнова М.В., Баранников А.А.* Опыт применения вакуум-инфузионных технологий в производстве конструкций из ПКМ // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2018. Т. 20. №4-3. С. 344-350.
2. *Ткачук А.И., Терехов И.В., Гуревич Я.М., Кудрявцева А.Н.* Применение бисмалеимидного связующего марки ВСТ-57 для получения теплостойких размеростабильных оснасток из полимерных композиционных материалов // Авиационные материалы и технологии, №2 (59) 2020. С. 32-39.
3. ASM Handbook / eds. D.B. Miracle, S.L. Donaldson. ASM International, 2001. Vol. 21: Composites. P. 97-104. DOI: 10.31399/asm. hb. v.21. 9781627081955.
4. *Нелюб В.А.* Повышение качества формования углепластиков на основе эпоксидных связующих и металлизированных армирующих материалов по технологии вакуумной инфузии // Клеи. Герметики. Технологии. №9, 2020. С. 40-43.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ МЕТАЛЛО-КОМПОЗИТНЫХ КРИОГЕННЫХ БАКОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Рыков А. Н., Склезнев А.А.

Акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения» (АО «ЦНИИСМ»), г. Хотьково, Россия

Юранев О.А.

Акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (АО «ЦНИИМаш), г. Королев, Россия

Для криогенных баков, используемых в космической промышленности, перспективной считается конструкция, включающая в себя металлический лейнер, обеспечивающий герметизацию бака, и нанесенную на него методом непрерывной намотки анизогридную сетчатую структуру из углепластика, обеспечивающую прочность и жесткость бака при действии эксплуатационных нагрузок с одновременной его теплозащитой [1-2]. Теплозащита обеспечивается в том числе пористым материалом типа пенопласта, который одновременно служит основой для изготовления сетчатой структуры.

Основными задачами в процессе выполнения работы являлись:

– проверка работоспособности конструкции в результате температурного циклического воздействия с последующим разрушением осевой сжимающей силой;

– возможность использования волоконно-оптических датчиков (ВОД) для измерения деформаций и температуры в процессе испытаний бака [3];

– проверка сохранения работоспособности ВОД при различных способах их размещения непосредственно в материале углепластиковой сетки и на поверхности бака.

Криогенный бак был изготовлен в опытном производстве АО «ЦНИИСМ» с последующими его испытаниями в условиях АО «ЦНИИМаш». Конструктивно изделие представляет собой металлический лейнер, на который нанесена методом непрерывной намотки оболочка из углепластика. На эту оболочку наклеен теплоизолирующий материал, в котором выполнены пазы для укладки элементов сетки из углепластика, затем конструкция защищается наружной оболочкой из углепластика. После этого бак помещается в печь для горячего отверждения связующего.

В процессе изготовления бака в материал сетки были интегрированы 2 типа датчиков: на основе волоконных Брэгговских решеток (ВБР) и на основе измерения рассеянного Рэлеевского излучения с использованием системы *ODiSI* 6104 производства компании *Luna Inc*. Оба типа датчиков размещены в оптическом волокне из кварца с защитным покрытием из полиимида, обеспечивающего высокую адгезионную прочность сцепления с углепластиком после его полимеризации. Диаметр волокна – 125 μm. Выводы волокна были организованы двумя способами: через зону фланца и непосредственно на наружную поверхность бака, что показано на рис. 1а и 1б соответственно.

После термической обработки бака и полимеризации связующего к выводам оптического волокна было подключено измерительное оборудование, с помощью которого был зафиксирован факт сохранения работоспособности обоих типов датчиков после термической обработки. После этого из технологических соображений выводы оптического волокна через наружную поверхность были срезаны. Для проведения испытаний бак был размещен в боксе на территории ЦНИИМаш. На рис. 2 показан общий вид бака с установленной оснасткой для испытаний.



а)



б)

Рис. 1. Размещение волокна в зоне фланца (а) и на поверхности бака (б) перед нанесением наружной оболочки

На наружной поверхности бака цианоакрилатным клеем были закреплены оптические волокна с ВБР и распределенной линией Рэлеевского рассеяния. Помимо этого на наружной поверхности бака были наклеены тензодатчики и датчики температуры. Измерительное оборудование было вынесено за пределы испытательного бокса. На рис. 2 приведено изображение бака с испытательной оснасткой, а на рис. 3 вид поверхности бака после частичного его заполнения жидким азотом.



Рис. 2. Испытательный стенд с баком



Рис. 3. Внешний вид бака после заполнения жидким азотом

Первым этапом испытаний являлось термоциклирование, в процессе которого бак частично заполнялся жидким азотом, выдерживался в течение 15 минут, после чего осуществлялся слив азота и выдержка бака до полного высыхания наружной поверхности. В процессе заполнения бака жидким азотом осуществлялось измерение деформации с использованием ВБР, распределенного датчика Рэлеевского рассеяния и тензометрами. Ход кривой деформации, полученный с помощью ВБР, приведен на рис. 4а, а на рис. 4б приведен ход кривой в одной из точек бака, полученный посредством распределенного датчика Рэлеевского рассеяния. Из рисунков видно, что качественно кривые совпадают, по абсолютному значению деформация, измеренная с помощью Рэлеевского рассеяния, превышает показания ВБР, так как не проведена термокомпенсация в отличие от датчиков на ВБР. Показания датчиков ВБР совпадают с результатами измерения с использованием тензометров в пределах 30%.

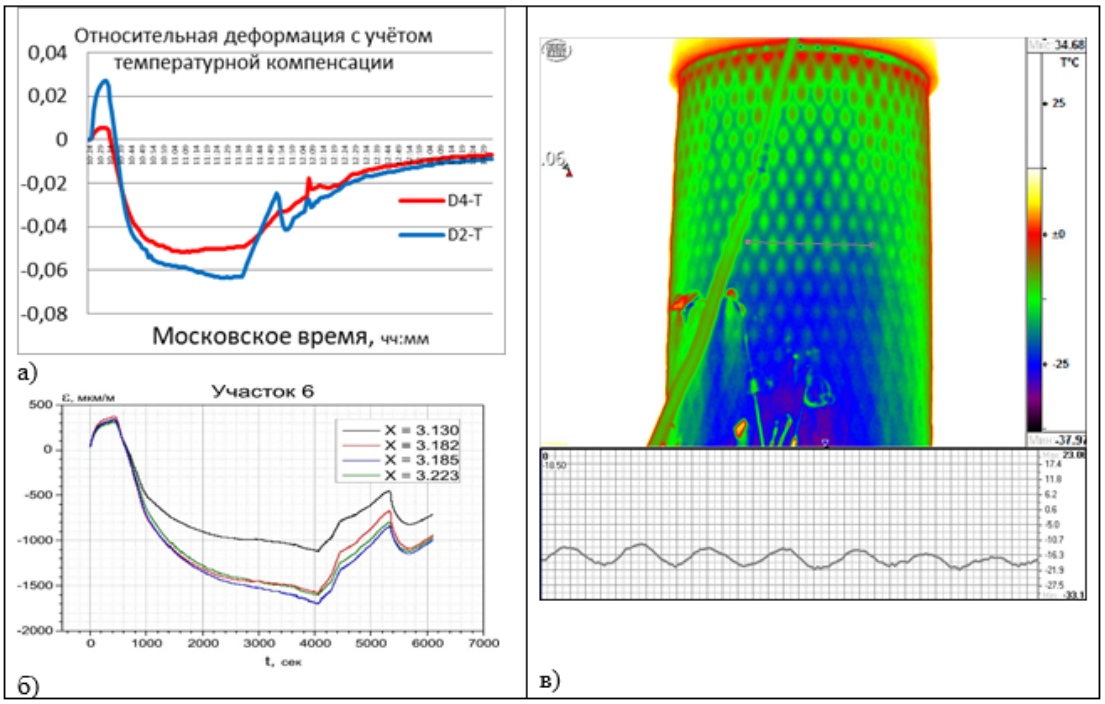


Рис. 4. а) – относительная деформация по образующей бака (D4-T) и по окружности (D2-T), измеренная ВБР; б) – относительная деформация по образующей бака, измеренная распределенным датчиком Рэлеевского рассеяния; в) – тепловая картинка бака в процессе заполнения жидким азотом

Выводы

1. Проработаны вопросы технологии закладки волоконно-оптических сенсоров в композитную структуру (сетчатая структура, силовые шпангоуты, сплошная намотка на оправку) для обеспечения сохранности выводов сенсоров.

2. Сохранение работоспособности сенсоров после термо- и механической обработки остается технически и технологически сложной задачей, требующей для своего успешного решения дополнительных исследований и применения разнообразных вспомогательных конструктивных элементов.

3. Сравнительный анализ результатов испытаний, полученных различными способами (ВБР, Рэлеевское рассеяние, тензодатчики) показывает удовлетворительную сходимость полученных результатов измерений, позволяя использовать внедренные в материал и конструкцию волоконно-оптические сенсоры в серийных изделиях с отображением результатов измерений в процессе эксплуатации, в том числе в режиме реального времени.

4. Показана работоспособность и техническая возможность воплощения концепции создания изделий с интегрированными внутрь материала волоконно-оптическими сенсорами без ухудшения эксплуатационных характеристик изделия, его потребительских свойств и внешнего вида.

Список литературы

1. *Васильев В.В., Барынин В.А., Разин А.Ф., Петраковский С.А., Халиманович В.И.* Анизогридные композитные сетчатые конструкции – разработка, и приложение к космической технике// Композиты и наноструктуры, 2009, №3, с.38-50.
2. *Склезнев А.А.* Обзор существующих конструктивных исполнений несущих топливных баков // Сборник трудов 19-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» М.: Издательство «Перо». 2020. с. 791-792.
3. *Каблов Е.Н., Сиваков Д.В., Гуляев И.Н., Сорокин К.В., Федотов М.Ю., Дианов Е.М., Васильев С.А., Медведков О.И.* Применение оптического волокна в качестве датчиков деформации в полимерных композиционных материалах // Все материалы. Энциклопедический справочник. №3, 2010.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ С ВОЗМОЖНОСТЬЮ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ СТРУКТУРЫ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Салосина М.О.

ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва, Россия

Тепловая защита космических аппаратов в процессе эксплуатации подвергается высокоинтенсивному тепловому воздействию, поэтому необходимо ее оптимальное построение как по конструкторско-технологическим, так и по массовым характеристикам. От практического решения этой сложной научно-технической задачи во многом зависит надежность работы конструкции и бортовых систем и успех выполнения научной миссии в целом. Уже на начальном этапе проектирования космического аппарата большое внимание уделяется разработке концепции тепловой защиты и выбору высокотемпературных теплостойких материалов для ее реализации, при выполнении жестких требований по минимизации весовых затрат на теплозащиту.

Один из возможных путей повышения весовой эффективности тепловой защиты космических аппаратов связан с применением теплозащитных и теплоизоляционных материалов низкой плотности. Перспективными для изготовления высокотемпературной теплоизоляции являются высокопористые ячеистые материалы (ВПЯМ), которые получают в результате нанесения слоя неорганического материала (металлов, оксидов, карбидов и т.д.) на поверхность высокопористой открытоячеистой органической матрицы и последующего удаления структурообразующей матрицы путем термодеструкции в специальной среде. Структура ВПЯМ представляет собой пространственный каркас, образованный стержнями (тяжами), соединяющимися в узлах. Элементарная ячейка такой структуры имеет форму, близкую к пентагондодекаэдру [1]. Основными параметрами, описывающими структуру материала, являются средний размер ячейки и пористость, характеризующая пространство внутри ячеек. Теплообмен в ВПЯМ в общем случае описывается четырьмя процессами: кондуктивной теплопроводностью через твердый каркас, теплопроводностью через газовую фазу в ячейках, теплообменом за счет конвекции в газовой фазе и радиационным теплообменом в пористой структуре [2, 3]. При невысоких температурах определяющими являются кондуктивная теплопроводность через твердый каркас и конвективный тепломассоперенос в ячейках. При высоких температурах доминирующим механизмом теплопереноса является излучение. Теплофизические характеристики ВПЯМ существенно зависят от пористости и среднего диаметра ячеек материала. Таким образом, при проектировании тепловой защиты, включающей слои из ВПЯМ, совместно с толщинами слоев d_l могут быть выбраны параметры, характеризующие структуру материалов – диаметр ячейки a и пористость δ.

Радиационно-кондуктивный теплообмен в n-ом слое покрытия, изготовленном из ВПЯМ, описывается уравнением:

$$C_n \frac{\partial T_n}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial X}\left(\lambda_n \frac{\partial T_n}{\partial X} \right) - \frac{\partial q_R(x)}{\partial X}, \qquad (1)$$

$$C_n = \left(1-\delta\right)\rho c_{тв},\ \lambda_n = \frac{1}{3}\left(1-\delta\right)\lambda_{тв},$$

где C_n – объемная теплоемкость, $c_{тв}$ – удельная теплоемкость твердого каркаса ВПЯМ, $\lambda_{тв}$ – теплопроводность материала, образующего структуру ВПЯМ.

Для определения плотности потока результирующего излучения в слое высокопористого теплозащитного материала используется приближение Росселанда [4], применимое для сред с большой оптической толщиной. Влияние поглощения и рассеяния среды на радиационный теплообмен учитывается через средний по Росселанду коэффициент ослабления, для расчета которого используется аналитическое соотношение [3]:

$$\beta = \frac{2{,}62\sqrt{1-\delta}\left[1+0{,}22\left(1-k\right)^2\right]\left[1-0{,}22\left(1-t\right)^2\right]}{a},$$

где $t = b_{min}/b_{max}$ – отношение минимального и максимального диаметров стержня, k – параметр, зависящий от формы поперечного сечения стержня.

Искомый вектор проектных параметров $\bar{p}$, включающий толщины слоев d_l, $l = 1,...,L$, диаметр ячейки a и пористость δ слоя ВПЯМ, должен обеспечить минимум массы единицы площади поверхности покрытия, которая определяется функцией:

$$J\left(\bar{p}\right) = \sum_{l=1}^{L} \rho_l d_l , \qquad (2)$$

ρ_l – плотность, для пористого слоя $\rho_n = (1-\delta)\rho_{тв}$, $\rho_{тв}$ – плотность материала, образующего структуру ВПЯМ, при ограничениях

$$d_l > 0, l = 1,...,L , \qquad (3)$$

$$a_{\min} \le a \le a_{\max} , \qquad (4)$$

$$0{,}85 \le \delta \le \delta_{\max} , \qquad (5)$$

$$T\left(X_l,\tau\right) \le T^l_{lim}, l = 1,\ldots,L,\ \tau \in \left(\tau_{min},\tau_{max}\right], \qquad (6)$$

где T^l_{lim} – значения предельно допустимых температур на границах слоев (X_l, $l = 1,...,L$).

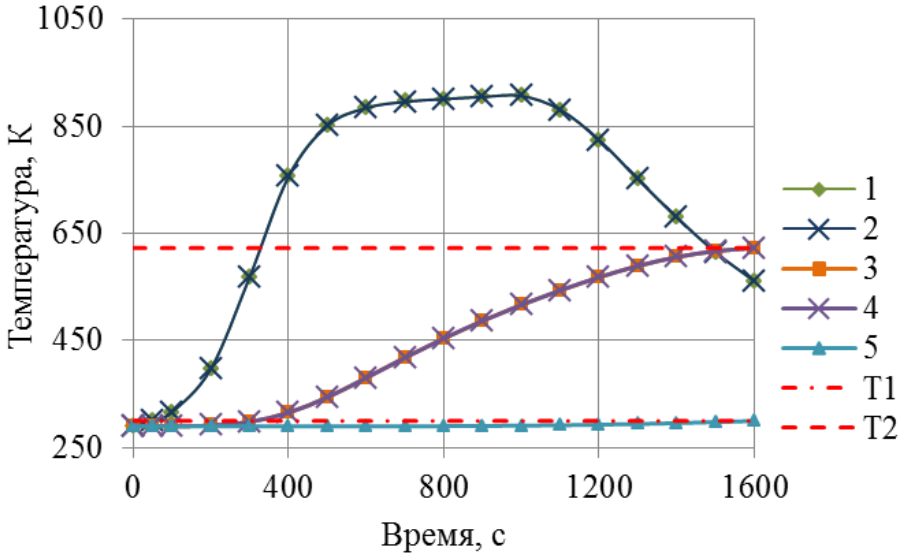
Алгоритм решения оптимизационной задачи основывается на методе штрафных функций, применяемого в качестве средства поиска близкого к оптимальному начального приближения, и методе спроектированного лагранжиана, обладающего высокой скоростью локальной сходимости.

Корректность разработанного метода оптимального проектирования тепловой защиты с учетом параметров структуры ВПЯМ была проверена путем сравнения результатов математического моделирования с экспериментальными данными. С этой целью были проведены тепловые испытания образцов ВПЯМ с разной структурой, определяемой числом пор на линейный размер – 8, 24 и 32 поры на 1 см, в условиях нестационарного радиационно-кондуктивного нагрева в вакууме. Расчетное поле температуры в образцах ВПЯМ соответствует экспериментальным данным, подтверждая, что используемый в работе метод математического моделирования радиационно-кондуктивного теплообмена адекватно отражает процессы кондуктивной теплопроводности через твердый каркас и излучения в пористой структуре ВПЯМ.

Для иллюстрации возможностей разработанного алгоритма рассматривается задача проектирования многослойного теплозащитного покрытия ЛА, осуществляющего спуск в атмосфере Земли. Покрытие, состоящее из 4 слоев различных материалов, расположено на оболочке корпуса ЛА, выполненной из алюминиевого сплава толщиной d_1 = 2,5 мм. На обшивке аппарата располагается слой 2 высокопористого ячеистого материала на основе стеклоуглерода, покрытый слоем 3 УУКМ толщиной d_3 = 1 мм. Слой 4 изготовлен из высокопористого ячеистого материала на основе карбида кремния, слой 5 – из карбида кремния (d_5 = 2 мм). Предполагается, что толщины слоев 1, 3 и 5 заданы, исходя из прочностных или технологических требований. Диаметр ячейки высокопористых ячеистых материалов на основе стеклоуглерода и карбида кремния, образующих слои 2 и 4, принимается равным 0,36 мм. Определяемыми параметрами в данной задаче являются толщины слоев 2 (d_2) и 4 (d_4) и значения пористости, характеризующие структуру материалов, образующих слои 2 и 4 (δ_2 и δ_4). В качестве ограничений задаются максимальные температуры на границах слоя ВПЯМ на основе стеклоуглерода: 300 К – на внутренней и 623 К – на внешней границах с координатами X_1 и X_2 соответственно. Максимальная пористость ВПЯМ на основе стеклоуглерода ограничивалась значением 0,98, а для ВПЯМ на основе карбида кремния – значением 0,95, что соответствует максимальным значениям пористости производимых материалов данного состава. Начальные приближения искомых параметров принимались следующими: толщины пористых слоев d_2 = 0,1 м и

d_4 = 0,1 м, пористость ВПЯМ δ_2 = 0,95 и δ_4 = 0,9. Начальное значение массы единицы площади поверхности покрытия составляло 47,89 кг.

В результате решения задачи получены следующие значения определяемых характеристик: d_2 = 0,061 м и d_4 = 0,0765 м, пористость ВПЯМ δ_2 = 0,98 и δ_4 = 0,95. Оптимальные значения пористости ВПЯМ на основе стеклоуглерода и на основе карбида кремния оказываются равными верхним границам, заданным для этих переменных. При этом масса единицы площади поверхности покрытия равна 22,046 кг. На рисунке представлены зависимости температур на границах слоев от времени. Координаты границ слоев покрытия X_1 – X_5 отсчитываются от внутренней поверхности обшивки ЛА.



Зависимость температуры на границах слоев от времени: 1 – $T(X_5)$; 2 – $T(X_4)$; 3 – $T(X_3)$; 4 – $T(X_2)$; 5 – $T(X_1)$; T1 – допустимая температура на границе с координатой X_1; T2 – допустимая температура на границе с координатой X_2

Так как в данной задаче критерием оптимальности является масса единицы площади поверхности покрытия, а в качестве ограничений задаются только значения предельно допустимых температур на границах слоев, оптимальными оказываются материалы, имеющие минимальные значения коэффициента теплопроводности и плотности. Такими свойствами обладают материалы с минимальным диаметром ячейки и максимальной пористостью. Приведенный пример не исчерпывает возможностей разработанного алгоритма, с помощью которого можно решать широкий круг задач, связанных с проектированием многослойной тепловой защиты, включающей слои из высокопористых ячеистых материалов.

Список литературы

1. *Щурик А.Г.* Искусственные углеродные материалы. – Пермь: Типография Пермского государственного университета, 2009.342 с.
2. *Алифанов О.М., Черепанов В.В.* Методы исследования и прогнозирования свойств высокопористых теплозащитных материалов. М.: Изд. МАИ, 2014. 263 с.
3. *Cunsolo S., Coquard R., Baillis D., Wilson K.S. Chiu, Bianco N.* Radiative properties of irregular open cell solid foams // International Journal of Thermal Sciences, 2017. – Vol. 117. – P. 77-89.
4. *Оцисик М.Н.* Сложный теплообмен. М.: Мир, 1976. 616 с.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩИХ ПОКРЫТИЙ ТР-СО-3 И АК-512 БЕЛАЯ МАКЕТОВ ТЕРМОМЕТРА ТП228 БЫ2.821.228 МИП В УСЛОВИЯХ ОРБИТАЛЬНОГО ПОЛЕТА МКС В ОБЕСПЕЧЕНИЕ УВЕЛИЧЕНИЯ ГАРАНТИЙНОЙ НАРАБОТКИ ТЕРМОМЕТРОВ ТП228 ДО 370 СУТОК

Свечкин В.П., Кряжева Н.Г., Ефимова Е.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Для обеспечения полетного ресурса 370 суток ТПК «Союз МС» стояла задача подтвердить назначенный ресурс термометров ТП228 БЫ2.821.228 (разработчик – АО «НПО ИТ»), входящих в систему температурных датчиков (СТД) корабля. С учетом требования положения РК-98 к изделиям ПКК остаточная гарантийная наработка непосредственно перед их летными испытаниями должна составлять 150% от полетного ресурса, т.е. ресурс термометров ТП228 должен составлять не менее 555 суток (13320 часов).

На момент постановки работы ресурс термометра ТП228 составлял 5000 ч (208 суток) и определялся ресурсом покрытия ТР-со-3 ОСТ 92-1000-90. После 5000 ч испытаний в НПО ИТ покрытие не выдержало температурных воздействий, были зафиксированы отслоения от подслоя из эмали АК-512. Полетный ресурс по электрическим параметрам подтвержден на 10000 ч.

Силикатное терморегулирующее покрытие ТР-со-3,представляющее собой композицию из оксида цинка особой чистоты и силикатного связующего (калиевого жидкого стекла), обладает высокой стойкостью к факторам космического пространства (радиация, УФ-излучение, вакуум, атомарный кислород, циклическое изменение температур). Покрытия этого класса успешно эксплуатируются в составе многих изделий предприятия (корабли серий «Союз», «Прогресс», модули РС МКС). В основном, покрытие ТР-со-3 наносится на конструкции из алюминиевых сплавов имеющие плоскую форму или поверхности одинарной кривизны. Однако, термометр ТП228 имеет сложную форму (малый радиус) и выполнен из медного сплава М1, который имеет больший КТР, чем у алюминиевых сплавов, поэтому покрытие ТР-со-3 на внешней поверхности термометра может быть чувствительно к циклическому изменению температур.

Учитывая сжатые сроки проведения работ необходимый полетный ресурс подтверждался испытаниями макетов термометра ТП228 (без электрической части) с нанесенным покрытием ТР-со-3 в условиях орбитального полета МКС с периодическим осмотром внешнего вида покрытия, проведенными по специально разработанной методике. Параллельно испытывались макеты термометра ТП228 с нанесенным покрытием АК-512 белая ОСТ 92-9080-90 в качестве альтернативного варианта.

Макеты термометра ТП228 с нанесенными покрытиями размещались в специально разработанном адаптере со съемными защитными кожухами. Контроль состояния покрытия с фотосъемкой велся на всех этапах работы: после нанесения покрытий и установки макетов термометров в адаптер, при предполетной подготовке, после доставки адаптера на борт РС МКС на ТПК «Союз МС-05».

Во время ВКД-43 адаптер с макетами термометра ТП228 был установлен для экспонирования на внешней поверхности модуля МИМ2 на поручне 6005 напротив иллюминатора ВЛ2 (рис. 1). Место размещения адаптера с макетами термометра ТП228 для экспонирования было выбрано с учетом максимального приближения к условиям эксплуатации штатных термометров в составе ТПК «Союз МС» и доступности для осмотра и фотографирования состояния поверхности.

Проведение работ сопровождалось видеосъемкой при помощи камер GoPro3. Была отмечена штатная работа космонавтов, механического воздействия на макеты термометров со стороны космонавтов оказано не было.

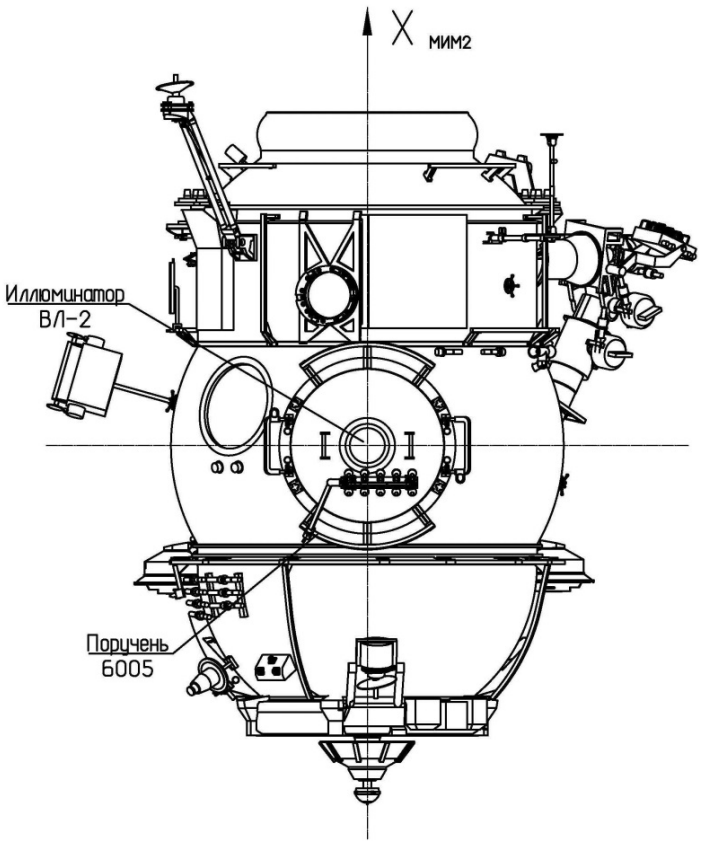


Рис. 1. Размещение адаптера с макетами термометра ТП228 при экспонировании

Для периодического контроля состояния покрытий под воздействием факторов космического пространства проводилось фотографирование макетов термометров из герметичного отсека через иллюминатор ВЛ2 с интервалом от 30 до 45 дней, включающее детальную фотосъемку по двум зонам и общий вид (рис.2, 3), с последующим анализом фотоизображений. За время экспонирования фотосъемка и анализ фотоизображений были проведены 17 раз. Также был проведен анализ по фотоматериалам, полученным при фотосъемке макетов термометров при ВКД-45А, в том числе и их тыльной стороны, невидимой из иллюминатора ВЛ2.

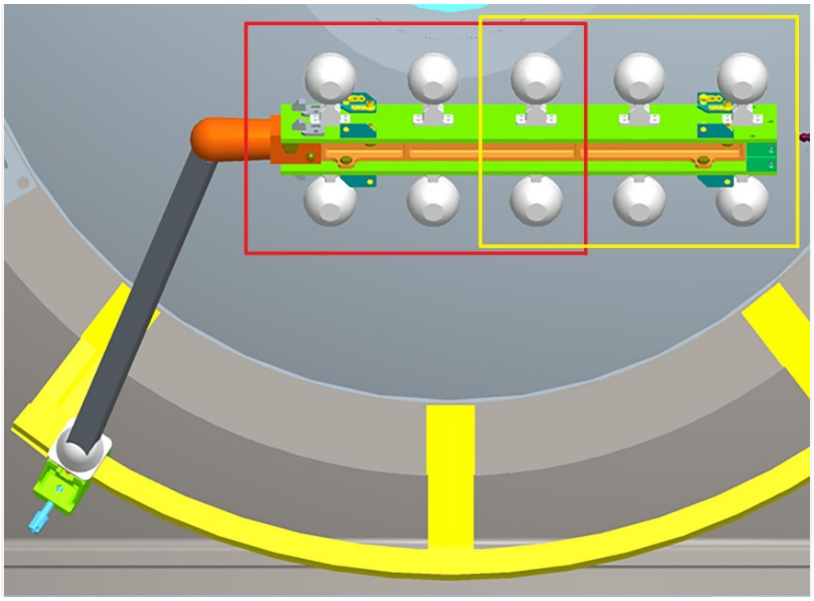


Рис. 2. Зоны 1 и 2 детальной фотосъемки

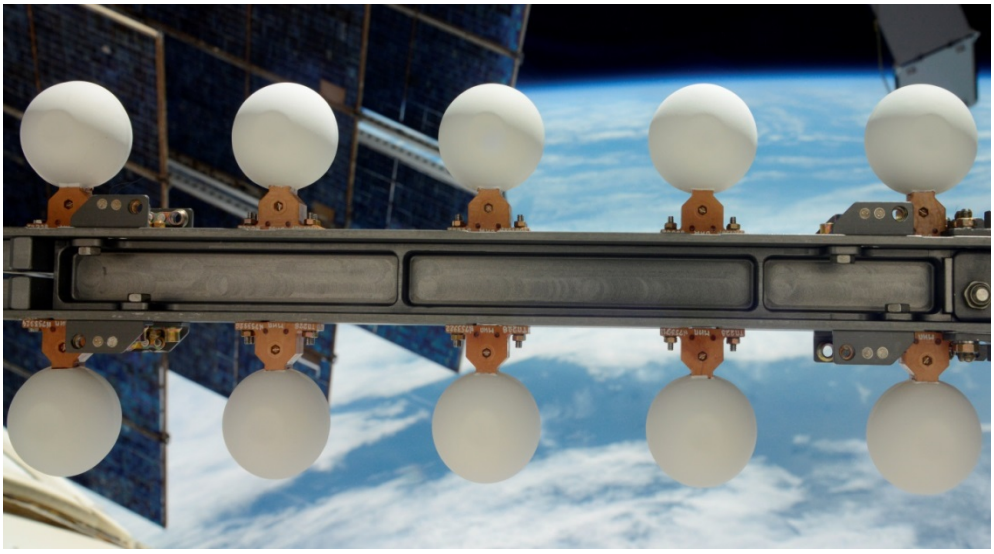


Рис. 3. Общий вид адаптера с макетами термометра ТП228 при экспонировании

Терморегулирующие покрытия ТР-со-3 и АК-512 белая в составе макетов ТП228 прошли испытания в условиях орбитального полета МКС в течение 650 суток.

После возврата на Землю при внешнем осмотре и анализе состояния отмечена сохранность покрытий, отсутствие сколов и трещин, состояние покрытия ТР-со-3 признано соответствующим БЫ2.821.228ТУ (рис. 4).

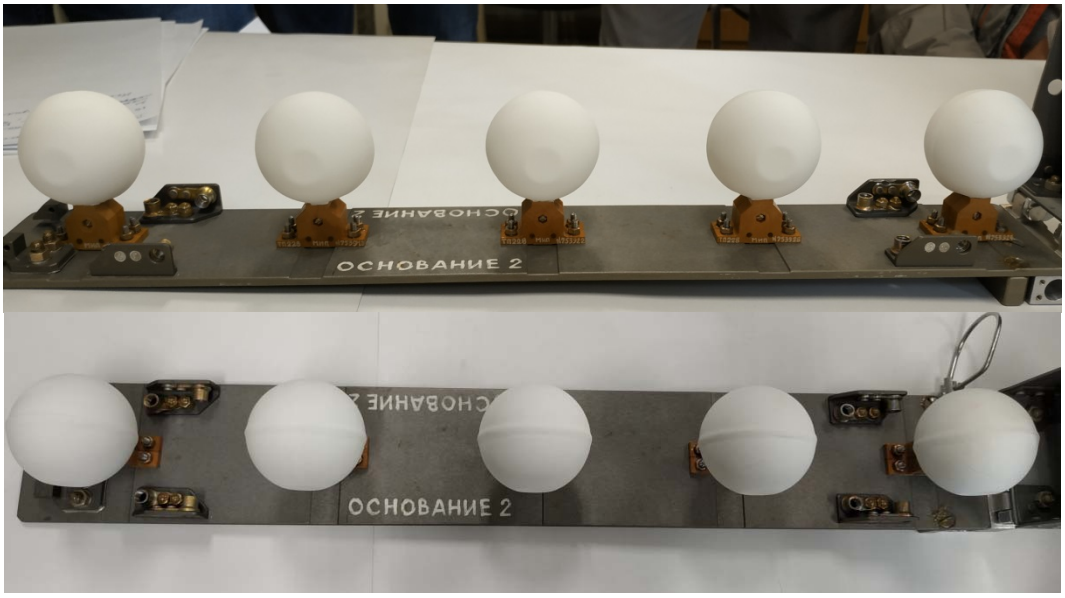


Рис. 4. Макеты термометра ТП228 после экспонирования

По результатам проведенной работы была откорректирована нормативная техническая документация, оформлен протокол разрешения применения термометра ТП228 в составе «Союз-МС».

КОНСТРУКЦИЯ КРИОГЕННОГО ТОПЛИВНОГО БАКА С НЕСУЩЕЙ СЕТЧАТОЙ ОБЕЧАЙКОЙ ИЗ ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИТНОГО МАТЕРИАЛА

Склезнев А.А., Разин А.Ф., Бабичев А.А.

АО «ЦНИИСМ» г. Хотьково, Россия

Традиционно, в настоящий момент в отечественной и зарубежной ракетно-космической технике используются в основном металлические несущие топливные баки-отсеки различной конструкции. Используют следующие конструктивно-силовые схемы: гладкие оболочки; оболочки, подкрепленные продольными и поперечными элементами – так называемые стрингерные баки; вафельные конструкции – топливные баки, обечайки которых выполнены из толстых плит алюминиевого сплава с ячейками прямоугольной или ромбовидной формы.

Необходимо дополнительно отметить, что конструкция баков выполняется в основном по несущей схеме. При этом их обечайка является одновременно корпусом ракеты, воспринимающим осевое сжатие и изгиб.

Анализ наиболее распространенных конструктивных схем и применяемых технологических процессов изготовления баковых отсеков показывает, что для конструкций сравнительно большого диаметра использование традиционных решений ограничено высокой чувствительностью к начальным несовершенствам, отклонениям формы поверхности от заданной, трудоемкостью изготовления (вафельные и подкрепленные оболочки, например), низким коэффициентом использования материала (КИМ) – для вафельных оболочек он равен 0,07-0,20.

Вместе с тем, как для уже изготавливаемых ракет-носителей (РН), так и для вновь создаваемых перспективных РН одним из важнейших показателей является стоимость их изготовления, в конечном счете определяющая стоимость запуска полезной нагрузки при помощи такой РН. Стоимость изготовления в свою очередь зависит как от стоимости используемого оборудования, так и от трудоемкости изготовления изделия. Технологический процесс изготовления крупногабаритных металлических оболочек вообще, и металлических вафельных оболочек в частности крайне трудоемок и не рассчитан на крупносерийное производство такого рода конструкций.

Тот факт, что большую часть конструкции жидкостных РН составляют топливные баки, создание принципиально новых конструктивных схем, позволяющих существенно снизить массу баков и стоимость их изготовления, является одним из важнейших направлений развития ракетно-космических технологий.

Анализ существующих технических решений [1]-[2], а также решений, закладываемых в конструкцию новых РН, показывает, что наибольший эффект в весовом, прочностном, жесткостном отношении может быть достигнут для конструктивного решения, выполненного на основе металло-композитного бака при армировании полимерным композиционным материалом (ПКМ) в направлениях, соответствующих действующим на конструкцию силовым факторам. Одним из решений является использование анизогридной сетчатой структуры, состоящей из регулярной системы однонаправленных ребер из ПКМ, работающих в основном на растяжение-сжатие вдоль направления армирования композитного материала, и таким образом, эффективно реализующих преимущества ПКМ перед традиционными конструкционными материалами из металлических сплавов.

Предлагаемая к рассмотрению концепция конструктивного облика криогенного топливного бака с несущей обечайкой основана на опыте АО «ЦНИИСМ» в области промышленного серийного изготовления композитных отсеков конструкций на основе однонаправленного сетчатого каркаса и металло-композитных баков высокого давления, а также на имеющемся на предприятии необходимом технологическом оборудовании для их изготовления методом непрерывной «мокрой» намотки. Предлагаемая концепция криогенного бака имеет интегральную конструкцию с несущими силовыми ребрами из однонаправленного полимерного композиционного материала, выполняемыми совместно

с обшивкой цилиндрической обечайки и наружной силовой оболочкой металло-композитного бака, а также предусматривает возможность стыковки с соседними отсеками с обоих торцев. Во время изготовления криогенного топливного бака возможна установка оптоволоконных датчиков, тензодатчиков, датчиков измерения температуры как снаружи, так и внутри любого силового элемента изделия, что позволяет провести оценку напряженно-деформированного состояния и температурного поля бака в режиме реального времени.

Среди перспективных конструктивно силовых схем несущего топливного бака выделены интегральные конструктивные схемы, состоящие из систем однонаправленных реберных структур из композиционного материала, которые могут быть выполнены при помощи автоматизированных технологических методов производства с высоким КИМ – для сетчатых конструкций больших длины и диаметра КИМ может достигать 0,9.

Сетчатые композитные конструкции, изготавливаемые методом автоматизированной непрерывной намотки и имеющие форму цилиндрических или конических оболочек, были предложены в середине 70-х годов на кафедре МАТИ, под руководством академика РАН В.В. Васильева и внедрены в серийное производство в АО «ЦНИИСМ» [3]. В сетчатых конструкциях наиболее полно проявляются достоинства современных композиционных материалов и технологические преимущества специфичных для композитов производственных процессов.

Одним из преимуществ сетчатой конструкции при реализации в авиационной и ракетно-космической технике является интегральность, малая масса по сравнению с аналогичными металлическими конструкциями и высокая надежность.

Опыт АО «ЦНИИСМ» в области создания композитных отсеков двигателей твердого топлива по схеме «двойной кокон», а также имеющиеся значительные наработки в области анизогридных сетчатых силовых конструкций из композиционных материалов позволяют перейти к проектированию и изготовлению криогенных несущих топливных баков нового поколения.

Наружная силовая часть (оболочка) перспективного криогенного топливного бака представляет собой (см. рисунок) комбинированную конструкцию, состоящую из цилиндрической силовой обечайки со стыковыми шпангоутами и металло-композитного баллона давления. В конструкции криогенного топливного бака предусматривается, что его герметичность обеспечивается металлическим лейнером, а общая несущая способность – совместной работой металла и композиционного материала.

На герметичной металлической оболочке – как в зоне обечайки, так и в зоне днищ бака располагается силовая оболочка из углепластика, воспринимающая нагрузки от внутреннего давления в баке.

В зоне обечайки располагается сетчатая анизогридная структура, состоящая из системы однонаправленных ребер, с обшивкой и торцевыми шпангоутами, предназначенными для стыковки криогенного бака с соседними отсеками.

Для оценки работоспособности предлагаемой конструктивно-силовой схемы проведена оценка прочности и устойчивости при помощи метода конечных элементов (МКЭ). Проведены работы по изготовлению бака-демонстратора предлагаемой концепции: изготовленный комбинированный криогенный топливный бак-демонстратор прошел успешные многоцикловые криостатические и статические испытания (см. таблицу) в АО «ЦНИИМаш», подтвердив правильность проектировочных расчетов и примененных технологических решений.



Внешний облик комбинированного криогенного топливного бака из ПКМ

Сравнительные результаты экспериментальных исследований и проектировочного расчета

	Захолаживание до температуры –196°, кол-во циклов	Превышение над ожидаемым значением
Проектировочный расчет	6,0	–
Результаты испытаний	10,0	1,5

При необходимости может проектироваться конструкция криогенного бака большей длины и большего диаметра, чем в рассмотренной модельной задаче – технологические возможности позволяют изготавливать несущие конструкции диаметром до 4 м (и более при необходимости) и длиной до 10 м.

Согласно полученным результатам испытаний и основываясь на технологическом опыте АО «ЦНИИСМ» можно сделать вывод о принципиальной возможности реализации конструкции композитного криогенного топливного бака на основе металлического лейнера и композитной интегральной силовой оболочки, выполненной интегрально с несущей анизогридной структурой из полимерного композиционного материала.

Список литературы

1. *Douglas A. McCarville, Juan C. Guzman, Alexandra K. Dillon, Justin R. Jackson, Jordan O.* Birkland. Design, Manufacture and Test of Cryotank Components // Comprehensive Composite Materials II, Vol. 3, 2018, pp. 153-179. doi:10.1016/B978-0-12-803581-8.09958-6.
2. *Васильев В.В., Разин А.Ф., Недайвода А.К., Петроковский С.А., Бахвалов Ю.О., Молочев В.П., Оленин И.Г.* Топливный бак летательного аппарата. АО «ЦПР АО ЦНИИСМ», АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». Патент РФ на изобретение №2157322 от 10.10.2000, Бюл. № 28.
3. *Азаров А.В.* Проблема проектирования аэрокосмических сетчатых композитных конструкций. Механика твердого тела, №4, 2018, с.85-93.

МЕТОДИКА СОЗДАНИЯ ТРЕХСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Смирнов В.А., Лосев. П.Б.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В данной работе исследуются вопросы проектирования и изготовления трехслойных конструкций из композиционных материалов.

РКК «Энергия», как ведущее предприятие России в космической отрасли, одним из первых взяло курс на использование композиционных материалов в своей продукции.

В настоящий момент времени, РКК «Энергия» ведет множество разработок по данному направлению, в том числе для нового пилотируемого транспортного корабля:

– каркас лобового теплозащитного экрана;

– корпус двигательного отсека;

– аэродинамические оболочки;

– и многие другие.

На примере данных изделий, рассматриваются основные проблемы и пути их решения, возникающие при разработке и изготовлении трехслойных конструкций из композиционных материалов.

Основные проблемы проистекают из конструктивной новизны таких изделий. Имеется в виду то, что на стадии разработки конструкторской документации (КД) внедряются новые, малоизвестные и ранее не отработанные, решения. Процесс создания конструкций из композиционных материалов включает три основных этапа.

Первый и наиболее важный вопрос, который необходимо решить, это использование и понимание свойств новых материалов применительно к задачам, решаемым разрабатываемой конструкцией.

Во-вторых, важно до завершения разработки и выпуска КД исследовать новые конструкторские решения на достаточном количестве фрагментов в лабораторных условиях.

В-третьих – это успешное решение вопросов, возникающих при производстве. Новые изделия требуют повышения качества культуры производства и четкого выполнения требований КД, тщательного анализа и поиска решений.

Для предупреждения появления проблем, возникающих при решении выше перечисленных вопросов, предлагается методика, в соответствии с которой предлагается выстраивать процесс создания изделия.

I. Этап разработки концепта

На первом этапе определяются требования к конструктивному исполнению будущего изделия с учетом условий его эксплуатации. Данную задачу разработчику необходимо решать по трем направлениям:

– конструкторскому;

– материаловедческому;

– технологическому.

Под условия эксплуатации подбираются материалы, которые позволят реализовать данную задачу. Конструктор вместе с материаловедом выбирает необходимые материалы для реализации задачи. Именно на этом этапе необходим тщательный подход к регламентирующей документации, в которой должно быть максимально нужное количество показателей свойств материалов.

При проработке конструкции с выбранными материалами, необходимо оценить технологичность данного варианта. Здесь важен конструктивный диалог между конструктором, материаловедом и технологом, для принятия оптимальных решений.

II. Этап оптимизации и отработки новых конструкторских решений

На втором этапе разработки встанет задача упрощения и удешевления изделия. Любую конструкцию (изделие в целом, отсек изделия, узел отсека) можно рассмотреть как набор типовых решений. Необходимо проанализировать все типы решений и провести отработку решений, ранее не применявшихся и не имеющих аналогов. На этом этапе отбираются лучшие варианты конструктивных и технологических решений. Вскрываются неочевидные дефекты, уточняется необходимость получения дополнительных характеристик композиционных материалов. Только после отработки большого количества образцов, можно переходить к этапу выпуска КД на изделие.

III. Этап производственный

На данном этапе разрабатывается технологический процесс изготовления изделия. Это может потребовать внедрения новых технологических решений, повышения квалификации персонала и повышения качества культуры производства в целом. На этом этапе необходим конструктивный диалог между технологическими и производственными службами и разработчиком изделия, для быстрого принятия оптимальных решений.

Композиционные материалы еще до сих пор изучены не в полной мере, однако по мере их изучения, раскрывается их большой потенциал для применения.

ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИ СТОЙКОЙ ЛИНЕЙНОЙ ГРАДИЕНТНОЙ СТРУКТУРЫ В ТИТАНОВОМ СПЛАВЕ ВТ6 ПРИ ХИМИКО-ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКЕ

Степушин А.С., Шалин А.В., Гвоздева О.Н.

«Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва, Россия

В настоящее время как зарубежными (AMRDEC, Permali Gloucester, CCA Protect) так и Российскими (Вертолеты России) разработчиками в области локального бронирования для этой цели преимущественно используется прочные материалы с высокой плотностью (44С, СПС-43) или низкой пластичностью (Al_2O_3, B_4C). Однако при бронировании легковых автомобилей VIP-класса или кабин пилотов воздушных судов, для сохранения их маневренности, удобства эксплуатации и технических характеристик встает задача уменьшение веса бронезащиты без потери ее защитных (баллистических) свойств. Поэтому перспективным является создание такой же или улучшенной защиты, но с использованием, существенно более легких материалов, например, высокопрочных титановых сплавов (ВТ6, ВТ23, ВТ22).

Комплекс механических свойств таких изделий определяется типом структуры. В частности, материалы должны иметь твердую поверхность и вязкую сердцевину, совместно обеспечивающие деформацию поражающего элемента и поглощение большей энергии удара от его взаимодействия с бронзащитой [1]. В таких случаях прибегают к созданию многослойных материалов типа «Сэндвич» или композиционных материалов. Так же это можно осуществить путем формирования по сечению полуфабрикатов линейной градиентной структуры, т.е. когда изменения в структуре происходит от одной стороны полуфабриката до противоположной стороны. Такое преобразование структуры можно осуществить с помощью термоводородной обработки [2, 3], но при этом необходимо обеспечить направленный «вход» водорода только, с одной стороны. Для этого остальные стороны требуют изолирования (защиты) от проникновения водорода. Одним из доступных изолирующих покрытий является оксидное покрытие, формирующееся при высокотемпературном окислении в воздушной атмосфере. Однако такому покрытию присуще наличие газаносыщенного слоя с протяженной диффузионной зоной, который требует последующего удаления. Альтернативным изолирующим покрытием может выступть нитридное покрытие. Оно практически не образует диффузионной переходной зоны и имеет прочное сцепление с поверхностью полуфабриката.

Настоящая работа является обобщением и продолжением исследований, проводимых авторами в данном направлении. В работах [4, 5] определены оптимальные температурно-временные параметры обработок, позволяющие создать на поверхности полуфабрикатов из титанового сплава ВТ6 изолирующие оксидное и нитридное покрытия, препятствующие проникновению водорода, и показан общий принцип их работы при формировании линейно изменяющихся градиентных структур. Цель данной работы состояла исследовании взаимосвязи между линейной градиентной структурой формируемой в пластинах из сплава ВТ6 при химико-термической обработке и механическими, и бронезащитными свойствами.

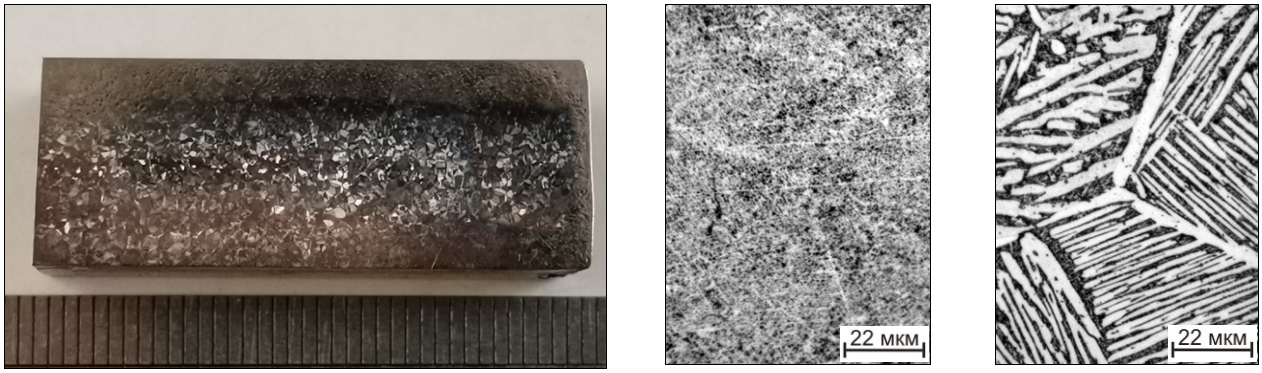
Исследования проводились на образцах и пластинах, вырезанных из горячекатаной плиты толщиной 12,5 мм промышленного титанового сплава ВТ6. Работа выполнена на оборудовании ресурсного центра коллективного пользования «Авиационно-космические материалы и технологии» МАИ: электропечи с воздушной атмосферой СНОЛ-2.2,5.1,8/10-И3 и вакуумной электропечи Вега-3М, вакуумной ионно-плазменной установки Булат-6, водородной установки Сивертса, оптического микроскопа AXIO Observer.A1m, твердомеров по методам Виккерса MicroMet 5101 и Роквелла Macromet 5100T. Статическая и динамическая прочность определялись на универсальной разрывной машине TeraTEST 2300 и маятниковым копре JB-300B. Баллистические свойства проверялись на пластинах при полигонных испытания с использованием малокалиберного огнестрельного оружия

и боеприпасов с различными масса-скоростными параметрами, соответствующим IV–V классам защиты по ГОСТ Р 50744-95.

На основании проведенных исследований, были обобщены данные об оценки изолирующих свойств барьерных покрытий и установлены основные закономерности формирования линейной градиентной структуры при однонаправленной термоводородной обработки (ТВО) в образцах из титанового сплава ВТ6.

Применение технологий термического окисления или ионно-вакуумного нанесения нитрида титана обеспечивает формирование изолирующих (барьерных) покрытий препятствующих объемному проникновения водорода, что позволяет осуществить однонаправленный ввод водорода при наводороживающем отжиге. Установлено, что изолирующие свойства оксидных и нитридных покрытий эффективны до концентраций 0,4% водорода. При больших концентрациях водорода происходит частичное растворение оксидного покрытия и растрескивание нитридного покрытия, что приводит к ослаблению и потере защитных свойств барьерных покрытий, и как следствие к неконтролируемому проникновению водорода со сторон с покрытием.

Высокая диффузионная подвижность водорода по сравнению с основными легирующими элементами обеспечивает его неоднородное распределение по сечению образцов, а изменение термокинетических параметров процесса наводороживания – вариативность глубины преобразования структуры. В процессе дегазации при вакуумном отжиге, обеспечивающем удаление водорода до безопасных концентраций, исключающих развитие водородной хрупкости, происходит формирование линейно-изменяющийся градиентной структуры. В приповерхностных слоях с высоким содержанием водорода формируется дисперсная ($\alpha+\beta$)- структура, а с противоположной стороны – никаких изменений не происходит, ($\alpha+\beta$)- структура остается крупнопластинчатой (см. рисунок). Показано, что максимальная глубина преобразованного слоя достигается при концентрации 0,4% водорода и составляет 2800 мкм и 4500 мкм соответственно для образцов, изолированных оксидным и нитридным покрытием. При больших концентрациях водорода, из-за снижения эффективности изолирующих свойств покрытий и объемного проникновения водорода со всех сторон, наблюдается уменьшение протяженности преобразованного слоя.



а) **б)** **в)**

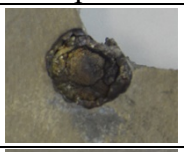
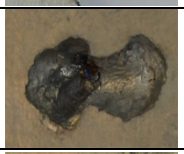
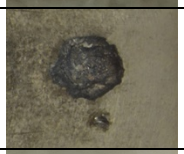
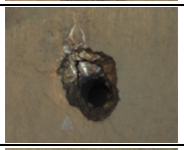
Изменение макро- (а) и микро- (б, в) структуры по глубине образца из сплава ВТ6 после однонаправленной ТВО с концентрацией водорода 0,4%: б) поверхность, в) центр

Полученные данные статических и динамических механических испытаний показали, что сформированная на поверхности полуфабриката мелкодисперсная структура придает ему повышенные прочностные характеристики (41 ед. HRC и $\sigma_в = 1150$ МПа), а крупнопластинчатая структура в центре образца обеспечивает хорошую ударную вязкостью (34 ед. HRC и KCU = 0,50 МДж/см^2).

Оценка баллистических свойств пластин с линейной градиентной структурой проводилась по результатам зачетных выстрелов по материалу из автомата боеприпасами различной пробиваемости с дистанции 10 м. Пластины располагались фронтальной стороной с мелкодисперной ($\alpha+\beta$)- структурой к траектории движения боеприпаса. Установлено,

что создание в плитах из сплава ВТ6 толщиной 12 мм линейно-изменяющийся градиентной структуры обеспечивает хорошую динамическую стойкость при обстреле боеприпасами калибров 5,45-мм с пулей повышенной пробиваемости и 7,62-мм с пулей обычной пробиваемости. Входные отверстия на фронтальной стороне пластин имеют произвольную форму с неровными краями, косвенно указывает на разрушение пули и поглощении энергии выстрела. На тыльной стороне этих пластин сквозное пробитие отсутствует. Обстрел пластины бронебойными пулями калибра 5,45-мм приводит к пробитию пластин (см. таблицу).

Результаты баллистических испытаний пластин из сплава ВТ6 с линейно-изменяющийся градиентной структурой

Вид оружия	Характеристика боеприпаса	Внешний вид боеприпаса	Сторона пластины	Оксидное изолирующее покрытие	Нитридное изолирующее покрытие
автомат	7,62-мм, обычной пробиваемости		фронтальная		
			тыльная		
автомат	5,45-мм, повышенной пробиваемости		фронтальная		
			тыльная		
автомат	5,45-мм, бронебойный		фронтальная		
			тыльная		

Список литературы

1. Материалы и защитные структуры для локального и индивидуального бронирования / Григорян В.А., Кобылкин И.Ф., Маринин В.М., Чистяков Е.Н. – М.: Изд. РадиоСофт, 2008. 406 с.
2. *Ильин А.А., Скворцова С.В., Спектор В.С., Куделина И.М., Мамонтова Н.А.* Создание градиентной структуры в титановом сплаве термоводородной обработкой // ТЛС. 2011. №2. с. 37-41.
3. *Мамонов А.М., Слезов С.С., Гвоздева О.Н.* Управление фазовым составом, структурой и комплексом свойств высокомодульного титанового сплава методами термоводородной обработки // Известия ВУЗ Цветная металлургия, 2018, №1, с. 53-63
4. *Gvozdeva O.N., Shalin A.V., Stepushin A.S.* Oxide films resistance to hydrogen penetration in VT6 titanium alloy / IOP Conf. Ser. Mater. Sc. and Eng., V 889, I 1, pp. 1-7, art 012005, 2020
5. *Gvozdeva O.N., Shalin A.V. Ovchinnikov A.V. Stepushin A.S.* Influence of concentration-time parameters on nitride coatings formation on VT6 titanium alloy and their stability during subsequent treatment / IOP Conf. Ser. Mater. Sc. and Eng., V971, I 1, pp. 1-5, art.052016, 2020

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ РЕСУРСА ИЛЛЮМИНАТОРОВ НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ ФИЗИКИ ОТКАЗОВ С УЧЕТОМ ОПЫТА ЭКСПЛУАТАЦИИ ИЛЛЮМИНАТОРОВ МОДУЛЕЙ ОК РС МКС

Стужук В.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Сергеев В.П.

ИФПМ СО РАН, г. Томск, Россия

Иллюминаторы в составе модулей орбитального комплекса российского сегмента международной космической станции (ОК РС МКС) эксплуатируются уже длительное время и, ввиду заложенных при их проектировании значительных запасов прочности и использованию средств защиты, сохраняется их рабочее состояние. Несмотря на это необходимо, ввиду постоянного воздействия факторов окружающей среды стохастической природы, регулярно проводить контроль технического состояния иллюминаторов и последующую оценку их остаточного ресурса, в том числе и в период назначенного срока службы.

Общеизвестным фактором, под воздействием которого происходит изменение остаточного ресурса иллюминаторов, являются удары высокоскоростных частиц, которые приводят к образованию локальных зон повреждений на внешних оптических элементах иллюминаторов.

Для оценки влияния данного фактора разработан метод, который базируется на оценке остаточного ресурса иллюминатора по критерию непревышения максимального допустимого диаметра локального повреждения (диаметра зоны откола) от столкновения с высокоскоростной частицей на внешнем оптическом элементе [1]. Данный метод не учитывает: временную зависимость характеристик материалов; вероятностную природу образования трещин под поверхностью локального повреждения; взаимодействие локальных повреждений; поверхностные физико-химические эффекты; временные зависимости параметров окружающей среды и т.д.

Для устранения данных недостатков предлагается проводить оценку остаточного ресурса с использованием модели отказов, основанной на положениях физики отказов, методы которой позволяют связать физико-химические процессы, приводящие к деградации изделия, с его показателями надежности. Как известно [2], любая модель отказов должна содержать закономерности изменения выходных параметров изделия, которые в свою очередь определяются закономерностями процессов деградации с учетом их физической природы.

С целью выявления закономерностей процессов деградации и их локализации был проведен анализ информации, собранной за время эксплуатации иллюминаторов. Стоит уточнить, что основным методом фиксации технического состояния иллюминаторов является фотосъемка, следовательно, факторы, влияние которых невозможно отследить по фотоснимкам не рассматривались. В результате анализа установлено, что изменение характеристик внешнего оптического элемента иллюминатора является процессом, в значительной степени определяющим ресурс иллюминатора, что объясняется его расположением и свойствами материала, из которого он изготовлен. Деградация других элементов иллюминатора по фотоснимкам не выявлена.

Внешний оптический элемент подвержен нескольким видам воздействий, но основным видимым, приводящим к деградации механических и оптических характеристик внешнего оптического элемента, являются высокоскоростные частицы. Осаждение веществ собственной атмосферы космического аппарата на внешней поверхности внешнего оптического элемента также можно отнести к процессу, приводящему к видимому ухудшению оптических характеристик, однако, учитывая возможность отчистки [3], ограничимся рассмотрением последствий воздействия высокоскоростных частиц.

На рис. 1 представлен ряд распределения, построенный по имеющимся данным о локальных повреждениях внешних оптических элементов иллюминаторов ударами высокоскоростных частиц. Стоит отметить, что ряд распределения является неполным ввиду наличия загрязнений на внешних оптических элементах иллюминаторов, которые препятствуют однозначной идентификации локальных повреждений диаметром менее 2 мм. С учетом этого, действительная плотность распределения, предположительно, будет иметь вид однопараметрического распределения Релея (см. рис. 2), а математическое ожидание диаметра локального повреждения m_d будет лежать вблизи оси ординат. Значение параметра a распределения Релея установить не удалось, ввиду неполноты информации о локальных повреждениях диаметром менее 2 мм.

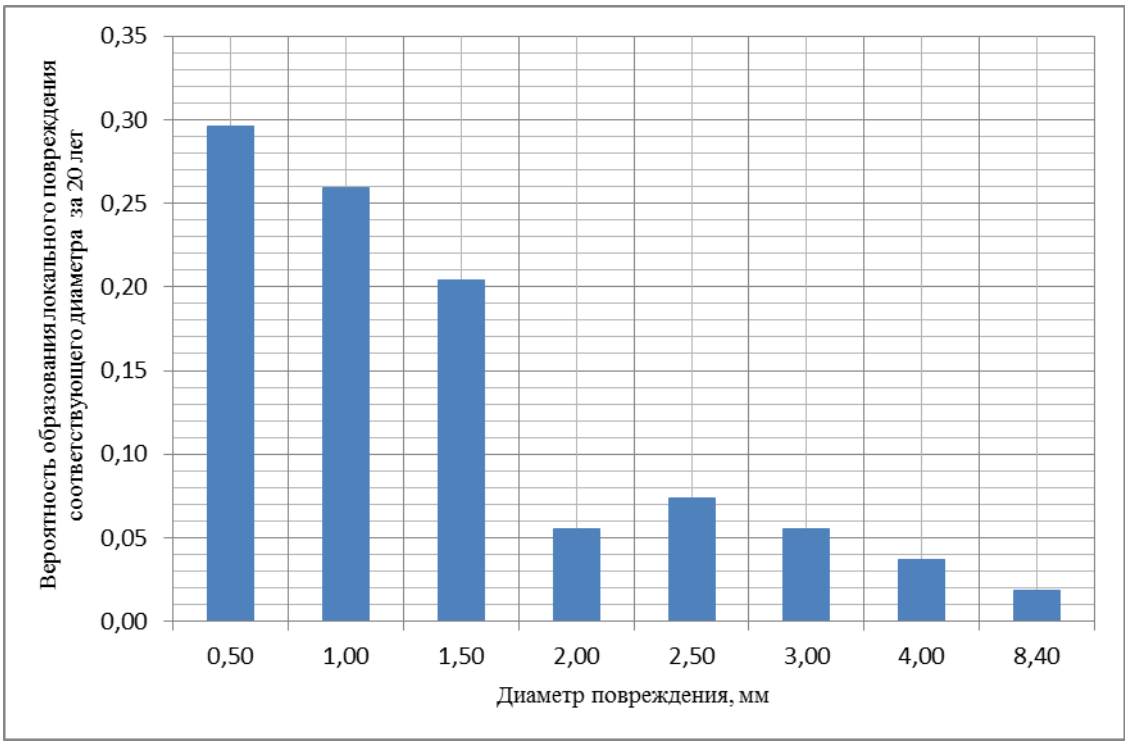


Рис. 1. Ряд распределения диаметров обнаруженных локальных повреждений

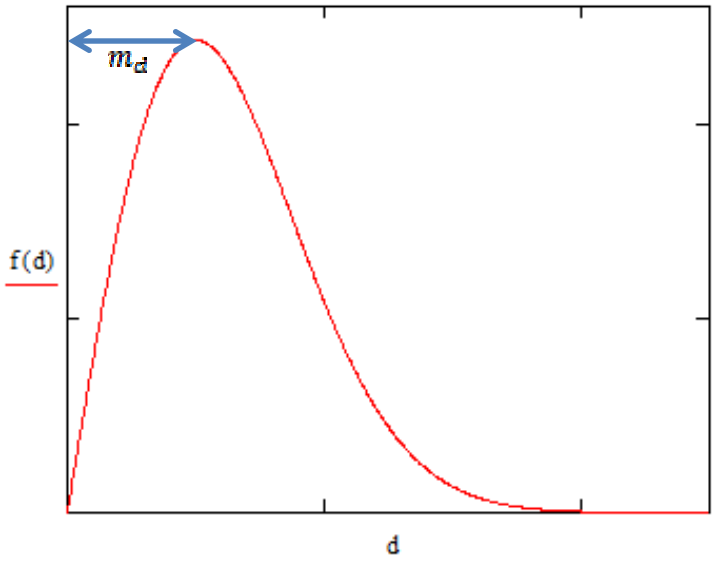


Рис. 2. Гипотетическая функция плотности вероятности диаметров

Помимо диаметра локального повреждения существуют и другие параметры, характеризующие локальную зону повреждения [4], например глубина магистральной трещины, характеристики которых не представляется возможным установить

по фотоснимкам. Вероятно, что возникнет необходимость в измерении значений данных параметров в ходе разработки метода оценки остаточного ресурса иллюминатора, так как их влияние на остаточный ресурс в настоящий момент не определено.

Таким образом, данных о состоянии иллюминаторов, получаемых в настоящее время, недостаточно для формирования метода оценки остаточного ресурса иллюминаторов, даже в случае рассмотрения единственного типа воздействия, приводящего к деградации – высокоскоростных частиц. Следовательно, необходимо пересмотреть методы обнаружения локальных повреждений внешнего оптического элемента и измерения их параметров или провести исследовательские работы, по результатам которых возможно будет установить закономерности процессов деградации иллюминаторов.

Список литературы

1. *Фельдштейн В.А., Чернявский А.Г. Воробьев Ю.А., Магжанов Р.М., Семенов В.И., Устинов В.В.* Влияние высокоскоростных ударов метеоройдов и частиц космического мусора на прочность стекол иллюминаторов модулей Международной космической станции //Космическая техника и технологии. 2015. №1 (8). С. 53–66.
2. Надежность и эффективность в технике. Т.5.
3. *Белоногов Г.В., Воробьев Ю.А., Гукало А.А., Магжанов Р.М., Соколова С.П., Цыганков О.С.* Первый опыт очистки внешней поверхности остекления иллюминатора космического пилотируемого аппарата //Космическая техника и технологии. 2017. №2 (17). С. 108–114.
4. *Veddre J. F., Mandeville J.-C.* Microcraters formed in glass by projectiles of various densities, Journal of Geophysical Research, 79, No 23, 3247–3256 (1977).

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКОГО МИКРОДВИГАТЕЛЯ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЕГО ИСПЫТАНИЙ

Танеева А.С.

Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева, г. Самара, Россия

Введение

Развитие космических технологий требует активного использования малых космических аппаратов (МКА) для нужд космического производства [1]. Их несомненными преимуществами являются низкая стоимость проекта, которая создает возможность широкого доступа к космическим экспериментам для большого круга исследователей [2], а также короткие сроки реализации проекта, открывающие перспективы проведения интенсивных исследований и получения их результатов в приемлемый период времени [3]. История развития технологических космических аппаратов (КА) среднего класса показывает, что реализовать такие проекты получается далеко не всегда. К нереализованным проектам можно отнести разработанный в ЦНИИМаш в 90-е годы прошлого века КА «МАКОС–Т» [4, 5], проектируемый в АО РКЦ «Прогресс» КА «НИКА–Т» [6, 7]. В 2000 г. в ЦНИИМаш была запатентована идея многоразовой космической лаборатории среднего класса «ОКА–Т» [8], а, начиная с 2006 года совместно АО РКЦ «Прогресс» и РКК «Энергия» разрабатывается этот проект [9, 10]. Единственным реализованным полноценным проектом космической лаборатории среднего нового поколения можно считать «ФОТОН–М» № 4 [11, 12]. Несмотря на возникшие при его реализации трудности [13], этот проект обеспечил серьезный задел на будущее для КА технологического назначения среднего класса. Его существенным отличием от предшественников («ФОТОН–М» № 2, 3) [14, 15] являлось наличие двух панелей солнечных батарей в конструктивно-компоновочной схеме.

Для эффективной реализации на борту МКА гравитационно-чувствительных технологических процессов необходимо построить эффективную систему управления орбитальным движением МКА. С одной стороны, эта система должна обеспечивать заданную ориентацию МКА для поддержания требуемой его энерговооруженности. С другой стороны, работа системы управления не должна создавать недопустимо высоких микроускорений, препятствующих благоприятному протеканию технологических процессов [16, 17]. Созданию и испытаниям элементов такой системы управления орбитального движения и посвящена данная работа. При этом в качестве исполнительного органа системы управления рассматривается электротермический микродвигатель (ЭТМД) [18].

Материалы и методы исследования

В настоящее время существует значительное количество конструктивных схем и конструкций ЭТМД. Несмотря на схемную простоту ЭТМД, трудности конструктивного исполнения и изготовления обусловлены необходимостью выполнения следующих, зачастую противоречивых, требований. Среди них:

– высокие удельные показатели (удельный импульс тяги, потребляемая электрическая мощность на единицу массы);

– высокая надежность, для обеспечения которой необходимо вводить основной и резервный нагревательные элементы;

– обеспечение управления микродвигателем и контроля его температуры при помощи термопар, чувствительные элементы которых должны быть размещены у входа в реактивное сопло (сопло Лаваля);

– простота и технологичность конструкции при минимальных габаритах и массе и т. п.

Основой ЭТМД является нагревательный элемент, который определяет его эффективность. В испытаниях ЭТМД использовался трубчатый металлический нагревательный элемент. В экспериментальной схеме обеспечена надежная изоляция

нагревателя от конструкции ЭТМД, способная выдержать все эксплуатационные нагрузки. Для экспериментальной отработки на 3D принтере был специально изготовлен ЭТМД.

Особенности ЭТМД с автономными нагревательными элементами (АНЭ):

– возможность реализации «горячей» схемы запуска, являющейся более эффективной по сравнению с «холодной» схемой запуска;

– герметичность ЭТМД обеспечивается сваркой;

– рабочее тело в процессе функционирования ЭТМД не контактирует с нагревательным элементом.

Объектом исследовательских испытаний являлась спутниковая платформа. В качестве исходных для анализа данных в работе используются значения мощности и сопротивления нагревательного элемента.

В состав установки для проведения ряда экспериментов входили:

– опытный образец ЭТМД;

– баллон со сжатым газом (азотом);

– трубопроводы подачи азота в камеру ЭТМД;

– измеритель температуры для замера температуры в камере ЭТМД;

– источник постоянного тока для подачи напряжения на нагреватель ЭТМД;

– вакуумная камера.

Результаты моделирования и их обсуждение

По проведенным температурным экспериментам была составлена модель зависимости температуры нагревателя ЭТМД от времени для различных напряжений при нагревании ЭТМД. Были получены результаты экспериментов, проведенных по «горячей» схеме и по «холодной» схеме.

Используя приведенную в [19] модель, определили проектные параметры ЭТМД.

Проведенные исследования позволяют сделать следующие выводы.

Управляя температурой нагревателя, можно формировать требуемые рабочие характеристики ЭТМД для разгрузки двигателей-маховиков, которые используются как основной исполнительный орган в системе ориентации и управления движением МКА. Такая схема позволит существенно повысить срок активного существования МКА и проводить на его борту длительные гравитационно-чувствительные процессы.

В отличие от ЖРД МТ в случае КА среднего класса, ЭТМД не работает в классическом импульсном режиме. Это требует определенных корректив в схеме проведения гравитационно-чувствительных процессов. С одной стороны, скачок микроускорений при включении ЭТМД не будет столь резким, как в случае ЖРД МТ. Однако, с другой стороны, время выхода ЭТМД на заданную мощность расширит период, в который нецелесообразно проводить гравитационно-чувствительные процессы по причине высокого уровня микроускорений.

Список литературы

1. *Sedelnikov A.V., Kireeva A.A.* Alternative solutions to increase the duration of microgravity calm period on board the space laboratory // Acta Astronautica 2011. Vol. 69. Issue 7-8. P. 480-484
2. *Sedelnikov A.V.* The Usage of Fractal Quality for Microacceleration Data Recovery and for Measuring Equipment Efficiency Check // Microgravity Science and Technology 2014. Vol. 26. Issue 5. P. 327-334
3. *Sedelnikov A.V., Filippov A.S., Gorozhakina A.S.* Evaluation of calibration accuracy of magnetometer sensors of Aist small spacecraft // Journal of Physics: Conference Series. 2018. Vol. 1015. Issue 3
4. *Lukiashchenko V., Borisov V., Semenchenko V. et al.* “MAKOS–T” A New Spacecraft for Conducting Experiments in Microgravity // Russian Space Bulletin. 1996. Vol. 1. № 4. P. 13–15.

5. *Anshakov G.P., Belousov A.I. , Sedelnikov A.V. etc*. The micrometheroid influence estimate on the microaccelerations level onboard small spacecraft // Journal of Physics: Conference Series. 2019. Vol. 1210. Issue 1
6. *Sedel'nikov A.V.* Fractal assessment of microaccelerations at weak damping of natural oscillation in spacecraft elastic elements. II // Russian Aeronautics 2007. Vol. 50. Issue 3. P. 322-325
7. *Sedelnikov A.V.* Control of microaccelerations as the major characteristics of space laboratory of specialized technological appointment as constructive methods // Testing. Diagnostics 2014. № 7. P. 57–63
8. *Sedelnikov A.V.* Mean of Microaccelerations Estimate in the Small Spacecraft Internal Environment with the Use of Fuzzy Sets // Microgravity Science and Technology 2018. Vol. 30. Issue 4. – P. 503-509
9. *Anshakov G.P., Belousov A.I., Sedel'nikov A.V. etc*. Effect of the Mission and Supporting Equipment on Operation of the Magnetometer Sensors of the Foton-M No. 2 Spacecraft // Russian Aeronautics 2019. Vol. 62. Issue 4. P. 571-576
10. *Sedelnikov A.V.* Modeling of Microaccelerations Caused by Running of Attitude-Control Engines of Spacecraft with Elastic Structural Elements // Microgravity Science and Technology 2016. Vol. 28. Issue 5. P. 491-498
11. *Abrashkin V.I., Voronov K.E., Piyakov I.V. etc*. Rotational motion of Foton M-4 // Cosmic Research (English translation of Kosmicheskie Issledovaniya) 2016. Vol. 54. Issue 4. P. 296-302
12. *Anshakov G.P., Belousov A.I., Sedel'nikov A.V.* The problem of estimating microaccelerations aboard Foton-M4 spacecraft // Russian Aeronautics 2017. Vol. 60. Issue 1. P. 83-89
13. *Sedelnikov A.V.* Fractal quality of microaccelerations // Microgravity Science and Technology 2012. Vol. 24. Issue 5. P. 345-350
14. *Sedelnikov A.V.* Accuracy assessment of microaccelerations simulation on the spacecraft "Foton-M" no. 2 according to magnetic measuring instruments data // Microgravity Science and Technology 2020. Vol. 32. № 3. P. 259–264
15. *Sazonov V.V., Sazonov V.V.* The use of refined model of aerodynamic moment in the problem of reconstruction of the Foton satellite rotational motion // Cosmic Research 2020. Vol. 49. № 2. P. 110–120
16. *Polezhaev V.I.,Emelyanov V. etc.* Preparation for the VIP-CRIT Space Experiment on the ISS: An Analysis of MIR Experiments and Ground-Based Studies of Heat Transfer and Phase Separation in Near-Critical Fluid // Journal of The Japan Society of Microgravity Application 2008. Vol. 25. № 3. P. 285–290
17. *Sedelnikov A.V., Ivashova T. A. , Safronov S.L.* Restoration of the current signal from solar panels of AIST small spacecraft for estimate the parameters of the rotational motion // Journal of Physics: Conference Series. 2020. Vol. 1441. Issue 1
18. *Anshakov G.P., Belousov A. I. , Sedel'nikov A.V. etc*. Efficiency Estimation of Electrothermal Thrusters Use in the Control System of the Technological Spacecraft Motion // Russian Aeronautics 2018. Vol. 61. Issue 3. P. 347-354
19. *Блинов В.Н.* Исследования электротермических микродвигателей корректирующих двигательных установок маневрирующих малых космических аппаратов. [Текст] / В.Н. Блинов, В.В Шалай., С.И. Зубарев и др. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2014. 264 с.

СИНТЕЗ И ПОЛИМЕРИЗАЦИЯ ФТОРСОДЕРЖАЩИХ ОЛИГОМЕРНЫХ ФТАЛОНИТРИЛОВ

Терехов В.Е., Булгаков Б.А., Кепман А.В.

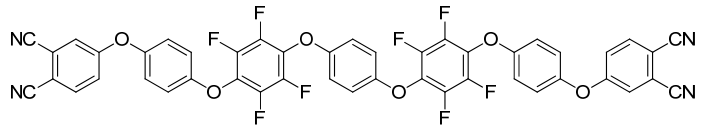
Институт новых углеродных материалов и технологий, г. Москва, Россия,
Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова, г. Москва, Россия

Полимерные матрицы на основе фталонитрилов (ФН) для полимерных композиционных материалов (ПКМ) являются самыми термостойкими ($T_{ст}$ > 400°C, $T_{5\%}$ > 500°C) среди известных [1], при этом они не горят, а в процессе полимеризации не выделяются низкомолекулярные соединения. Поэтому ПКМ на основе ФН являются перспективными материалами для высокотемпературных применений в авиационно-космической промышленности.

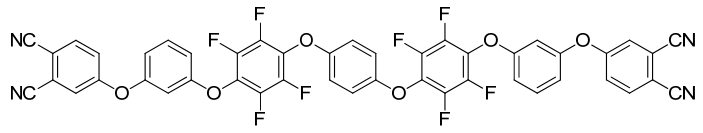
Однако, существует несколько проблем, ограничивающих использование подобных материалов: в окислительной атмосфере при 300ºC они начинают окисляться, быстро теряя свои эксплуатационные характеристики; для использования экономически-выгодных инжекционных методов формования ПКМ смола должна обладать широким технологическим окном. Именно на решение данных проблем нацелена представленная работа: улучшение термоокислительной стабильности ФН полимерной матрицы; создание низкоплавких ФН мономеров.

Известно, что фторированные органические соединения менее подвержены окислению, чем их водородосодержащие аналоги. При этом наличие аморфной структуры предполагает низкие температуры стеклования полимеризуемого соединения. Таким образом, целью данной работы было получение полимерной матрицы на основе фторсодержащих олигомерных фталонитрилов и изучение ее свойств.

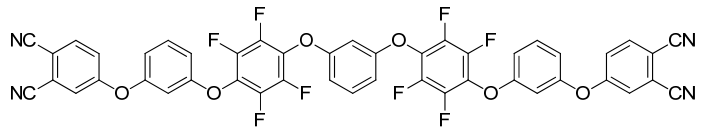
На первом этапе работы при помощи реакций нуклеофильного замещения были синтезированы соединения **1-4** (рис. 1). Далее были проведены попытки полимеризации данных соединений в присутствии классического отвердителя фталонитрильных смол – бифункционального амина, однако соединения **1-4** продемонстрировали малую активность в процессе полимеризации при стандартных температурах отверждения подобных смол. Поэтому были опробованы другие классы отвердителей: фенолы, органические кислоты, соли металлов, а также проведен подбор оптимального режима отверждения. Полученные смолы исследовали методом дифференциальной сканирующей калориметрии.



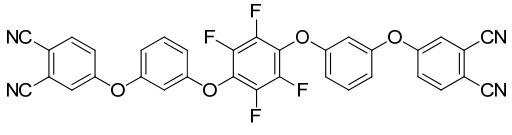
1 -



2 T_m=188°C



3 T_g=51°C



4 T_m=219°C

Рис. 1. Объекты исследования

В результате удалось получить полимеры, не уступающие по термическим свойствам известным ФН полимерным матрицам. При этом особый интерес представляют полимеры на основе аморфного олигомера **3** ($T_{ст}$ = 51°C), который позволяет расширить технологическое окно ФН смол. Полученные полимеры исследовали методом термогравиметрического анализа.

Работа выполнена в рамках государственного задания Химического факультета МГУ им. М.В. Ломоносова (номер соглашения АААА-А21-121011590086-0). Исследование выполнено в рамках Программы развития Междисциплинарной научно-образовательной школы Московского университета «Будущее планеты и глобальные изменения окружающей среды».

Список литературы

1. *Bulgakov B.A. et al.* Flame-retardant carbon fiber reinforced phthalonitrile composite for high-temperature applications obtained by resin transfer molding // Mendeleev Commun. 2017. Vol. 27, № 3. P. 257–259.

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ НАГРУЖЕНИЕМ ПРИ ОТРАБОТКЕ СТАТИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ КОМПОЗИТНОГО КОРПУСА ДВИГАТЕЛЬНОГО ОТСЕКА ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ

Тимошина А.В., Тихонов В.А., Шиврин М.В.

АО «ЦНИИмаш», г. Королев, Россия

В июне 2021 года на экспериментальной базе Комплекса прочности АО «ЦНИИмаш» завершены автономные статические прочностные испытания первого корпуса двигательного отсека (ДО) перспективного транспортного корабля (ПТК). Особенность корпуса заключается в применении перспективных композитных материалов при изготовлении основных силовых элементов конструкции – несущей силовой оболочки и шпангоутов.

Основная цель автономных прочностных испытаний – подтверждение выполнения требований конструкторской документации на корпус ДО и получение данных о деформациях и перемещениях конструкции.

Объем автономных испытаний включает пять случаев нагружения объекта испытаний (ОИ) по четырем силовым схемам, каждая из которых соответствует сборке испытательной оснастки для реализации заданной комбинации осевой (N), поперечной (Q) сил и изгибающего момента (M), действующих в направлении соответствующих четырех плоскостей стабилизации корпуса ДО. Первые четыре случая испытаний корпуса ДО проведены на эксплуатационные нагрузки, пятый случай – на расчетные нагрузки с учетом коэффициента безопасности. Схема приложения сил при этом соответствовала четвертому случаю нагружения.

При подготовке к испытаниям решена задача оптимального проектирования и монтажа унифицированной экспериментальной установки (ЭУ), включающей оснастку для выполнения всего объема испытаний с минимальными затратами на перемонтажи при переходе от одного случая нагружения к другому. С целью подбора нагружателей и оснастки, оптимальных по габаритам и взаимному расположению относительно ОИ (с учетом его геометрических особенностей) и стационарных элементов стенда, разработана 3D-модель объекта и ЭУ для соответствующих случаев нагружения. Общий вид 3D-модели ЭУ представлен на рис. 1.

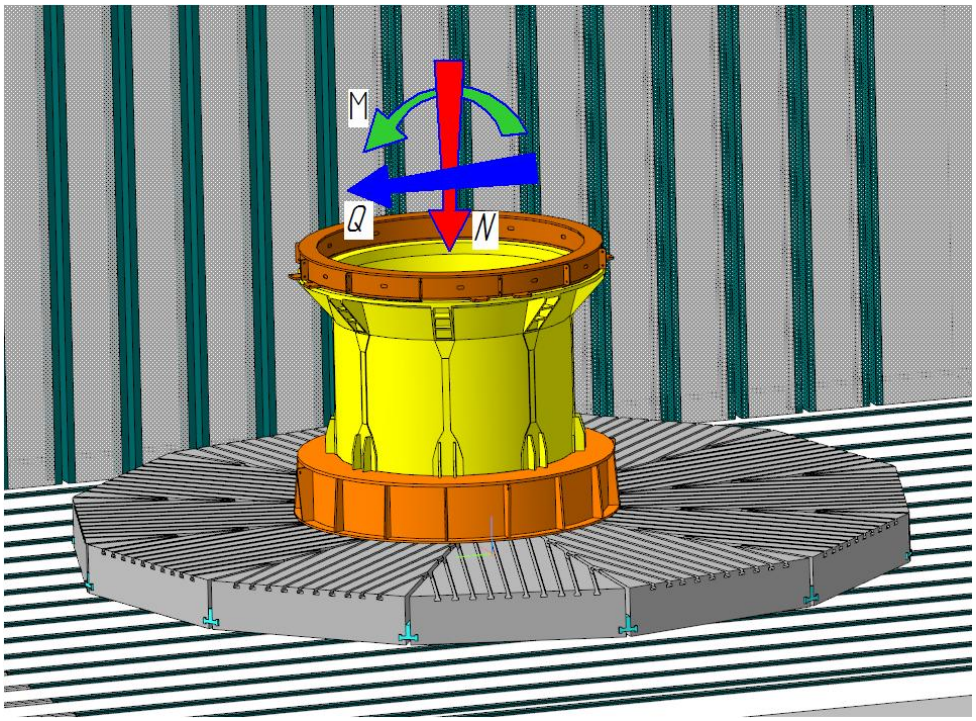


Рис. 1. 3D-модель экспериментальной установки

Испытания проведены методом поэтапного нагружения, в котором уровень нагрузок был разделен на два режима. Первый режим включает в себя поэтапное нагружение силовых факторов поперечной силы Q и изгибающего момента M до заданного уровня нагрузок. Во втором режиме выполнено нагружение осевой силой N, при этом сила Q и момент M сохранены на уровне режима один. На рис. 2 представлен типовой график изменения силовых факторов в двух режимах при поэтапном нагружении.

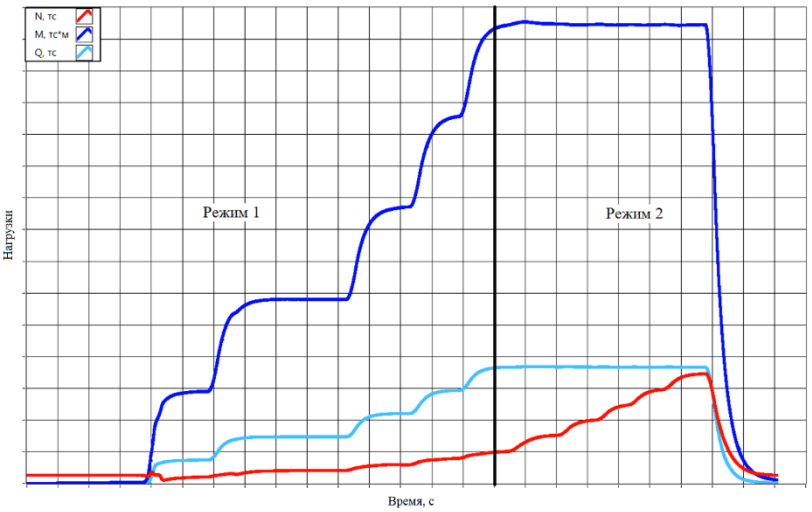


Рис. 2. Типовой график изменения нагрузки для двух режимов поэтапного нагружения силовыми факторами N, M, Q.

Поскольку на испытания представлен только один корпус ДО, то для сохранения его пригодности для выполнения всего объема экспериментальных работ должно обеспечиваться надежное прогнозирование поведения конструкции. В ходе испытаний корпуса ДО впервые в практике экспериментальной отработки композитных конструкций применен новый метод предотвращения преждевременного разрушения ОИ, позволяющий определить состояние конструкции, предшествующее ее разрушению, и выполнить автоматическую остановку процесса нагружения или разгрузку по достижении заданных критериев анализируемых экспериментальных характеристик (рис. 3).

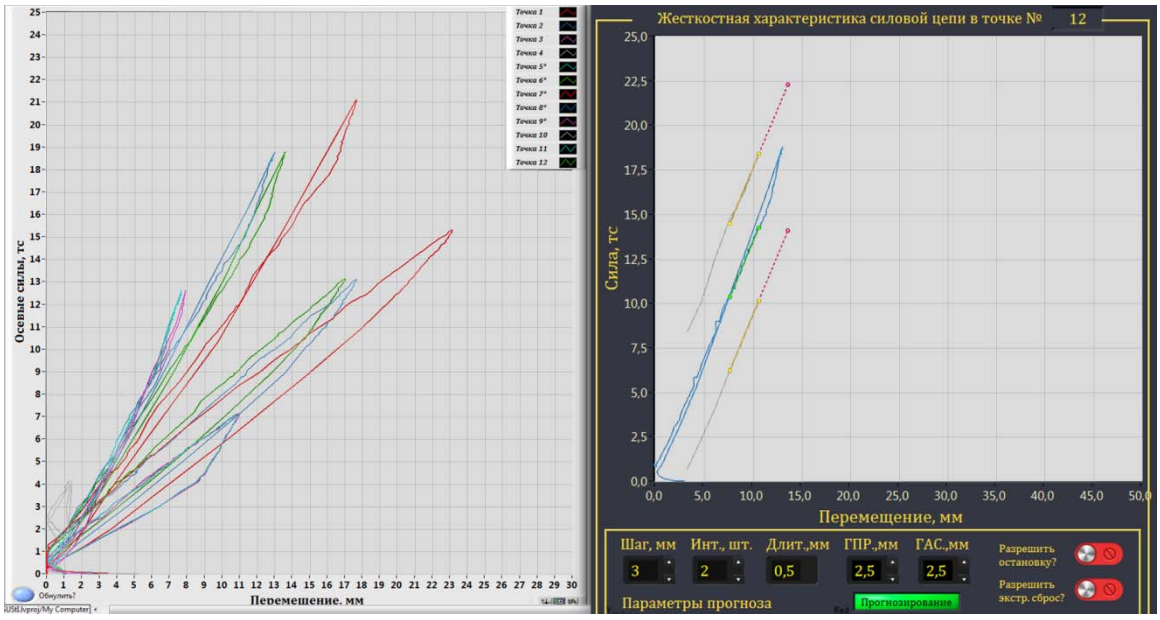


Рис. 3. Зависимости сил от перемещения штоков гидроцилиндров в точках приложения (справа показан вид окна прогнозирования с заданными границами)

Для реализации метода проведена адаптация испытательного оборудования стенда и разработано специальное программное обеспечение системы управления нагружением по перемещению. Достоинство метода заключается в том, что на ранних стадиях приложения нагрузок можно, не доводя конструкцию до разрушения, выявить ее слабые места, провести конструктивные доработки и продолжить экспериментальные исследования.

Автономные испытания корпуса ДО выполнены в заданном объеме и в сжатые сроки. Метод предотвращения преждевременного разрушения ОИ, примененный к процессу нагружения композитных конструкций, подтвердил свою жизнеспособность.

По результатам автономных прочностных испытаний первого корпуса ДО ПТК получены экспериментальные значения деформаций и перемещений, подтверждено выполнение требований конструкторской документации.

Список литературы

1. Опыт применения автоматизированной системы управления нагружением при статических и ресурсных испытаниях конструкций ракетной и космической техники / Е.В. Васюков, А.И. Гайворонский, Д.А. Данилова, К.В. Жигачев, А.В. Стародумова, А.С. Тимошин. – Космонавтика и ракетостроение, 2014, вып. 3 (76).
2. Применение метода предотвращения преждевременного разрушения при статических испытаниях композитных оболочек на устойчивость / А.В. Тимошина. Сборник материалов школы-семинара НИО-2 ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина» по вопросам прочности авиационных конструкций и материалов – «СибНИА им. С.А. Чаплыгина», г. Новосибирск, 2016.
3. Современные технологии проведения испытаний на экспериментальнойй базе отработки статической прочности / С.А. Владимиров, А.И. Гайворонский, А.В. Тимошина, – газета «Прогресс», 2016, вып. 12 (1613).

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ИЗГОТОВЛЕНИЯ ФОРМООБРАЗУЮЩЕЙ КОМПОЗИЦИОННОЙ ОСНАСТКИ С ЗАКЛАДНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ

Троценко Е.А., Ирошников А.И., Васина Л.Н.

АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина», г. Обнинск, Россия

Неуклонный рост объемов применения композитов во многих областях промышленности, в том числе в конструкциях авиационно-космической техники, приводит к появлению новых, нетипичных технологических и конструкторских задач, которые требуют четкого и своевременного решения. Обеспечение соответствующей скорости реагирования производства на необходимость выпуска новых изделий не может обходиться без налаженной схемы проектирования и изготовления формообразующей оснастки.

Особенности технологии изготовления деталей могут приводить к появлению дополнительных требований к конструкции оснастки, например, по наличию закладных элементов. Закладные элементы могут использоваться для базирования шаблонов, съемных фрагментов оснастки или для позиционирования различных, заранее изготавливаемых составных частей формуемой детали.

Типичные требования к композиционной формообразующей оснастке для изготовления деталей авиационно-космической техники:

– герметичность;

– геометрическая точность исполнения формообразующей поверхности;

– сохранение свойств при многократных нагрузках автоклавного формования (температура до 190 °С, избыточное давление до 7 бар вакуумметрическом – давлении до 0,98 бар).

Выбранная технология изготовления формообразующей поверхности – метод вакуумной инфузии связующего в преформу на мастер-модели.

Основные проблемы, требующие решения при проектировании и изготовлении композиционной формообразующей оснастки с закладными элементами:

– обеспечение точности позиционирования закладных элементов в оснастке;

– разработка способа внедрения закладного элемента в оснастку;

– разработка конструкции закладного элемента, обеспечивающей безотказную работу оснастки.

В качестве способа внедрения закладных элементов в формообразующую поверхность рассматриваются следующие варианты:

– вклейка закладного элемента в формообразующую поверхность после формования;

– врезка закладного элемента в формообразующую поверхность после формования;

– интеграция закладного элемента в формообразующую поверхность до формования.

Рассмотрены плюсы и минусы вышеперечисленных способов, разработаны различные конфигурация закладных элементов (гладкие, с резьбовым креплением, с штифтовым креплением, с пазовым креплением), принципы выбора материала для их изготовления.

Произведен анализ ремонтопригодности конструкций закладных элементов с применением различных клеевых составов.

По результатам эксперимента (изготовления образцов и проведения испытаний на отрыв) в качестве рабочего варианта был выбран гладкий закладной элемент с внедрением в формообразующую поверхность интеграцией, показавший среднюю прочность при отрыве при наилучшей ремонтопригодности.

Список литературы

1. *Вешкин Е.А.* Пути повышения качества деталей из ПКМ при вакуумном формовании / Е.А. Вешкин, В.И. Постнов, П.А. Абрамов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2012. Т. 14. № 4-3. С. 834-839.

2. Проектирование термонагруженных инфузионных оснасток, обеспечивающих высокую точность аэродинамических поверхностей крупноразмерных агрегатов авиационных конструкций / В.А. Комаров, Е.И. Куркин, В.О. Садыкова [и др.] // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. 2015. № 4(35). С. 54-59.

ЗАЩИТНЫЙ ЭФФЕКТ НАНОКОМПОЗИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ОТ ЭРОЗИОННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ГИПЕРСКОРОСТНЫХ ЧАСТИЦ НА КВАРЦЕВЫЕ СТЕКЛА

Турсунханова Р., Сергеев В.П.

Институт физики прочности и материаловедения СО РАН,
Национальный исследовательский Томский политехнический университет,
г. Томск, Россия

Большой интерес в исследовании космоса и разработке пилотируемых космических аппаратов (КА), которые проводят долгое время в условиях открытого космического пространства, требует постоянного развития технологий производства новых материалов. На орбите разные внешние факторы воздействуют на поверхность космических аппаратов. Ударное воздействие высокоскоростных микрометеороидов на поверхность КА является одним из серьезных факторов, способных вызвать локальные разрушения и эрозию материалов КА [1]. В большинстве случаев от ударов микрометеороидов и космического мусора повреждаются оптические элементы космических аппаратов, такие как: стекла иллюминаторов, оптические линзы фото- и видеокамер, фотоэлектрические преобразователи солнечных батарей и др. [2]. Удары гиперскоростных микрочастиц вне зависимости от их происхождения приводят к образованию плазменных и механических процессов разрушения в локальных зонах, так что на поверхности стекла образуются повреждения в виде кратеров. В результате эксплуатации КА из года в год происходит заметная эрозия поверхности стекол, что приводит к деградации их оптических и механических характеристик с последующим выходом из строя. Решение этой проблемы возможно при нанесении оптически прозрачных, упрочняющих покрытий, которые могут обеспечить активную защиту от образования кратеров.

Целью работы является изучение влияния однослойных нанокомпозитных покрытий на основе In-Sn-O в сравнении с ранее исследованными нами Si-Al-N, которые можно осаждать на поверхность пластин из кварцевого стекла, на стойкость их к ударам гиперскоростных микрочастиц, предел прочности, а также исследование структурно-фазового состояния и оптических свойств стекол с такими покрытиями.

Покрытия осаждались на поверхность кварцевого стекла с помощью метода импульсного магнетронного распыления композиционных мишеней [3] в газовой атмосфере аргона-азота, или аргона-кислорода. Параметры распыления: питание магнетрона осуществлялось от импульсного источника тока с частотой повторения импульсов до 50 кГц, мощностью до 1,3 кВт при температуре подложки 300±10 °С. Отношение парциальных давлений азота к аргону, а также кислорода к аргону в камере было 1:3. Покрытия наносили на стеклянные диски с обеих сторон. Толщина покрытий для Si-Al-N и In-Sn-O составляет 5–8 мкм.

Оптические спектры пропускания света стеклянных образцов снимали с помощью спектрофотометра UNICO-2800. Стекла с покрытиями остаются прозрачными для видимого света, но коэффициент прозрачности (Т) стекол при нанесении покрытий в этой области спектра падает, причем наиболее сильно на 10-20% при нанесении покрытий In-Sn-O (рис.1).

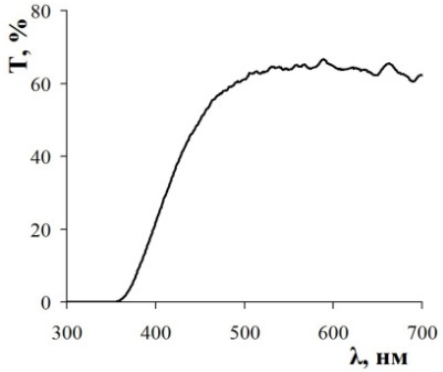
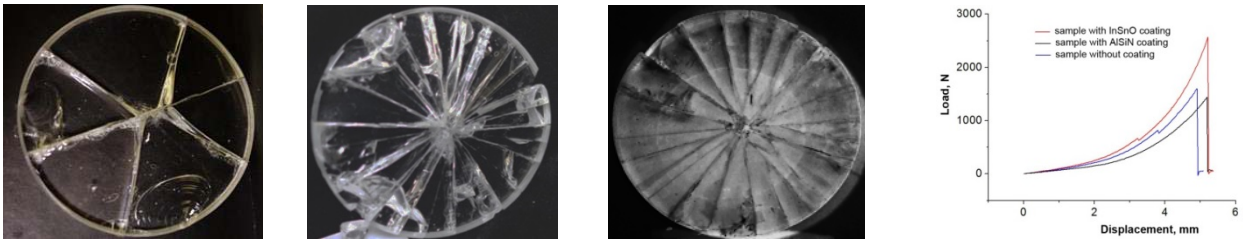


Рис. 1. Спектр пропускания света в видимой области покрытия In-Sn-O

Механические испытания стеклянных дисков и определение их прочности на центросимметричный изгиб выполняли на деформационной машине Instron-3369 методом двух коаксиальных колец для малых испытуемых площадей поверхности.

На рис. 2 показаны стеклянные образцы с покрытиями Si-Al-N и In-Sn-O и без покрытия после механических испытаний. Разрушение образцов начинается в центральной зоне, где создается зона с максимальными касательными напряжениями, путем образования радиальных трещин в виде лучей, распространяющихся от центра образца к периферии, где их величина имеет минимальное значение. Чем выше предел прочности образца, тем большее количество радиальных трещин образуется в момент его разрушения. Это особенно заметно при нанесении покрытий на образец, что свидетельствует о повышении прочности образцов при нанесении покрытий.



а) **б)** **в)** **г)**

Рис. 2. Фотоснимки стеклянных образцов без покрытия а) и с покрытиями Si-Al-N б) и In-Sn-O в) после испытаний на деформационной машине г)

Кривые деформации стеклянных образцов показаны рис.2. Прочность на изгиб σ_{bB}, образцов, связанная с максимальной нагрузкой F_{max}, рассчитывается с помощью уравнения:

$$\sigma_{bB} = K_1 \frac{F_{\max}}{h^2} \qquad (1)$$

где h – толщина образца, K_1 – константа для нагружающего устройства R30 (ГОСТ 32281.1-2013).

В таблице представлены экспериментально полученные значения σ_{bB} образцов из стекла КВ без покрытий и с нанесенными покрытиями на основе систем Si-Al-N и In-Sn-O.

Средние значения толщины образцов <h>, критического коэффициента интенсивности напряжений $<K_{Ic}>$ и предела прочности $<\sigma_{bB}>$ при центросимметричном изгибе образцов стекла КВ без покрытия и с покрытиями Si-Al-N и In-Sn-O

Покрытие	**<h>, мм**	**$<K_{IC}>$, МПа·м$^{1/2}$**	**$<\sigma_{bB}>$, МПа**
отсутствует	6,38 ± 0,19	0,25 ± 0,04	46,0 ± 4,8
Al-Si-N	5,64± 0,30	1,24 ± 0,10	56,9 ± 5,5
In-Sn-O	5,56 ± 0,28	1,89 ± 0,12	74,1 ± 6,1

Согласно данным таблицы магнетронное осаждение покрытий приводит к повышению предела прочности σ_{bB} образцов кварцевого стекла при испытаниях деформированием по схеме центросимметричного изгиба. При этом нанесение покрытия In-Sn-O на стекла приводит к более значимому повышению величины σ_{bB} в ~1,6 раза по сравнению с ~1,3 раза, характерному для покрытия Si-Al-N.

Эксперименты по обстрелу образцов стекол КВ с указанными покрытиями и без покрытий сферическими микрочастицами железа диаметром 56 ± 5 мкм, разогнанными до скоростей в интервале 5–8 км/сек были выполнены на легкогазовой пушке МПХ23/8. После ударных экасперименотов подсчитывали количество образовавшихся кратеров с помощью растровой электронной микроскопии (РЭМ) и определяли их поверхностную плотность ρ по формуле:

$$\rho = \frac{N}{S} \qquad (2)$$

где N – количество образовавшихся кратеров за один выстрел; S –площадь обстрелянного образца.



а б

Рис. 3. Изображение кратеров после обстрела: стекло с покрытием In-Sn-O (а) и стекло без покрытия (б).

На рис. 3 приведены изображения поверхности стеклянных образцов после однократного обстрела, где хорошо видны кратеры, включающие локальные зоны микротрещин. Установлено, что на стеклах с покрытиями In-Sn-O поверхностная плотность образующихся кратеров $\rho_п$ (рис. 3а) при одних и тех же условиях испытания существенно ниже, чем на стеклах без покрытия ρ_0 (рис. 3б). Подсчет количества образовавшихся кратеров за один выстрел на общей площади испытанных стекол показывает, что при нанесении покрытия In-Sn-O относительное снижение поверхностной плотности кратеров в сравнении со стеклом без покрытия составляет $\rho_0/\rho_п \approx 3{,}4$, тогда как при нанесении на стекла покрытий Si-Al-N [4] наблюдается меньшее значение $\rho_0/\rho_g \approx 2{,}7$. Это говорит о том, что защитная способность покрытий на основе In-Sn-O от эрозионного воздействия гиперскоростных микрочастиц железа, бомбардирующих кварцевые стекла, является более высокой в сравнении с покрытиями Si-Al-N.

Таким образом, в работе изучено влияние нанокомпозитных покрытий на основе системы In-Sn-O в сравнении с ранее исследованными нами Si-Al-N [4], осаждаемых на поверхность кварцевых стекол марки КВ с помощью импульсного магнетронного распыления, на защитный эффект от эрозионного воздействия гиперскоростных микрочастиц железа, а также на предел прочности стекол с покрытиями при центросимметричном изгибе σ_{bB} и коэффициент пропускания света в видимой области спектра. Установлено, что нанесение покрытия In-Sn-O на кварцевые стекла приводит к более значимому понижению поверхностной плотности кратеров при их бомбардировке гиперскоростными частицами и более существенному повышению их предела прочности при испытании на изгиб в сравнении с влиянием ранее изученного покрытия Si-Al-N.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Программ повышения конкурентоспособности Томского политехнического университета (проект ВИУ-ИШНПТ-213/2020) и фундаментальных научных исследований ИФПМ СО РАН (тема номер FWRW-2021–0010).

Список литературы

1. *Телегин А.М., Семкин Н.Д.* Космическая пыль и ее взаимодействие с космическими аппаратами. – Самара: Изд-во СГАУ, 2015. 124 с.
2. *Jiang D., Zhang P., Zhang Y.* The Study of Space Debris and Meteoroid Impact Effects on Spacecraft Solar Array // Protection of Materials and Structures from the Space Environment. Astrophysics and Space Science Proceedings. 2017. № 47. С. 337-345.
3. *Божко И.А., Сунгатулина Е.В., Калашников М.П. и др.* Исследование стойкости стекол К-208 с оптически прозрачными нанокомпозитными покрытиями Al-Si-N к ударному воздействию высокоскоростных микрочастиц // RussianPhysicalJournal. 2019, Т. 62, № 3(735), С. 9-14.
4. *V. Sergeev, S. Psakhie, P. Chubik, A. Cherniavsky, V. Soloviev, V. Solntsev, Yu Khristenko.* Magnetron sputtering of Si-Al-N nanocomposite coatings on quartz glasses for protection against impacts of high speed microparticles// Vacuum. 2017. V.143. P. 454-457.

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ ОДНОВРЕМЕННОГО КОНТРОЛЯ ДЕФОРМАЦИИ И ТЕМПЕРАТУРЫ КОМПОЗИТОВ ИНТЕГРИРОВАННЫМИ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИМИ ДАТЧИКАМИ

Федотов М.Ю.

Институт автоматики и электрометрии Сибирского отделения Российской академии наук, г. Новосибирск, Россия;
Российская инженерная академия, г. Москва, Россия

Полимерные композитные материалы (ПКМ) находят все большее применение в различных отраслях промышленности. Особенно актуально их применение для перспективных изделий авиационной и космической техники. Это обусловлено тем, что в сравнении с традиционно применяемыми металлическими материалами конструкционные ПКМ, в частности углекомпозиты, обладают высокими физико-механическими свойствами, весовой эффективностью, стойкостью к воздействию разнообразных эксплуатационных факторов, при этом дополнительным немаловажным преимуществом является возможность изготовления крупногабаритных деталей (крыло, фюзеляж, мотогондола, баллоны высокого давления), например, методами намотки, вакуумной инфузии, в едином технологическом цикле, что снижает количество переходных зон, характеризующихся наличием концентраторов напряжений, которые влияют на ресурсные характеристики изделия.

Вместе с тем, внедрение в образцы техники новых материалов и технологий приводит к необходимости разработки новых и совершенствованию существующих методов и средств неразрушающего контроля (НК) и технической диагностики. Одним из наиболее перспективных методов НК представляется оптический метод с использованием оптоволоконных линий с нанесенными волоконными брэгговскими решетками (ВБР). Такие волоконно-оптические датчики (ВОД) характеризуются высокой чувствительностью к деформации (~ 1 με) и температуре (~0,1 °С) при сравнительно низких массогабаритных характеристиках, стойкости к воздействию технологических режимов формования ПКМ при интеграции в материал конструкции с целью создания встроенных систем онлайн диагностики по фактическому состоянию.

Как известно [1], ВБР представляет собой сложную пространственную структуру, сформированную на участке волоконного световода (ВС) (рис 1.)

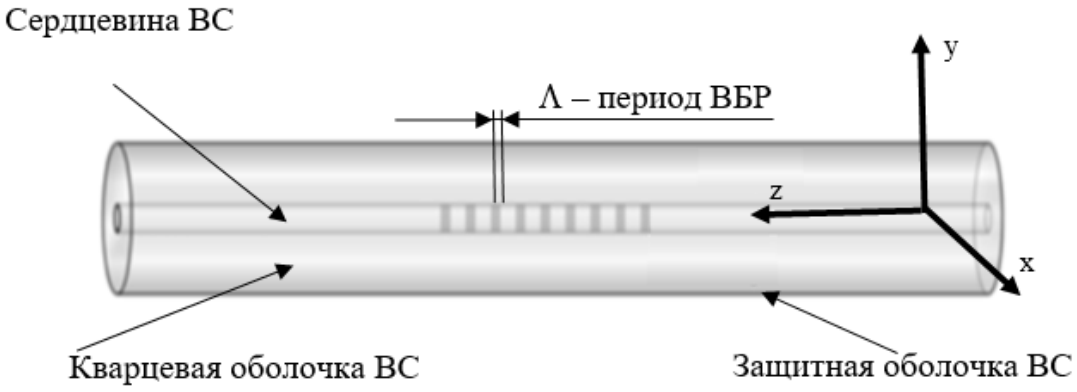


Рис. 1. Структура ВБР

Геометрическая длина, как правило, составляет от 2 до 10 мм. Показатель преломления (ПП) в такой структуре меняется по известному периодическому закону, при этом справедливо соотношение [1]

$$\lambda_Б = 2\Lambda n_{эфф} \ , \qquad (1)$$

где $\lambda_Б$ – резонансная длина волны ВБР, нм; $n_{эфф}$ – эффективный ПП ВС на данной длине волны, отн ед.; Λ – период ВБР, нм.

Преобразуя (1) с учетом допущения, что ВОД в составе конструкции из ПКМ работает совместно с материалом и в упругой зоне получим

$$\frac{\Delta\lambda_{Б}}{\lambda_{Б}} \approx K_{\varepsilon}\Delta\varepsilon + K_{T}\Delta T, \tag{2}$$

где $\Delta\lambda_{Б}$ – изменение резонансной длины волны ВБР, нм, вызванное продольной деформацией $\Delta\varepsilon$, με и воздействием температуры ΔT, К; K_{ε} – коэффициент чувствительности ВБР к деформации, $\mu\varepsilon^{-1}$; $K_{Т}$ – коэффициент чувствительности ВБР к температуре, $К^{-1}$.

Как видно из (2), относительное изменение длины волны ВБР является функцией двух переменных – деформации и температуры. Таким образом, имея массив таких датчиков, можно однозначно определять эти параметры в локальной области расположения ВОД в конструкции. Приблизительное равенство в (2) означает, что мы в рассматриваемом случае ограничиваемся линейной моделью оптического контроля, т.е. при разложении в ряд Тейлора функции $\lambda_{Б}(\varepsilon, Т)$ мы пренебрегаем нелинейной частью (вторым и последующими членами разложения в ряд). Если же вторым и последующим членами ряда пренебречь нельзя (например, если температуры меняются в широком диапазоне – 100 и более градусов), то целесообразно использовать нелинейные модели второго и более порядков, что, однако, усложняет обработку данных и не всегда целесообразно.

Для решения задачи одновременного контроля деформации и температуры были рассмотрены различные варианты организации такой системы диагностики [2, 3]. При этом с точки зрения относительной простоты реализации был выбран метод двух разнолегированных ВС, обладающих различной чувствительностью к деформации и температуре [4].

Для реализации оптического контроля методом двух волокон справедлива система уравнений

$$\begin{pmatrix} \Delta\lambda_{1Б}/\lambda_{1Б} \\ \Delta\lambda_{2Б}/\lambda_{2Б} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} K_{1\varepsilon} & K_{1T} \\ K_{2\varepsilon} & K_{2T} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta\varepsilon \\ \Delta T \end{pmatrix} = \overline{K} \begin{pmatrix} \Delta\varepsilon \\ \Delta T \end{pmatrix}, \tag{3}$$

где 1 и 2 – индексы, показывающие соответствующие параметры ВБР.

Решая (3) относительно Δε и ΔТ при условии $\det(\overline{K}) \neq 0$, получим

$$\begin{pmatrix} \Delta\varepsilon \\ \Delta T \end{pmatrix} = \overline{K}^{-1} \begin{pmatrix} \Delta\lambda_{1B}/\lambda_{1B} \\ \Delta\lambda_{2B}/\lambda_{2B} \end{pmatrix}, \tag{4}$$

где обратная матрица коэффициентов имеет вид

$$\overline{K}^{-1} = \frac{1}{\det(\overline{K})} \begin{pmatrix} K_{2T} & -K_{1T} \\ -K_{2\varepsilon} & K_{1\varepsilon} \end{pmatrix}. \tag{5}$$

Из представленных выражений видно, что погрешность измерений деформации и температуры существенно возрастает при близости определителя матрицы к нулю. Таким образом, при использовании двух ВБР задача сводится к тому, чтобы спектральный отклик решеток был существенно различен при изменении температуры или при приложении деформации, величины которых требуется измерить.

Для проведения экспериментальных исследований методом автоклавного формования были изготовлены образцы из углекомпозита на основе среднемодульного углеродного жгута IMS65 24K и эпоксидного связующего с квази-изотропной укладкой габаритами 400×50×5 мм в количестве 5 шт., причем ВС располагали между слоями препрега в направлении армирования $[0]_{n}$. В качестве ВС с ВБР была выбрана пара коммерчески доступных оптических волокон фирмы Fibercore: SM1500P (9/125) – кварцевый ВС легированный германием, в полиимидном покрытии диаметром 150 мкм, обладающий относительно высокой температурной чувствительностью и PS1250-1500 – кварцевый ВС легированный бором, в акрилатном покрытии диаметром 250 мкм. Вывод ВОД из образцов осуществлялся через поверхность под углом не более 15° с помощью фторопластовых трубок, препятствующих разрушению волокон в зоне выхода из композита.

В каждый из образцов для проведения испытаний на растяжение с одновременным изменением температуры были интегрированы 3 пары таких ВС, при этом ВБР в данных ВС были сформированы без снятия защитных оболочек методом фемтосекундной записи с помощью фемтосекундного лазера с длиной волны 1026 нм.

Схема размещения ВБР и внешний вид образца из углекомпозита для проведения экспериментальных исследований приведены на рис. 2.

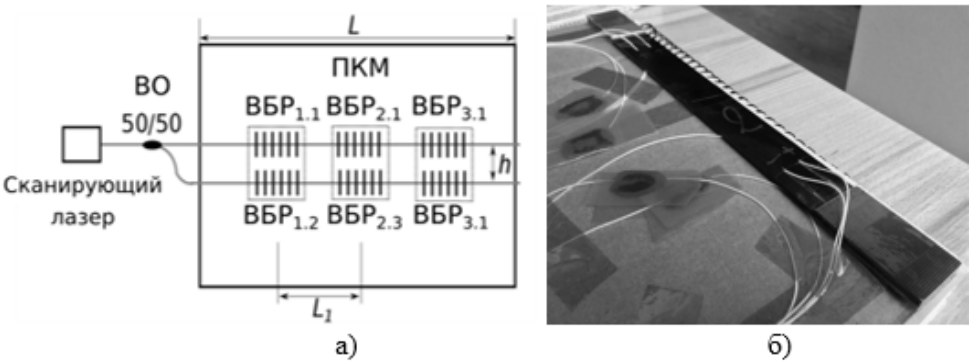


Рис. 2. Образец из углекомпозита с интегрированными ВОД:
а) схема размещения ВОД;
б) внешний вид КПО, выводы ВОД

Испытания на растяжение с одновременным воздействием температуры осуществлялось на испытательной машине фирмы Zwick (Германия) с температурной камерой и экстензометром. В ходе испытания образец выдерживали при температурах +30, +55, +80, +100 и +120 градусов. При каждой температуре производился цикл нагрузки-разгрузки до 2,5 кН с шагом 0,5 кН. Смещения длин волн ВБР измерялись с частотой 1 Гц при помощи опросного устройства Astro A312 (РФ) с разрешением 1 пм. Деформация измерялась при помощи экстензометра с разрешением ~1 мкм). По результатам проведения онлайн контроля деформации и температуры образцов из углекомпозита с помощью интегрированных ВОД на основе ВБР по методу двух волокон было показано, что точность измерения температуры и деформации для выбранной пары ВС составляет (2,6–3,8) °С и (50–83) με в диапазонах (30–120)ºС и (0–400) με, соответственно.

Таким образом, экспериментально была подтверждена возможность применения метода двух волокон для одновременного контроля деформации и температуры композитных материалов, при этом для повышения качества и достоверности контроля необходимо подбирать пару волокон таким образом, чтобы их чувствительность хотя бы к одному из измеряемых параметров отличалась как можно больше. Вместе с тем, отдельной задачей является оптимизация и снижения погрешности определения измеряемых величин с учетом интеграции в конкретные конструкции из ПКМ, а также адаптации методик контроля под реальные условия эксплуатации.

Список литературы

1. *Kogelnik H.* Theory of optical-waveguides in guided wave optoelectronics // Part of the Springer Series in Electronics and Photonics book series (SSEP). 1988. V. 26. Springer-Verlag. Berlin. P. 7-88.
2. *Frazao O., Melo M., Marques P.V.S., Santos J.L.* Chirped Bragg grating fabricated in fused fibre taper for strain–temperature discrimination // Measurement science and technology. 2005. № 16. P. 984-988.
3. *Chehura E., James S.W., Tatam R.P.* Temperature and strain discrimination using a single tilted fibre Bragg grating // Optics communications. 2007. № 275. P. 344-347.
4. *Федотов М.Ю.* Применение волоконно-оптических датчиков для одновременного контроля деформаций и температуры композитных конструкций // Сб. тезисов докладов 3-го Всесоюзного Конгресса по сенсорному приборостроению «Сенсорное Слияние-2021». 2021. С. 8.

ВЫСОКОПРОИЗВОДИТЕЛЬНАЯ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВАЯ ПРОМЫШЛЕННАЯ ТЕХНОЛОГИЯ 3D-ПЕЧАТИ КОНСТРУКЦИЙ И ИЗДЕЛИЙ АВИАКОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Фортуна С.В., Гурьянов Д.А., Колубаев Е.А.

Институт физики прочности и материаловедения СО РАН, г. Томск, Россия

Технология электронно-лучевого аддитивного производства (ЭЛАП), использующая в качестве исходного материала металлическую проволоку или прутки, является одной из наиболее производительных и эффективных промышленных технологий 3D-печати металлических изделий. ЭЛАП внедрена в процессы аддитивного производства крупногабаритных конструкций мировых лидеров авиакосмического и военно-промышленного комплекса (Airbus, Boeing, NASA, Northrop Grumman, Lockheed Martin, General Electric и др.) В России начата апробация технологии и оборудования ЭЛАП российского производства на ведущих предприятиях ключевых отраслей промышленности (Ракетно-космический центр «Прогресс», АО «Силовые машины», АО «Северсталь», ЗАО «Чебоксарское предприятие «Сеспель» и др.)

Преимуществами ЭЛАП являются высокая скорость формирования изделия (до 12 кг/ч), в том числе с использованием нескольких податчиков материала, что позволяет производить крупногабаритные изделия (свыше 1000 кг), в том числе в промышленных масштабах. Так как в качестве исходного материала используется металлическая проволока/пруток, а не порошок, изделия, полученные технологией ЭЛАП, характеризуются отсутствием пористости, а также широкой номенклатурой расходных материалов, в т.ч. российского производства: Титан и его сплавы, хромоникелевые сплавы, тантал, вольфрам, ванадий, меди и медные сплавы, коррозионные и легированные стали, алюминиевые сплавы, бронза, тугоплавкие и жаропрочные сплавы. Реализация процесса печати происходит в вакууме, что позволяет избегать окисления, а также применять воспламеняющиеся материалы. Технология ЭЛАП позволяет сократить срок изготовления изделия, а также уменьшить количество необходимых постобработок.

Быстроразвивающаяся технология ЭЛАП требует оперативного решения фундаментальных и прикладных проблем новых металлургических процессов, отличающихся от классической и порошковой металлургии:

– Определение ключевых факторов, влияющих на структуру и свойства изделий ЭЛАП;

– Установление взаимосвязей «структура – свойства- режим» и методики определения оптимальных параметров;

– Обеспечение контроля и управления физико-механическими характеристиками, повторяемостью процесса.

К настоящему времени в ИФПМ СО РАН реализованы:

– Направленная кристаллизация аддитивных изделий упрощенной формы с направленной структурой из жаропрочного никелевого сплава ЖС6У;

– Получение высоких значений прочности и пластичности материала аддитивных изделий из аустенитной стали 12Х18Н10Т, не уступающие или превышающие аналогичные характеристики материала металлопродукции, полученной методами традиционной металлургии и после термомеханической обработки;

– Измельчение элементов микроструктуры (зерен и расстояние между осями дендротов первого порядка) материала аддитивных изделий из аустенитной стали AISI 304L при сочетании процесса ЭЛАП с ультразвуковым воздействием;

– Снижение объемной доли δ-феррита с одновременным повышением прочностных характеристик материала аддитивных изделий из аустенитной стали AISI 304L при сочетании процесса ЭЛАП с ультразвуковым воздействием;

– Гибридная «металлический порошок – проволока» технология высокопроизводительного высокопроизводительного аддитивного производства металлокомпозита «алюминиевая бронза Cu-7.5wt.%Al – карбид бора B_4C»;

– Локальная металлургия гетерогенных материалов с формированием биметаллических переходников «аустенитная сталь 12Х18Н9Т – медь марки М1».

Отметим, что по данным Web of Science на сентябрь 2021 года в Global TOP-10 по категории «Electron beam additive manufacturing» ИФПМ СО РАН занимает вторую позицию с результатом 108 публикаций.

В ИФПМ СО РАН дальнейшие направления исследований процессов локальная металлургия новых материалов направлены на:

– Выявление фундаментальных закономерностей нестационарных процессов кристаллизации, фазо- и структурообразования в локальной ванне расплава при электронно-лучевом аддитивном производстве;

– Установление особенностей кинетики и механизмов формирования градиентных структур и внутренних интерфейсов при использовании в процессе 3D-печати разнородных металлов;

– Развитие гибридных («металлическая проволока – металлические/керамические порошки») технологий электронно-лучевого аддитивного производства;

– Разработка на основе гибридной технологии электронно-лучевого аддитивного производства новых функциональных материалов с уровнем эксплуатационных характеристик, недостижимым для традиционных методов производства.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТРИБОТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК УЗЛОВ ТРЕНИЯ С ТВЕРДОСМАЗОЧНЫМИ ПОКРЫТИЯМИ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Хопин П.Н.

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Москва, Россия

Для узлов трения различного назначения широко применяются тврдосмазочные покрытия (ТСП) различных типов: суспензионного нанесения (ВНИИ НП, ВАП и др.), диффузионного типа (Димолит) и др. Оценка ресурса и антифрикционных характеристик указанных ТСП при произвольном сочетании нагрузочно-скоростных параметров узла для различных условий их эксплуатации (нормальная атмосфера, вакуум и др.) в настоящее время затруднена в связи с отсутствием комплексных зависимостей, что и являлось целью исследований.

1. На 1 этапе проводился анализ пар трения скольжения с ТСП суспензионного нанесения. В результате исследований:

1.1. Для условий нормальной атмосферы:

Разработана методика оценки интенсивности изнашивания (I_h) и ресурса (τ) для пар трения с ТСП на основе MoS_2 с различными связующими (рис.1) с использованием универсальных регрессионных зависимостей температуры трения от нагрузочно скоростных параметров работы узла (табл. 1) и регрессионных зависимостей интенсивности изнашивания и ресурса от температуры трения для нормальной атмосферы (табл. 1), и вакуума. Полученные модели применительно к парам трения с ТСП различных составов позволяют прогнозировать интенсивность изнашивания и ресурс узлов трения с ТСП функционирующих в различных условиях при произвольном сочетании рассмотренных параметров в диапазонах их изменения.

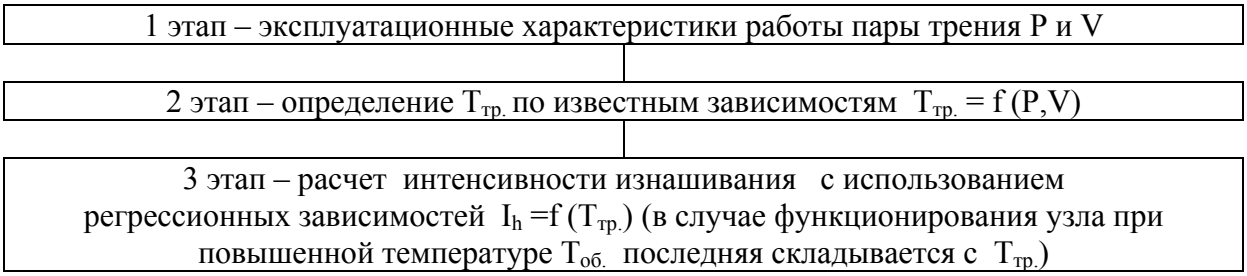


Рис. 1. Последовательность расчета линейной интенсивности изнашивания пар трения с композиционными ТСП со связующими веществами

Табл. 1. Зависимости $T_{тр.} = f(P, V)$ для различных схем трения и диапазонов варьирования факторов для нормальных атмосферных условий

Тип ТСП на основе MoS_2	Схема трения	Диапазоны изменения		Зависимости $T_{тр.} = f(P,V)$, [^oC]
		N, Н P, [МПа]	V, [м/с]	
ВНИИ НП 212	Роликовая (модернизированная машина трения РП)	236-1337 (23,1-133,7)	0,096-1,224	$T_{тр.} = 36,49 + 132,23 \cdot V + 0,535 \cdot P + 0,234 \cdot P \cdot V - 47,94 \cdot V^2 - 2,094 \cdot 10^{-3} \cdot P^2$ (адекватность модели (3) не отвергается при α=0,01, т.к. $F^{расч.}_{0,01;\ 3;\ 4}$ (13,7)< $F^{табл.}_{0,01;\ 3;\ 4}$ (16,69))
ВНИИ НП 212	Роликовая (машина трения СМТ)	210-1790 (12,2-103.5)	1,472-3,728	$T_{тр.} = 119,35 + 10,26 \cdot V + 0,065 \cdot P + 0,335 \cdot P \cdot V$ (адекватность модели не отвергается при $\alpha = 0,05$, т.к. $F^{расч.}_{0,05;\ 5;\ 4}$ (2,84)< $F^{табл.}_{0,05;\ 5;\ 4}$ (6,26))
Molykote 7409	Торцевая (стенд «шайба-диск»)	755-9045 (5.6-67.2)	0,11-0,25	$T_{тр.} = 67,27 - 98,96 \cdot V + 0,464 \cdot P + 6,42 \cdot P \cdot V - 0,011 \cdot P^2$ (адекватность модели не отвергается при α=0,01, т.к. $F^{расч.}_{0,01;\ 4;\ 4}$ (11,46)< $F^{табл.}_{0,01;\ 4;\ 4}$ (15,98))

Табл. 2. Регрессионные зависимости интенсивности изнашивания пар трения с ТСП (I_h) от температуры трения ($T_{тр.}$) [^oC] для нормальных атмосферных условий и альтернативные зависимости для оценки ресурса $\tau = f(T_{тр.})$

Состав ТСП		Регрессионные зависимости $I_h = f(T_{тр.})$ и $\tau = f(T_{тр.})$
наполнитель	связующее	
MoS_2	мочевино - формальдегидная смола	$I_h = 7,034 \cdot 10^{-11} \cdot e^{0.0035 \cdot Ттр.} + 7,049 \cdot 10^{-14} \cdot e^{0,0296 \cdot Ттр.}$ (R^2=0,6765) $\tau = 9 \cdot 10^6 \cdot T_{тр.}^{-1,969}$ (R^2=0,7373) (по данным автора и результатам испытаний *)
Графит*	кремнийорганическая смола К-55	$I_h = 6,082 \cdot 10^{-11} \cdot e^{0.0157 \cdot Ттр.}$ (R^2=0,9666) $\tau = 4 \cdot 10^{-5} \cdot T_{тр.}^3 - 0,0276 \cdot T_{тр}^2 + 4,88 \cdot T_{тр.} - 6,67$ [94] (R^2=0,9854)
MoS_2*	эпоксидная смола ЭП-96	$I_h = 4 \cdot 10^{-11} \cdot e^{0.014 \cdot Ттр.}$ (R^2=0,9675) $\tau = 4493,4 \cdot e^{-0,014 \cdot Ттр.}$ (R^2=0,9675)
MoS_2*	кремнийорганическая смола К-55	$I_h = 5 \cdot 10^{-11} \cdot e^{0.0125 \cdot Ттр.}$ (R^2=0,9782) $\tau = 3414 \cdot e^{-0,013 \cdot Ттр.}$ (R^2=0,9782)

Примечание: * – Сентюрихина, Л.Н. Твердые дисульфид – молибденовые смазки / Л.Н. Сентюрихина, Е.М. Опарина. М.: Химия, 1966. 152с.

Предложена методика оценки антифрикционных свойств пар трения с ТСП на основе использования регрессионных зависимостей температуры трения от контактного давления и скорости скольжения узла (табл.1) и регрессионных зависимостей коэффициента трения от температуры трения для нормальной атмосферы (табл.3) и вакуума. Определены соответствующие модели применительно к ТСП различных составов для оценки коэффициента трения трибосопряжений, функционирующих в условиях нормальной атмосферы и вакуума.

Табл. 3. Регрессионные зависимости $f_{тр.}=f(T_{тр.})$ для пар трения с ТСП различных составов для нормальных атмосферных условий

Тип ТСП	Состав	Регрессионные зависимости $f_{тр.}=f(T_{тр.})$
ВНИИ НП 212 (данные автора)	MoS_2 + мочевино - формальдегидная смола	$f_{тр.} = 0,01197 + 8,881 \cdot T_{тр.}^{-1}$ (величина достоверности аппроксимации R^2=0,5153)
ВНИИ НП 213 [*]	MoS_2 + кремнийорганическая смола	$f_{тр.} = 0,1223-0,00047 \cdot T_{тр.} + 6,29 \cdot 10^{-7} \cdot T_{тр.}^2$ (R^2=0,9764)
ЦВСП-3с [**]	Графит + CdO+ кремнийорганическая смола	$f_{тр.} = 0,0896-1,47 \cdot 10^{-4} \cdot T_{тр.} + 3,464 \cdot 10^{-7} \cdot T_{тр.}^2$ (R^2=0,8863)
ВНИИ НП 229 [**]	MoS_2 + силикат натрия	$f_{тр.} = 0,0821-1,4 \cdot 10^{-4} \cdot T_{тр.} + 2,72 \cdot 10^{-7} \cdot T_{тр.}^2$ (R^2=0,9944)

Примечания: * – *Матвеевский Р.М.* Температурная стойкость граничных смазочных слоев и твердых смазочных покрытий при трении металлов и сплавов. М.: Наука, 1971. 228 с.

** – *Криони Н.К.* Высокотемпературные твердые смазочные покрытия в опорах скольжения. ж. Вестник УГАТУ.2009,т.12, №4(33), с. 102-105.

1.2. Для условий вакуума.

В результате исследования влияния нагрузочно-скоростных факторов на контактную температуру трения пар $T_{тр.}$ с ТСП в вакууме получена следующая математическая модель, выраженная в натуральных значениях факторов (адекватность модели не отвергается при α=0,05, т.к. $F^{расч.}_{0,05;\ 5;\ 4}(1,58) < F^{табл.}_{0,05;\ 5;\ 4}(6,26)$):

$$T_{тр.} = 3,31 + 291,64 \cdot V + 0,643 \cdot P_{.} - 282,19 \cdot V^2 , \quad (1)$$

где $T_{тр.}$ – температура поверхности контакта [^oC]; V – скорость скольжения [м/с]; Р-контактное давление [МПа].

Математическая модель для расчета ресурса пар трения с ТСП с ВНИИ НП 212 (адекватность модели (18) не отвергается при α=0,01, т.к. $F^{расч.}_{0,01;\ 5;\ 4}(12,7) < F^{табл.}_{0,01;\ 5;\ 4}(15,52)$):

$$\tau = 10804,7 - 34849 \cdot V - 66,75 \cdot P + 22791,34 \cdot V^2 + 166,03 \cdot V \cdot P , \quad (2)$$

где τ – ресурс пары трения до разрушения [мин.];V – скорость скольжения [м/с]; Р – контактное давление [МПа];

Математическая модель оценки нагрузочно-скоростных факторов на антифрикционные характеристики пар с ТСП ВНИИ НП 212 имеет вид (адекватность модели не отвергается при α=0,05, т.к. $F^{расч.}_{0,05;\ 3;\ 4}(3,68) < F^{табл.}_{0,05;\ 3;\ 4}(6,59)$):

$$f_{тр.} = 0,1564 - 0,153 \cdot V - 1,443 \,.\, 10^{-3} \cdot P + 0,164 \cdot V^2 + 6,1 \cdot 10^{-6} \cdot P^2 + 1,824 \cdot 10^{-4} \cdot P \cdot V , \quad (3)$$

2. На 2 этапе исследовались узлы трения реверсивного движения с ТСП суспензионного нанесения.

Разработана методика оценки долговечности пар трения с ТСП различных составов, функционирующих в условиях реверсивного движения, основанная на корректировке значений долговечности при однонаправленном трении скольжения приведением к единому температурному режиму с использованием термокорреляционных зависимостей

долговечности от температуры трения $\tau_{скольж.} = f(T_{тр.})$ и пересчетных коэффициентов снижения долговечности (рис.2).



Рис.2. Методика оценки долговечности пар трения с ТСП различных составов при реверсивном движении

По данным отечественных и зарубежных исследований для пары трения с ТСП на основе MoS_2 с эпоксидным связующим среднее значение коэффициента снижения долговечности при переходе от трения скольжения к реверсивному движению составило $K_{сниж.} = 1{,}72$.

Список литературы

1. *Хопин П.Н.* Комплексная оценка работоспособности пар трения с твердосмазочными покрытиями в различных условиях функционирования. М., МАТИ, 2012, 254с.
2. *Хопин П.Н., Козлова О.В., Горбач Л.Е.* Оценка долговечности пар трения с твердосмазочными покрытиями при реверсивном движении. Трение и износ. 2018. Т. 39. № 6. С. 649-656.

ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ СПЛАВА TI64, ПОЛУЧЕННОГО МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ

к.т.н. Хрящев И.И., Ширяев Е.А., к.т.н. Данилов Д.В.

ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск, Россия

В современном мире, одним из наиболее перспективных и динамично развивающихся направлений производства газотурбинной техники являются аддитивные технологии. В ПАО «ОДК-Сатурн» аддитивное производство при работе с металлом представлено следующими технологиями: лазерное сплавление на подложке (СЛС), электроннолучевое сплавление на подложке (СЭЛС), сплавление прямым подводом энергии. Аддитивные технологии позволяют предприятию успешно выполнять стоящие перед ним задачи по разработке новых изделий, обеспечивая значительное сокращение сроков выхода на рынок новой продукции за счет сокращения производственного цикла.

Одной из проблем аддитивных технологий на данном этапе является отсутствие широкого спектра исходных материалов в виде металлических порошков (МПК) пригодных для изготовления деталей для авиационного производства. При этом на рынке, существует множество марок материалов, такие как ВНЛ14-ПС, ЭП648-ПС, ВЖ159, ВЖ171-ПС, ВТ6 для СЛС [1, 2], разработки ФГУП «ВИАМ». В ПАО «ОДК-Сатурн» для обеспечения предприятий АО ОДК разработаны собственные марки порошков КХ28М6, Х15Н5Д4Б для СЛС, ВТ6 для СЭЛС, которые прошли общую квалификацию и включены в перечни-ограничители материалов, рекомендуемых для применения в изделиях авиационной техники.

В связи с постоянным расширением применения материалов в конструкции ГТД и ГТУ (рис. 1 и 2), имеется необходимость применения одних и тех же материалов в разных технологиях.

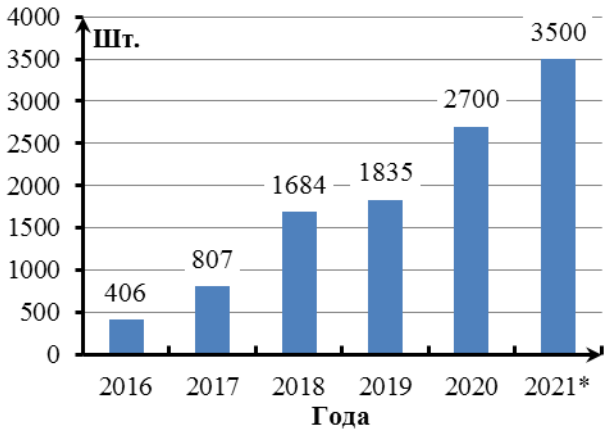


Рис. 1. Производство деталей аддитивными методами в ПАО «ОДК-Сатурн»

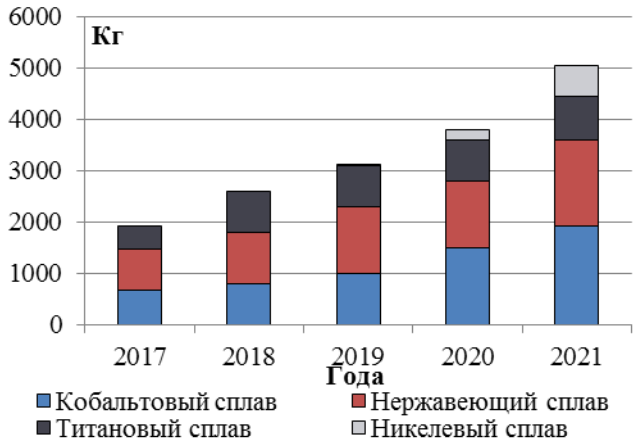


Рис. 2. Потребление МПК в ПАО «ОДК-Сатурн»

В настоящее время, помимо паспортизованных сплавов в ПАО «ОДК-Сатурн» ведутся работы по разработке, паспортизации и общей квалификации таких материалов для селективного лазерного сплавления как:

– Интерметаллидный титановый сплав на основе алюминида титана;
– Коррозионностойкий железохромоникелевый сплав;
– Жаропрочный железохромоникелевый сплав;
– Сплав на основе алюминия;
– Титановый сплав ВТ6.

Несмотря на успешную паспортизацию сплава ВТ6 для селективного электроннолучевого сплавления его использование для технологии лазерного сплавления невозможно ввиду различных требований, одно из основных это разный требуемый

фракционный состав. Для СЛС обычно используются фракции от 10 до 63 мкм, для СЭЛС применяется порошок фракции от 40 до 120 мкм.

Для успешной разработки и адаптации сплава ВТ6 для технологии СЛС необходимо изучить порошок, рекомендуемый производителями установок для печати, а именно Ti64 Grade 5, производства фирмы EOS, для оценки его уровня свойств и разработки отечественного аналога для применения в СЛС.

Данная работа посвящена исследования механических свойств заготовок в состоянии без термической обработки, с термической обработкой и горячим изостатическим прессованием, полученных методом СЛС на установках двух производителей – EOS M и 3D Systems ProX. Металлический порошок Ti64 Grade 5, имеет следующие параметры (таблица 1):

Табл. 1 Сведения о порошке

Фракция, %			d50, мкм	Текучесть, сек	Насыпная плотность, г/см^3	Параметр формы, %			N_2, %	O_2, %
<20 мкм	>45 мкм	>63 мкм				Сфер.	Окр.	Угл.		
2,5	7,12	0,16	36	37	2,36	94,3	5,3	0,4	0,01	0,11

Полученный уровень механических свойств ($\sigma_в$, $\sigma_{0,2}$, δ при 20, 400 и 600°С) был сравнен с аналогичными материалами (таблица 2):

Табл. 2. Механические свойства

Температура			20°С			400°С			600°С		
Материал	Состояние	Установка	$\sigma_в$, МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ, %	$\sigma_в$, МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ, %	$\sigma_в$, МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ, %
Ti64 Grade 5 (исследуемый)	без ТО	EOS	1250–1390 1335	1190–1290 1240	6,7–10,4 8,5	1010–1040 1026	883–918 896	9,1–11,8 10,6	602–681 644	524–586 552	22,9–35,2 29,0
		3D SYS	1270–1370 1336	1170–1270 1238	5,9–10,6 9,1	1050–1050 1050	944–944 944	8,8–8,8 8,8	688–694 691	588–594 590	15,1–38,5 26,8
	ТО	EOS	1070–1090 1086	1030–1040 1032	16,8–17,0 16,9	713–781 749	585–652 625	15,1–16,3 15,7	530–558 548	459–515 483	27,8–34,1 29,7
		3D SYS	1080–1090 1084	1020–1050 1044	15,1–15,7 15,5	710–749 729	615–655 629	16,1–16,4 16,3	480–507 494	398–436 419	37,2–45,3 42,0
	ГИП	EOS	1030–1050 1038	982–1000 990	13,6–16,0 14,7	621–669 647	488–550 518	16,2–19,6 18,1	434–487 464	405–428 415	15,9–19,0 17,9
		3D SYS	1040–1050 1045	983–1030 1011	13,8–15,6 14,8	687–694 691	566–579 573	18,0–18,6 18,2	439–453 445	378–398 387	29,3–37,3 34,6
EOS Titanium Ti64 Grade 5 [6]	ТО	EOS	1075–1125 1080	900–1075 1010	13,9–16,3 15,0	-	-	-	-	-	-
LaserForm Ti Gr.5 [3]	ТО[4]	3D Sys	1090–1290 1190	1000–1200 1100	6,0–10,0 8,0	-	-	-	-	-	-
	ГИП[5]	3D Sys	1010–1050 1030	920–980 950	10,0–14,0 12,0	-	-	-	-	-	-
Пруток ВТ6[7]	З.+С.	-	1127	1029	8,0	804	588	9,0	-	-	-
ВТ6 СЭЛС [8]	ГИП	Arcam	850	790	20,0	540	400	24,5	564–638* 609	453–506* 482	7,0–17,6* 11,4

В числителе приведены минимальные и максимальные значения, в знаменателе средние.
*Испытания проведены в ПАО «ОДК-Сатурн»

Анализ и сравнение результатов позволяет сделать вывод, что применение ГИП существенно не влияет на свойства $\sigma_В$, $\sigma_{0,2}$. Однако нужно отметить, что ГИП несколько повышает пластичность материала, что может оказать существенное положительное влияние на динамические испытания и ударную вязкость разрушения (KCU/KCV).

Кроме того, как видно из результатов испытаний, МПК марки Ti64 Grade 5 с характеристиками, указанными в таблице 1, показывает несколько лучшие свойства при синтезе на установке фирмы EOS, нежели 3D Systems.
Материал Ti64 Gr.5, изготовленный методом СЛС, без термической обработки по свойствам превышает свойства традиционного материала – ВТ6, с термической обработкой или ГИП аналогичен традиционному материалу при 20°С и ниже (до 20%) при 400°С, что стоит учитывать, при применении материала, полученного аддитивными методами.

Список литературы

1. *Каблов Е.Н.* Авиационное материаловедение в XXI веке. Перспективы и задачи. М.: МИСИС–ВИАМ, 2002. С. 23–47.
2. *Прагер С.М., Солодова Т.В., Татаренко О.Ю.* Исследование механических свойств и структуры образцов, полученных методом селективного лазерного сплавления (СЛС) из сплава ВЖ159. Жаропрочные сплавы и стали. Труды ВИАМ, № 11 (59), 2017, С. 3-11.
3. Metal Alloys for the ProX DMP 320.
4. *Matthew J., Donachie Jr.* Heat treating titanium and its alloys., “Heat treating progress”, 2001.
5. Schmidt F.F., Wood R.A. Heat treatment of titanium and titanium alloys, “NASA TM X-53445”, 1966.
6. Material Data Sheet EOS Titanium Ti64 Grade 5, Metal Solutions
7. Авиационные материалы. Том 5 Магниевые и титановые сплавы. Справочник в 9-ти томах Авиационные материалы, изд. 6-е переработанное и дополненное, 1973. С. 420-427.
8. Выписка из дополнения № 11 к паспорту № 236 на сплав марки ВТ6

ИССЛЕДОВАНИЕ УПРУГИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИНТАКТОВЫХ КОМПОЗИТОВ НА ОСНОВЕ ПОЛЫХ СТЕКЛЯННЫХ МИКРОСФЕР

Байков А.В., Плешков Л.В.

АО «НПО Стеклопластик», р.п. Андреевка, Россия

Синтактовые композиты на основе полых стеклянных микросфер (ПСМ) и полимерных связующих нашли широкое применение в различных отраслях науки и техники. Эти материалы незаменимы при изготовлении элементов плавучести для глубоководных аппаратов с глубиной погружения до 10 000 метров [1, 2]. В настоящее время на основе синтактовых композитов изготавливается самая эффективная защита от ударно-волнового воздействия [3, 4, 5]. Однако главным стимулом развития технологии синтактовых композитов остается аэрокосмический комплекс. На основе полимеров, наполненных полыми стеклянными микросферами, изготавливается самая эффективная на сегодняшний день тепловая защита абляционного типа для космических аппаратов [6]. Использование синтактовых материалов на основе ПСМ позволяет создавать сэндвич – структуры с самыми высокими удельными упруго-прочностными характеристиками [7, 8, 9].

Несмотря на то, что синтактовые композиты уже много лет используются в высокотехнологичных отраслях промышленности, поведение этих материалов при различных видах деформации изучено недостаточно. В последние годы основные усилия были направлены на изучение напряженно-деформированного состояния синтактовых композитов при одноосном и всестороннем сжатии [10, 11]. В то же время, упругое поведение композитов на основе ПСМ при растяжении, до сих пор остается практически не изученным. Это существенно осложняет разработку конструкций с использованием синтактовых композитов.

Для решения этой задачи был проведен комплекс теоретических и экспериментальных исследований упругих свойств (модуля упругости и коэффициента Пуассона) синтактовых материалов при растяжении. С использованием универсальной программы 3-D моделирования была произведена оценка упругих характеристик выбранной модели синтактового композита при растяжении. Расчетным путем определена зависимость модуля упругости и коэффициента Пуассона синтактового композита от степени его наполнения полыми стеклянными микросферами различной плотности.

Адекватность выбранной расчетной модели была проверена экспериментальными исследованиями упругих характеристик синтактовых композитов при растяжении. Показано, что модуль упругости и коэффициент Пуассона этих материалов определяются, прежде всего, двумя факторами: относительной толщиной стенки полых стеклянных микросфер (плотностью ПСМ) и их объемным содержанием в композите. Определено, что зависимость модуля упругости и коэффициента Пуассона синтактового композита от степени его наполнения ПСМ – линейная. Однако зависимость упругих характеристик синтактового материала от относительной толщины стенки полых микросфер не подчиняется линейному закону, производная этой функции плавно снижается по мере увеличения плотности ПСМ. При достижении определенной относительной толщины стенки микросфер, изменение упругих характеристик синтактового композита начинает определяться только объемным содержанием в нем полых стеклянных микросфер.

Список литературы

1. *Seamark MJ.* Use of syntactic foam for subsea buoyancy. Cell Polym 1991; 10(4): 308-21.
2. *Hinves JB., Douglas CD.* The development of a hybrid advanced composite- syntactic foam structural component for use in undersea vehicles. IEEE 1933; III-468-72.
3. *Gupta N., Kishore, Woldesenbet E., Sankaran S.* Studies on compressive failure features in syntactic foam material; J. Mater Sci 2001; 36(18):4485-19.

4. *Huang JS., Gibson LJ*. Elastic module of a composite of hollow spheres in a matrix. J Mech Phys solids; 1993; 41(1): 55-75.
5. *Koopman M., Chawla K., Carlisle K., Gladysz G*. Microstructural failure modes in three- phase glass syntactic foams. J. Meter Sci 2006; 41(13);4009-14.
6. *M. Yazica, P. Fahr and A. Shukla*. Development of a polymer based syntactic foam for high temperature applications, Acta Phys. Pol., A. 125 (2014) 526-528.
7. *Gupta N., EZeltmann S., Shunmugasamy V.C. and Pinisetty D.* Applications of polymer matrix syntactic foams, JOM; 66 (2014) 245-254.
8. *Jize NN., Hiel C., Ishai O. In: RB. Deo, CR. Saff, editors.* Mechanical performance of composite sandwich beams with syntactic foam cores. ASTM STP 1274; 1996. p. 125-38.
9. *Trofimov A., Pleshkov L.* Hollow glass microspheres for high strength composite cores. Reinforsed Plastics; July-August, 2006.
10. *Porfiri M., Gupta N*. Effect of volume fraction and wall thickness on the elastic properties of hollow particle filld composites; Composites, Part 2 September; 2008; p.169
11. *Gupta N., Wjldesenbet T*. Microballoon wall thickness effects on properties of syntactic forms; Cellur Plastics, 6; 2004; pp 461-480.

РАСЧЕТ МАЛОЦИКЛОВОЙ ПРОЧНОСТИ ФРАГМЕНТА СИЛЬФОНА НА ОСНОВЕ ДАННЫХ, ПОЛУЧЕННЫХ РЕШАТЕЛЕМ MSC MARC

Анисимов С.А., Красников В.С.

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара, Россия

В данной работе рассматривается удлиненный топливный бак, предназначенный для хранения запаса топлива и вытеснения его диафрагмой в виде сильфона под действием сжатого газа, подаваемого в полость наддува. Вытеснительный сильфон представляет собой гофрированную оболочку с кольцевыми гофрами тарельчатого типа, сваренными из тонких искривленных мембран толщиной 0,25 мм.

Целью работы является оценка работоспособности вытеснительного сильфона в условиях, близких к эксплуатационным, соответствия его требованиям технического задания, определение запасов работоспособности.

Работоспособность элементов конструкции сильфона характеризуется числом циклов 2N, которое элемент выдерживает до разрушения. Малоцикловая усталость реализуется в условиях нагружения, происходящих при умеренных пластических деформациях и заканчивается постепенным развитием трещин при числе циклов от 10^2 до $5 \cdot 10^4$. Механизм малоцикловой усталости определяется повторными пластическими деформациями. Для описания механизма малоцикловой усталости, как правило, используются деформационные критерии. Простейшим из них является критерий Коффина-Мэнсона, связывающий число циклов до разрушения с размахом пластической деформации цикла.

Оценка долговечности рассматриваемого сильфона выполнена вручную на базе полученных в системе MSC Marc результатов нелинейного расчета напряженно-деформированного состояния сильфона с использованием деформационного подхода.

По результатам расчетов по различным методам получено количество циклов до разрушения сильфона от 102 до 262, и принято количество циклов до разрушения 140.

Список литературы

1. Отчет по НИР «Разработка методики расчета на малоцикловую прочность элементов конструкции РКТ». – Самара: СГАУ, 2013. – 224 с.
2. *Серенсен С.В., Шнейдерович Р.М, Гусенков А.П. и др.* Прочность при малоцикловом нагружении. Основы методов расчета и испытаний. – М.: Наука, 1975. – 288с.

Секция 3

Бортовые комплексы управления

Председатель – руководитель Центра *Орловский И.В.*

РАЗВИТИЕ ПРОЦЕССА ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ЗА СЧЕТ СТРУКТУРНОЙ УНИФИКАЦИИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ И БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ

Бондаренко Е.Б., Морозов А.В., Нечаев С.С.

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов, Россия

Рассматривается задача необходимости сокращения затрат и времени на разработку испытательного программного обеспечения (ИПО). Данное ИПО предназначено для испытательных наземных комплексов (ИНК) малых космических аппаратов (МКА) типа «Кондор-Э». Указанное ИПО обеспечивает проведение комплексных испытаний (КИ) МКА в части независимого тестирования блоков бортовых систем (ББС) при отсутствии центрального бортового компьютера (ЦБК). На текущий момент разработка ИПО ведется независимо от процесса разработки бортового программного обеспечения (БПО). БПО в свою очередь обычно либо функционально входит в бортовой комплекс управления (БКУ), либо разрабатывается как программное изделие по отдельному техническому заданию (ТЗ).

При разработке БПО в настоящее время широко используется технология, досконально представленная Е.В. Гусевым и А.В. Стефанцовым [1], где разработчиками ЦБК приведен ряд решенных проблемных задач и достигнутых преимуществ. Но в указанной работе вопрос рассмотрен с точки зрения обеспечения разработчиков непосредственно БПО необходимым инструментарием для ускорения данного процесса. Мы же предлагаем сделать более глобальный шаг, то есть в определенной мере унифицировать технологию разработки и ряд программных модулей ИПО и БПО.

Сначала стоит обозначить имеющиеся проблемы в аспекте отдельности и независимости ИПО (рис. 1):

1) отсутствие возможности ведения разработки ИПО до поставки ИНК изготовителем;

2) потеря времени в случае, когда опытные образцы (ОО) блоков бортовых систем (ББС) уже поставлены контрагентами, а ИПО в том числе из-за проблемы 1 еще не готово;

3) при наличии ошибок в ИПО они все выявляются непосредственно в ходе КИ технологического (или опытного) образца МКА, то есть процесс отладки и отработки ИПО невозможен без прямого влияния на ОО МКА.



Рис. 1. Недостатки процесса создания ИПО ИНК

Стоит сказать, что в настоящее время авторами настоящей публикации используется технология разработки БПО для БКУ МКА типа «Кондор-Э», в большей части основанная на описываемой Е.В. Гусевым и А.В. Стефанцовым [2], с применением указанных там принципов и необходимых дополнительных средств. Также авторами создан программно-имитационный стенд для отладочных работ, верификации и испытаний БПО, что дает ряд преимуществ по сравнению с аналогичными процессами при создании ИПО.

Таким образом, выявленные проблемы позволили авторам данной работы определить следующие задачи для усовершенствования структурного построения и процесса создания ИПО ИНК:

1) с целью сокращения затрат времени обеспечить возможность разработки, отладки, отработки ИПО до поставки ИНК и ББС разработчиками-изготовителями;

2) для сокращения трудозатрат унифицировать технологию разработки и, по возможности максимально, отдельные программные модули ИПО и БПО;

3) для снижения финансовых затрат предоставить возможность отладки и отработки ИПО на универсальном стенде с программными имитаторами бортовых систем.

Исследование выявленных проблем и поставленных задач, проведенное авторами данной работы, дало следующие результаты:

– Оптимизация и в требуемой части идентичность ИПО и БПО в наиболее полной мере может быть достигнута при использовании одинаковой для всех операционной системы реального времени (ОСРВ). Используя исследования, представленные Е.А. Микриным [3, с. 146-154, с. 170-217], А.А. Талалаевым, В.П. Фраленко и В.М. Хачумовым [4], а также собственный опыт авторами предлагается применение QNX-подобной операционной системы реального времени (ОСРВ).

– Унификация методического подхода к разработке, реализации функционирования икорректировки ИПО и БПО ранее была предложена одним из авторов Е.Б. Бондаренко и В.Г.Сиренко [5] и имеет свое продолжение и реализацию в данной работе. К тому же отдельно стоит выделить то, что значительный выигрыш во времени, затрачиваемом на КИ с использованием усовершенствованного ИПО, дает параллельная отработка тестовых режимов в ходе независимых испытаний ББС.

– Далее, так как ИПО тестирует, а БПО управляет одними и теми же ББС, то для исключения финансовых и трудозатрат на создание стенда разработки ИПО было предложено сделать универсальным программно-имитационный стенд отладки, верификации и испытаний БПО под аналогичные задачи ИПО. При этом потребуется самая минимальная доработка упомянутого стенда, которая в любом случае всегда необходима при усовершенствовании, модернизации и выходе новых версий ПО ББС при типовых изменениях серийных образцов МКА типа «Кондор-Э».

Данные решения указанных выше задач представлены на рис. 2.

В итоге для практической реализации данной концепции была выполнена разработка следующих испытательных программных модулей (ИПМ):

– ИПМ проверки прохождения команд управления (разовых (РК) и функциональных (ФК)) в блок взрывных устройств (БВУ) автоматики пиросредств (АПС) МКА;

– ИПМ тестирования аппаратуры регулирования и контроля (АРК) системы генерирования электроэнергии (СГЭ) МКА;

– ИПМ тестирования системы управления поворотами батарей солнечных (СУП БС) МКА;

– ИПМ тестирования автоматики системы обеспечения тепловых режимов (СОТР) МКА;

– ИПМ тестирования системы управления движением (СУД) МКА;

– ИПМ проверки функционирования режимов аппаратуры потребителя спутниковой навигации (АПСН) МКА;

– ИПМ тестирования целевой аппаратуры (ЦА) в составе радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА) и бортовой системы сбора и передачи данных (БССПД) целевой информации (ЦИ).



Рис. 2. Оптимизация процесса создания ИПО ИНК

Результаты, полученные при проведении данной исследовательской работы, показали возможность значительного сокращения затрат финансов и времени на разработку и отработку ИПО, а также на испытания КА с использованием данного ИПО. Дальнейшие исследования в этом направлении будут направлены на расчет надежности, вероятностно-временную оценку бесперебойности, определение уровня безотказности, а также калькуляцию экономической эффективности создаваемого ИПО в режиме параллельного запуска программных процессов независимых испытаний составных частей БКУ КА.

Список литературы

1. *Гусев Е.В.* Технология разработки надежного программного обеспечения / Е.В. Гусев, А.В. Стефанцов // Наноиндустрия. 2018. № S(82). С. 167. – DOI: 10.22184/1993-8578.2018.82.167.168.
2. Там же. С. 168.
3. *Микрин Е.А.* Бортовые комплексы управления космических аппаратов: учебное пособие М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014. – 245, [1] с. : ил.
4. *Талалаев А.А., Фраленко В.П., Хачумов В.М.* (2015). Обзор стандартов и концепция построения средств мониторинга, контроля и диагностики космического аппарата // Программные системы: теория и приложения. – 2015. № 3(26). С. 21-43.
5. *Бондаренко Е.Б., Сиренко В.Г.* Решение задач параллельности разработки, запуска режимов и испытаний БПО на базе ОСРВ // Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация: Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XLV Академических чтений по космонавтике. Вып. 9 / Составитель: к.ф.-м.н. Л.С.Точилов. Под общей ред. д.т.н., проф. А.Г. Леонова – Реутов, АО «ВПК «НПО машиностроения», 2021. С. 471–475.

ОБНАРУЖЕНИЕ ОТКАЗОВ ДВИГАТЕЛЕЙ ОРИЕНТАЦИИ КА НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ДИНАМИКИ ЕГО ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ

Жирнов А.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Рассматривается диагностика отказов реактивных двигателей ориентации (ДО), которые используются для выполнения угловых маневров и стабилизации движения космического аппарата (КА) [1]. Отказ двигателя, входящего в контур управления ориентацией космического аппарата, может привести к невыполнению режима ориентации, большому расходу топлива, а также к потере КА. Поэтому для повышения надежности таких систем необходима непрерывная диагностика и парирование отказов ДО в режиме реального времени. Раннее выявление отказа позволяет предотвратить дальнейшее его развитие, возникновение более существенных последствий. Поэтому разработка бортовых алгоритмов, функционирующих в режиме реального времени, для диагностики отказов исполнительных органов является актуальной задачей. В данной работе под отказом ДО будет пониматься невыполнение двигателем действия, выданной команды системы управления. При этом причина отказа не определяется. Рассматривается два возможных типа отказа: невключение ДО, то есть отсутствие работы двигателя при поданной команде на его включение; невыключение ДО, то есть продолжение работы двигателя при поданной команде на его выключение. Предлагаемый алгоритм основан на анализе различия фактического поведения динамики углового движения реального объекта управления и его бортовой модели. Рассогласование должно быть близко к нулю, когда система работает нормально, а при отказе должно существенно отличаться от нуля. Диагностика отказов проводится на каждом такте бортового компьютера по расчетной схеме, показанной на рис. 1.

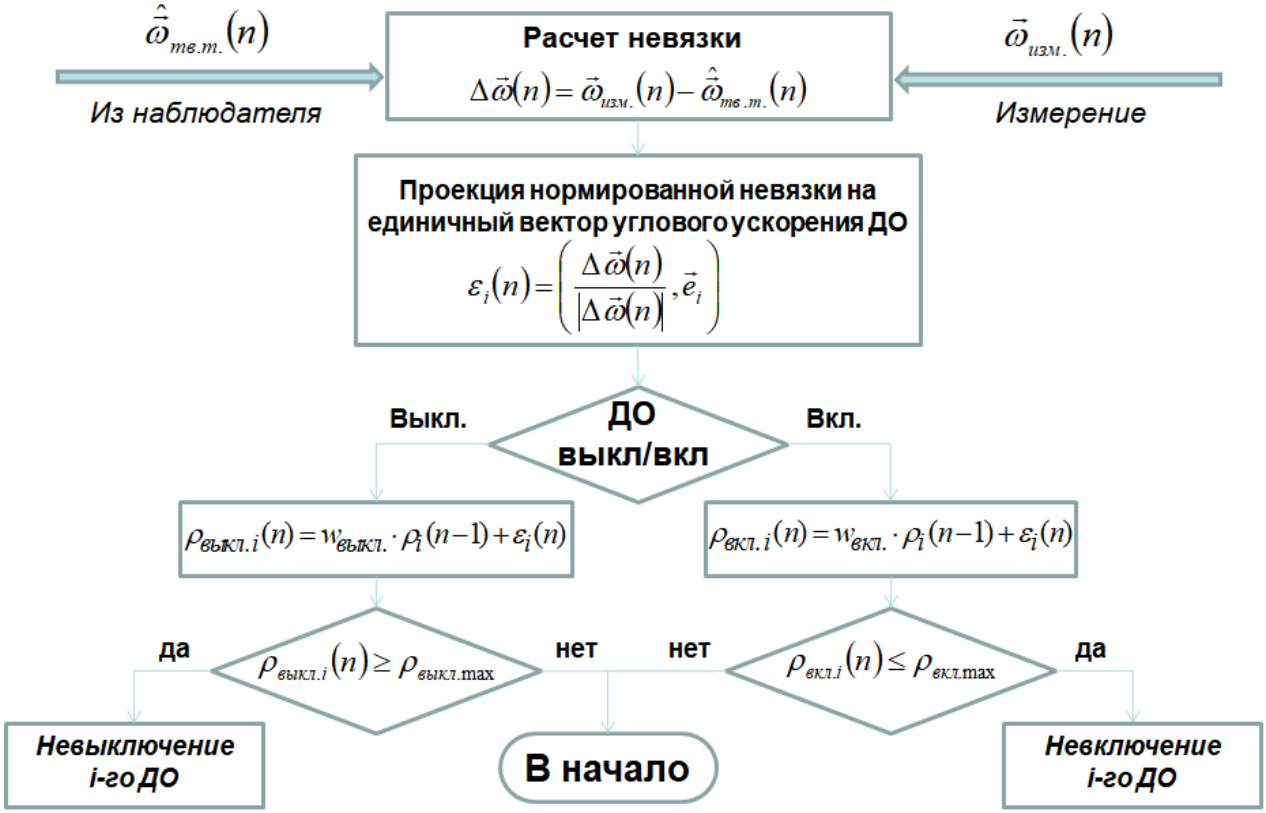


Рис. 1. Схема алгоритма диагностики отказов двигателей ориентации

Вначале рассчитывается вектор рассогласования $\Delta\vec{\omega}(n)$, который является величиной разности между вектором измеренной угловой скорости $\vec{\omega}_{изм.}(n)$ и вектором оценки угловой скорости твердого тела $\vec{\omega}_{тв.т.}(n)$, полученной наблюдателем Люенбергера [2]. Затем вектор рассогласования нормируется и проецируется на оси, образованные единичными векторами направлений угловых ускорений $\vec{e}_i$, создаваемыми каждым ДО в отдельности. Полученные проекции вектора рассогласования $\varepsilon_i(n)$ суммируются на каждом такте следующим образом: в моменты времени, когда *i*-й ДО выключен, происходит накопление интегральной невязки для диагностики отказа двигателя на невыключение $\rho_{выкл.i}(n)$; в моменты времени, когда *i*-й ДО работает, накапливается интегральная невязка для диагностики отказа двигателя на невключение $\rho_{вкл.i}(n)$. Таким образом, когда отказ *i*-го ДО отсутствует, то соответствующая этому ДО проекция вектора рассогласования $\varepsilon_i(n)$ будет мала, а за счет весовых коэффициентов $w_{вкл} < 1$, $w_{выкл} < 1$ интегральные невязки $\rho_{вкл.i}(n)$ и $\rho_{выкл.i}(n)$ будут уменьшаться с каждым тактом и не превзойдут порогов срабатывания. В случае же возникновения отказа «невыключение ДО» или «невключение ДО» проекция вектора рассогласования будет достаточно велика, и соответствующая интегральная невязка $\rho_{вкл.i}(n)$ или $\rho_{выкл.i}(n)$ будет расти, а при достижении ими одного из заранее заданных порогов срабатывания $\rho_{вкл.\max}$ или $\rho_{выкл.\max}$, будет выдано сообщение об отказе ДО на невключение или на невыключение соответственно. При наличии отказа величина интегральной невязки отказавшего ДО является суммой арифметической прогрессии, поэтому пороги срабатывания можно рассчитать по известной формуле. Весовые коэффициенты выбираются с учетом компромисса между скоростью обнаружения отказа и возможностью возникновения ложного обнаружения отказа из-за высокой чувствительности алгоритма к изменению динамики движения КА.

Список литературы

1. *Колесников К.С., Сухов В.Н.* Упругий летательный аппарат как объект автоматического регулирования. М.: Машиностроение. 1974. 266 с.
2. *Жирнов А.В., Тимаков С.Н.* Алгоритм диагностики отказов двигателей ориентации МКС на основе самонастраивающейся бортовой модели динамики углового движения. Вестник МГТУ им. Баумана. Сер. «Приборостроение». 2016. №4 (109). С. 98-114.

КОРРЕКЦИЯ БИНС ПРИ СПУСКЕ В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

Королев О.Е.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Для определения углового положения спускаемого аппарата используется кватернион ориентации Q. При помощи акселерометров можно определить аэродинамическое ускорение $\vec{a}$ в связанной с аппаратом системе координат и интегрировать скорость и положение центра масс в инерциальной системе координат (1):

$$\ddot{\vec{r}} = \vec{g}(\vec{r}) + Q \circ \vec{a} \circ \widetilde{Q} \tag{1}$$

Вектор гравитации $\vec{g}(\vec{r})$ определяется из модели разложения потенциала по сферическим функциям [1]. Кватернион Q меняется при наличии угловой скорости $\vec{\omega}$ в соответствии с уравнением (2):

$$\dot{Q} = 0.5 Q \circ \vec{\omega} \tag{2}$$

Поскольку начальные условия Q_0 определены с ошибкой и угловая скорость измеряется с погрешностью, то необходимо ввести корректирующий кватернион $K = k_0 + \vec{k}$ (3):

$$\dot{\vec{v}} = \vec{g}(\vec{r}) + K \circ Q \circ \vec{a} \circ \widetilde{Q} \circ \widetilde{K} \tag{3}$$

Векторы скорости $\vec{v}$ и координат $\vec{r}$ измеряются с некоторой периодичностью аппаратурой спутниковой навигации (АСН). Если проинтегрировать (3) между получением данных АСН в моменты t_2, t_1:

$$\int_{t_1}^{t_2} \dot{\vec{v}} dt = \int_{t_1}^{t_2} \vec{g}(\vec{r}) dt + K \circ \int_{t_1}^{t_2} Q \circ \vec{a} \circ \widetilde{Q} dt \circ \widetilde{K}, \tag{4}$$

то можно получить уравнение, в котором неизвестен только кватернион K (5):

$$\vec{x} = K \circ \vec{y} \circ \widetilde{K} \tag{5}$$

В [2] приводится метод определения кватерниона по двум парам $\vec{x}_1, \vec{y}_1$ и $\vec{x}_2, \vec{y}_2$ неколлинеарных векторов. Для устранения проблемы коллинеарности минимизируется сумма на большом промежутке времени, с учетом того, что $K = const$ (6):

$$\sum_{i=1}^{N} (\vec{x}_i \circ K - K \circ \vec{y}_i) \circ (\vec{y}_i \circ \widetilde{K} - \widetilde{K} \circ \vec{x}_i) \tag{6}$$

В итоге минимизация приводит к формуле (7):

$$\left[\sum_{i=1}^{N} \left(-2\vec{y}_i \vec{x}_i^T - 2\vec{x}\vec{y}_i^T + E((\vec{y}_i + \vec{x}_i, \vec{y}_i + \vec{x}_i)) \right) \right] \vec{e} = 2 \sum_{i=1}^{N} [y_i, x_i], \tag{7}$$

где E — единичная матрица и вектор e (8):

$$\vec{e} = \frac{\vec{k}}{k_0} \tag{8}$$

Зная вектор $\vec{e}$, можно найти кватернион K (9):

$$k_0 = (1 + (e,e))^{-0.5}, \quad \vec{k} = k_0 \vec{e} \tag{9}$$

Список литературы

1. *Сихарулидзе Ю.Г.* Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.:БИНОМ, 2011. 407 с.
2. *Бранец В.Н.* Лекции по теории бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: МФТИ, 2009. 304 с.

УНИВЕРСАЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

Лапин А.В., Зубов Н.Е.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Точность посадки спускаемых аппаратов (СА) [1] может быть повышена за счет высокоточной стабилизации СА в программном балансировочном положении.

Штатное управление движением СА капсульного типа [2] состоит в расчете управляющих сигналов и их преобразовании в длительность включений релейных двигателей. В атмосфере балансировочное положение поддерживается лишь благодаря статической устойчивости СА [3] – точность стабилизации невелика. Требуется повысить точность без увеличения расхода топлива.

Рассмотрим упрощенную линейную модель углового движения СА [3, 4]

$$\Delta\dot{\mathbf{x}} = \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{I}_3 \\ \mathbf{A}_{[2,1]}(t) & \mathbf{0}_{3\times3} \end{bmatrix}}_{\mathbf{A}(t)} \Delta\mathbf{x} + \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{J}^{-1} \end{bmatrix}}_{\mathbf{B}} \Delta\mathbf{u}, \quad \Delta\mathbf{y} = \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{e}_1^T & \mathbf{0}_{1\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{I}_3 \end{bmatrix}}_{\mathbf{C}} \Delta\mathbf{x}, \tag{1}$$

где $\mathbf{x}$, $\mathbf{u}$, $\mathbf{y}$ и $\mathbf{A}(t)$, $\mathbf{B}$, $\mathbf{C}$ – соответственно вектора и матрицы состояния, управления и наблюдения, а знаком Δ обозначены их отклонения от программных значений, $\mathbf{J}$ – тензор инерции СА, $\mathbf{e}_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$, $\mathbf{0}_{n\times m}$ и $\mathbf{I}_n$ – нулевые и единичные блоки нужной размерности,

$$\mathbf{A}_{[2,1]}(t) = -\begin{bmatrix} 0 & a_{4,2}(t) & 0 \\ 0 & a_{5,2}(t) & 0 \\ 0 & 0 & a_{6,3}(t) \end{bmatrix} = -\tilde{q}(t) \begin{bmatrix} 0 & \overline{a}_{4,2} & 0 \\ 0 & \overline{a}_{5,2} & 0 \\ 0 & 0 & \overline{a}_{6,3} \end{bmatrix},$$

$\tilde{q}(t) > 0$ – приведенный скоростной напор; $\overline{a}_{4,2}$, $\overline{a}_{5,2}$, $\overline{a}_{6,3} > 0$ – стохастические константы.

Для объекта (1) требуется построить регулятор по выходу с матрицей $\mathbf{F}$, не зависящий от компонент матрицы $\mathbf{A}(t)$, но обеспечивающий устойчивый спектр $\operatorname{eig}(\mathbf{A}(t) - \mathbf{BFC})$.

Модель (1) может быть разбита на две автономные модели: в каналах «Крен-Рысканье» («Roll-Yaw») и «Тангаж» («Pitch») с соответствующими нижними индексами.

В канале «Крен-Рысканье» используем модификацию подхода Ван дер Воуда [5, 6]. Матрица регулятора по состоянию имеет вид

$$\mathbf{K}_{RY} = \mathbf{J}_{RY} \left[\mathbf{A}_{RY[2,1]} + \mathbf{\Phi}_{RY0}\mathbf{\Phi}_{RY1} \mid -\mathbf{\Phi}_{RY0} - \mathbf{\Phi}_{RY1} \right]: \tag{2}$$

$$\operatorname{eig}\mathbf{\Phi}_{RY1} \cup \operatorname{eig}\mathbf{\Phi}_{RY0} = \{\phi_1, \quad \phi_2\} \cup \{\phi_3, \quad \phi_4\} = \operatorname{eig}(\mathbf{A}_{RY} - \mathbf{B}_{RY}\mathbf{K}_{RY}). \tag{3}$$

Через правый (Right) аннулятор [5] $\mathbf{C}_{RY0}^{\perp R} = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$ запишем условие разрешимости уравнения $\mathbf{F}_{RY}\mathbf{C}_{RY} = \mathbf{K}_{RY}$ относительно матрицы $\mathbf{F}_{RY}$ [5]

$$\mathbf{\Phi}_{RY0}\mathbf{G}_{RY0} = \mathbf{H}_{RY0}, \quad \mathbf{G}_{RY0} = \mathbf{\Phi}_{RY1}\begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix}^T, \quad \mathbf{H}_{RY0} = \begin{bmatrix} a_{4,2} & a_{5,2} \end{bmatrix}^T. \tag{4}$$

Правая часть уравнения (4) неизменна, а коэффициент при матрице $\mathbf{\Phi}_{RY0}$ зависит от значения $\mathbf{\Phi}_{RY1}$. Пусть в общем виде $\mathbf{G}_{RY0}^* = \begin{bmatrix} \mu_1 & \mu_2 \end{bmatrix}^T$, где μ_1 и μ_2 – комплексные числа. Найдем матрицу $\mathbf{\Phi}_{RY1}$, при которой выполняется равенство $\mathbf{G}_{RY0} = \mathbf{G}_{RY0}^*$, из уравнения

$$\mathbf{\Phi}_{RY1}\mathbf{G}_{RY1} = \mathbf{H}_{RY1}, \quad \mathbf{G}_{RY1} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix}^T, \quad \mathbf{H}_{RY1} = \begin{bmatrix} \mu_1 & \mu_2 \end{bmatrix}^T.$$

Для обеспечения ей спектра (3) сформируем пару матриц состояния и наблюдения [5]

$$\mathbf{A}_{\mathbf{\Phi}_{RY1}} = \mathbf{H}_{RY1}\left(\mathbf{G}_{RY1}^T\mathbf{G}_{RY1}\right)^{-1}\mathbf{G}_{RY1}^T = \begin{bmatrix} 0 & \mu_1 \\ 0 & \mu_2 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C}_{\mathbf{\Phi}_{RY1}} = \mathbf{G}_{RY1}^{\perp L} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix}$$

и, рассчитав матрицу наблюдателя $\mathbf{L}_{\mathbf{\Phi}_{RY1}}$ по формуле Аккермана [5], получим

$$\mathbf{\Phi}_{RY1} = \mathbf{A}_{\mathbf{\Phi}_{RY1}} - \mathbf{L}_{\mathbf{\Phi}_{RY1}}\mathbf{C}_{\mathbf{\Phi}_{RY1}} = \left[\begin{array}{c|c} -\tilde{\mu}_2 & \mu_1 \\ -\tilde{\mu}_1 & \mu_2 \end{array}\right], \tag{5}$$

где $\tilde{\mu}_1 = (\mu_2 - \phi_1)(\mu_2 - \phi_2)/\mu_1$, $\tilde{\mu}_2 = \mu_2 - \phi_1 - \phi_2$. По аналогии из уравнения (4) при условии (5) определим матрицу $\mathbf{\Phi}_{RY0}$ со спектром (3):

$$\mathbf{\Phi}_{RY0} = \left[\begin{array}{c|c} -\kappa_{1,2} & \kappa_{1,1} \\ -\kappa_{2,2} & \kappa_{2,1} \end{array}\right] = \frac{1}{a_{4,2}\mu_2 - a_{5,2}\mu_1}\left[\begin{array}{c|c} \phi_4\mu_2 a_{4,2}^{[\phi_3]} - a_{4,2}a_{5,2}^{[\phi_3]} & a_{4,2}^{[\phi_3]}a_{4,2}^{[\phi_4]} \\ -a_{5,2}^{[\phi_3]}a_{5,2}^{[\phi_4]} & a_{5,2}a_{4,2}^{[\phi_3]} - \phi_4\mu_1 a_{5,2}^{[\phi_3]} \end{array}\right], \tag{6}$$

где $a_{4,2}^{[\phi_3]} = a_{4,2} - \phi_3\mu_1$, $a_{4,2}^{[\phi_4]} = a_{4,2} - \phi_4\mu_1$, $a_{5,2}^{[\phi_3]} = a_{5,2} - \phi_3\mu_2$, $a_{5,2}^{[\phi_4]} = a_{5,2} - \phi_4\mu_2$.

Подставив матрицы (5) и (6) в формулу (2), найдем матрицу регулятора по выходу [5]

$$\mathbf{F}_{RY} = \mathbf{K}_{RY}\mathbf{C}_{RY}^T\left(\mathbf{C}_{RY}\mathbf{C}_{RY}^T\right)^{-1} = \mathbf{J}_{RY}\left[\tilde{f}_{RYi,j}\right] = \mathbf{J}_{RY}\left[\begin{array}{c|c|c} \kappa_{1,2}\tilde{\mu}_2 - \kappa_{1,1}\tilde{\mu}_1 & \tilde{\mu}_2 + \kappa_{1,2} & -\mu_1 - \kappa_{1,1} \\ \kappa_{2,2}\tilde{\mu}_2 - \kappa_{2,1}\tilde{\mu}_1 & \tilde{\mu}_1 + \kappa_{2,2} & -\mu_2 - \kappa_{2,1} \end{array}\right]. \tag{7}$$

Чтобы уменьшить взаимное влияние каналов управления, обнулим величины $\tilde{f}_{RY1,3}$, $\tilde{f}_{RY2,1}$ и $\tilde{f}_{RY2,2}$ через параметры μ_1, μ_2 (допустимые значения) и ϕ_1, ϕ_2, ϕ_3, ϕ_4 (область устойчивости):

$$\left.\begin{cases} \tilde{f}_{RY1,3} = 0 & \Leftrightarrow \quad \kappa_{1,1} + \mu_1 = 0, \\ \tilde{f}_{RY2,1} = 0\big|_{\tilde{f}_{RY2,2}=0} & \Leftrightarrow \quad \tilde{\mu}_1(\kappa_{2,1} + \tilde{\mu}_2) = 0, \\ \tilde{f}_{RY2,2} = 0 & \Leftrightarrow \quad \kappa_{2,2} + \tilde{\mu}_1 = 0, \end{cases}\right| \quad \begin{array}{lll} \mu_1 \neq 0, & \mathrm{Re}\,\phi_1 < 0, & \mathrm{Re}\,\phi_2 < 0, \\ \mu_2 \neq (a_{5,2}/a_{4,2})\mu_1, & \mathrm{Re}\,\phi_3 < 0, & \mathrm{Re}\,\phi_4 < 0. \end{array}$$

Т.к. $a_{5,2} > 0$, решением данной задачи является одна из систем (пять различных решений)

$$\begin{cases} (\mu_2 - \phi_1)(\mu_2 - \phi_2) = 0, \\ \left[\begin{array}{l} \begin{cases} \mu_1 = a_{4,2}/(\phi_4 - \mu_2), \\ \mu_2\phi_3 = a_{5,2}, \quad \mu_2 \notin \{\phi_4, \quad \phi_4 - \phi_3\}, \end{cases} \\ \begin{cases} \mu_1 = a_{4,2}/(\phi_3 - \mu_2), \\ \mu_2\phi_4 = a_{5,2}, \quad \mu_2 \notin \{\phi_3, \quad \phi_3 - \phi_4\}, \end{cases} \end{array}\right. \end{cases} \quad \begin{cases} (\phi_1 + \phi_2) \notin \{\phi_3, \quad \phi_4, \quad \phi_3 + \phi_4\}, \\ \mu_1 = -a_{4,2}/(\phi_1 + \phi_2 - \phi_3 - \phi_4), \\ \mu_2 = \phi_1 + \phi_2 + (\phi_3\phi_4 - a_{5,2})/(\phi_1 + \phi_2 - \phi_3 - \phi_4), \\ \phi_1\phi_2 = a_{5,2}. \end{cases}$$

Спектры (3) можно менять местами между матрицами $\mathbf{\Phi}_{RY0}$ и $\mathbf{\Phi}_{RY1}$. Если произведение двух любых полюсов ϕ_{y1} и ϕ_{y2} (два других – ϕ_{x1} и ϕ_{x2}) равно числу $a_{5,2}$, матрица (7) примет вид

$$\mathbf{F}_{RY}\big|_{m_y = a_{5,2}} = \mathbf{J}_{RY}\left[\begin{array}{c|c|c} m_x & s_x & 0 \\ 0 & 0 & s_y \end{array}\right], \tag{8}$$

где $s_x = -\phi_{x1} - \phi_{x2}$, $s_y = -\phi_{y1} - \phi_{y2}$, $m_x = \phi_{x1}\phi_{x2}$, $m_y = \phi_{y1}\phi_{y2}$.

Регулятор по состоянию в канале «Тангаж» рассчитывается по формуле Аккермана [5]:

$$\mathbf{K}_P = \left[0 \mid 1\right]\left[\mathbf{B}_P \mid \mathbf{A}_P\mathbf{B}_P\right]^{-1}(\mathbf{A}_P - \phi_5\mathbf{I}_2)(\mathbf{A}_P - \phi_6\mathbf{I}_2) = J_z\left[m_z - a_{6,3} \mid s_z\right],$$

где $s_z = -\phi_{z1} - \phi_{z2}$, $m_z = \phi_{z1}\phi_{z2}$, $\phi_{z1} = \phi_5$, $\phi_{z2} = \phi_6$. Управление по выходу возможно, если

$$\mathbf{K}_P\mathbf{C}_P^{\perp R} = \mathbf{K}_P\left[1 \mid 0\right] = 0 \quad \Leftrightarrow \quad m_z = a_{6,3}.$$

Скалярная матрица регулятора по выходу в канале «Тангаж» будет иметь вид

$$\mathbf{F}_P\big|_{m_z = a_{6,3}} = \mathbf{K}_P\mathbf{C}_P^T\left(\mathbf{C}_P\mathbf{C}_P^T\right)^{-1} = J_z s_z. \tag{9}$$

Объединив результаты (8) и (9), запишем общую матрицу регулятора по выходу

$$\mathbf{F}\Big|_{\substack{m_y = a_{5,2} \\ m_z = a_{6,3}}} = \mathbf{J}\left[\begin{array}{c|c|c|c} m_x & s_x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & s_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & s_z \end{array}\right]. \tag{10}$$

Регулятор с матрицей (10) универсален, т.к. определяется лишь тензором инерции СА и желаемыми полюсами – может применяться на СА с любым аэродинамическим качеством [3, 4].

Т.к. $\phi_{y1}\phi_{y2} = a_{5,2}$ и $\phi_{z1}\phi_{z2} = a_{6,3}$, в канале «Крен» полюса ϕ_{x1} и ϕ_{x2} назначаются произвольно (при $s_x > 0$ и $m_x > 0$ имеет место устойчивость), в двух других каналах полюса имеют вид

$$\phi_{y1}(t),\ \phi_{y2}(t) = -s_y/2 \pm \sqrt{s_y^2/4 - \tilde{q}(t)\overline{a}_{5,2}};\quad \phi_{z1}(t),\ \phi_{z2}(t) = -s_z/2 \pm \sqrt{s_z^2/4 - \tilde{q}(t)\overline{a}_{6,3}}.$$

Т.к. $a_{5,2} > 0$ и $a_{6,3} > 0$, при $s_y > 0$ и $s_z > 0$ замкнутая система (1), (10) устойчива.

Значения констант в формуле (10) выбираются для конкретного объекта и начальных условий исходя из точности стабилизации СА при заданном расходе топлива.

В качестве числового примера исследуем стабилизацию типового СА [1, 2, 3]. Статистика стабилизации по штатному алгоритму (в MATLAB) представлена в табл. 1.

Табл. 1. Статистика стабилизации СА по штатному алгоритму

Канал		Точность стабилизации				Расход (ед. $\overline{Q}^*$)	
		по углам (°)		по скоростям (град/с)			
		$\delta_{\max}^{trn+}$	δ_{avr}^{all}	$\delta_{\max}^{trn+}$	δ_{avr}^{all}	в канале	общий
x_v	МО	2,489	1,347	1,250	0,487	0,289	
	СКО	*0,147*	*0,100*	*0,104*	*0,008*	*0,046*	
y_v	МО	0,931	1,000	2,922	1,760	0,231	1,000
	СКО	*0,018*	*0,006*	*0,030*	*0,007*	*0,009*	*0,163*
z_v	МО	1,805	1,360	6,661	2,518	0,495	
	СКО	*0,197*	*0,053*	*0,756*	*0,172*	*0,158*	

Здесь МО – математические ожидания, СКО – среднеквадратические отклонения средних («average») δ_{avr}^{all} и абсолютных $\delta_{\max}^{trn+}$ (после 30 с) точностей, Q^* – наибольший общий расход.

Статистика стабилизации СА по новому алгоритму (в MATLAB) представлена в табл. 2.

Табл. 2. Статистика стабилизации СА по новому алгоритму

Канал		Точность стабилизации				Расход (ед. $\overline{Q}^*$)	
		по углам (°)		по скоростям (град/с)			
		$\delta_{\max}^{trn+}$	δ_{avr}^{all}	$\delta_{\max}^{trn+}$	δ_{avr}^{all}	в канале	общий
x_v	МО	1,438	0,727	0,453	0,147	0,235	
	СКО	*0,162*	*0,065*	*0,062*	*0,011*	*0,026*	
y_v	МО	0,078	0,120	0,264	0,108	0,151	0,944
	СКО	*0,014*	*0,007*	*0,044*	*0,011*	*0,010*	*0,148*
z_v	МО	1,412	0,771	5,492	1,427	0,578	
	СКО	*0,249*	*0,036*	*1,030*	*0,109*	*0,143*	

Таким образом, новый алгоритм (табл. 2) позволяет вдвое повысить точность стабилизации СА по сравнению со штатным алгоритмом (табл. 1) при одинаковом расходе.

Список литературы

1. *Евдокимов С.Н. и др.* Управления продольным и угловым движением спускаемого аппарата в коридоре углов входа с ограничением перегрузки // Изв. РАН. ТиСУ. 2012. № 6. С. 63-73.
2. *Евдокимов С.Н. и др.* Управление угловым движением спускаемого аппарата типа «Союз» при возвращении с орбиты спутника Земли // Изв. РАН. ТиСУ. 2011. № 5. С. 143-152.
3. *Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г.* Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. – М.: Наука, 1975. 400 с.
4. *Зубов Н.Е., Рябченко В.Н.* Управление космическим аппаратом при сходе с орбиты и движении в атмосфере. – Королев: РКК «Энергия» им. С.П. Королева, 2015. 200 с.
5. *Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Рябченко В.Н.* Матричные методы в теории и практике систем автоматического управления летательных аппаратов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 666 с.
6. *Зубов Н.Е., Лапин А.В., Микрин Е.А., Рябченко В.Н.* Управление по выходу спектром линейной динамической системы на основе подхода Ван дер Воуда // Доклады Академии наук. Математика. 2017. Т. 476. № 3. С. 260-263.

НОВОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ВЕКТОРА СОСТОЯНИЯ И УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ КА. ЭКОНОМИЧНЫЕ ПО ВРЕМЕНИ И ПАМЯТИ ВЫСОКОТОЧНЫЕ АЛГОРИТМЫ ИНТЕГРИРОВАНИЯ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ

Михайлов М.В.[1], Константинов И.А.[1,2]

[1]ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия
[2]МФТИ, г. Долгопрудный, Россия

Предложено представление вектора состояния КА в виде шестимерного вектора координат и приращения координат за такт интегрирования. Для нового представления вектора состояния получены уравнения движения и разработаны экономичные по памяти и быстродействию алгоритмы высокоточного интегрирования уравнения движения, обеспечивающие шестой порядок точности. Проведено сравнение по точности и быстродействию с интегрированием уравнений классического представления методом Рунге-Кутты четвертого порядка. Показано, что новый метод обеспечивает повышение скорости интегрирования в четыре раза и одновременное значительное повышение точности интегрирования.

ПОИСК ОПТИМАЛЬНЫХ ПО РАСХОДУ ТОПЛИВА ЦИКЛОГРАММ ВКЛЮЧЕНИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ РАЗВОРОТОВ МКС И АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИХ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

Прутько А.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Введение. В работе представлены результаты разработки алгоритмов поиска оптимальных по расходу топлива циклограмм включений двигателей для выполнения разворотов по рысканью на ≈180° Международной космической станции (МКС) [1, 2]. Выполнение ряда задач по программе полета (стыковки и расстыковки с транспортными кораблями, коррекции орбиты и др.) требует периодической смены ориентации станции. Любой пространственный разворот такой многотонной конструкции невозможен без интенсивной работы двигателей ориентации (ДО) и, как следствие, значительного расхода топлива. Экономия дорогостоящего топлива определяет актуальность решения задачи поиска оптимальных циклограмм включений двигателей переориентаций МКС. В настоящей работе предлагается использовать мульти-интервальный псеводспектральный метод Радау для решения задачи оптимального управления.

Цель работы и постановка задачи. Целью является поиск оптимальных циклограмм разворотов МКС в орбитальной системе координат на большие углы. Так как на МКС при движении по околоземной орбите действует момент гравитационных сил, предлагается использовать его для набора и гашения угловых скоростей вращения. При решении данной задачи будем рассматривать МКС как твердое тело с постоянной матрицей тензора инерции.

Требуется найти управление и траекторию, минимизирующие функционал Ф (1), при следующих уравнениях связи (2), которыми являются кинематическое и динамическое уравнения, и граничных условиях (3):

$$\Phi = \int_0^{t_f} \sum_{i=1}^{6} u_i dt, \tag{1}$$

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{q}} &= \frac{1}{2} \cdot \left(\mathbf{q} \circ \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}^{orb} \circ \mathbf{q} \right), \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} &= \mathbf{J}^{-1} \left(-\left[\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} \right] + \mathbf{M}^{grav} + \mathbf{M}^{u} \right), \end{aligned} \tag{2}$$

$$\begin{aligned} \mathbf{q}\left(t_0\right) &= \mathbf{q}_{0,} \mathbf{q}\left(t_f\right) = \mathbf{q}_f, \\ \boldsymbol{\omega}\left(t_0\right) &= \boldsymbol{\omega}_{0,} \boldsymbol{\omega}\left(t_f\right) = \boldsymbol{\omega}_f, \end{aligned} \tag{3}$$

где $\mathbf{q}$ – кватернион ориентации МКС относительно орбитальной системы координат, $\boldsymbol{\omega}$ – вектор угловой скорости МКС в связанной системе координат, $\mathbf{J}$ – матрица тензора инерции МКС, $\mathbf{M}^{grav}$ – вектор гравитационного момента сил, $\mathbf{M}^{u}$ – вектор управляющих моментов сил, $\mathbf{q}_0$ и $\mathbf{q}_f$ – начальный и конечный кватернионы ориентации, $\boldsymbol{\omega}_0$ и $\boldsymbol{\omega}_f$ – начальный и конечный векторы угловых скоростей, t_0 и t_f – время начала и конца разворота МКС. При этом управляющий момент сил $\mathbf{M}^{u} = \mathbf{T}^{th}\mathbf{u}$ является произведением матрицы моментов сил размером 6×3, создаваемых ДО по 6 каналам управления (±крен, ±рысканье, ±тангаж), на 6-вектор управления.

Постановка задачи нелинейного математического программирования. Задача оптимального управления в таком виде не имеет известного аналитического решения. Оптимизационная задача может быть решена численно, используя псевдоспектральные методы [3], которые дискретизируют функционал и дифференциальные ограничения в конечном наборе узловых точек. Таким образом, задача оптимального управления будет приведена к задаче нелинейного математического программирования (НЛП), которая может быть решена при помощи решателей подобных задач, например, методом последовательного

квадратичного программирования. В работе предлагается использовать псевдоспектральный метод Радау.

Если разбить исходный временной отрезок на несколько таким образом, чтобы каждый следующий отрезок начинался с крайней правой точки предыдущего, то особенность метода Радау позволяет в каждом из отрезков задать необходимое количество точек коллокации для получения более точного решения, например, во времена включений двигателей ориентации.

Исходный временной отрезок $s=\left[t_0,t_f\right]$ разделим на M отрезков разбиения $\left[s_{m-1},s_m\right], m=1,...,M$. Точки разбиения обозначим как $t_0=s_0<s_1<...<s_m=t_f$. Пусть для каждого из отрезков $\left[s_{m-1},s_m\right]$ выбрано N_m точек коллокации, причем точка N_m+1 соответствует точке s_m. Матрицу дифференцирования Радау на каждом из отрезков разбиения m обозначим $\mathbf{D}_{mki}$, а весовые коэффициенты для численного интегрирования функционала - w_{mi}. Индекс «*mk*» у параметров задачи будет обозначать *k*-ую точку на отрезке разбиения *m*. Тогда постановка задачи НЛП при использовании мульти-интервального псевдоспектрального метода Радау будет записана так:

$$
\begin{gathered}
\min\Phi=\sum_{m=1}^{M}\frac{s_m-s_{m-1}}{2}\sum_{i=1}^{N_m+1}\sum_{c=1}^{6}u_{ic}w_{mi},\\
\frac{2}{s_m-s_{m-1}}\sum_{i=1}^{N_m+1}\mathbf{D}_{mki}\mathbf{q}_{mi}=\frac{1}{2}\cdot\left(\mathbf{q}_{mk}\circ\boldsymbol{\omega}_{mk}-\boldsymbol{\omega}_{mk}^{orb}\circ\mathbf{q}_{mk}\right),\\
\frac{2}{s_m-s_{m-1}}\sum_{i=1}^{N_m+1}\mathbf{D}_{mki}\boldsymbol{\omega}_{mi}=\mathbf{J}^{-1}\left(-\left[\boldsymbol{\omega}_{mk}\times\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_{mk}\right]+\mathbf{M}_{mk}^{ext}+\mathbf{T}_{mk}^{th}\cdot\mathbf{u}_{mk}\right),\\
\mathbf{q}_1=\bar{\mathbf{q}}_0,\mathbf{q}_{N_M+1}=\bar{\mathbf{q}}_f,\\
\boldsymbol{\omega}_1=\vec{\bar{\boldsymbol{\omega}}}_0,\boldsymbol{\omega}_{N_M+1}=\bar{\boldsymbol{\omega}}_f,
\end{gathered}
\qquad (4)
$$

где m=1,…,M, k=1,…,N_m+1.

Результаты решения оптимизационной задачи. Поставленная задача была решена известными решателями задач нелинейного программирования, использующими метод последовательного квадратичного программирования. На рисунке 1 представлена траектория разворота по рысканью на 180º в углах Крылова в последовательности рысканье-тангаж-крен. Длительность маневра составляет 5390 с. На рисунке также представлены графики компонент вектора управления для каждого из каналов управления, причем красными линиями представлены положительные направления включения двигателей, а синими линиями – отрицательные, взятые с отрицательным знаком для лучшего восприятия. При этом на остальных временных отрезках управление отсутствует.

Как видно из рисунков для выполнения оптимального маневра МКС достаточно пяти участков активной работы двигателей. Проинтегрировав компоненты вектора управления на каждом из участков, были получены длительности работы двигателей. Выбрав времена включений двигателей, была получена итоговая циклограмма включений двигателей.

Результаты математического моделирования выполнения оптимального разворота без учета влияния моментов аэродинамических сил показали сокращение расхода топлива в ~10 раз по сравнению с разворотом вокруг оси эйлерова поворота. Ошибка между конечной и необходимой ориентацией составила менее 5 градусов, а ошибка в угловой скорости лежит в пределах допустимых погрешностей.

Дополнительно было проведено статистическое моделирование при варьировании следующих параметров: начальная ориентация; начальная угловая скорость; компоненты матрицы тензора инерции; тяги двигателей ориентации; коэффициенты аэродинамических моментов сил. Вариации задавались с равномерным распределением, при этом при варьировании одного параметра остальные задавались исходными значениями.

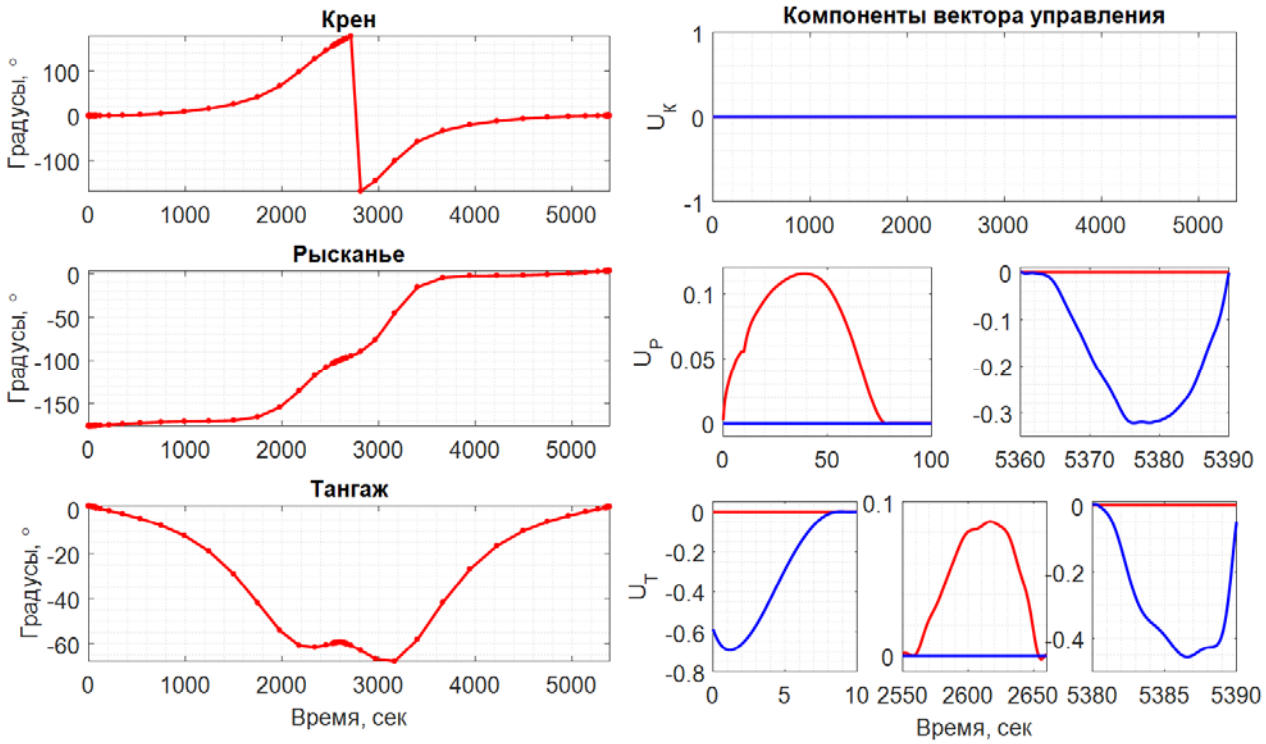


Рис. 1. Траектория разворота и компоненты вектора управления

Результаты статистического моделирования показали необходимость учета аэродинамических моментов сил [4] при синтезе циклограмм включений двигателей, а также необходимость точного задания начальных условий, а в особенности задание начальных ориентации и угловой скорости, для успешного выполнения оптимального разворота при управлении без обратной связи.

Заключение. При помощи псевдоспектрального метода Радау задача оптимального управления ориентацией МКС была сведена к задаче нелинейного математического программирования, которая успешно была решена при помощи известных решателей. Были получены циклограммы включений двигателей для проведения оптимальных маневров. Результаты математического моделирования показали значительную экономию топлива. Результаты статистического моделирования показали существенное влияние ошибок в задаваемых начальных параметрах на успешный исход выполнения разворота, а также влияние аэродинамики на динамику углового движения при управлении без обратной связи.

Список литературы

1. Оптимальный по расходу топлива алгоритм разворота МКС с помощью реактивных двигателей с учетом ограничений по нагрузкам на конструкцию / С.Н. Атрошенков [и др.] // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2017. № 4. С. 118–138.
2. Использование псевдоспектрального метода для поиска траекторий оптимальных по расходу топлива разворотов Международной космической станции / А.А. Прутько [и др.] // Космическая техника и технологии. 2019. № 4. С. 121–133.
3. *Garg, D., Patterson, M.A., Hager, W.W., Rao, A.V., Benson, D.A., and Huntington, G.T.* “An Overview of Three Pseudospectral Methods for the Numerical Solution of Optimal Control Problems,” 2009 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Pittsburgh, PA, August 10 – 13, 2009
4. Моделирование сил и моментов сил набегающего потока атмосферы в целях верификации динамических режимов системы управления движением и навигации МКС и синтеза оптимального управления / С.Н. Атрошенков [и др.] // Космическая техника и технологии. 2017. № 4. С. 72–88.

РЕЗУЛЬТАТЫ ПРОВЕДЕНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ ПО РАСХОДУ ТОПЛИВА РАЗВОРОТОВ МКС В РАМКАХ КЭ «МКС-РАЗВОРОТ»

Прутько А.А., Атрошенков С.Н.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Введение. В работе представлены результаты проведения летных испытаний оптимальных по расходу топлива разворотов по рысканью на ≈180° Международной космической станции (МКС) в рамках космического эксперимента «МКС-Разворот». Целью эксперимента являлось создание и апробация альтернативных алгоритмов и процессов управления разворотами МКС на большие углы, превышающие 45°, с использованием реактивных двигателей российского сегмента МКС с минимальным расходом топлива. Выполнение ряда задач по программе полета (стыковки и расстыковки с транспортными кораблями, коррекции орбиты и др.) требует периодической смены ориентации станции. Любой пространственный разворот такой многотонной конструкции невозможен без интенсивной работы двигателей ориентации (ДО) и, как следствие, значительного расхода топлива. В настоящей работе представлены результаты по расходам топлива и количеству включений ДО во время проведения оптимальных маневров.

Цель работы и постановка задачи. Целью является поиск оптимальных траекторий разворотов МКС в орбитальной системе координат. Поскольку на МКС при движении по околоземной орбите действуют гравитационный и аэродинамический [1] моменты сил, предлагается использовать их для уменьшения затрат топлива при работе ДО. При решении задачи будем считать матрицу тензора инерции МКС постоянной.

Требуется найти управление и траекторию в виде последовательности кватернионов ориентации, минимизирующие функционал Ф (1), при следующих уравнениях связи (2) и граничных условиях (3):

$$\Phi = \int_0^{t_f} \mathbf{u}^T \cdot \mathbf{u} dt, \tag{1}$$

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{q}} &= \frac{1}{2} \cdot \left(\mathbf{q} \circ \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}^{orb} \circ \mathbf{q} \right), \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} &= \mathbf{J}^{-1} \left(-\left[\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} \right] + \mathbf{M}^{ext} + \mathbf{M}^{u} \right), \end{aligned} \tag{2}$$

$$\begin{aligned} \mathbf{q}(t_0) &= \mathbf{q}_{0,} \mathbf{q}(t_f) = \mathbf{q}_f, \\ \boldsymbol{\omega}(t_0) &= \boldsymbol{\omega}_{0,} \boldsymbol{\omega}(t_f) = \boldsymbol{\omega}_f, \end{aligned} \tag{3}$$

где $\mathbf{q}$ – кватернион ориентации МКС относительно орбитальной системы координат, $\boldsymbol{\omega}$ – вектор угловой скорости МКС в связанной системе координат, $\mathbf{J}$ – матрица тензора инерции МКС, $\mathbf{M}^{ext}$ – вектор возмущающих моментов сил, $\mathbf{M}^{u}$ – вектор управляющих моментов сил, $\mathbf{q}_0$ и $\mathbf{q}_f$ – начальный и конечный кватернионы ориентации, $\boldsymbol{\omega}_0$ и $\boldsymbol{\omega}_f$ – начальный и конечный векторы угловых скоростей, t_0 и t_f – время начала и конца разворота МКС. При этом $\mathbf{M}^{ext} = \mathbf{M}^{grav} + \mathbf{M}^{aero}$ состоит из суммы гравитационного и аэродинамического моментов сил, а управляющий момент сил $\mathbf{M}^{u} = \mathbf{T}^{th}\mathbf{u}$ является произведением матрицы моментов сил размером 6×3, создаваемых ДО по 6 каналам управления (±крен, ±рысканье, ±тангаж), на 6-вектор управления. Функционал является квадратичным и обеспечивает непрерывные производные функций ориентации и угловой скорости.

Результаты решения задачи и верификация траекторий. Представленная задача была решена двумя способами: при помощи разработанного автором программного компонента [2] и при помощи программы, разработанной ООО «ДАТАДВАНС» [3]. Разработанная автором программа основывается на псевдоспектральном методе Лобатто,

Этот метод преобразует исходную задачу оптимального управления в задачу нелинейного математического программирования, которая может быть решена численно известными способами.

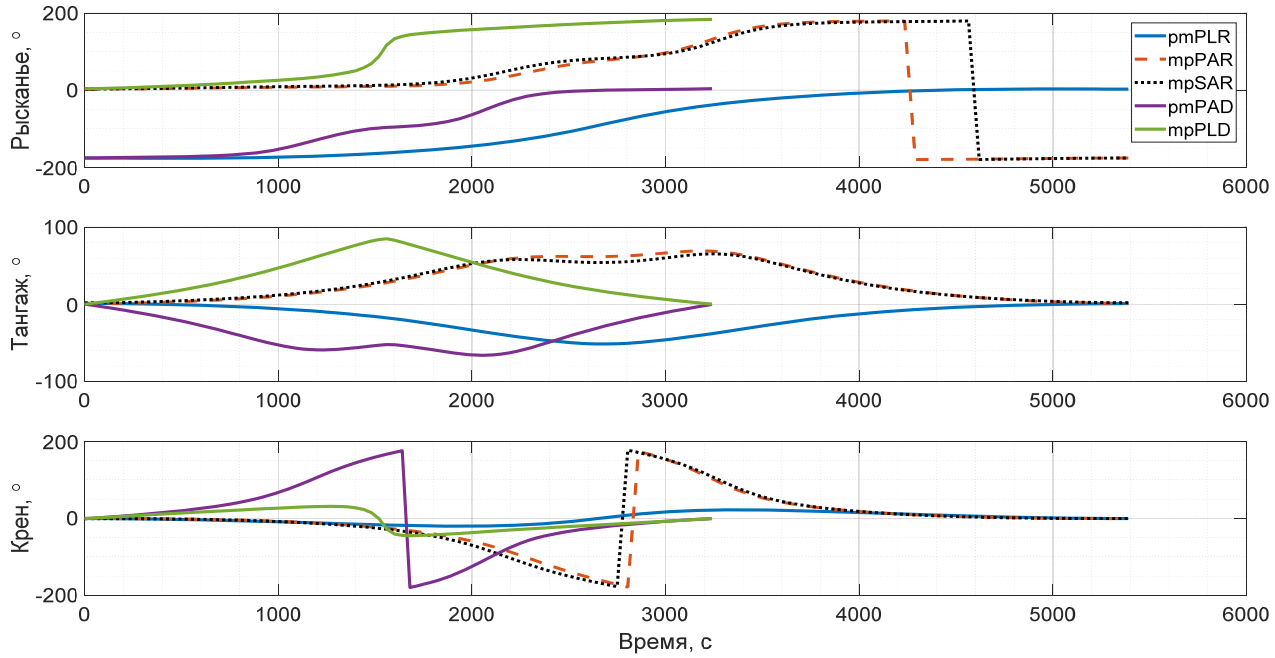


Рис. 1. Разработанные траектории для летных испытаний

Программный компонент ООО «ДАТАДВАНС» использует эффективные алгоритмы численного интегрирования уравнений углового движения твердого тела с использованием формализма Мозера-Веселова и специализированные методы интегрирования на группах Ли.

Космический эксперимент состоял из 5 сеансов, и в летных испытаниях использовались 5 траекторий разворотов, представленных на рис. 1 в последовательности рысканье-тангаж-крен. В качестве обозначений здесь применяются 5 символов: «pm» – разворот из положения «на разгон» в положение «на торможение»; «mp» – противоположный разворот; «P» – управление при помощи корабля «Прогресс»; «S» – управление только на двигателях Служебного модуля МКС; «A» и «L» – разворот с переворотом по крену и без соответственно; «R» и «D» – траектория получена при помощи программы автора и при помощи программы ООО «ДАТАДВАНС» соответственно.

Все траектории были верифицированы на наземном комплексе отработки, в котором реализована бортовая логика управления, в том числе программный компонент слежения за траекторией разворота, модели динамики и кинематики, модели двигателей, инерциальных датчиков и модель окружающей среды.

Было проведено статистическое моделирование двух типов разворотов с переворотом по крену и без переворота, при котором варьировались следующие исходные данные: начальная ориентация, начальная угловая скорость, моменты инерции МКС, моменты инерции, тяги ДО, аэродинамические коэффициенты сил и моментов сил. На рис. 2 представлены результаты статистического моделирования для распределений расхода топлива и количества включений двигателей для обоих типов разворотов. На рис. 3 представлены графики рассеяния расхода топлива от вариаций исходных данных.

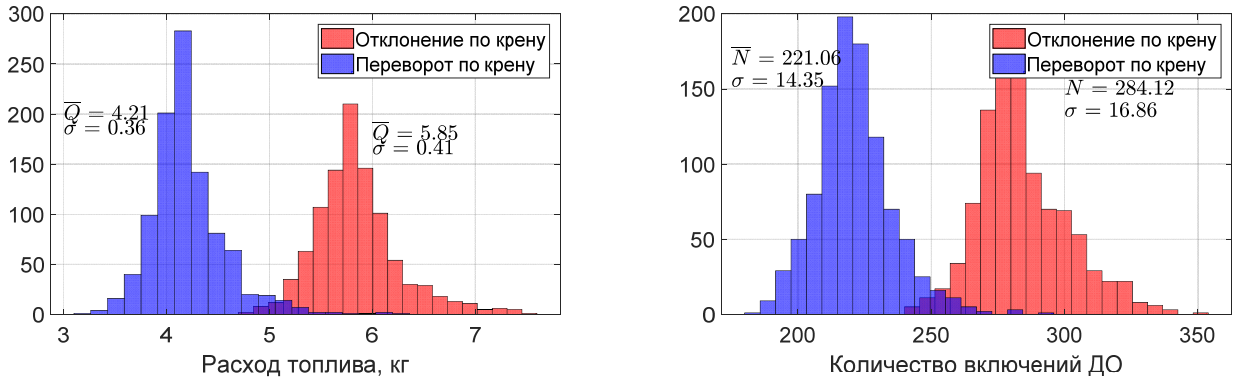


Рис. 2. Гистограммы распределения расхода топлива и количества включений двигателей

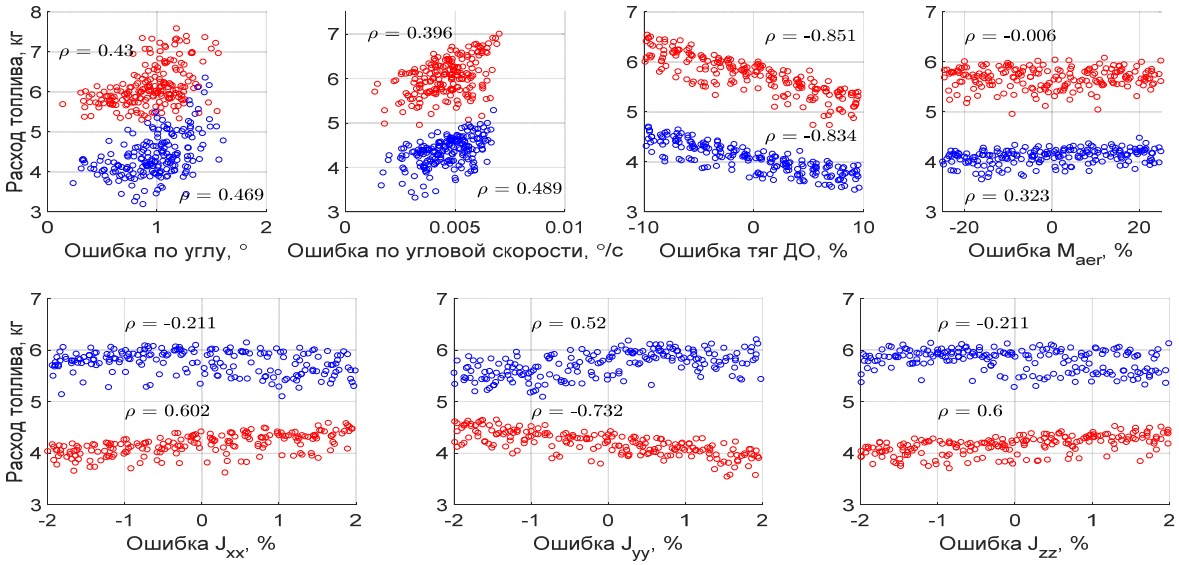


Рис. 3. Графики рассеяния расхода топлива (ρ – коэффициент корреляции Спирмана)

Из анализа результатов статистического моделирования можно сделать следующие выводы: разворот с переворотом по крену экономичнее разворота с отклонением по крену; ошибки по заданию начальных ориентации и угловой скорости увеличивают расход топлива; увеличенные тяги ДО приводят к сокращению топлива; увеличение аэродинамических моментов сил незначительно увеличивает расход топлива; изменение моментов инерции незначительно влияет на расход топлива.

Результаты летных испытаний. Все 5 сеансов космического эксперимента прошли без замечаний. Анализ телеметрической информации показал достаточную точность работы алгоритма слежения за траекторией. Полученные расходы топлива согласуются с расходами, полученными при математическом моделировании. Сводная информация по результатам космического эксперимента «МКС-Разворот» содержится в таблице.

Сводная информация по результатам КЭ «МКС-Разворот»

Название	Дата	Длительность	Тип	Расход, кг	Кол-во включений ДО
pmPLR	28.12.2018	5390 с	без переворота	6,42	469
mpPAR	29.12.2018	5390 с	с переворотом	4,61	344
mpSAR	05.04.2019	5390 с	с переворотом	9,56	469
pmPAD	30.12.2019	3240 с	с переворотом	23,54	1378
mpPLD	31.12.2019	3240 с	без переворота	20,56	1173
штатный	-	~2500 с	-	>50	>2000

Список литературы

1. Моделирование сил и моментов сил набегающего потока атмосферы в целях верификации динамических режимов системы управления движением и навигации МКС и синтеза оптимального управления / С. Н. Атрошенков [и др.] // Космическая техника и технологии. 2017. № 4. С. 72–88.
2. Использование псевдоспектрального метода для поиска траекторий оптимальных по расходу топлива разворотов Международной космической станции / А. А. Прутько [и др.] // Космическая техника и технологии. 2019. № 4. С. 121–133.
3. Оптимальный по расходу топлива алгоритм разворота МКС с помощью реактивных двигателей с учетом ограничений по нагрузкам на конструкцию / С.Н. Атрошенков [и др.] // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2017. № 4. С. 118–138.

ТЕРМИНАЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ ПРИ ВОЗВРАЩЕНИИ ОТ ЛУНЫ

Самотохин А.С., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г.

ИПМ им. М.В.Келдыша РАН, г. Москва, Россия

В ИПМ разработан ТАУС-МС – терминальный алгоритм управления спуском модифицированный, *ситуационный*, способный адаптироваться к основным возмущениям (АДХ+МЦИХ, атмосфера, навигационная высота), которые воздействуют на спускаемый аппарат (СА) при возвращении от Луны по рикошетирующей траектории. Используется двухпараметрическое управление для одновременного устранения промаха в продольном и боковом направлениях. Концепция такого управления была предложена в [1]. Алгоритм PredGuid для корабля Orion (США) использует однопараметрическое управление [2].

Исходный алгоритм ТАУС-М в задаче возвращения обеспечивает требуемую точность приведения (4 км) с вероятностью 97%, перегрузку до 6*g* с вероятностью 98% и расход топлива в пределах располагаемого запаса с вероятностью 100% [3]. Для создания «запаса» по дальности в алгоритме ТАУС-М прогнозное аэродинамическое качество занижается путем сдвига коэффициента момента тангажа на величину Δm_z=-0.004.

1. Постановка задачи. СА возвращается с ОИСЛ на полигон с широтой центра 51.5°с.ш. и долготой 55.9°в.д. Уход с окололунной орбиты 19.04.2025. Величина импульса ухода 838 м/с. Дальность спуска порядка 10000 км достаточна для возвращения от Луны в любую дату [4]. Наклонение траектории 57.78°, угол входа -4.88°, скорость 11005 м/с.

Используется модель полного движения СА. На первом погружении в атмосферу выполняются два переворота, а на втором погружении – три переворота, что обеспечивает точность и минимизирует расход топлива. Модель возмущений включает

- ошибки аэродинамических характеристик (АДХ),
- ошибки массы, моментов инерции и центровки (МЦИХ),
- возмущенную атмосферу ЦНИИМаш,
- навигационные ошибки,
- ошибки работы управляющих двигателей.

Величины самих ошибок определяются датчиком псевдослучайных чисел и однозначно зависят от номера возмущенной траектории.

Основные показатели рикошетирующей траектории спуска (точность, перегрузка, расход топлива) формируются на участке первого погружения СА в атмосферу вблизи точки рикошета, где перегрузка больше 2.5*g* в течение 50-70 с. Максимальная перегрузка реализуется примерно за 6 с до пролета точки рикошета на высоте 55-57 км.

2. Аэродинамическое качество. Адаптация основана на сравнении измеренного вектора кажущегося ускорения $\vec{W}\left(W_x, W_y, W_z\right)$ с расчетным вектором $\vec{W}^{\text{расч}}\left(W_{x0}, W_{y0}, W_{z0}\right)$.

Вычисляются две проекции измеренного вектора кажущегося ускорения:
на единичный вектор навигационной воздушной скорости $\vec{V}^0$, $\vec{W}_V$=-$(\vec{W}\cdot\vec{V}^0)\cdot\vec{V}^0$, и на нормаль к нему , $\vec{W}_{\text{пс}} = \vec{W} - \vec{W}_V$.

На каждом шаге коррекции управления определяются два коэффициента адаптации:

a_V=$|\vec{W}_V|/|\vec{W}_V^{\text{расч}}|\dfrac{(C_{xa}\rho)_{\text{изм}}}{(C_{xa}\rho)_{\text{расч}}}$ для коэффициента лобового сопротивления C_{xa} и

$a_{\text{пс}}$=$|\vec{W}_{\text{пс}}|/|\vec{W}_{\text{пс}}^{\text{расч}}|\simeq\dfrac{\left(C_{ya}\rho\right)_{\text{изм}}}{\left(C_{ya}\rho\right)_{\text{расч}}}$ для коэффициента подъемной силы C_{ya}.

Отношение $a_{\text{пс}}$ к a_V задает относительное аэродинамическое качество $\tilde{k}$ (отношение фактического аэродинамического качества $k_{\text{изм}}$ к расчетному качеству $k_{\text{расч}}$): $\dfrac{a_{\text{пс}}}{a_V}=\dfrac{k_{\text{изм}}}{k_{\text{расч}}}=\tilde{k}$.

Коэффициенты адаптации a_V и $a_{пс}$ содержат ошибки, порождаемые ошибками АДХ, МЦИХ, возмущенной атмосферой и навигационной высоты Δh, но относительное качество $\tilde{k}$ не зависит от этих ошибок. Для каждого варианта возмущений $\tilde{k}$ остается постоянным по всей траектории. Некоторые колебания $\tilde{k}$ на участках с малой перегрузкой обусловлены колебаниями СА по углу атаки в условиях слабого демпфирования.

Чтобы исключить колебания коэффициентов $a_V(t)$ и $a_{пс}(t)$, в качестве расчетных величин используются коэффициенты, соответствующие текущему навигационному углу атаки $\alpha_{нав}$, т.е. $C_{xa}(\alpha_{нав})$ и $C_{ya}(\alpha_{нав})$. Навигационный угол атаки $\alpha_{нав}$ определяется на основе текущего навигационного вектора состояния [5].

Относительное аэродинамическое качество ($\tilde{k}$) связано с изменением коэффициента момента тангажа Δm_z (для расчета прогнозных АДХ) соотношением

$$\Delta m_z = -\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} k_{\text{расч}} \left(\tilde{k} - 1\right) / \frac{\partial k}{\partial \alpha}.$$

Для гиперзвуковых коэффициентов имеем $\Delta m_z = 0.0643\left(\tilde{k} - 1\right)$

Коэффициент адаптации Δm_z для расчета прогнозных АДХ может существенно отличаться от *общего* коэффициента адаптации Δm_z=-0.004. Полученная формула работоспособна вплоть до трансзвуковой скорости.

3. Плотность атмосферы. Вместо неизвестной относительной плотности $\xi=\rho/\rho_{см}$, в прогнозе используется функция $\eta=0.5(a_V+a_{пс}) = 0.5\left(1+\tilde{k}\right)\frac{(C_{xa})_{изм}}{(C_{xa})_{расч}}\xi$. Множитель перед ξ близок к 1, т.е. функция η примерно совпадает с ξ (с точностью 3-6%).

Близость ξ и η позволила в алгоритме ТАУС-МС разделить *ошибки относительного аэродинамического качества* ($\tilde{k}$) и *относительной плотности атмосферы* (ξ) и идентифицировать их на каждой возмущенной траектории. При прогнозе остающейся траектории ниже достигнутой высоты на участке первого погружения и на участке второго погружения принимается η=1, что соответствует плотности среднемесячной (бортовой) атмосферы.

При движении СА на участке второго погружения в атмосферу, на высотах выше 60 км используется среднее значение функции $\eta_{ср}$, полученное на участке первого погружения. На высотах ниже 60 км прогнозное значение η вычисляется по формуле

$$\eta = k_\eta \left[1 + \left(1 + (\eta_{ср} - 1)\frac{h}{60}\right]\right.$$

Здесь k_η=1.1, если $\eta_{ср}$<0.85 и k_η=1, если $\eta_{ср} \geq 0.85$.

4. Ошибка навигационной высоты. Ошибка навигационной высоты уточняется на
- на восходящем участке траектории первого погружения в атмосферу,
- на высотах от 70 до 37 км второго погружения в атмосферу.

Вычисляется поправочный коэффициент β по формуле [5]

$$\beta = \left|\vec{W}_\Sigma^{изм}\right| / (\eta \left|\vec{W}_\Sigma^{расч}\right|).$$

С использованием СА-81 находится поправка Δh, для которой выполняется условие

$$\beta=\rho(h+\Delta h)/\rho(h).$$

Величина Δh может достигать ±2 км на первом погружении и ±3 км на втором.

5. Алгоритм ограничения перегрузки. На первом погружении СА в атмосферу перегрузка может иметь только один максимум («пик» перегрузки). В алгоритме ТАУС-МС максимальная перегрузка на участке первого погружения прогнозируется и регулируется [6].

На единичных траекториях максимальная перегрузка может оказаться на втором погружении. Для таких случаев создан алгоритм контроля и снижения максимальной перегрузки на втором погружении за счет разбиения одного большого пика перегрузки на два пика меньшей высоты введением «участка k_γ», т.е. уменьшением модуля командного угла крена вдвое на заданном интервале кажущейся скорости. Участок k_γ имеет два параметра настройки: величины кажущейся скорости начала этого участка и его конца [6]

6. Статистические испытания алгоритма ТАУС-МС. Рассматривается ошибка выставки осей чувствительности ±25 угл. мин и точность ее знания ±10 угл. мин (теперь основная ошибка), обе величины с равномерным распределением. «Упрежденное» на один шаг управление не влияет на точность, перегрузку и расход топлива. Только в 3-х вариантах из 1000 промах достигает 2.7 км, а в подавляющем большинстве вариантов промах меньше 2 км. Максимальная перегрузки только в одном варианте достигает величины 6.33g, а в остальных вариантах меньше 6g. Время действия перегрузок больше 5g и 6g меньше допустимого согласно нормативам NASA-STD-3000 [7]. Расход топлива в одном варианте достигает 237 кг, а в остальных вариантах меньше 225 кг.

Алгоритм ТАУС-МС защищен патентом на изобретение [8].

Список литературы

1. *Охоцимский Д.Е.*, *Голубев Ю.Ф.*, *Сихарулидзе Ю.Г.* Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М., Наука, 1975, 400 с.
2. *Rea J.R.*, *Putnam Z.R.* A Comparison of Two Skip Entry Guidance Algorithms. AIAA-2007-6424, 2007.
3. *Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А., Самотохин А.С., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г.* Модификация терминального алгоритма управления спуском при возвращении от Луны применительно к «усиленным» возмущениям//Космич. исслед. 2020. Т. 58. №2. С. 149-164.
4. *Самотохин А.С., Сихарулидзе Ю.Г.* Анализ траекторий возвращения от Луны//Изв. РАН. ТиСУ.2021.№3. С. 142-153.
5. *Самотохин А.С.* Определение балансировочного угла атаки и высотной поправки в алгоритме ТАУС-МС // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2020. № 108. 20 с. https://doi.org/10.20948/prepr-2020-108
6. *Самотохин А.С.* Алгоритм ограничения перегрузки на рикошетирующей траектории возвращения от Луны // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2020. № 86. 21 с. https://doi.org/10.20948/prepr-2020-86
7. *Vernis P., Spreng F, Gellys G.* Accurate Skip-Entry Guidance for low to medium L/D spacecrafts return missions requiring high range capabilities. AIAA 2011-6649, 2011.
8. *Самотохин А.С., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г.* Способ ситуационного терминального управления спускаемым аппаратом в атмосфере Земли на рикошетирующей траектории возвращения от Луны// ФИПС(РОСПАТЕНТ) 2020132841/11(059862) от 06.10.2020.

АЛГОРИТМЫ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ ЭКИПАЖА ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ

Субботин А.В., Сумароков А.В., Чикирев Е.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Пилотируемый транспортный корабль нового поколения «Федерация» должен прийти на смену пилотируемым кораблям серии «Союз» и автоматическим грузовым кораблям серии «Прогресс» и стать основным средством доставки экипажей на Международную космическую станцию [1]. В докладе рассматриваются алгоритмы управления пространственным и угловым движением, примененные при разработке системы аварийного спасения (САС) экипажа перспективного транспортного корабля (ПТК). В задачи САС ПТК входит увод возвращаемого аппарата (ВА) при возникновении аварийной ситуации ракеты-носителя с одновременным наведением на полигон, на который должна осуществляться посадка ВА. Дополнительной задачей также является создание условий для ввода парашютной системы. При штатном полете САС отделяется от ракеты-носитля после достижения безопасной высоты. При аварии на больших высотах спасение экипажа осуществляется отделением спускаемого аппарата или всего ПТК от ракеты-носителя с последующим полетом его по траектории спуска и торможением в атмосфере либо довыведением на безопасную траекторию с последующим спуском. САС способна оторвать корабль с экипажем от аварийной ракеты с момента старта и до подъема в верхние слои атмосферы, увести его в сторону и создать условия для мягкой посадки.

В целом в состав системы аварийного спасения входят: система управления бортовым комплексом (СУБК), автоматика ракетного блока аварийного спасения (АРБАС), основной ракетный двигатель (ОРД), ракетный двигатель разделения (РДР), электромеханический привод (ЭМП), управляющий ракетный двигатель (УРД). Алгоритмы системы аварийного спасения должны быть реализованы в штатном бортовом компьютере ПТК и использовать штатный набор его измерителей для осуществления необходимых динамических операций.

Особо в докладе уделяется внимание исследованию устойчивости и управляемости отделяемого головного блока (ОГБ) в составе ракетного блока аварийного спасения (РБАС) и ВА. Данная задача крайне актуальна на атмосферном участке, где на ОГБ могут действовать значительные величины аэродинамических сил и моментов. Управляемость и устойчивость ОГБ зависят от массовых, центровочных, инерционных и аэродинамических характеристик ОГБ и их разбросов, скорости ветра и его порыва, разбросов параметров двигателей РБАС, значений угловых отклонений и угловых скоростей ОГБ в момент отделения от РН, температуры топлива, параметров электромеханического привода (ЭМП) и автоматики РБАС. Возможность обеспечения управляемости ОГБ1 определяется, в основном, положением центра масс и величинами аэродинамических сил и моментов. Эти величины достигают наибольших значений в зоне максимального скоростного напора.

При работе системы аварийного спасения управление движением ОГБ в каналах рыскания и тангажа осуществляется управляющим ракетным двигателем, расположенным на РБАС, для управления в канале крена используются двигатели системы исполнительных органов спуска (СИОС), установленные на ВА. Способ управления движением ОГБ после аварии ракеты на старте и начальном участке траектории выведения заключается в использовании УРД РБАС для увода в направлении заранее выбранного района посадки. Для этого периодически, если это возможно (например, с помощью аппаратуры спутниковой навигации (АСН)) с высокой точностью определяется текущий вектор состояния ОГБ1. В промежутке между измерениями этот вектор интегрируется по данным от акселерометра. Далее данный вектор переводится в систему координат, связанную с центром района посадки (направления осей при этом совпадают с направлениями осей стартовой системы координат) и вычисляются оптимальные для процесса наведения программные углы ориентации связанных осей ОГБ1 в пространстве. Затем эти углы реализуются с помощью

УРД, приводя в итоге к минимизации расстояния между точкой посадки ВА и центром района посадки.

В бортовом алгоритме для формирования параметров управления предполагается использовать метод пропорциональной навигации, в котором целью является неподвижная точка, в данном случае центр РП. В основе данного метода лежит линейное условие связи угловой скорости вращения вектора скорости с угловой скоростью вращения линии визирования, а в качестве коэффициента пропорциональности выступает параметр пропорционального наведения, который для различных систем определяется из предполетного моделирования. Автомат стабилизации в каналах тангажа и рысканья построен на основе ПИД-регулятора, на вход которого поступает информация об угловых рассогласованиях относительно заданной ориентации и результат фильтрации упругих колебаний угловой скорости объекта управления. УРД, отвечающий за создание управляющих моментов в каналах тангажа и рысканья представляет собой 4-х сопловой твердотопливный двигатель, площади сечения отдельных сопел которого имеется возможность изменять. В результате, для обеспечения постоянства площади критического сечения и стабилизации давления в камере сгорания данного двигателя был разработан дополнительный логический фильтр сигналов автомата стабилизации, непосредственно формирующих управляющие сигналы на приводы заслонок отдельных сопел. Автомат стабилизации в канале крена построен на основе пороговой логики включения двигателей для минимизации угловой скорости вращения ОГБ в данном канале.

Для подтверждения правильности выбранной концепции управления был проведен комплекс различного рода математических моделирований с использованием как упрощенных, так и более приближенных к реальности моделей [2]. При этих моделированиях варьировались аэродинамические параметры ОГБ, скорость и направление ветра, температура топлива и ошибки углов установки сопел двигателей. Дополнительно учитывались упругие колебания конструкции ОГБ и варьировались начальное положение, ориентация, угловые и линейные скорости ОГБ после отделения от аварийной ракеты-носителя. В качестве иллюстрации на рис. 1-2 приведено поведение координат ОГБ в системе координат, связанной с точкой старта (Рис. 1) и углов поворота его продольной оси относительно данной системы (Рис.2).

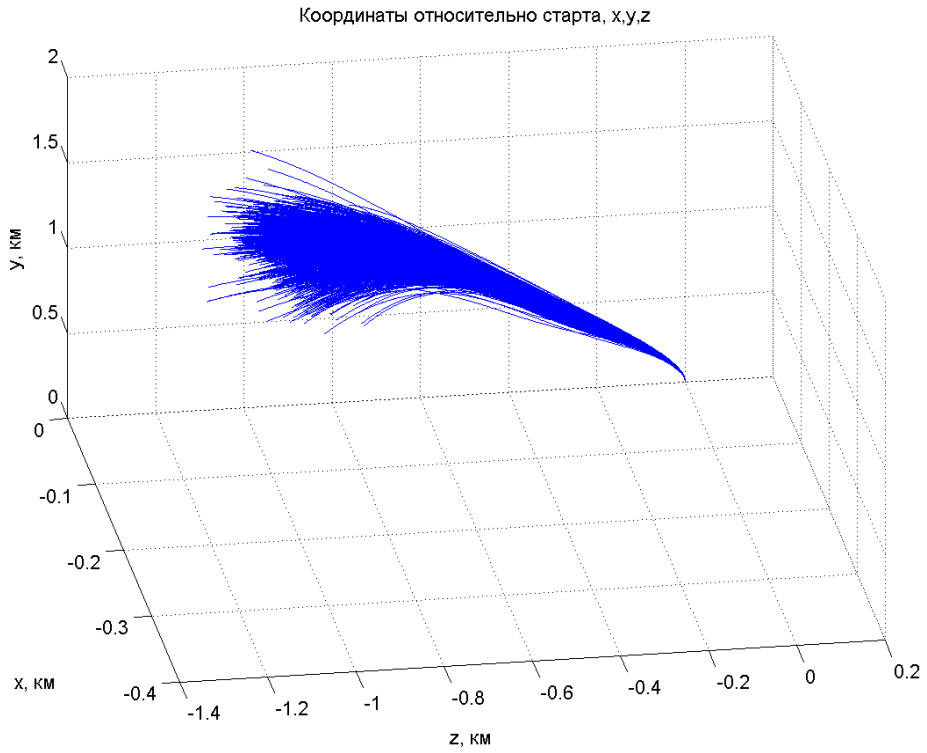


Рис. 1 Трехмерные траектории при аварии РН «Ангара-А5П» на 0-й секунде

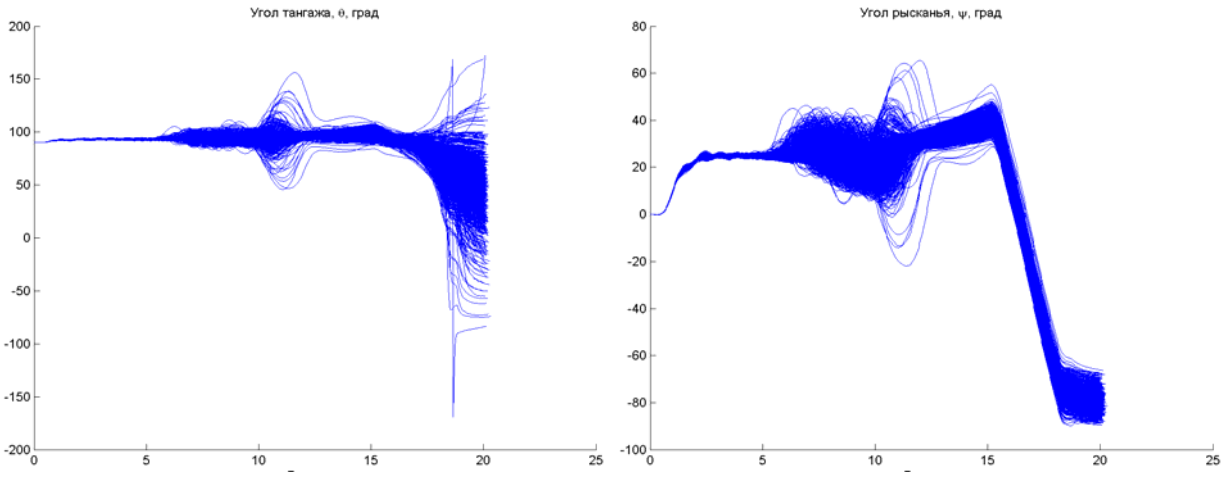


Рис. 2 Углы тангажа и рыскания при аварии РН «Ангара-А5П» на 0-й секунде

Результаты математического моделирования продемонстрировали правильность выбранной концепции управления. Опираясь на результаты статистического моделирования можно сделать вывод о том, что конструкция ОГБ в целом устойчива и управляема. При авариях на начальных этапах полета РН до прохождения зоны максимальных скоростных напоров непрограммные перевороты и потеря управляемости возникают менее чем в 1 % случаев.

Список литературы

1. *Микрин Е.А.* Перспективы развития отечественной пилотируемой космонавтики. // Космическая техника и технологии. 2017. № 1(16). С. 5-11.
2. *Прутько А.А., Сумароков А.В.* Разработка модели системы аварийного спасения перспективного транспортного корабля нового поколения // Навигация и управление движением. Материалы XIX конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» / Под. Общ. Ред. Академика РАН В.Г. Пешехонова. – Спб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. С.231-233.

АНАЛИЗ РАБОТЫ АЛГОРИТМОВ ДИНАМИЧЕСКОГО КОНТУРА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ МНОГОЦЕЛЕВОГО ЛАБОРАТОРНОГО МОДУЛЯ

Сумароков А.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В докладе рассматривается ряд алгоритмов динамического контура системы управления движением Многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ), которые применялись в ходе его автономного полета к Международной космической станции (МКС). По анализу телеметрической информации, полученной в ходе автономного полета МЛМ, в докладе делаются выводы о работоспособности рассмотренных алгоритмов и показываются преимущества, их применения. Рассматриваются три алгоритма, которые активно использовались при полете МЛМ к МКС.

Первый из рассмотренных алгоритмов был применен при построении начальной ориентации МЛМ сразу после отделения от ракеты-носителя [1, 2]. Этот алгоритм основан на априорном знании параметров отделения КА от ракеты-носителя и позволил сделать оценку параметров ориентации МЛМ в орбитальной системе координат на момент начала работы системы управления движением и навигации. Знание оценок параметров ориентации КА позволило обеспечить построение требуемой ориентации на первом витке полета МЛМ с точностью нескольких угловых градусов. По анализу телевизионной картинки, полученной на втором сеансе связи можно судить о том что необходимая ориентация была успешно построена и МЛМ летал в данной ориентации на протяжении одного витка. В результате это оказалось единственным способом построения орбитальной ориентации на 1 витке с учетом нештатной работы измерителей инфракрасной вертикали, это же позволило сэкономить топливо на данную динамическую операцию.

Второй из рассмотренных в докладе алгоритмов обеспечивает одновременное управление как движением центра масс (ц.м.), так и движением вокруг центра масс на участке автономного полета [3, 4]. Двигательная установка, обеспечивающая выполнение всех динамических операций на участке автономного полета, состоит из 42 двигателей трех типов. Среди них: 16 двигателей точной стабилизации, которые используются только для управления движением вокруг ц.м.; 24 двигателя причаливания и стабилизации, которые используются для управления движением и ц.м. и вокруг ц.м.; 2 двигателя коррекции и сближения (ДКС), которые используются для управления движением только ц.м. Рассматриваемый в работе алгоритм управления не затрагивает использование ДКС. В работе рассматривается решение трех основных подзадач: определение потребного изменения скорости космического аппарата на каждом вычислительном такте бортовой центральной вычислительной машины; реализация потребного изменения угловой скорости с помощью реактивных двигателей путем выбора оптимальной схемы включения двигателей; прогнозирование изменения параметров движения космического аппарата. Особое внимание в работе также уделяется быстродействию предложенного алгоритма управления. Применение данного алгоритма позволило оптимизировать затраты топлива на различные угловые маневры. Также, несмотря на автоматический запрет почти трети всех двигателей, заложенные в алгоритм широкие возможности автоматической реконфигурации набора используемых двигателей, позволили обеспечить построение и поддержание требуемой ориентации в первые сутки полета МЛМ.

И, наконец, третий из рассмотренных в докладе алгоритмов связан с оценкой результирующего вектора тяги при работе корректирующих двигателей в режиме коррекции орбиты [5]. По результатам математического моделирования алгоритм позволяет парировать ошибки установки корректирующих двигателей и в 3 раза уменьшить боковую составляющую корректирующего импульса. Помимо этого, алгоритм позволяет сэкономить топливо на доработку этой боковой составляющей, возникающей из-за работы двигателей стабилизации и газодинамических возмущений. Применение данного алгоритма, совместно с измерениями акселерометра позволило в ходе автономного полета МЛМ, выдавать

корректирующие импульсы при помощи ДКС с точностью 1-2 мм/с, что положительно сказалось на формировании условий для стыковки МЛМ с МКС.

Все рассмотренные в докладе алгоритмы убедительно продемонстрировали свою работоспособность и эффективность в ходе автономного полета МЛМ и будут далее применяться на других изделиях космической техники, разработки которой в настоящее время ведутся в РКК «Энергия».

Список литературы

1. *Борисенко Н.Ю., Сумароков А.В.* Об ускоренном построении орбитальной ориентации грузовых и транспортных кораблей серий «Союз МС» и «Прогресс МС» // Известия РАН. Теория и системы управления. 2017. №5, С. 131-141.
2. *Борисенко Н.Ю., Борисенко Ю.Н., Платонов В.Н., Сумароков А.В.* Анализ статистики ускоренного построения орбитальной системы координат транспортных пилотируемых и грузовых кораблей и методы повышения точности // Космическая техника и технологии. 2018. № 2. С. 58–65.
3. *Микрин Е.А., Тимаков С.Н., Зыков А.В. и др.* Опыт и перспективы создания бортовых алгоритмов управления движением космических аппаратов. // Вестник РФФИ. 2017. №3 3 (95), С. 23-45.
4. *Сумароков А.В.* Об управлении движением Многоцелевого лабораторного модуля с помощью реактивных двигателей на автономном участке полета // Навигация и управление движением. Материалы докладов XIV конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» / Науч. редактор д.т.н. О.А. Степанов / Под. общ. ред. академика РАН В.Г. Пешехонова. – Спб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2012. С. 157-164.
5. *Гладышев А.Д., Сумароков А.В.* Алгоритмы оценки параметров движения космического аппарата. // Навигация и управление движением. Материалы докладов XV конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» / Науч. редактор д.т.н. О.А. Степанов / Под. общ. ред. академика РАН В.Г. Пешехонова. – Спб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2013. С. 202-209.

КВАТЕРНИОНЫ В БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСАХ УПРАВЛЕНИЯ (К 50-ЛЕТИЮ ПУБЛИКАЦИИ ОСНОВОПОЛАГАЮЩЕЙ РАБОТЫ А.П. БЕЖКО, В.Н. БРАНЦА, Ю.М. ЗАХАРОВА, И.П. ШМЫГЛЕВСКОГО)

Чуб В.Ф.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Доклад, в соответствии с подзаголовком, посвящен 50-летию публикации статьи [1].

Про распространенность кватернионов в бортовых комплексах управления исчерпывающе написал Р.М. Самитов в публикации [2], посвященной 70-летию одного из авторов работы [1]: *«Как у каждого увлеченного в профессии человека у Владимира Николаевича есть свой собственный "конек", которому он посвятил свою жизнь ученого и производственника. Он – один из разработчиков идеологии системы управления на базе кватернионов: когда вектор состояния рассчитывается ЭВМ и осуществляется его прогноз. По этой технологии созданы и успешно используются БИНС – бесплатформенные инерциальные навигационные системы, которые внедрены практически на всех изделиях нашего предприятия»*.

Поскольку далеко не все участники конференции, и даже не все молодые сотрудники РКК «Энергия», знают, о ком идет речь, имеет смысл привести и слова Б.Е. Чертока из той же публикации [2]: *«Он прошел трудный, но славный путь восхождения от очарованного космонавтикой молодого специалиста до вице-президента, первого заместителя генерального конструктора РКК.*

Бранец – непосредственный участник создания систем управления движением всего спектра космических аппаратов, разработка которых началась еще при Королеве. В процессе этой деятельности проявились не только его инженерные способности, но и талант ученого-исследователя, получившего мировое признание. Автор и соавтор ставших классическими теоретических монографий по ориентации в пространстве и бесплатформенным инерциальным системам навигации, он подвел строгую научную базу под новое направление в технике систем управления.

Переход от аналоговых систем к бортовым цифровым управляющим системам для нашей отечественной космонавтики был настоящей "бортовой революцией". И Владимир Бранец был одним из ярких вождей этой революции».

Как известно, «есть у революции начало, нет у революции конца». Яркий пример продолжающихся преобразований – недавняя замена аналогового прибора «свободный гироскоп» (и ряда других технологически устаревших приборов) на цифровой «блок интегрирования угловых скоростей» в системе управления спуском транспортных пилотируемых кораблей, реализованная уже под руководством Р.М. Самитова (руководителя секции «Приборы и системы» нашей конференции).

В приведенной выше цитате Б.Е. Черток упоминал про получившую широкую известность монографию [3] и про вышедшую уже в другие времена и существенно меньшим тиражом книгу тех же авторов [4]. Можно сказать, что монография [3] «затмила своей славой» статью [1], на которую, судя по воспоминаниям В.Н. Бранца [5], было потрачено не меньше времени и сил. Согласно воспоминаниям того же Б.Е. Чертока: *«История науки и техники показывает, что серьезные открытия делают отдельные люди, либо очень небольшие коллективы – два-три человека. Вот когда открытие сделано, тогда для его реализации требуются смелые руководители, которые пойдут на риск, втянут в эту работу большой коллектив и найдут требуемые средства.*

Началом отечественной эпохи бесплатформенных систем следует считать предложение двух молодых выпускников физтеха, появившихся в ОКБ-1 вместе с Раушенбахом. Двадцатисемилетний Владимир Бранец и тридцатилетний Игорь Шмыглевский в 1963 году обратились к трудам математика Гамильтона, который впервые создал в 1843 году теорию кватернионов, стремясь найти удобный аппарат для изучения пространства.

В 1973 году, через 130 лет после открытия Гамильтона, уже обстрелянные на ракетном полигоне Бранец и Шмыглевский опубликовали труд «Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела». Книгу выпустило издательство «Наука» через два года после получения рукописи, которая явилась завершением многолетних исследований. Труд стал классическим и был переведен даже на китайский. Тяжелая болезнь преждевременно унесла из жизни Шмыглевского, и он не мог полюбоваться своим трудом, изложенным в иероглифах. Такой сувенир Бранцу преподнесли китайские ученые во время его командировки в Пекин» [6, с. 404-405].

Имеющиеся у автора сведения об истории появления статьи [1] ограничены разделом «Теоретические аспекты и труды» упомянутых воспоминаний В.Н. Бранца [5, с. 147-149]. Там же дана отдельными штрихами оценка вклада каждого из четырех соавторов этой основополагающей работы. Поскольку отсканированная версия книги [5] общедоступна, ограничимся здесь приведенной в ней констатацией: *«Статья вышла только в начале 1971 года, пройдя непростой путь рецензирования и возражений специалистов, не увидевших поначалу новизны проблемы»* [5, с. 148].

Ознакомление с первоисточниками (например, журналом со статьей [1]) и современным состоянием работ по применению кватернионов в БИНС (например, журналом со статьей [7]) для сотрудников РКК «Энергия» на данный момент затруднено тем, что все журналы «Механика твердого тела» до 1990 года, поступавшие в научно-техническую библиотеку (НТБ) предприятия, списаны, а в 2018-2020 годах подписка на этот журнал для НТБ РКК «Энергия» не производилась. Однако, ситуация может измениться в процессе подготовки и проведения первой виртуальной научно-популярной выставки «Кватернионы, Шекспир и цифровой корабль» (по названию раздела из книги [8, с. 260-267]). Возможность размещения виртуальных выставок на сайте НТБ, как сообщили автору в отделе научно-технической информации и издания научных трудов, прорабатывается.

По мнению автора, подготовка и проведение упомянутой выставки должны сопровождаться сопутствующими мероприятиями, такими как:

1) проведение встречи организаторов выставки с непосредственными участниками и свидетелями процесса внедрения кватернионов в бортовые комплексы управления «на заре космической эры» (до распада СССР и публикации монографии [4]);

2) рассекречивание материалов Всесоюзных школ по бесплатформенным инерциальным системам ориентации и навигации [5, с. 179-182];

3) составление аннотированного списка современных публикаций сотрудников предприятия по применению кватернионов в ракетно-космической технике для информационной поддержки выставки на сайте НТБ.

История тесно связана с сегодняшним днем. Если снятие возрастного ценза на регулярно проводимых в РКК «Энергия» научно-технических конференциях станет постоянным, то это позволит привлечь ветеранов, повысит интерес к истории предприятия и отрасли, а в перспективе может даже привести к необходимости организации специальной секции по истории ракетно-космической науки и техники.

Процесс внедрения кватернионов в бортовые комплексы управления (не только космических аппаратов) тесно связан с процессом внедрения кватернионов в систему высшего технического образования. В разделе «Третье отделение и физтеховская кафедра предприятия» [5, с. 373-378] В.Н. Бранец пишет: *«В 1970 году Борис Викторович пригласил меня читать на его кафедре курс лекций по использованию БИНС в задачах управления КА. С этого времени я имел возможность непосредственно общаться со студентами и готовить себе кадры специалистов»*. Здесь речь идет о лекциях [9] для студентов базовой кафедры МФТИ в РКК «Энергия» по системам управления, которую после Б.В. Раушенбаха последовательно возглавляли: Б.Е. Черток, В.Н. Бранец, В.П. Легостаев, Е.А. Микрин.

Сам Б.В. Раушенбах, как известно, впоследствии заведовал кафедрой теоретической механики МФТИ. Автору доклада (тогда студенту второго курса МФТИ) в 1984 году довелось впервые услышать о кватернионах на специально посвященной им последней лекции годового курса по механике космического полета Б.В. Раушенбаха для студентов факультета аэрофизики и космических исследований. Процесс введения кватернионов

в учебный процесс на общеинститутской кафедре теоретической механики занял продолжительное время: от отдельных энтузиастов (Н.И. Амелькин, Ю.И. Ханукаев) в 1990-е годы до внедрения в 2000-е годы фундаментального (и достаточно сложного для других вузов) курса заведующего кафедрой В.Ф. Журавлева с обновленным изложением теории конечного поворота твердого тела (первое, научное, издание его книги «Основы теоретической механики» вышло в 1997 году, а второе и третье, уже как учебные, в 2001 и 2008 годах). Сегодня, как представляется автору, аналогичный процесс идет на кафедре теоретической механики Уральского федерального университета. Выпущенное преподавателями этой кафедры и выложенное в открытый доступ учебное пособие [10] вполне способно (после внесения необходимых исправлений и доработок) стать современным учебником по заявленной тематике для широкого круга учебных специальностей.

Хотелось бы, чтобы современный учебник по кватернионам для широкого круга механиков шел несколько впереди технических приложений, упоминал про существование бикватернионов Гамильтона и Клиффорда, про области их возможного применения, а также про принципиальную ограниченность кватернионного направления развития механики как раздела физики по сравнению с теоретико-групповым. Кватернионы – это ступень, которой надо овладеть, но ограничиваться только ими не следует.

В заключение автор считает необходимым обратить внимание на то, что мало иметь хорошую историю; важно, чтобы было кому про нее рассказывать. А с этим у нас в ближайшем будущем могут быть проблемы. Ниже в таблице указано распределение по годам количества студентов, прослушавших спецкурс по инерциальной навигации [11], начинающийся с лекции «Кватернионы и бикватернионы».

Магистратура МФТИ, специализация «Управление движением»

Год	2013	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020
Студентов	4	6	6	7	5	7	3	0

Список литературы

1. *Бежко А.П., Бранец В.Н., Захаров Ю.М., Шмыглевский И.П.* Применение кватернионов в теории конечного поворота твердого тела // Известия АН СССР. Механика твердого тела. 1971. № 1. С. 123-134.
2. Жизнь с ощущением времени // За новую технику. 2006. № 4. С. 2-4.
3. *Бранец В.Н., Шмыглевский И.П.* Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М.: Наука, 1973. – 320 с.
4. *Бранец В.Н., Шмыглевский И.П.* Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992. 280 с.
5. *Бранец В.Н.* Записки инженера. М.: Издательство «РТСофт»-«Космоскоп», 2018. 592 с.
6. *Черток Б.Е.* Ракеты и люди. Лунная гонка. М.: Машиностроение, 1999. 576 с.
7. *Бранец В.Н.* Об изоморфизме математических описаний операции вращения // Известия РАН. Механика твердого тела. 2018. № 2. С. 136-143.
8. *Батурин Ю.М.* Властелины бесконечности: Космонавт о профессии и судьбе. М.: Альпина Паблишер, 2018. 676 с.
9. *Бранец В.Н.* Лекции по теории бесплатформенных инерциальных навигационных систем управления: учебное пособие. – М.: МФТИ, 2009. – 304 с.
10. *Мисюра Н.Е., Митюшов Е.А.* Кватернионные модели в кинематике и динамике твердого тела: учебное пособие. – Екатеринбург: Издательство Уральского университета, 2020. 120 с.
11. *Чуб В.Ф.* Основы инерциальной навигации. 3-е изд., доп. М.: URSS, 2021. 192 с.

ФРАГМЕНТЫ ИСТОРИИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

Чуб В.Ф.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Доклад посвящен отдельным фрагментам из истории инерциальной навигации, которые следует иметь в виду при целостном изложении (как профессиональном, так и популярном) основ этого раздела науки и техники. Каждый раздел тезисов начинается с указания фамилий, которые характеризуют соответствующий этап (или эпизод, в зависимости от точки зрения) развития теории и практики инерциальной навигации. Основной метод изложения – приведение цитат из источников, на которые автор считает целесообразным обратить внимание (с комментариями при необходимости).

1. (Ведров, Пилюгин). «*В 1934 г. в Советском Союзе идея пространственной инерциальной навигации была доведена до практического применения. Сотрудник ЦАГИ В.С. Ведров и его коллеги С.А. Коровицкий и Ю.К. Станкевич разработали методику анализа движения самолета в неустановившемся штопоре и при выходе из него, реализующую практически пространственную инерциальную навигацию… По современной терминологии это была типичная бескарданная система инерциальной навигации, с той лишь особенностью, что функции счетно-решающего прибора выполнялись расчетным отделом, проводившим обработку летных испытаний… Представляется, что работа В.С. Ведрова и его коллег содержит наиболее полное из первых изложений основ пространственной инерциальной навигации*» [1, с. 373-374]. Отметим, что в тексте доклада А.Ю. Ишлинского на 33-м конгрессе Международной астронавтической федерации (27 сентября – 2 октября 1982, Париж) [1] рассмотрены работы М.Е. Керри, В. Алексеева, Ф.Р. Свини, Р. Вуссова, И.М. Бойкова, О. Дальке, Г. Оберта, Р. Эно-Пельтри и (девятая по счету) статья [3].

«*По сравнению с исходным текстом статья дополнена материалом о создании в 1934 г. в СССР В.С. Ведровым, Н.А. Пилюгиным и их коллегами инерциальной системы для анализа пространственного перемещения объекта (самолета, выходящего из “штопора”), т.е., по существу, первой в мире пространственной системы инерциальной навигации*» [4, с. 14]. Процитированное замечание относится к статье [5].

«*Хотя в ЛИИ было еще несколько докторов наук, менее 10 на 12 тысяч работников, под словом “доктор” все разумели только Всеволода Симоновича*» [6, с. 113].

2. (Кофман, Левенталь, Булгаков). «*Важной вехой в переходе к указанному направлению работ явилась предложенная в 1932 г. Е.Б. Левенталем (с соавторами) схема гироскопической системы с интегральной коррекцией от ньютонометров. Схема Левенталя может рассматриваться, с одной стороны, как гиромаятниковая схема того же типа, что и гирогоризонткомпас; с другой стороны, ее можно трактовать как первый вариант современных систем инерциальной навигации, в которых местоположение определяется двойным интегрированием показаний ньютонометров. Теория предложенной Левенталем схемы была разработана Б.В. Булгаковым*» [2, с. 148-149; 7, с. 258].

«*В 1937 г. была построена первая отечественная система инерциальной навигации под названием “Универсальный ориентатор = 37”, схема которой была близка к схеме Е.Б. Левенталя–Л.М. Кофмана. Б.В. Булгаковым были разработаны основы ее теории в 1938 г. Эта работа была подготовлена к печати в 1939 г. А.М. Летовым…, но из-за наложенного на нее грифа секретности впервые опубликована была только в 1969 г… Ввиду упрощающих допущений, принятых Булгаковым в этой работе, остался невыясненным вопрос о возможности построения инерциальной системы, осуществляющей навигацию произвольно движущегося объекта с точностью, ограниченной лишь инструментальными погрешностями составляющих ее элементов.*» [8, с. 39-40].

«*Автору доклада сравнительно недавно стали известны трагические события жизни Л.М. Кофмана, связанные с мрачным периодом 1937 года, и они отражены в докладе*» [9, с. 13].

3. (Ткачев). «*В докладе [10] Лев Иванович Ткачев впервые в мире сформулировал и доказал принципиальную возможность инерциальной навигации в любом гравитационном поле без методических погрешностей. Там же был предложен аналитический метод определения вертикали, введена в рассмотрение каноническая форма инерциальных навигационных систем и установлены уравнения инерциальной навигации. Доклад определил основные положения современной теории инерциальной навигации… В целом доклад [10] определил качественный скачок в развитии идей ориентировки без внешних ориентиров. Четыре десятилетия (1903-1942 гг.) поисков и частичных решений составляют период предыстории инерциальной навигации*» [11, с. 8, 11].

«*Важно подчеркнуть, что всего за три года до этого, изучив работу Б.В. Булгакова и не найдя теоретического решения проблемы, мы отказались от поисков в этом направлении. А теперь установление принципиальной закономерности побудило принять решение об организации работ по инерциальным системам*» [12, с. 7].

«Человек одержимый, Ткачев опередил свое время и так и не смог прижиться в настоящем, рвался в будущее.

Еще во время войны, в 1943 году, в эвакуации в Саратове, он предложил измерять ускорения летательного аппарата и по ним определять место, где он находится. Принцип сегодня широко известный, наверное, нет самолета, ракеты, космического корабля, подводной лодки и многих других, как их называют в академической науке, самодвижущихся устройств, на которых не стоял бы подобный прибор. В то время особого интереса предложение не вызвало, а один из будущих академиков и корифеев в этой области даже пошутил: «Что же получается, Ткачев, как барон Мюнхгаузен, пытается поднять сам себя за волосы?» Шутка понравилась, ее часто повторяли. Когда же инерциальная навигация (такое наименование получила в мире наука, вылупившаяся из идеи Ткачева) кружным путем пришла из-за океана, ее реализацию в нашей стране поручили организации, которую возглавлял шутник» [14, с. 214-215].

«*В заключение отметим, что постановка и решение задачи о расчете движений материальных точек и твердых тел методами инерциальной навигации по данным измерений инерциальных приборов без методических ошибок впервые был дан Л.И. Ткачевым*» Л.И. Седов [15, с. 106].

«*Отдельного анализа заслуживают беседы автора этого доклада с академиками А.Ю. Ишлинским и Л.И. Седовым в связи с дискуссией, которая долгое время велась между ними по вопросам, связанным с инерциальной навигацией*» [9, с. 14].

4. (Бранец, Шмыглевский). *«И. П. Шмыглевский, Б. П. Скотников, Л. И. Комарова, Ю. М. Захаров, В. С. Семячкин, Ю. П. Прокудин, И. А. Дубов, Б. Г. Невзоров, А. Ф. Леваков, К. И. Федчунов, С. И. Борисов и др. Какая была в отделе атмосфера! Коллективные обсуждения технических проблем, интереснейшие НТС, неформальные стенгазеты и т.п. Мне тогда показалось, что я попал в самое лучшее подразделение на Земле. А руководил этим удивительным отделом, этой удивительной командой – удивительный человек Владимир Николаевич Бранец. Он всегда был первопроходцем, новатором, я бы даже сказал, «художником», капитаном команды. Его девизом всегда было: «Если не я, то кто же». Именно Владимир Николаевич возглавлял работы по созданию системы управления нового поколения с использованием бортовой вычислительной техники»* [16].

«Идеи инерциальной навигации получили свое первоначальное воплощение в виде так называемых платформенных инерциальных систем ориентации… Однако, с самого начала гиростабилизированная платформа рассматривалась как временная мера… Преимущества БИНС в этом случае хорошо известны и выражаются в следующем: универсальность, позволяющая решать большое число задач ориентации; неограниченность угловых маневров; возможность повышения надежности за счет поэлементного резервирования, снижение массы и стоимости и т.п.» [17, л. 4-5].

«*Так получилось, что наша монография вышла в то время, когда проблематика бесплатформенных инерциальных систем БИНС становилась актуальной, такого рода системы только начинали появляться в реальных системах управления движущимися объектами. Через одно-два десятилетия они стали повсеместными и нашли самое широкое*

применение – от космических аппаратов до систем инерциальной навигации большого количества движущихся аппаратов (даже в автомобилях высокого класса), не говоря уже о военной технике… Наша книга «Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела» стала классической: все новые определения и формулировки будут приняты в научно-технической среде, она инициирует ряд исследований, в том числе и по проблеме оптимальности пространственных разворотов. Один из видных наших механиков, академик Виктор Филиппович Журавлев, в беседе со мной назвал ее бестселлером. Почти все научно-технические публикации в нашей стране на тему БИНС долгое время (более 20 лет) содержали ссылки на эту монографию» [18, с. 149].

Работа может быть использована молодыми специалистами РКК «Энергия» при ознакомлении с историей предприятия.

Список литературы

1. *Ишлинский А.Ю.* Истоки пространственной инерциальной навигации // [2, с. 369-375].
2. *Ишлинский А.Ю.* Механика: идеи, задачи, приложения / Отв. ред. П.Я. Кочина. М.: Наука, 1985. 624 с.
3. *Ведров В.С., Коровицкий С.А., Станкевич Ю.К.* Исследование штопора самолета Р-5 в полете // Тр. ЦАГИ. 1935. Вып. 228. С. 3-49.
4. *Кочина П.Я.* От редактора // [2, с. 7-16].
5. *Блюмин И.Д., Ишлинский А.Ю.* К истории гироскопических и инерциальных систем // История механики с конца XVIII до середины XX века / Под ред. А.Т. Григорьяна, И.Б. Погребысского. М.: Наука, 1972. С. 138-189. См. также [2, с. 288-369].
6. *Мельников Н.С.* «Бураном» сожженные. Самара: Изд. дом «Раритет», 2009. 400 с.
7. *Девянин Е.А., Ишлинский А.Ю., Климов Д.М.* Механика гироскопических и навигационных систем // Механика в СССР за 50 лет. Т. 1. Общая и прикладная механика / Гл. ред. Л.И. Седов. М.: Наука, 1968. С. 245-264. См. также [2, с. 128-158].
8. *Ким А.А., Тюлина И.А.* Борис Владимирович Булгаков (1900-1952) / Отв. ред. Н.А. Парусников. М.: Наука, 2000. 86 с.
9. *Парусников Н.А.* История отечественной авиационной инерциальной навигации // Труды МИЭА. 2016. Вып. 12. С. 13-14.
10. *Ткачев Л.И.* К теории пространственной ориентировки в слепом полете при помощи маятниково-гироскопных систем. Доклад в Ленинградском Гос.Университете 18 января 1943 г. – выписка из протокола заседания кафедры теоретической механики ЛГУ от 18 января 1943 г., хранится в ИИЕТ АН СССР.
11. *Зеленков С.В., Михалев И.А., Сайдов П.И., Сенилов Г.Н.* 18 января – 30 лет со дня доклада Л.И. Ткачева «К теории пространственной ориентировки в слепом полете при помощи маятниково-гироскопных систем» (1943 г.) // Из истории авиации и космонавтики. Вып. 19. (Знаменательные даты на 1973 г.) М., 1973. С. 8-14.
12. *Данилин С.А.* Предисловие // [13, с. 5-8].
13. *Ткачев Л.И.* Системы инерциальной ориентировки. Ч. 1. Основные положения теории / Под ред. Г.Н. Сенилова. М.: МЭИ, 1973. 215 с.
14. *Хрущев С.Н.* Никита Хрущев. Рождение сверхдержавы. М.: Вече, 2019. 608 с.
15. *Седов Л.И., Цыпкин А.Г.* Основы макроскопических теорий гравитации и электромагнетизма. М.: Наука, 1989. 272 с.
16. *Микрин Е.* Доктор Бранец // За новую технику. 1996. № 4. С. 2.
17. *Рыжков В.С.* Исследование ошибок ориентации бесплатформенных инерциальных систем космических аппаратов, вызванных погрешностью гироскопических приборов. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. НПО «Энергия», 1984. – 169 с. (Рассекречено в 2008 году.)
18. *Бранец В.Н.* Записки инженера. М.: Издательство «РТСофт»–«Космоскоп», 2018. 592 с.

ПОСТРОЕНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ СТАЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПЛОСКОЙ ФОРМАЦИИ

Щипанов М.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В последнее время проявляется все больший интерес к построению управления группой летательных аппаратов, включающей в себя десятки, а порой и сотни единиц. В основном такие системы строятся на принципе ориентирования по маячкам, когда каждый аппарат определяет свое местоположение относительно специальных передатчиков установленных в определенных местах, либо каждый аппарат управляется своим оператором (человек, П.О.), что в свою очередь накладывает серьезные ограничения на свободу перемещения всей группы. В результате этого возникла идея создать систему управления, в которой каждый аппарат сам будет являться аналогом маячка для определенной группы соседей. Для построения такой системы управления было решено использовать уравнения из теории механики сплошных сред.

Этот доклад посвящен второй части работы над построением управления стаями летательных аппаратов. Вопрос о построении управления одномерной формации летательных аппаратов был рассмотрен ранее в статье о построении и исследовании управления стаей летательных аппаратов в форме цепочки [1]. В случае движения группы автоматов плоской (двумерной) формации рассматриваются стаи летательных аппаратов в виде решеток с треугольными ячейками.

Вводя упругие связи между соседними элементами стаи в продольном направлении (в плоскости стаи) и устремив отношение расстояния между соседними элементами к размеру решетки к нулю, предельным переходом получаем уравнение продольных колебаний мембраны, которое имеет волновой характер. Поскольку продольные силы учитывают только взаимные расстояния между элементами, то полученное управление не препятствует свертыванию (самопересечению) мембраны. Поэтому необходимо ввести поперечные (трансверсальные по отношению к продольному направлению вдоль плоскости стаи) возвращающие силы, которые зависят от поперечного смещения соседних элементов. Задавая упругую возвращающую силу пропорциональной этому смещению, предельным переходом получаем волновое уравнение, аналогичное уравнению колебаний пластины.

Таким образом, аналоги уравнений механики сплошных сред позволяют построить управление стаей летательных аппаратов, расположенных в узлах треугольной решетки. Полученные предельным переходом волновые уравнения показывают характер колебаний стаи как системы в целом.

При возмущениях треугольной решетки возникают волновые процессы в продольном и поперечном направлениях. Так как на эти колебания тратятся управляющие ресурсы, то следует свести их к нулю. Следовательно, в упругие силы между элементами стаи требуется ввести диссипативные слагаемые, которые обеспечивают демпфирование колебаний.

Промоделированы волновые процессы, возникающие при управлении с помощью упругих сил. Показана возможность обеспечить поддержание строя стаи летательных аппаратов в направлении поперечном к плоскости формации при использовании демпфирования упругих колебаний.

Список литературы

1. *Щипанов М.А., Медведев В.С.* Построение и исследование управления стаями летательных аппаратов методами механики сплошных сред // Инженерный журнал: наука и инновации, #8(92/2019). DOI: 10.18698/2308-6033-2019-8-1906

Секция 4

Приборы и системы

Председатель – заместитель генерального директора по проектированию и разработке – заместитель генерального конструктора по бортовым и наземным комплексам управления и системам *Самитов Р.М.*

СОЗДАНИЕ ВЫСОКОУСТОЙЧИВОЙ АВТОНОМНОЙ ОДНОКАСКАДНОЙ ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ РУЛЕВОЙ МАШИНЫ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ

Белоногов О.Б.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В качестве исполнительных органов рулевых трактов системы управления космических летательных аппаратов и их разгонных блоков (РБ) широкое распространение получили автономные однокаскадные аналоговые электрогидравлические рулевые машины (РМ), обеспечивающие поворот камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя блока в соответствии с командами системы управления. Эти объекты характеризуются высоким быстродействием, малыми габаритами и массой, а также сравнительно низким значением энергопотребления. Возможные электрогидравлические схемы РМ представлены на рис. 1.

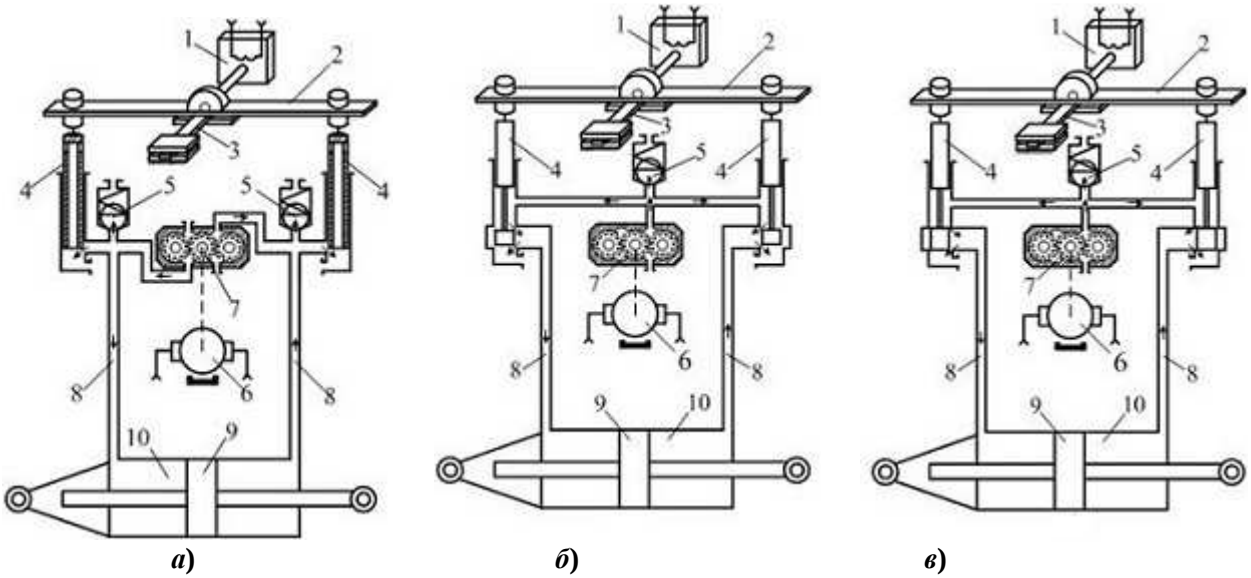


Рис. 1. Электрогидравлические схемы РМ: а) с двухдроссельным ЭГУ с отрицательным перекрытием; б) с четырехдроссельным ЭГУ с отрицательным перекрытием; в) с четырехдроссельным ЭГУ с положительным перекрытием: 1 – поляризованное реле (электромеханический преобразователь); 2 – коромысло; 3 – плоская нагрузочная пружина; 4 – золотниковый плунжер; 5 – предохранительный клапан; 6 – электродвигатель; 7 – трехшестеренный насос; 8 – входной канал трубопровода; 9 – трубопровод; 10 – выходной канал трубопровода; 11 – силовой гидроцилиндр

Рулевые машины (РМ) двигателя разгонного блока (РБ) ракеты-носителя Н1 были разработаны в 1967 году в соответствии с ТЗ НИИ АП по традиционной схеме «Аскания» с двухдроссельным золотниковым электрогидравлическим усилителем (ЭГУ) и трехшестеренным насосом, создающим два потока рабочей жидкости.

Однако при первой эксплуатации этих РМ в составе изделия Н1 обнаружилось, что из-за ферменной конструкции крепления между носителем и РБ, юбка камеры двигателя оказалась подвержена ветровому воздействию, которое вызывало раскачивание двигателя и приводило к выработке ресурса потенциометра обратной связи, входящего в состав РМ.

Для устранения этого явления было решено заменить в рулевой машине двухдроссельный золотниковый ЭГУ, требующий два потока рабочей жидкости, на четырехдроссельный, для которого нужен только один поток, при этом второй поток рабочей жидкости было решено использовать в качестве источника энергии для гидрозамка силового гидроцилиндра РМ.

Но и эта конструкция РМ не смогла решить проблему, т.к. в этом случае при необходимости длительного удержания камеры двигателя в застопоренном положении вырабатывался ресурс рулевой машины.

В окончательном виде проблема была решена тем, что в состав РМ вместо гидрозамка был введен пневмостопор, питаемый от внешнего источника пневматической энергии.

Так как золотниковые плунжеры РМ с четырехдроссельным ЭГУ в процессе эксплуатации подвержены действию значительных гидродинамических сил, в процессе дальнейшей эксплуатации в рулевых трактах РБ периодически стали возникать высокочастотные (50-60 Гц) автоколебания. РКК «Энергия» совместно с ФНИИ АП пришлось провести большую работу по устранению автоколебаний в рулевых трактах.

Автоколебания в рулевых трактах РБ с переменным успехом пытались устранить либо перенастройкой, либо заменой РМ. Кроме этого, автоколебания выходного штока РМ иногда наблюдались и на испытательном стенде РМ, даже при отсутствии замыкания РМ электрической обратной связью.

В 1985 году была предпринята попытка вернуться к традиционной схеме РМ «Аскания» с двухдроссельным золотниковым ЭГУ. Для этого была разработана и изготовлена партия рулевых машин с двухдроссельным ЭГУ и проведены все наземные испытания. Однако стыковочные испытания РМ с аппаратурой СУ на стендах ФНИИ АП и в составе комплексного стенда изделия показали наличие в рулевых трактах низкочастотных (9-12 Гц) автоколебаний. Попытки устранить их за счет изменения только параметров РМ не увенчались успехом. Требовалась доработка и аппаратуры СУ, но ФНИИ АП с этим не согласилось.

Для изучения явления автоколебаний был проведен большой объем исследований рабочих процессов РМ и изучение гидравлических сил $F_г$, действующих на ее золотниковые плунжеры. В процессе исследований было установлено, что РМ с четырехдроссельным ЭГУ не обладает статической устойчивостью, а ее силовая характеристика не является однозначной, т.е. при заторможенном поршне при малейшем смещении коромысла ЭГУ (имитация силового воздействия) в ту или другую сторону золотниковые плунжеры сваливаются под действием гидравлических сил на значительную величину в сторону смещения (сторону силового воздействия). Таким образом, в результате проведенных исследований было установлено, что нейтральное положение золотниковых плунжеров ЭГУ РМ ($X_з$=0) является точкой бифуркации, а точки, в которые смещаются золотниковые плунжеры при незначительных внешних воздействиях являются аттракторами. Это явление иллюстрируется рис. 2 и рис. 3.

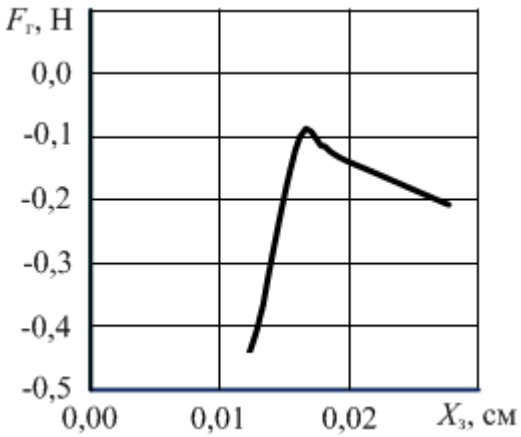


Рис. 2. Первый вариант зависимости $F_Г = f(X_З)$ РМ с четырехдроссельным ЭГУ при заторможенном поршне

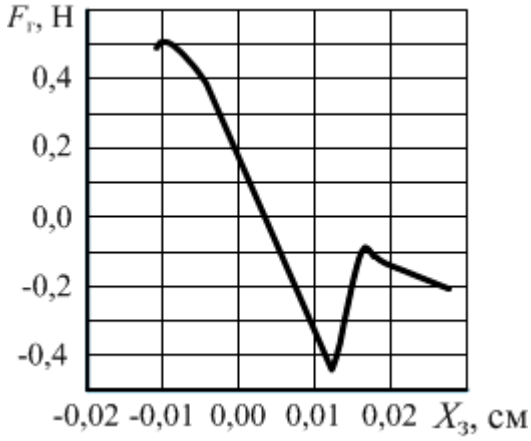


Рис. 3. Второй вариант зависимости $F_Г = f(X_З)$ РМ с четырехдроссельным ЭГУ при заторможенном поршне

Полученный эффект является дестабилизирующим фактором, который и может приводить к возникновению автоколебаний в рулевом тракте.

Одновременно с исследованиями рабочих процессов РМ с четырехдроссельным ЭГУ осуществлялось макетирование и исследование рабочих процессов РМ с двухдроссельным ЭГУ с отрицательным перекрытием дроссельных окон золотниковыми плунжерами.

Первые совместные испытания аппаратуры СУ и РМ в составе РБ проекта «Морской старт» показали, что в рулевых трактах вновь наблюдаются высокочастотные автоколебания. Все попытки устранения их путем оптимизации параметров РМ с четырехдроссельным ЭГУ к успеху не привели, поэтому было принято решение разработать новую модернизированную РМ, исключающую возникновение автоколебаний, вернувшись к традиционной схеме с двухдроссельным золотниковым гидроусилителем.

В максимально сжатые сроки была выполнена параметрическая оптимизация, разработана документация на РМ с двухдроссельными ЭГУ и проведены ее отработочные испытания.

После внедрения на РБ ДМ-SL модернизированных РМ, а замену РМ пришлось проводить на уже готовом изделии в Базовом порту, автоколебания в рулевых трактах были устранены.

В дальнейшем документация на РМ с двухдроссельным ЭГУ была переиздана и ей было присвоено новое обозначение.

Модернизированная РМ прошла полный цикл отработочных испытаний.

Затем модернизированную РМ стали применяться на РБ проекта «Наземный старт», а потом и на других вариантах РБ. Ни при одном применении модернизированной РМ не было зафиксировано наличие автоколебаний.

Конструкция РМ с двухдроссельным ЭГУ обладает следующими уникальными особенностями:

– отверстия в гильзах выполняются круглыми, в результате чего дроссельные окна имеют сегментную форму, что дает возможность несколько компенсировать нелинейность их гидравлических характеристик;

– золотниковые плунжеры выполняются в виде тонкостенных трубок со сквозными радиальными отверстиями вблизи мест крепления проволочных тяг. Благодаря этому практически устраняется действие гидростатических сил в процессе функционирования РМ.

Исследования рабочих процессов РМ с двухдроссельным ЭГУ показали, что они обладают стабильной статической устойчивостью, а максимальное значение модуля отрицательной стационарной составляющей гидродинамической силы такой РМ в два раза меньше чем у РМ с четырехдроссельным ЭГУ при тех же выходных параметрах. Дополнительно были проведены вычислительные эксперименты с кратным увеличением этой гидродинамической силы при моделировании переходного процесса. Оказалось, что устойчивость зависит не от величины этой силы, а от ее характера.

Таким образом, удалось создать высокостабильную и высокоустойчивую РМ и окончательно избавить рулевые тракты РБ от возникновения в них автоколебаний, что обеспечивает надежный вывод на орбиту спутников как гражданского, так и специального назначения.

Список литературы

1. *Белоногов О.Б.* Исследование влияния конструкционных и регулировочных параметров двухдроссельного электрогидравлического усилителя на статические характеристики рулевой машины ракетного блока // Известия РАН. Энергетика. 2020. №1. С. 40–49.
2. *Belonogov O.B.* Investigation of the influence of structural and adjusting parameters of a quadruple-orifices electrohydraulic amplifier on the static characteristics of rocket pack steering actuator // *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering.* 2019. № 6. P. 32–40.
3. *Belonogov O.B.* Scheme-Parametric Optimization by the Criterion of Electric Consumption of Autonomous One-Rock Electrohydraulic Steering Actuators of Space Rocket Packs // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2020. Vol. 59. № 3. P. 406–414.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ КУРСОВЕРТИКАЛИ ДЛЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Синельщиков А.В.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

В связи с возрастающими требованиями к точности и надежности управления полетом летательных аппаратов (ЛА) и ракет в настоящее время широкое применение для управления объектом получили автономные средства навигации, а именно инерциальные навигационные системы (ИНС), обладающие такими важными преимуществами перед другими навигационными системами (НС), как: отсутствие потребности получения информации и полная независимость от внешних источников данных, повышенная защита от помех, высокая информативность, возможность передачи информации с большой скоростью и обеспечение скрытности объекта, на котором применяется система. В частности, широкое применение в системах управления движением ЛА получила бесплатформенная инерциальная курсовертикаль (БИК), как разновидность ИНС.

Под ИНС понимают техническое устройство, которое на борту любого подвижного объекта позволяет решить следующие задачи:

Задача ориентации – определение взаимного углового положения строительных осей объекта и выбранной базовой системы координат. В большинстве случаев под этой задачей понимают определение углов крена, тангажа и курса.

Задача навигации – определение координат объекта, т.е. широты, долготы, высоты.

Основа работы ИНС заключается в измерении ускорений и угловых скоростей ЛА относительно трех его осей для того, чтобы, исходя из этих данных, определить координаты, скорость, курс и другие параметры. По результатам анализа полученных данных проводится управление объектом.

С целью расширения рынка НС и усовершенствования конструкций ИНС, уже представленных на рынке инерциальной навигации, была разработана и спроектирована БИК (рис. 1, рис. 2).



Рис. 1. 3D-модель разработанной бесплатформенной инерциальной курсовертикали

Задачами усовершенствования конструкции в данном случае были:

– повышение надежности конструкции НС,
– повышение точности НС,
– оптимизация веса НС,
– уменьшение затрат на производство НС.

Благодаря оптимизации материалов элементов, из которых состоит разработанная конструкция БИК, удалось уменьшить ее массу на 1,5 килограмма по отношению к средней массе аналогов, представленных на современном рынке ИНС, одновременно обеспечив более высокие показатели надежности конструкции и точности разработанной НС.

Материалы для элементов разработанной конструкции были подобраны исходя из наибольшего показателя предела текучести и наименьшего удельного веса. Корпус и основная часть элементов конструкции выполнены из высокопрочного алюминиевого сплава В95, соединительные элементы изготовлены из коррозионно-стойкой стали 07Х16Н6, датчики ускорений выполнены из дюралюминия повышенной прочности Д16, датчики угловых скоростей изготовлены также из коррозионно-стойкой стали 07Х16Н6. Такой набор материалов, кроме весовых преимуществ, также обеспечивает более высокие показатели надежности конструкции и точности разработанной системы, по сравнению с аналогами, представленными на рынке ИНС.

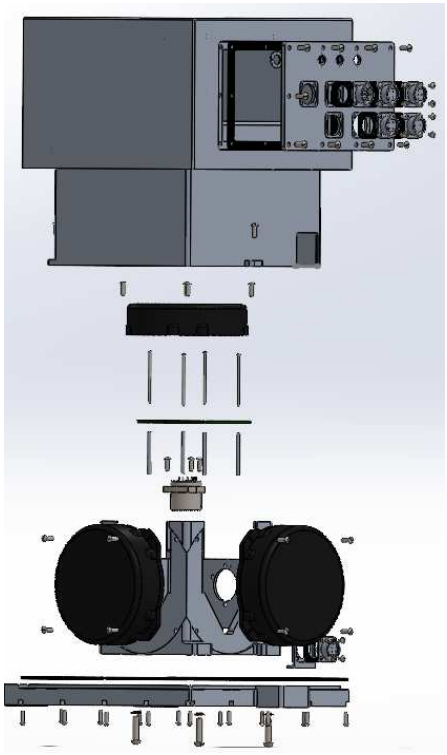


Рис. 2. Разнесенная 3D-модель разработанной бесплатформенной инерциальной курсовертикали

Разработанная конструкция БИК обладает следующими параметрами:

1) габаритные размеры 245×190×140 мм;

2) вес конструкции 5,85 кг;

3) диапазон измеряемых параметров: угол крена $\pm 180^{o}$, угол тангажа $\pm 90^{o}$, угол курса $0..360^{o}$, линейное ускорение до ±15g по всем осям, угловая скорость до ±250 град/сек по всем осям;

4) допустимые климатические воздействия при эксплуатации: нижний и верхний предел температуры: –50…+70 °С, нижний и верхний предел влажности при температуре +30 °С – 20…95%;

5) допустимые механические воздействия при эксплуатации: механический удар одиночного действия: пиковое ускорение 60g, длительность 2 мс; механический удар многократного действия: пиковое ускорение 20g, длительность до 15 мс, линейная вибрация 4g, частоты от 1 до 2000 Гц;

6) прием и выдача информации: входные интерфейсы: RS-232 (115200 бит/сек), RS-422 (921600 бит/сек), выходные интерфейсы: RS-232 (115200 бит/сек), RS-422 (921600 бит/сек);

7) время готовности: 3 мин;

8) назначенный срок службы: 7 лет;

9) гарантийный срок службы: 3 года.

В результате разработки и проведения испытаний спроектированной конструкции БИК было доказано, что разработанная конструкция выгодно отличается от аналогов, представленных на рынке ИНС, так как легче на 21,5% их средней массы и при этом обладает более высокими показателями надежности, точностных характеристик и более низкой себестоимостью.

Таким образом, применение разработанной курсовертикали позволяет рассчитывать на повышение надежности системы управления ЛА, повышение точности измерительного комплекса ЛА и, как следствие, увеличение надежности всего ЛА в целом.

Список литературы

1. *Пельпор Д.С.* Гироскопические системы: Учеб. для вузов по спец. «Гироскоп. приборы и устройства». М.: Высшая школа, 1986–1988. Ч.1. Теория гироскопов и гиростабилизаторов, 1986. 422 с.
2. *Савельев А.М.*, *Соловьева Т.И.* Волоконно-оптические гироскопы (обзор). 1982, С. 55–66.
3. *Бромберг П.В.* Теория инерциальных систем навигации. М.: Наука, 1979. 296 с.

РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМНЫХ ВОПРОСОВ ПО СОЗДАНИЮ АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ ДЛЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ

Хаванов Е.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В ПАО «РКК «Энергия» разрабатывается пилотируемый транспортный корабль (ПТК) «Орел». В данных материалах представлены результаты решения важной технической проблемы, связанной с системой электроснабжения (СЭС) ПТК.

Система электроснабжения ПТК (рис. 1) состоит из следующих элементов:

– литий-ионные аккумуляторные батареи (ЛИАБ) двигательного отсека (ДО) ПТК;

– ЛИАБ возвращаемого аппарата (ВА) ПТК;

– солнечные батареи (СБ) ДО ПТК;

– аппаратура регулирования и контроля (АРК) электрических параметров ЛИАБ и СБ.

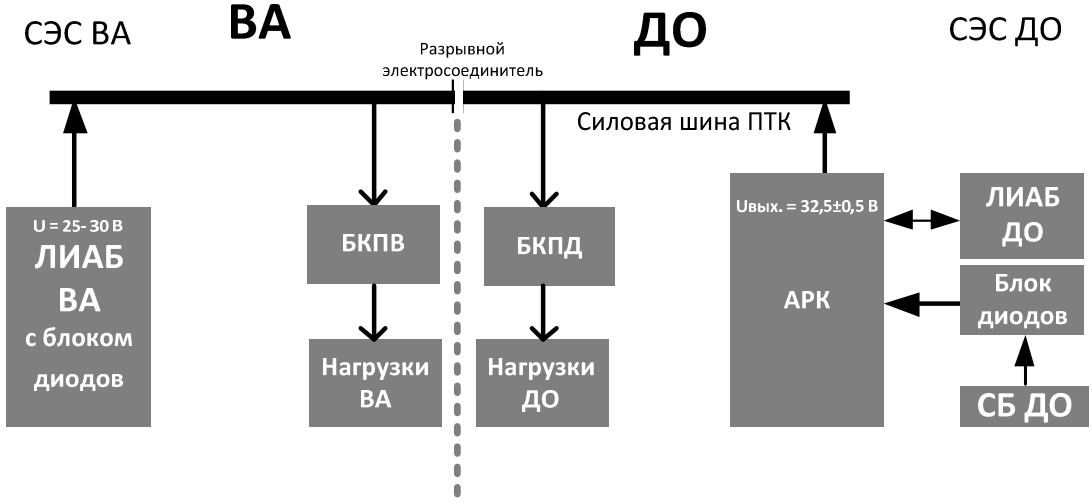


Рис. 1. Структурная схема СЭС ПТК: БКПВ – блок коммутации питания ВА, БКПД – блок коммутации питания ДО. Разделение СЭС ПТК на две составляющие (СЭС ВА и СЭС ДО) обусловлено конструктивными особенностями ПТК (разделение отсеков перед этапом «Спуск»)

К ЛИАБ ВА предъявляются следующие требования:

1. В полете ПТК ЛИАБ ВА должна находиться в горячем резерве СЭС ПТК с сохранением работоспособности при подключении к силовой шине (СШ) ПТК, максимальное напряжение на которой может достигать 33 В (напряжение СШ регулируется средствами АРК).
2. Степень готовности ЛИАБ ВА к разряду на нагрузку в произвольный момент времени – 1;
3. С учетом требований 1 и 2 на целевом участке полета ВА «Спуск», диапазон напряжений разряда ЛИАБ ВА составляет 24-30 В;
4. Мощность тепловыделения ЛИАБ ВА на всех этапах полета ПТК не должна превышать 130 Вт.

Проблемный вопрос заключается в следующем: на этапе эскизного проектирования ЛИАБ ВА выявлена невозможность выполнения вышеупомянутых требований без использования в составе ЛИАБ ВА развязывающих диодов, однако при использовании диодов в составе ЛИАБ ВА имеются следующие негативные последствия:

– повышение тепловыделения ЛИАБ ВА при разряде на нагрузку с учетом потерь на развязывающих элементах;

– снижение расчетного показателя надежности ЛИАБ ВА (в.б.р.) с учетом высокой вероятности отказа блока развязывающих элементов при отказе единичного развязывающего элемента (цепной отказ) и влиянию на отказоустойчивость развязывающих элементов большого количества факторов, контролировать которые практически невозможно;

– уменьшение отношения гарантированной, отдаваемой в диапазоне допустимого интервала напряжений разряда, энергии ЛИАБ ВА к полной энергии ЛИАБ ВА;

– увеличение массы ЛИАБ ВА по причине необходимости введения в состав ЛИАБ ВА: элементов развязки; средств автономного обеспечения теплового режима (тепловой аккумулятор); дополнительных накопительных элементов ЛИАБ ВА для компенсации потерь на развязывающих элементах при разряде ЛИАБ ВА на нагрузку.

Для нивелирования вышеупомянутых недостатков было решено детально проработать вариант работы ЛИАБ ВА в буферном режиме с силовой шиной ПТК.

Детальная проработка необходима по следующим причинам:

1. Существует ограничение по максимальному току разрядного устройства (РУ) из состава зарядно-разрядного устройства (ЗРУ) в АРК. При превышении определенного уровня срабатывает защита РУ, снимать которую нужно отдельной командой. При реализации работы ЛИАБ ВА в буферном режиме с силовой шиной, принимая во внимание малое омическое внутреннее сопротивление ЛИАБ ВА (~0,012 Ом), существует риск возникновения вышеупомянутого негативного момента;

2. Согласно требованию по максимальной готовности, ЛИАБ ВА должна в любой момент времени обеспечить требуемую энергию (не менее 3 кВт·ч), поэтому верхняя граница напряжения разряда ЛИАБ ВА должна быть больше минимального напряжения на СШ ПТК, значение которого также необходимо выяснить.

В случае выявления целесообразности работы ЛИАБ ВА в буферном режиме с СШ предполагается значительное снижение массы ЛИАБ ВА, увеличения надежности ЛИАБ ВА, значительное снижение тепловыделения ЛИАБ ВА. Поэтому с целью достижения наилучших характеристик ЛИАБ ВА, возникла необходимость проработки данного варианта с использованием методов математического моделирования.

Цель работы – проработать вариант функционирования ЛИАБ ВА в буферном режиме с СШ ПТК.

Для достижения цели были поставлены следующие задачи:

– оценить параметры СШ от АРК до ЛИАБ ВА, с приближенной оценкой напряжения на силовых выводах СШ в точке сопряжения с ЛИАБ ВА при условии минимального напряжения на них;

– разработать эквивалентную схему СЭС ПТК;

– оценить входные параметры для имитационной математической модели (ИММ) СЭС ПТК;

– разработать ИММ СЭС ПТК и оценить значение напряжения на СШ в точке сопряжения с ЛИАБ ВА при условии минимального напряжения на силовых выводах АРК;

– оценить динамику переходных процессов на СШ при переключении электрических нагрузок с максимальной на минимальную и обратно;

– подвести итог оценки возможности функционирования ЛИАБ ВА в буферном режиме с СШ ПТК;

– оценить массу разрабатываемой ЛИАБ ВА, согласно принимаемому решению.

В целях недопущения переразмеривания параметров ЛИАБ ВА, идущее со значительным ростом массы ЛИАБ ВА, было решено с применением методов математического имитационного моделирования оценить возможность функционирования ЛИАБ ВА в буферном режиме с силовой шиной ПТК для достижения наилучших возможных характеристик ЛИАБ ВА (максимальная надежность, минимальное тепловыделение, минимальная масса).

В рамках выполнения поставленных выше задач была разработана структурная схема СЭС ПТК (рис. 2) и оценены соответствующие параметры.

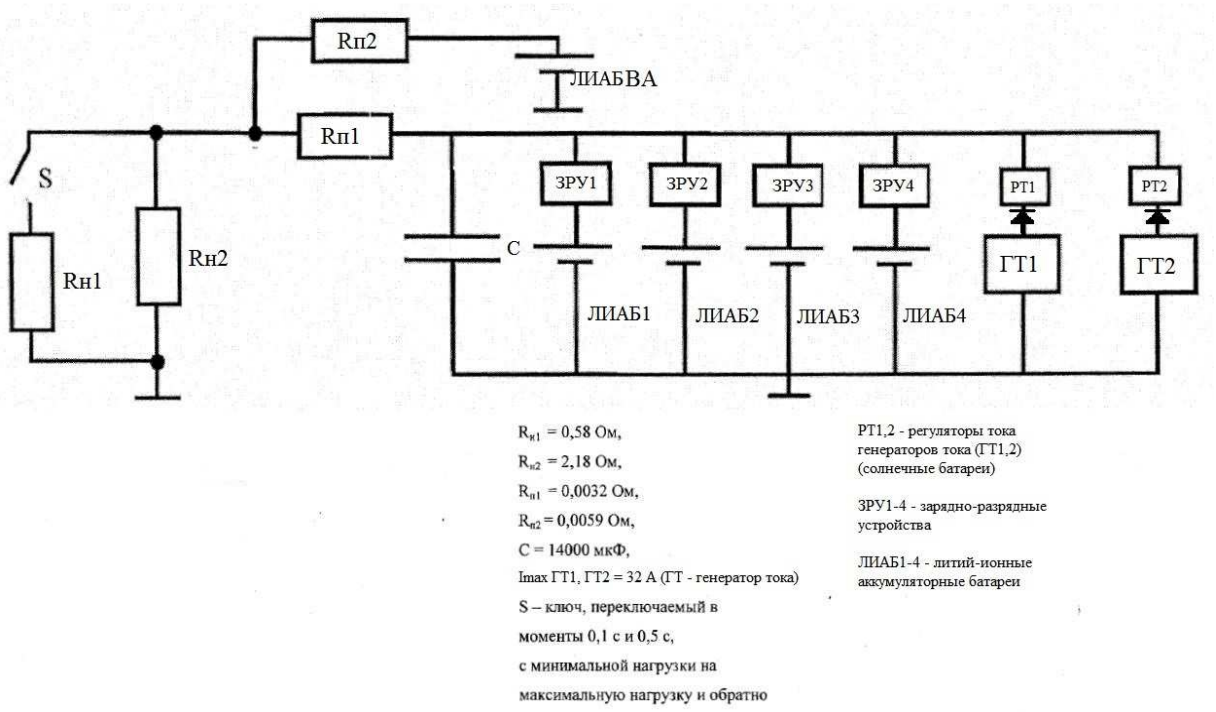


Рис. 2. Эквивалентная схема СЭС ПТК

Входные параметры ИММ СЭС ПТК:

Емкость конденсатора (С) в АРК, мкФ 14000
Максимальное напряжение АРК, В 33
Минимальное напряжение АРК, В 32
Максимально допустимый ток одного РУ из состава ЗРУ в АРК, А 55
Максимальная мощность АРК, развиваемая на нагрузку, Вт 2275
Минимальная мощность АРК, развиваемая на нагрузку, Вт 500
Суммарное внутреннее сопротивление 4-х ЛИАБ ДО, Ом 0,0125
Максимальный ток каждого ГТ (солнечной батареи), А 32
Внутреннее сопротивление ЛИАБ ВА, Ом 0,0120
Электроемкость ЛИАБ ВА, А·ч 150
Эквивалентное сопротивление нагрузки Rн1, Ом 0,58
Эквивалентное сопротивление нагрузки Rн2, Ом 2,18
Эквивалентное сопротивление участка кабельного тракта СШ, Rп1, Ом 0,0032
Эквивалентное сопротивление участка кабельного тракта СШ, Rп2, Ом 0,0059
Длительность переключения нагрузок посредством ключа S 0,4
Индуктивное сопротивление СШ, мкОм 0,1

Вследствие малости емкостного сопротивления, данным значением было решено пренебречь. Переходными процессами, возникающими при включении/отключении ГТ при переходе из света в тень и обратно, было решено пренебречь, так как данные переходные процессы в АРК не влияют на напряжение на силовых шинах АРК (принималось самое минимальное) (худший случай).

Первичная оценка показала, что для реализации максимальной готовности ЛИАБ ВА к разряду на нагрузку с максимальным напряжением 33 В при работе в буферном режиме с силовой шиной ПТК, верхняя граница напряжения разряда ЛИАБ ВА должна быть не более 31,34 В, иными словами ЛИАБ ВА должна гарантированно отдавать требуемую энергию в диапазоне напряжений 24,00 – 31,34 В. Такая оценка является приближенной, так как не учитываются зарядно-разрядные циклы ЛИАБ ВА и переходные процессы в СЭС ПТК.

Для более детальной оценки функционирования ЛИАБ ВА с силовой шиной ПТК в среде программирования Matlab/Simulink была разработана ИММ СЭС ПТК (рис. 3) на которой далее проводились тесты согласно поставленным задачам.

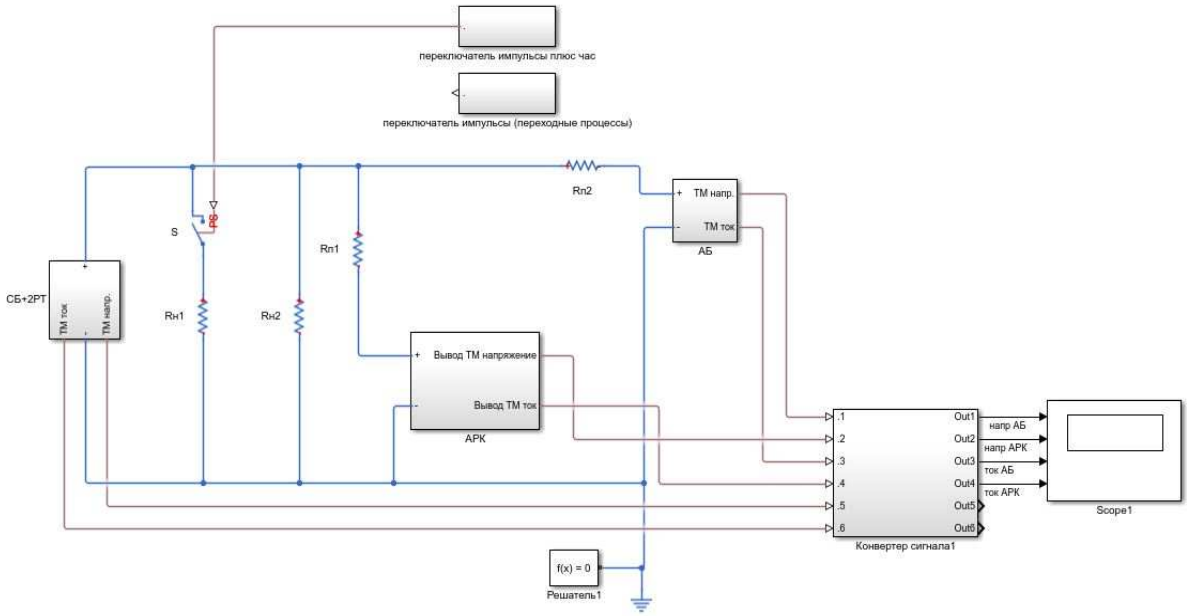


Рис. 3. ИММ СЭС ПТК в среде программирования Matlab/Simulink

В первом тесте были сымитированы переключения нагрузок АРК с максимальной на минимальную и обратно с учетом минимального напряжения АРК – 32 В. На рис. 4 представлены результаты моделирования. Во втором тесте было проведено моделирование функционирования ЛИАБ ВА с СШ ПТК в течение шестидесяти минут. Результаты представлены на рис. 5.

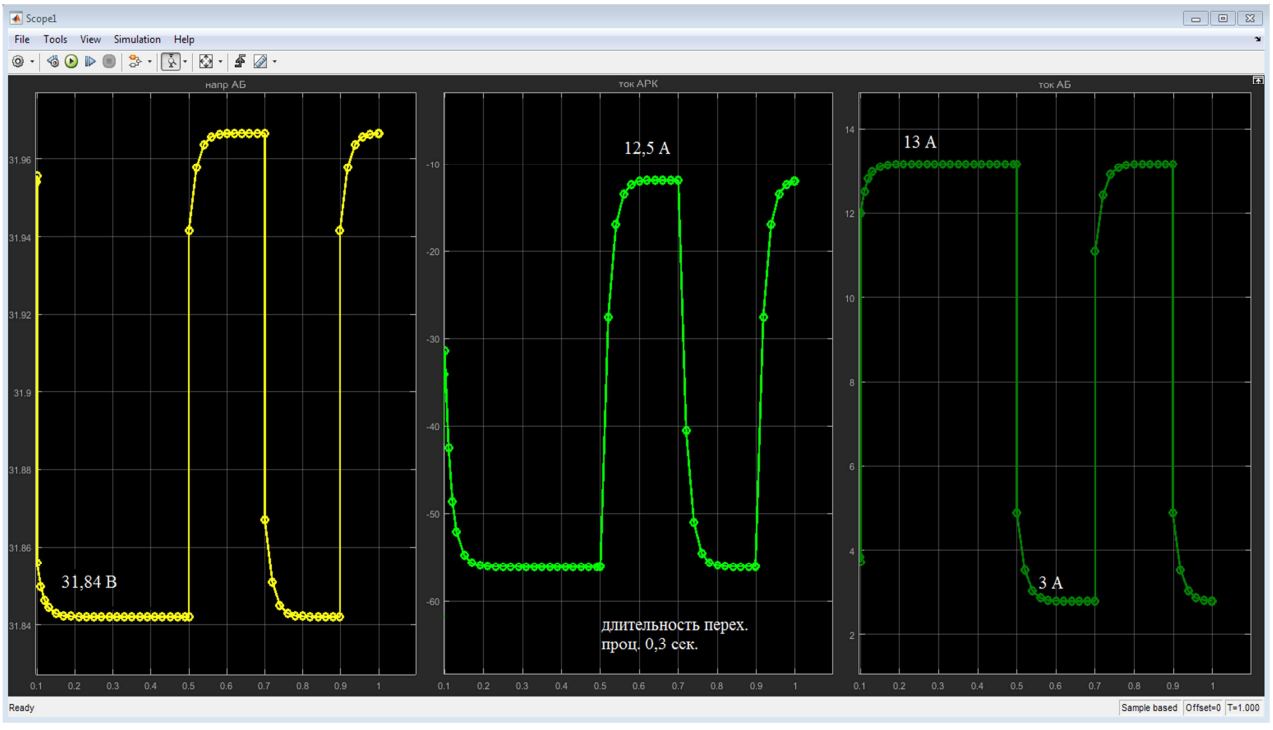


Рис. 4. Результаты моделирования функционирования ЛИАБ ВА при переходных процессах на СШ при переключении нагрузок с максимальной на минимальную и обратно. Напряжение АРК минимальное – 32 В

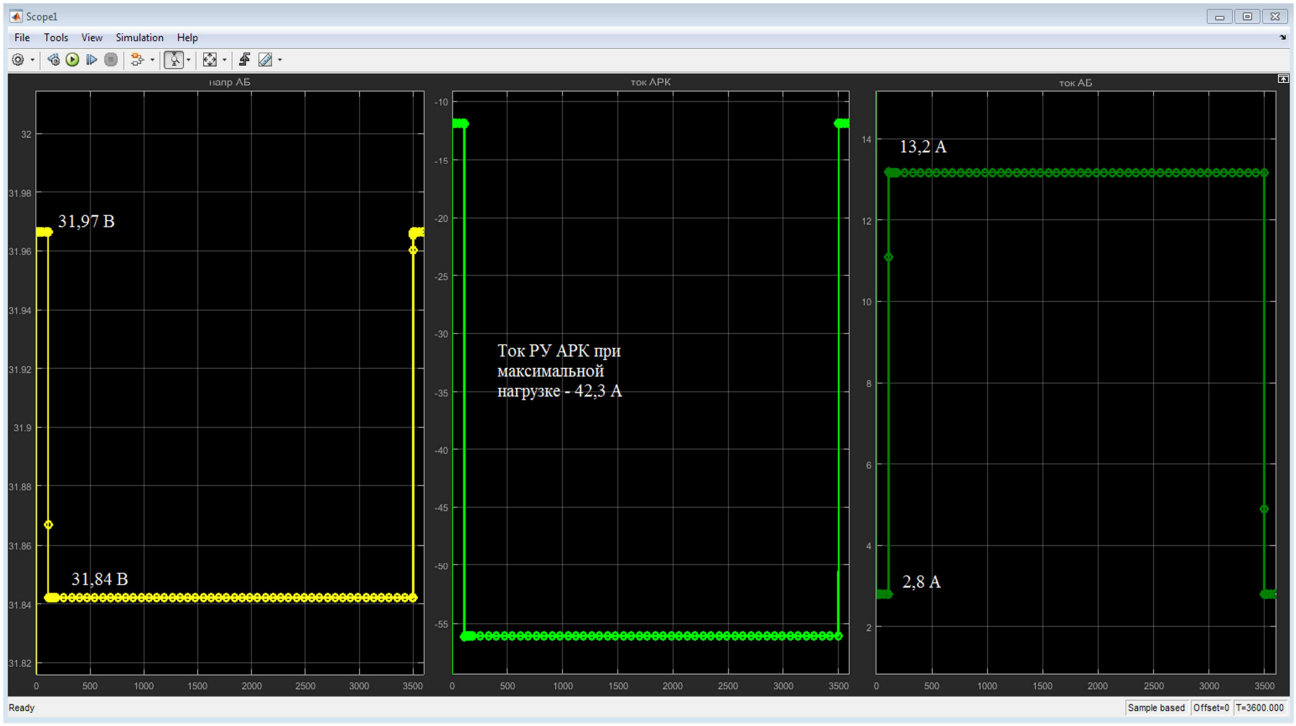


Рис. 5. Результаты моделирования функционирования ЛИАБ ВА с СШ ПТК в течение часа

Согласно представленным результатам математического моделирования, напряжение на ЛИАБ ВА, функционирующей в буферном режиме с СШ ПТК с учетом наименьшего значения напряжения АРК (32 В), не опустится ниже 31,84 В.

Переходные процессы на СШ при переключении нагрузок с максимальной на минимальную и обратно имеют сглаженные фронты и не приводят к падениям напряжения на ЛИАБ ВА ниже 31,84 В. Из рис. 4 видно, что ЛИАБ ВА, функционируя в буферном режиме с СШ ПТК (рис. 6), при максимальной нагрузке выходит в разряд, снижая нагрузку на АРК, а при минимальной нагрузке, подзаряжается от СШ ПТК. С учетом кратковременности переключений нагрузок в СЭС ПТК, ЛИАБ ВА глубина разряда ЛИАБ АБ минимальна, соответственно зарядно-разрядные циклы протекают с высоким коэффициентом полезного действия, что незначительно влияет на расход циклического ресурса ЛИАБ ВА [1–4].

Масса ЛИАБ ВА согласно обновленным требованиям составит не более 26,5 кг.

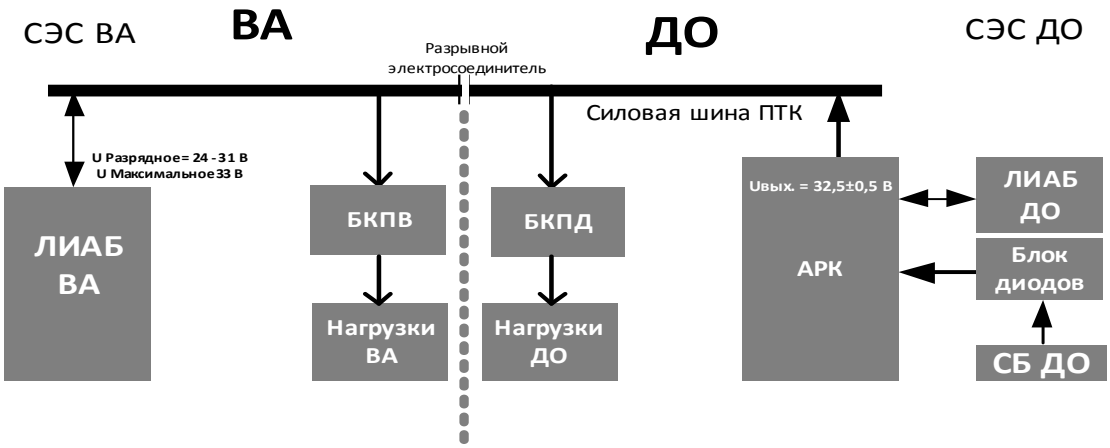


Рис. 6. Структурная схема СЭС ПТК (ЛИАБ ВА в буферном режиме)

Заключение

Автором проделана серьезная работа. Все поставленные задачи были выполнены. В настоящее время в ПАО «РКК «Энергия» предлагаемое решение принято, так как согласно результатам математического моделирования ЛИАБ ВА по отработке поставленных задач была показана возможность безопасной работы ЛИАБ ВА в буферном режиме с СШ ПТК; выпускается дополнение к техническому заданию на выполнение СЧ ОК ЛИАБ ВА с введением соответствующих подтвержденных допущений; в настоящее время эскизное проектирование ЛИАБ ВА завершено, ведется приемка рабочей конструкторской документации ЛИАБ ВА и подготовка к автономным и стыковочным испытаниям ЛИАБ ВА.

Список литературы

1. *Носкин Г.В., Харагезов Е.И., Хаванов Е.С., Бесчастный Р.А.* Первичные химические источники тока в электроснабжении пилотируемых возвращаемых космических аппаратов // Космическая техника и технологии. 2020. № 1(28). С. 34–41.
2. *Соустин Б.П., Иванчура В.И., Чернышев А.И., Исляев Ш.Н.* Системы электропитания космических аппаратов. Новосибирск, 1994. С. 250–308.
3. *Бессонов Л.А.* Теоретические основы электротехники. М.: «Высшая школа», 1964. С. 354–435.
4. *Бобрикова И.Г.* Введение в электрохимические технологии: учебное пособие Новочеркасск: Южно-Российский государственный политехнический университет, 2017. 184 с.

АНАЛОГОВЫЕ КИБЕРФИЗИЧЕСКИЕ СЕТИ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Дембицкий Н.Л.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Совершенствование микроконтроллеров [1, 2] создало условия для развития встроенных систем [3, 4] в направлении интеграции вычислений и физических процессов. В докладе рассматривается модель технической системы в виде сети процессоров, которые используются не как ускорители вычислений [5], а как компоненты логически связанных агрегатов. Перспективной областью применения таких сетей являются микроэлектромеханические системы [6, 7], объединяющие в себе микроэлектронные и микромеханические компоненты.

В настоящее время развиваются распределенные встроенные киберфизические системы управления на основе цифровых микропроцессоров, так называемые гибридные системы [8, 9]. Однако применение гибридных киберфизических систем сталкивается с рядом проблем. Среди них: синхронизация вычислений, обязательные этапы аналого-цифровых преобразований, согласование протоколов взаимодействия контроллеров, конструктивная сложность, высокие энергетические затраты при повышении быстродействия. В данной работе предлагается подход способный эффективно справляться с перечисленными проблемами.

Аналоговые киберфизические сети (АКФС) соединяют физические процессы с логической обработкой состояний технической системы (ТС). Переход из одного состояния в другое обусловлен непрерывно изменяющимися во времени параметрами.

Модель сети содержит три множества:

– физические процессоры,

– параметры ТС,

– энергетические потоки.

Взаимодействие этих множеств порождает *континуальную логику* АКФС, определяющую: структурную динамику, параметрическую динамику и поточную динамику модели ТС (рис. 1). Изменение параметров $\delta X(t)$ относительно областей допустимых значений повлечет включение/выключение процессоров. Включение или выключение процессоров $\delta\Pi(t)$ приводит к изменению множества энергетических потоков (ЭП). Изменение ЭП $\delta R(t)$ вызовет изменение множеств параметров. Если параметры не переходят через границы области допустимых значений, то структура сети не изменяется, и сеть выполняет определенные функциональные преобразования ЭП.

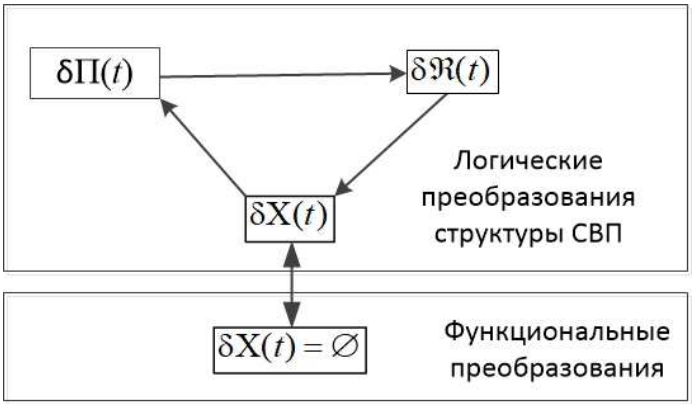


Рис. 1. Динамика изменения состояний технической системы

Модель АКФС представляет гетерархическую структуру из физических процессоров (ФП). На ее вход подаются внешние воздействия. Переход параметров через границы областей допустимых значений приводит к отключению или подключению ветвей сети. При этом сеть изменяет свой функционал по правилам континуальной логики.

Благодаря унификации структуры и сигнальных связей сеть открыта для наращивания функциональных возможностей. Появление дополнительных ветвей не влияет на структуру существующих связей.

ФП являются объединением агрегатов технической системы с аналоговыми логическими устройствами (агентами сети). Аппаратной реализацией агентов сети является континуальный процессор (КП). Объединяя в своей структуре аналоговую память, аналоговый преобразователь сигналов и континуальную логику, КП расширяет возможности аналоговых устройств в области решения задач логической обработки информации. Построенные на основе КП устройства обладают свойствами цифровых и аналоговых вычислителей.

В АКФС преодолен один из главных недостатков аналоговых схем – невозможность алгоритмического управления последовательными вычислительными процедурами без цифровой надстройки. Разработанный аналоговый элемент трехзначной логики создает базу для нецифровых аппаратных алгоритмов последовательного и циклического управления процессами в технических системах.

Областью применения АКФС являются быстродействующие системы управления устройствами, агрегатами, аппаратными комплексами. В настоящее время предложены технические решения для ряда приложений.

Система контроля параметров сложных ТС демонстрирует преимущества АКФС. Наличие в составе объекта тысяч компонентов делает задачу оперативного обнаружения отказов и предотказных ситуаций исключительно актуальной для обеспечения высокой работоспособности ТС. Уменьшение времени обнаружения, локализации отказа и восстановления работоспособности требуют повышения интенсивность мониторинга технического состояния всех подсистем и компонентов [10].

Используя законы континуальной логики, аналоговый регистратор отказов выполняет контроль технического состояния компонента в иерархической структуре ТС. Приоритет регистрации отказов и предотказных событий определяет логика взаимодействия регистраторов в сети, которую можно представить в виде следующего выражения:

$$\Psi(q)=\begin{cases} p_{И}:\{\nexists p\in\chi, q\notin\chi, \nexists p\in\chi_{П}, q\notin\chi_{П}, q\succ p\} \\ p_{П}:\{\nexists p\in\chi, q\notin\chi, \exists r\in(p\cup q), r\in\chi_{П}, q\succ p\} \\ p_{О}:\{\exists r\in(p\cup q), r\in\chi, q\succ p\} \end{cases},$$

где χ – множество параметров, попавших в область отказов, $\chi_{П}$ – множество параметров, попавших в область предотказных ситуаций, $\Psi(q)$ – трехзначная функция контроля параметра q, $\succ$ – отношение порядка регистраторов отказов в иерархии, $p_{И}$- сигнал (исправен), $p_{П}$- сигнал (предотказ), $p_{О}$- сигнал (отказ). Данные контроля в виде одного из уровней напряжения ($p_{И}$, $p_{П}$, $p_{О}$) передаются в регистраторы отказов верхнего уровня иерархической структуры ТС, диагностируя техническое состояние контролируемой ветви.

Аналоговая контрольно-диагностическая сеть одновременно передает в центральную ЭВМ контрольно-диагностическую информацию о техническом состоянии всех ветвей иерархической структуры ТС с задержкой менее 0,1 мкс. Благодаря унификации аналоговых сигналов и логики их взаимодействия в сети значительно упрощаются интерфейсные связи. Для сигналов сети все соединения являются электрически короткими линиями, что снижает требования по согласованию узлов контроля протяженных объектов. Аналоговая сеть более технологична и конструктивно проще цифровых сетей. Это позволяет повышать ее надежность за счет применения мажоритарного резервирования соединений.

Список литературы

1. *Бродин В.Б., Калинин А.В.* Системы на микроконтроллерах и БИС программируемой логики. М.: ЭКОМ, 2002. 400 с. ISBN 5-7163-0089-8.
2. *John L. Hennessy, David A. Patterson*. Computer architecture: a quantitative approach. San Francisco: Morgan Kaufmann publishers, 2013. URL: https://www.researchgate.net/
3. *Edward A. Lee, Sanjit A. Seshia*. Introduction to Embedded Systems, A Cyber-Physical Systems Approach. 2011. URL: http://LeeSeshia.org.
4. Actor-Oriented Design of Embedded Hardware and Soft ware Systems// Journal of Circuits, Systems, and Computers. 2003. № 12.
5. *Nicholas Blachford*. Lets Get Physical: Inside The PhysX Physics Processor (англ.). 2006. URL: www.blachford.info/computer/articles/PhysX2.html.
6. Презентация на тему: «Микросистемная техника «Введение в МЭМС». Пятышев Е.Н., Лурье М.С., Акульшин Ю.Д. Санкт-Петербург: СПбГПУ. URL: www.myshared.ru.
7. *Борзенко А.* Технология MEMS (bytemag.ru) // Бестселлеры ИТ-рынка. 2006. №1(89).
8. *Ricardo G.* Sanfelice Analysis and Design of Cyber-Physical Systems: A Hybrid Control Systems Approach. Department of Computer Engineering University of California Santa Cruz, CA 95064 c. 29.
9. *Henzinger T.A.* The theory of hybrid automata. In M. Inan and R. Kurshan, editors, Verification of Digital and Hybrid Systems. Volume 170 of NATO ASI Series F: Computer and Systems Sciences, pages 265–292. Springer-Verlag, 2000.
10. *Давыдов Н.С.* Техническая диагностика радиоэлектронных устройств и систем. М.: Радио и связь, 1988. 256 с.

ЭКОНОМИЧНОЕ СОЕДИНЕНИЕ ФОТОЭЛЕМЕНТОВ В СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕЕ

Драцкая А.И.[1], Скворцова А.А.[2]

[1]Центр физико-математического образования, Благотворительный фонд «Образование+», Гимназия №5, г. Королев, Россия
[2]Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Цель работы заключается в уменьшении потерь энергии в солнечных батареях. Эта цель достигается максимальным уменьшением длины соединительных проводов.

Единичный солнечный элемент обеспечивает небольшую электрическую мощность. Например, самая простая и дешевая промышленная деталь Solar Panel Seeed Studio размером 55×70 мм имеет напряжение 5,5 В при рабочем токе 100 мА, то есть способна выдавать электрическую мощность до 0,5 Вт [1].

Для увеличения мощности солнечные элементы соединяют в батареи. При этом применяют как последовательное соединение элементов для увеличения напряжения, так и параллельное – для увеличения силы тока. Технологий соединения солнечных элементов разработано множество, но в них преследуется только две цели: либо увеличить напряжение, либо увеличить силу тока. Часто предлагают соединять солнечные элементы проводом в виде змейки [2]. Но сразу же появился вопрос для изучения. Будет ли такое соединение рациональным? В соединительных проводах есть потери электрической энергии. Потери определяются электрическим сопротивлением соединительных проводов $R = \rho_e \frac{L}{S}$. Для уменьшения сопротивления применяют материалы с малым относительным сопротивлением ρ_e, например медь, серебро, золото. Нельзя изготавливать проводники с большой площадью S поперечного сечения. Но вполне можно максимально уменьшить длину L соединительного провода. Для достижения цели работы была сформулирована математическая задача поиска самой короткой соединительной линии. Самый простой пример – это параллельное соединение четырех квадратных солнечных элементов в батарею для увеличения силы тока при неизменном напряжении. Квадратная форма элементов определяет квадратную или прямоугольную форму солнечной батареи.

Задача стала математической. Как соединить четыре вершины квадрата самой короткой линией? Решение этой задачи известно в виде линии Штейнера, состоящей из пяти отрезков [3]. Конечно, можно соединить одноименные выводы элементов по периметру квадрата со стороной *a*, но тогда длина провода будет равна 4*a*. Один отрезок лишний, поэтому можно перейти к традиционной «змейке», при этом длина провода будет 3*a*, то есть уменьшится на 25%. Есть еще более короткий вариант соединения: в виде двух диагоналей квадрата с общей длиной 2,83*a*, то есть, на 6% меньше длины соединения «змейкой». Но если соединить элементы линией Штейнера, то длина провода будет равна 2,73*a*, то есть самой короткой, на 3,5% меньше диагональной схемы и на 9% меньше традиционного соединения «змейкой».

Сравнительный анализ экономии длины провода

	Квадрат	Змейка	Диагонали	Штейнер
Длина	4*a*	3*a*	2,83*a*	2,73*a*
Экономия	Не рац.	База	6%	9%

В таблице обобщен результат экономии длины и массы соединительного провода. За основу для сравнения взято традиционное соединение фотоэлементов «змейкой». Это базовый традиционный вариант. Следовательно, предлагаемый новый вид электрического соединения элементов позволит уменьшить электрическое сопротивление проводов на 9%. На столько же уменьшится масса проводов.

Техническая реализация нового соединения показана на рис. 1. Все четыре катода четырех фотоэлементов соединены линией Штейнера, четыре анода – второй линией Штейнера. Следует отметить, что по прочности и жесткости предлагаемая линия анизотропна, то есть по-разному изгибается в различных направлениях [4]. Но в этой статье вопросы прочности не затрагиваются.

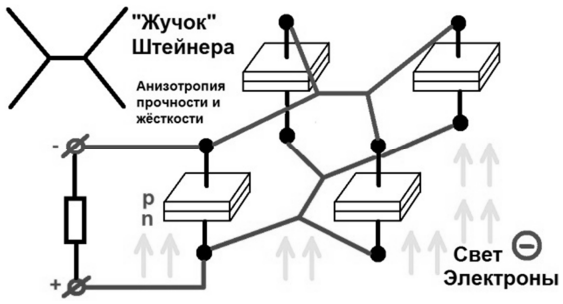


Рис. 1. Самое короткое параллельное соединение четырех фотоэлементов

После решения задачи о рациональном соединении четырех фотоэлементов появился следующий вопрос для исследования. Как рационально соединить произвольное количество фотоэлементов в солнечной батарее? Если солнечная батарея квадратная или прямоугольная, то выполнить это можно фрактальным способом. Первая группа-четверка элементов соединена проводами оптимально, в результате получены два общих вывода, катодов и анодов. Точно так же соединяются элементы во второй, третьей и четвертой группах-четверках. Всего получаются четыре пары выводов, которые, в свою очередь, опять соединяются линией Штейнера, но большего размера, обеспечивая пару электрических выводов. Такая схема фрактального соединения фотоэлементов показана на рис. 2. Чтобы не загромождать рисунок, на нем показаны соединения только, например, анодов. Внизу видны четыре небольшие линии Штейнера, а над ними расположена большая такая же линия. Снизу точно так же фрактально соединяются, например, катоды фотоэлементов. Сохраняется эффект экономии длины и массы соединительного провода 3% по сравнению с диагоналями и 9% по сравнению с традиционной линией-змейкой.

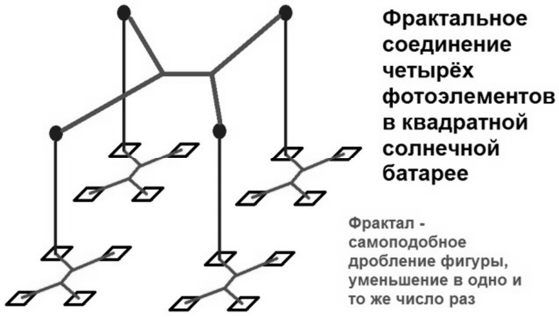


Рис. 2. Фрактальное соединение четверок катодов и анодов

Перспектива работы заключается не только в рациональном соединении известных электронных деталей. Таким способом можно соединять новые элементы как в микроэлектронике, так и в наноэлектронике. Известные традиционные полупроводники описываются в физике с помощью квантовой энергетической ямы. Чтобы электрон стал свободным, стал носителем электрического тока, он должен получить энергию от света, достаточную для подъема его из квантовой ямы. Однако сейчас изучаются объекты с совершенно новыми свойствами – квантовые каналы и квантовые точки. Новые электронные объекты предлагаются, но никто не говорит, как их рационально соединять. Предлагаемый способ самого короткого соединения таких объектов важен для практики из-за наименьшего электрического сопротивления, а потому и наименьшего нагрева при

работе детали. Схема новых электронных деталей показана на рис. 3. Для предлагаемого нового вида соединения электронных деталей, самого короткого соединения, не важен тип объекта. Основу составляет линия Штейнера, которая в этой работе показана для квадрата. Похожая линия открыта для прямоугольника. Изучаются сети Штейнера для различных фигур, особенно в сетевой электроэнергетике. Цель таких работ заключается с минимизации потерь электроэнергии в виде тепла при ее передаче по проводам. Вполне реально перенести эти результаты в область микроэлектроники.

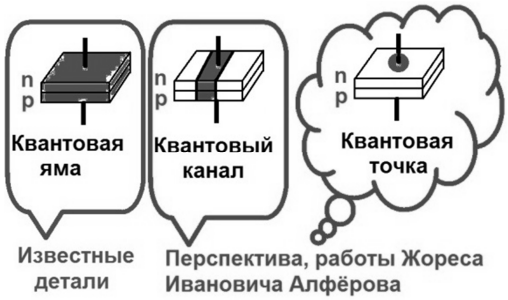


Рис. 3. Перспективные электронные детали для предлагаемого соединения

Предлагаемый новый способ соединения фотоэлементов был реализован в Образовательном центре и Университете «Сириус» в лаборатории полимеров при создании органической солнечной батареи во время смены 4–29 июля 2021 года.

Изготовлен действующий макет предлагаемой соединительной схемы с демонстрационными радиодеталями.

Работа проводится при поддержке Благотворительного фонда «Образование+».

Выводы:

1. Предложен самый короткий вариант параллельного соединения четырех фотоэлементов в солнечной батарее с помощью линии Штейнера.

2. Иллюстративный пример параллельного соединения важен для практики, потому что не изменяет напряжение, но увеличивает силу электрического тока.

3. Длина провода, масса провода, потери электроэнергии и выделяемое тепло уменьшились на 3% по сравнению с диагональю и на 9% по сравнению с традиционной линией-змейкой.

4. Новая соединительная схема перспективна для новых объектов микроэлектроники, например квантовых каналов и квантовых точек.

Список литературы

1. Солнечная батарея Solar Panel Seeed Studio [Электронный ресурс]. URL: https://www.seeedstudio.com/0-5W-Solar-Panel-55x70.html
2. Сборка солнечной батареи своими руками в домашних условиях. [Электронный ресурс]. URL: https://zen.yandex.ru/media/ecoenergetics/
3. *Драцкая А.И., Скворцова А.А., Якимова Е.И.* Новая геометрия минимальной арматурной кубической ячейки для перспективного композиционного материала // Сборник тезисов III Международной школы-конференции студентов, аспирантов и молодых ученых "Материалы и технологии XXI века" 29-31 октября 2018. Казань: Казанский (Приволжский) федеральный университет, 2018. С.234. [Электронный ресурс]. URL: http://www.mt21kpfu.com/
4. *Драцкая А.И., Скворцова А.А.* Анизотропия жесткости арматуры композиционного материала с ячейками Штейнера // Наука и инновации в технических университетах: Материалы Тринадцатого Всероссийского форума студентов, аспирантов и молодых ученых, 23-25 октября 2019 г. СПб.: ПОЛИТЕХ-ПРЕСС, 2019. С.53–55. [Электронный ресурс]. URL: http://www.semicond.ru/siforum2019/Forum2019.pdf

БЛОК УПРАВЛЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ РАЗГОННОГО БЛОКА

Балакин С.В., Горлов А.В., Панасик Д.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В настоящее время для создания перспективных ракет-носителей, позволяющих существенно повысить массу полезных грузов, выводимых на орбиту, разрабатываются современные высокоэффективные двигатели, имеющие большую надежность и высокие энергомассовые характеристики. Одним из таких двигателей является перспективный многофункциональный жидкостный ракетный двигатель (МФД).

Для обеспечения управления работой МФД перед ПАО «РКК «Энергия» была поставлена задача разработать блок управления двигателем (БУД). Данная задача является новой для предприятия, так как ранее решением подобных задач занималось другое предприятие [1].

Основной целью создания блока управления двигателем является снижение погрешности регулирования соотношения массовых расходов и суммарного расхода компонентов топлива и, как следствие, снижение массы гарантийных запасов топлива (ГЗТ). В результате снижения массы ГЗТ решается основная задача перспективных ракет-носителей, а именно повышение массы выводимых на орбиту полезных грузов.

БУД является многофункциональным прибором автоматического управления, решающим комплексную задачу управления двигателем [2]:

– запуск и останов МФД;

– аварийное выключение МФД в зависимости от состояния сигнализаторов давления, а также по окончании окислителя в БТНА;

– регулирование соотношения массовых расходов компонентов топлива;

– регулирование суммарного массового расхода компонентов топлива через двигатель;

– выдачу в систему бортовых измерений разгонного блока (СБИ РБ) информации о работе БУД;

– выдачу в СБИ РБ измеряемых и сигнальных параметров МФД, информация о которых поступает в БУД;

– выдачу в систему управления разгонным блоком сигнала об аварийном выключении МФД (АВД).

Остановимся более подробно на регулировании соотношения массовых расходов компонентов топлива и заданного суммарного массового расхода через двигатель. Канал регулирования соотношения массовых расходов компонентов топлива включает в себя следующие составные элементы:

– датчики расхода компонентов топлива (окислителя и горючего),

– датчики температуры компонентов топлива (окислителя и горючего),

– усилители-преобразователи сигналов,

– блок-вычислителя,

– модуль коммутации,

– привод дросселя,

– дроссель.

Датчики расхода окислителя и горючего измеряют объемные расходы компонентов топлива. Сигналы с датчиков расхода усиливаются в усилителях-преобразователях и передаются в управляющее устройство в виде переменного напряжения с частотой пропорциональной расходу компонентов топлива. Учитывая, что для регулирования задаются массовые расходы, а датчики расхода измеряют объемный расход, необходимо осуществить переход от измеряемых объемов к массе на основе формул для вычисления плотностей компонентов топлива.

Датчики температуры устанавливаются в линиях горючего и окислителя. Значение сопротивления датчиков температуры преобразуется в усилителях-преобразователях в частоту, которая пропорциональна температуре компонентов топлива, и передается в блок вычислителя.

Блок вычислителя определяет длительность и знак управляющего воздействия, которое через модуль коммутации выдается на привод дросселя. Длительность команды пропорциональна углу, на который необходимо повернуть вал дросселя.

Привод дросселя поворачивает вал дросселя соотношения расходов компонентов топлива и, как следствие, изменяется соотношение расходов компонентов топлива.

Процесс регулирования осуществляется циклически. В каждом цикле вычисляется текущее значение соотношения компонентов топлива и сравнивается с номинальным заданным значением. По их разности вычисляется угол поправки на положение дросселя. По углу положения и скорости вращения вала дросселя определяется длительность подачи напряжения на привод дросселя.

Канал регулирования суммарного массового расхода компонентов топлива построен на тех же аппаратных средствах, что и канал регулирования соотношения массовых расходов компонентов топлива с единственным отличием: регулирование осуществляется с помощью регулятора. Блок вычислителя определяет отклонение суммарного расхода от заданного и вырабатывает управляющую команду «Форсирование» или «Дросселирование», которая через модуль коммутации передается на привод регулятора. Длительность команды пропорциональна величине отклонения суммарного расхода.

Учитывая особенности расположения БУД в составе двигателя, при его разработке используется только радиационно- и вакуум-стойкая ЭКБ отечественного производства.

Для преобразования значений с резистивных датчиков в частоту используются новые отечественные программируемые аналогово-цифровые микросхемы (ПАИС) 5400ТР094 производства ДЦ «Союз» (г. Зеленоград). Данные микросхемы могут работать как в режиме отладки, так и в режиме жесткой прошивки, что позволяет изменять внутреннюю структуру ПАИС во время разработки прибора БУД. Микросхема изготовлена по технологии «кремний на изоляторе» (КНИ), что обеспечивает ее стойкость к воздействию ТЗЧ с энергией до 60 МэВ. В качестве управляющего микроконтроллера используется микроконтроллер фирмы «Миландр» 1986ВЕ7Т. Данный микроконтроллер изготовлен по радиационно-стойкой архитектуре и стоек к воздействию ТЗЧ с энергией до 60 МэВ. В микроконтроллере 1986ВЕ7Т зашивается программа включения и останова МФД, программа расчета управляющих воздействий на приводы регуляторов расхода и соотношения компонентов топлива.

Прибор БУД изготавливается в модульном конструктиве, таким образом, схемы измерительной и цифровой частей прибора находятся в непосредственной близости от цепей коммутации. В части коммутации возможно потребление тока до 25 А при напряжении до 32 В. В силовой части прибора находятся 7 блоков коммутации питания на клапан, которые работают с частотой 2 кГц и токами до 2 А и напряжением до 32 В на индуктивную нагрузку для каждого блока. Таким образом, становится чрезвычайно актуальным решение задачи электромагнитной совместимости (ЭМС).

Список литературы

1. *Иванов В.П., Партола И.С.* Комбинированная система управления расходованием топлива кислородно-водородного разгонного блока // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2011 №3 (27). С. 28–33.
2. *Соколов Б.А., Тупицын Н.Н.* Исследование возможности создания на базе кислородно-углеводородного двигателя 11Д58М высокоэкономичного многофункционального безгазогенераторного ракетного двигателя с кислородным охлаждением // Космическая техника и технологии. 2019. №2 (25). С.67–78.

РАЗРАБОТКА СПЕЦИАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ПРИВОДА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ НАЗЕМНЫХ ОТРАБОТОК ДВИГАТЕЛЕЙ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Никитова А.В.

АО «Корпорация «Московский институт теплотехники», г. Москва, Россия

Постоянное усовершенствование двигателей специального назначения, в составе которых присутствует электромеханический привод (ЭМП), приводит к необходимости оптимизации методов управления ЭМП, обеспечивающей расширенные возможности и функциональность.

При оптимизации характеристик ЭМП отличительной особенностью является оперативность, обеспечивающая повышенную точность дозирования импульсов тяги и глубину регулирования. Это дает возможность оптимального управления исполнительными элементами доводочных двигательных установок и является важной и актуальной задачей. Для этого возникает потребность создать комплекс специального программного обеспечения (СПО), входящий в состав системы управления работающей в режиме реального времени, а также предусматривающий возможность модернизации для последующей отладки и проверки при проведении испытаний.

В рамках работ по оптимизации характеристик ЭМП разработан комплекс СПО в составе автоматизированной стендовой системы управления (ССУ) наземной отработки двигателей специального назначения, построенной на основе новейших разработок в области высокотехнологичной радиоэлектроники и микропроцессорной техники.

Разработанный комплекс СПО обеспечивает возможность с высокой дискретностью выполнять управление исполнительных элементов электромеханических приводов двигательных установок, а также сбор и выдачу телеметрической информации в систему регистрации при проведении наземных отработок.

Комплекс СПО обеспечивает:

– функционирование исполнительных элементов электромеханических приводов двигательных установок в соответствии с различными вариантами работы и осуществление работы системы в режиме реального времени,

– обработку параметров датчиков давления в режиме реального времени и организацию обратной связи в целях оперативного управления ЭМП,

– сбор временных параметров, параметров тока и напряжения о состоянии ЭМП,

– проведение диагностики ССУ на работоспособность,

– анализ аварийных ситуаций и моментальную реакцию на них,

– формирование и выдачу телеметрической информации в систему регистрации,

– удобный человеко-машинный интерфейс для взаимодействия оператора с системой.

Аппаратное обеспечение ССУ создано на основе комбинированного решения в рамках единой платформы, построенной на базе контроллера реального времени, взаимодействующего с программируемой логической интегральной схемой (ПЛИС), а также на основе микроконтроллеров среднего уровня с развитой периферией.

Комплекс СПО для автоматизированной ССУ построен на принципах модульной распределенной и многоуровневой архитектуры и функционирует в реальном времени. Такой подход обеспечивает высокий модернизационный потенциал системы в целом.

При разработке программного обеспечения была проведена алгоритмическая декомпозиция системы по уровням и функциональности выполняемых задач [1].

Применение ПЛИС дает возможность организовать управление с высокой оперативностью, измерение параметров в режиме реального времени, точную выдачу управляющих воздействий, обработку аварийных ситуаций, а также диагностику состояния и работоспособности аппаратных средств, а также достичь реального распараллеливания задач и более рационального использования аппаратных ресурсов. [2]

Создание комплекса СПО проводилось совместно с разработкой распределенной многоуровневой ССУ от стадии проектирования до экспериментальных исследований.

После завершения разработки комплекса СПО и аппаратной части ССУ была проведена серия испытательных работ с положительными результатами. По результатам испытаний получены данные, позволяющие проводить дальнейшую оптимизацию характеристик ЭМП в части повышения точности дозирования импульсов тяги, а также глубину регулирования.

Разработанный комплекс СПО в составе ССУ приводит к появлению возможности наземной отработки ЭМП, входящих в состав двигательных установок доводочных ступеней, что открывает высокий модернизационный потенциал и в области управления ЭМП, и в области применения двигателей специального назначения, используемых для перемещения полезной нагрузки.

Список литературы

1. *Бернс Брендан*. Распределенные системы. Паттерны проектирования. СПб.:Питер, 2019. ISBN №978–5–4461–0950–0.
2. *Хассан Гома*. ULM. Проектирование систем реального времени, параллельных и распределенных приложений. Москва, 2011. ББК 32.973.26-018.1.

ОБОБЩЕННАЯ МЕТОДИКА ВЫБОРА ШИРИНЫ ПЕЧАТНЫХ ПРОВОДНИКОВ ПЕЧАТНЫХ ПЛАТ, УСТАНОВЛЕННЫХ НА МЕТАЛЛИЧЕСКОЕ ОСНОВАНИЕ И РАБОТАЮЩИХ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ВАКУУМА

Костин А.В., Шумских И.Ю.

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара, Россия

В современной радиоэлектронной аппаратуре широко применяются печатные платы. Бортовая аппаратура космических аппаратов (БА КА) не является исключением. Причем, в ней получили широкое распространение печатные платы на металлическом основании. Последнее обеспечивает эффективный отвод тепла от электронных компонентов и элементов печатного монтажа. Печатные платы БА КА чаще всего работают при отсутствии конвекции.

При выборе ширины печатных проводников (ПП) важно учитывать температуру, до которой они нагреются при заданном токе. Для наземной аппаратуры, работающей в условии естественной конвекции в нормативно-технической документации (НТД) приводятся методики выбора ширины ПП. Все эти методики дают примерно одинаковый результат. В зарубежной НТД имеется информация для печатных плат, работающих в вакууме. Однако для печатных плат на металлическом основании, работающих при отсутствии конвекции в НТД, данные отсутствуют. В публикациях имеется подобная методика [1]. Однако, каким образом получена расчетная формула, применима ли она для вакуума и насколько точный дает результат, в статье не приводится. Последнее для космического приборостроения является особенно актуальным.

В настоящей работе предлагается методика выбора ширины ПП, учитывающая кондуктивный отвод тепла от ПП через слои изоляционного материала на металлическое основание. Тепловое сопротивление слоев изоляционного материала определяется как геометрией их части, находящейся под ПП, так и теплофизическими свойствами самих материалов. Исходя из построенной математической модели, можно определить минимальную ширину k-го ПП j-го слоя по протекающему по нему току I_{kj} при заданном перегреве ΔT. Ширина рассчитывается с учетом температурного коэффициента сопротивления (ТКС) материала ПП. Формула будет выглядеть следующим образом:

$$t_{kj} = I_{kj}\sqrt{(1+\alpha\Delta T)\frac{\rho_{П}}{\Delta T \cdot h_{Пj}}\sum_{i=1}^{n_j-1}\frac{h_{Иi}}{\lambda_{Иi}}}, \qquad (1)$$

где $h_{Иi}$ – толщина i-го слоя изоляционного материала; I_{kj} – сила тока, текущего по k-му ПП j-го слоя проводящего рисунка; $\rho_{П}$ – удельное электрическое сопротивление ПП; $\lambda_{Иi}$ – коэффициент теплопроводности i-го слоя изоляционного материала; ΔT – заданный перегрев ПП относительно металлического основания; $h_{Пj}$ – толщина ПП j-го слоя проводящего рисунка; n_j–1 – количество слоев изоляционного материала между ПП j-го слоя и металлическим основанием; α – ТКС материала ПП.

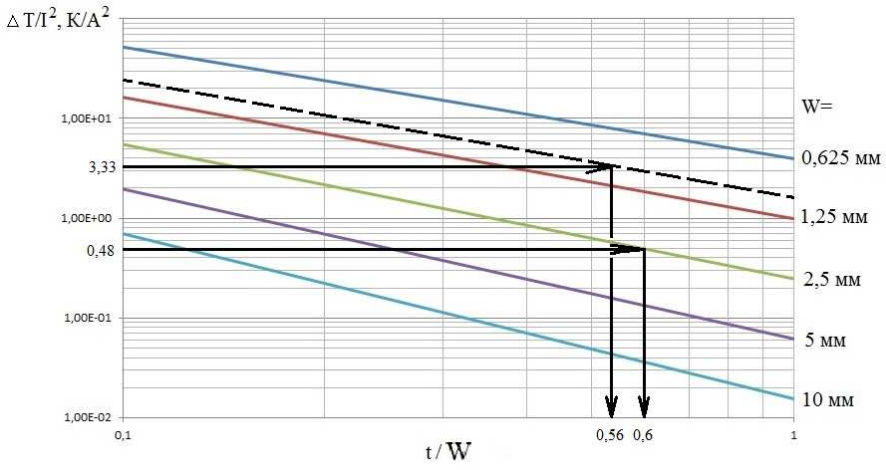
В формуле (1) принято допущение, что температура ПП не зависит от координат и удельные сопротивления слоев фольги и гальванической меди одинаковые. На самом деле они отличаются. Принятое допущение может привести к ошибке в значениях перегрева ПП не более 10%, что было определено математически [2].

В формуле (1) не учтен дополнительный отвод тепла с краев ПП. В объеме изоляционных материалов на краях ПП тепло будет отводиться не строго перпендикулярно плоскости основания, будут присутствовать дополнительные тепловые потоки. Они снизят температуру ПП. Аналитически рассчитать влияние этих потоков весьма сложно. Для этого целесообразно использовать численные методы. Для расчетов использовалась программа ANSIS 2019 R1 модуль Steady-State Thermal. T_0 целесообразно принять равной нулю. Тогда программа будет возвращать значения перегрева ΔT. Влияние ТКС не учитывалось.

На рисунке представлены графики зависимости $\Delta T/I^2$ (здесь и далее индексы *kj* у *I* опущены) от *t/W*, при разных *W* (ширины изоляционных материалов: подложки печатной платы и клея, которым она приклеена к металлическому основанию) для ПП второго проводящего слоя ($j = 2$) восьмислойной печатной платы, схема расположения слоев которой представлена в таблице. Нумерация слоев от основания. Значение толщины слоя гальванической меди принято равным 20 мкм.

Схема расположение слоев печатной платы

Тип печатной платы	Материал изоляционных слоев	$h_{Иi}$, мм	$\lambda_{Иi}$, Вт/м·К	j	$h_{Пj}$, мкм
8-слойная				8	38
	DE104ML 0,100 B H000/H018	0,1	0,3		
	Стеклоткань СТП-4-0,062, 2 слоя	0,124	0,3	7	18
	DE104ML 0,300 B H018/H018	0,3	0,3		
	Стеклоткань СТП-4-0,062, 2 слоя	0,124	0,3	6	18
				5	18
	DE104ML 0,300 B H018/H018	0,3	0,3		
	Стеклоткань СТП-4-0,062, 2 слоя	0,124	0,3	4	18
				3	18
	DE104ML 0,300 B H018/H018	0,3	0,3		
	Стеклоткань СТП-4-0,062, 2 слоя	0,124	0,3	2	18
	DE104ML 0,100 B H000/H018	0,1	0,3		
	Эласил 137-182	0,3	1,6	1	38
	Стеклоткань СТП-4-0,062, 2 слоя	0,124	0,3		
	Клей ВК-9 с нитридом бора	0,3	0,9		



Графики зависимости $\Delta T/I^2$ от *t/W*
при разных *W* для ПП второго проводящего слоя (*j*=2)

Построив такие графики (как на рисунке), можно просто определять ширину ПП графическим методом при проектировании. Для примера определим ширину ПП второго проводящего слоя восьмислойной печатной платы. Графики зависимости $\Delta T/I^2$ от *t/W*, при разных *W* для него представлены на рисунке. Пусть $W = 2{,}5$ мм, $I = 3{,}8$ А, $\Delta T = 7$ К. Соотношение $\Delta T/I^2 \approx 0{,}48$ К/А^2. Откладываем значение 0,48 на оси ординат. Проведем горизонтальную линию до пересечения с графиком, соответствующим $W = 2{,}5$ мм. Находим $t/W = 0{,}6$ в точке пересечения. Находим $t = 0{,}6 \cdot 2{,}5 = 1{,}5$ мм. Моделирование в ANSIS показывает, что при заданных значениях *I, W* и найденном значении *t* величина перегрева будет составлять 6,811 К. Если принять его за истинное значение, то относительная ошибка расчетов, по температуре, составит 2,8%. Рассмотрим второй пример для того же

проводящего слоя той же платы. Пусть $W = 1$ мм, $I = 3$ А, $\Delta T = 30$ К. Соотношение $\Delta T/I^2 \approx 3{,}3$ К/А^2. Как видно из рисунка, графика, соответствующего $W = 1$ мм, нет. Его необходимо восстановить. Из рисунка видно, что при двукратном увеличении W расстояние между графиками по оси ординат при конкретном значении t/W примерно одинаковые. Это можно использовать при восстановлении недостающих графиков. Восстанавливаем, таким образом, график для $W = 1$ мм (на рисунке показан пунктирной линией). Далее поступаем аналогично предыдущему примеру и находим $t/W = 0{,}56$. Тогда $t = 0{,}56$ мм. Моделирование в ANSIS показывает, что при заданных значениях I, W и найденном значении t величина перегрева будет составлять 26,776 К. Если принять его за истинное значение, то относительная ошибка расчетов по температуре составит 12%.

Даже если графики построены без учета ТКС его влияние можно учесть. Перегрев будет равен произведению теплового сопротивления на мощность, рассеиваемую ПП, которая будет определяться как квадрат силы тока на электрическое сопротивление. Если множитель $(1+\alpha\Delta T)$ сгруппировать с силой тока, то можно предположить, что при заданной температуре сила тока будет больше на $\sqrt{1+\alpha\Delta T}$. Отложив новое, приведенное значение силы тока, можно определить требуемую ширину ПП с учетом ТКС.

Если по ПП течет переменный синусоидальный ток, то на определенных частотах будет проявляться поверхностный эффект. Активное сопротивление такого ПП будет увеличиваться. Рассеваемая мощность будет расти и, как следствие, будет расти перегрев. Расчеты показали, что ввиду существенной разницы между коэффициентом теплопроводности материала ПП и изоляционных материалов даже при ярко выраженном поверхностном эффекте ПП будет прогреваться равномерно. Тогда можно пользоваться описанной выше методикой, но пересчитав сопротивление ПП (подробнее в работе [3]).

Одним из допущений, сделанных при разработке методики, было отсутствие излучения. Учесть его при расчетах зачастую очень сложно. Оно снизит перегрев. Расчеты показывают, что излучение может снизить перегрев ПП, в большинстве случаев, на 15 %. С точки зрения надежности это хорошо, так как фактическая температура будет ниже расчетной.

Следует иметь ввиду, что изложенная в настоящей публикации методика, как и все аналогичные, разработана для одиночного и бесконечно длинного ПП. В реальных печатных платах температура ПП может отличаться от расчетной как в меньшую, так и в большую сторону. Это может иметь место на поворотах ПП, вблизи других ПП и полигонов, вблизи электронных компонентов и элементов их крепления, элементов крепления самой печатной платы. Критерий одиночности ПП для рассматриваемых плат возможно сформировать только приближенно. Он напрямую зависит от толщины печатной платы.

Таким образом, была разработана инженерная методика выбора ширины ПП печатных плат, установленных на металлическое основание и работающих в условиях космического вакуума. Она позволяет определить требуемое значение ширины ПП по заданному значению перегрева, силы тока и конструктиву печатной платы.

Список литературы

1. *Муравьев Ю.* Особенности проектирования и производства печатных плат на металлическом основании // Производство электроники: Технология, оборудования, материалы. 2010. №2. С. 35–38.
2. *Костин А.В., Шумских И.Ю., Рузанов А.В.* Выбор ширины печатных проводников печатных плат на металлическом основании для бортовой аппаратуры космических аппаратов // Электронные и электромеханические системы и устройства: сб. науч. тр. Томск: Издательство Томского государственного университета, 2021. С.526–533.
3. *Костин А.В.* Методика расчета ширины печатных проводников печатных плат на металлическом основании для приборов космических аппаратов при переменном токе // Труды МАИ. 2020. №114. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=118933.

УНИВЕРСАЛЬНАЯ РЕЗЕРВИРОВАННАЯ РАДИАЦИОННО-СТОЙКАЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА НА ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ЭЛЕМЕНТНОЙ БАЗЕ

Наседкин К.А.

АО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор», г. Санкт-Петербург, Россия

На данный момент наиболее ярко выраженным трендом в отечественном космическом приборостроении является импортозамещение. На данный момент, по заявлениям главы Роскосмоса [1], не менее 20% электронной компонентной базы (ЭКБ), применяющейся в приборах космического назначения составляет импорт. Это означает, что космическая отрасль критически зависит от поставок ЭКБ, которые производятся не в России, и доступ к которым может быть перекрыт в любой момент. Ожидается, что за счет государственных программ к 2026 году электроника, предназначенная для космоса, должна стать полностью отечественной, что приводит к необходимости перевода всех серийных и перспективных изделий на соответствующую ЭКБ. Таким образом, на данный момент это наиболее актуальная проблема в этом сегменте приборостроения.

Целью данной работы было построение резервированной радиационно-стойкой вычислительной системы на отечественной элементной базе, которая является универсальной платформой с возможностью модульного расширения под необходимые требования.

Основным требованием к приборам космического применения является повышенные эксплуатационные требования, в частности по радиационной стойкости. Радиационные эффекты в общем виде можно разделить на две большие группы: постепенная деградация и одиночные события.

Постепенная деградация связана с накоплением заряда на ловушках, генерируемых в объеме окисла и на поверхности раздела кремний–диэлектрик. Деградация носит характер постепенного старения, т. е. эти эффекты незаметны при относительно коротких сроках существования микросхемы, либо в начале ее эксплуатации в космосе. Большинство таких отказов является параметрическими отказами. Такие эффекты более-менее предсказуемы и возможен их расчет. С постепенной деградацией можно бороться, применяя схемы, которые отслеживают изменения параметров транзисторов при воздействии радиации и компенсируют их, например схему автокомпенсации напряжения на подложке [2, 3].

Одиночные события вызываются одиночными высокоэнергетическими ионизирующими частицами. Их воздействие носит случайный характер, связанный с попаданием отдельных частиц в чувствительные микрообъемы элементов памяти, что вызывает переключение логического состояния и потерю информации. Их можно разделить на обратимые и необратимые. Обратимые переключения (сбои) имеют место в запоминающих устройствах статической и динамической памяти и представляют собой обратимое переключение ячейки из одного состояния в другое без потери работоспособности ячейки [4]. Гораздо более опасными являются одиночные события, приводящие к необратимым разрушающим последствиям.

И если проблемы с постепенной деградацией в значительной степени парируются на уровне проектирования ЭКБ (автокомпенсация, использование специальных радиационно стойких подложек) и правильного ее применения с учетом рекомендаций производителя, то одиночные события необходимо парировать на уровне алгоритмическом и организационном.

Таким образом, в предлагаемом приборе должно быть:

– использование радиационно стойкой ЭКБ отечественного производства,

– использование алгоритмических и организационных способов защиты,

– применение принципов модульности и расширяемости.

В основе построения платформы лежит принцип резервирования центрального вычислителя с постоянной поддержкой консистентной информации. Система представляет собой три процессора, каждый связан с двумя другими по высокоскоростному интерфейсу.

Есть два варианта построения резервирования системы. В основе первого варианта лежит принцип полного дублирования систем. В качестве входной информации используются данные с трех наборов идентичных датчиков. Поток данных со своего набора получается каждым из процессоров, после чего происходит обмен этими данными между процессорами, усреднение и обработка одинаковыми алгоритмами, после чего в управляющую систему посылается три варианта решения. Так как входные данные при обработке информации были одинаковы, алгоритмы одинаковые, то на входе в управляющую систему поступит одинаковое решение. В случае сбоя на одном из процессоров и приеме разных решений, управляющая система оценивает и отметает неверное решение. В случае отказа одного и двух наборов датчиков система продолжает функционировать, процессор сообщает остальным, что у него нет входной информации, и работает только с данными поступающими по межмашинной связи. Такой вариант дает наибольшую защиту от сбоев и отказов, но требует больше места в корпусе изделия, так как дублируются системы датчиков. Также у него меньше вычислительная способность, потому что одна и та же задача решается три раза параллельно.

В основе второго варианта лежит принцип распараллеливания вычислений с мажоритарной системой управления. У системы один входной поток информации, который тем не менее приходит на все процессоры. Согласно заданному алгоритму, процессоры выявляют ведущий среди них. Затем происходит распределение вычисляемых задач, на каждом процессе происходит вычисление своего куска, затем ведущий процессор сводит решение вместе. Затем происходит обмен решением с обоими процессорами и передача информации управляющей системе. В случае отказа любого из процессоров происходит переопределение ведущего процессора и распараллеливание вычислений на оставшихся двух. Таким образом, отказ процессора ведет к снижению вычислительной мощности, но не приводит к отказу системы. Такой вариант дает меньшую защиту от сбоев, но занимает меньше места и позволяет выдавать втрое большую производительность.

Данная платформа позволяет реализовать оба этих варианта, в зависимости от потребностей и задач заказчика, в одном конструктивном решении.

В качестве процессора был выбран 1892вм206. Это радиационно стойкий процессор, обладающий следующими необходимыми характеристиками [5]:

– четыре порта SpaceWire (ECSS-E-50-12C, каждый от 2 до 300 Мбит/с);

– два мультипротокольных порта SpaceFibre/GigaSpaceWire (SpaceWire-RUS), не менее 1,25 Гбит/с каждый порт;

– параметры радиационной стойкости: свыше 200 крад по накопленной дозе; стойкость к воздействиям ТЗЧ (SEL) при пороговом значении ЛПЭ более 60 МэВ·см²/мг;

– коррекция ошибок внутренней и внешней памяти: исправление однократных ошибок и обнаружение двукратных ошибок при помощи модифицированного кода Хэмминга;

– межблочная связь реализуется на основе протокола GigaSpaceWire, что позволяет передавать данные со скоростью 1,25 Гб/с.

Разработанная система имеет следующие характеристики:

1. Форм-фактор – блок формата 3U. Семь доступных шагомест для модулей расширения. Минимальный состав включает в себя крейт для установки с источником питания, модуль процессорный с платой памяти, модуль телеметрии.

2. Объем ОЗУ процессорного модуля 16 Мбайт.

3. Основной средой передачи данных внутри крейта является интерфейс SpaceWire ECSS-E-ST-50-12C. Для однокрейтового исполнения предусмотрена межпроцессорная связь GigaSpaceWire.

4. Количество каналов MIL-STD1553, подключаемых к процессорному модулю – 2 резервированных канала. Количество гальванически развязанных каналов CAN, подключаемых к процессорному модулю – 2.

5. Общее число каналов RS-232/RS-485, подключаемых к процессорному модулю через модуль телеметрии, до 6. Каналов RS232 – не более 6. Количество гальванически

развязанных каналов RS485 – не более 3. Количество каналов FastEthernet, подключаемых к процессорному модулю через модуль телеметрии – 1.

6. В качестве операционной система должны использоваться ЗОСРВ «Нейтрино» КПДА.10964-01, версии не ниже 2020 г.

7. Вычислительная мощность: в режиме распределения вычислений до 6,72 TFLOPs; в режиме повышенной надежности до 2,24 TFLOPs.

8. Скорость синхронизации данных: с точностью по времени до 8 нс.

9. Радиационная стойкость: достаточная для применений в условиях повышенного воздействия спецфакторов.

10. Полностью отечественная элементная база.

Таким образом, результатом работы стала резервированная радиационно стойкая вычислительная система на отечественной элементной базе, которая является универсальной платформой с возможностью модульного расширения под необходимые требования. Ее особенностью будет легкий перенос программного обеспечения и совместимость, широкий спектр применяемых интерфейсов взаимодействия и повышенная надежность. Платформа предоставляет достаточную вычислительную мощность для широчайшего спектра задач как в конфигурации параллельных вычислений, так и в конфигурации повышенной надежности. На данный момент происходит активное развитие и освоение государственных программ, где платформы данного типа будут востребованы и применимы.

Список литературы

1. Названа доля зарубежной электроники в ГЛОНАСС [Электронный ресурс]. URL: https://lenta.ru/news/2020/03/17/glonass/ (дата обращения: 19.07.2021).
2. *Насеткин К.А., Муравьев М.С., Алимирзоев Г.М., Пузанов А.С., Забавичев И.Ю., Потехин А.А.* Моделирование характеристик субмикронных структур «кремний на изоляторе» с учетом радиационных эффектов // Научно-технический вестник Поволжья. 2019., №7. С.127–130.
3. *Насеткин К.А., Пузанов А.С.* Реакция микросхем с цепью автокомпенсации токов утечки на воздействие низкоинтенсивных проникающих излучений // Труды XXII научной конференции по радиофизике (г. Нижний Новгород, 15-29 мая 2018 г.). Нижний Новгород, 2018. С. 66–68.
4. *Пузанов А.С., Венедиктов М.М., Оболенский С.В., Козлов В.А.* Расчетно-экспериментальное моделирование обратимых сбоев ячеек статической памяти субмикронных микросхем при воздействии потоков нейтронов // Физика и техника полупроводников. 2019. Т. 53. № 9. С. 1250–1256.
5. Радиационно стойкий процессор 1892ВМ206 [Электронный ресурс]. URL: https://multicore.ru/rad-tolerant-and-spacewire/processor-1892vm206/ (дата обращения: 19.07.2021).

ПЛОСКИЕ ТЕПЛОВЫЕ ТРУБЫ (ГИПЕРТЕПЛОПРОВОДЯЩИЕ СЕКЦИИ) НПО «ЦЕНТРОТЕХ»

Кондратьев Д.Г., Матренин В.И.

НПО «ЦЕНТРОТЕХ» г. Новоуральск, Россия

ООО «НПО «Центротех» обладает многолетним опытом в области разработки, изготовления и испытаний плоских тепловых труб и устройств на их основе различных модификаций. ООО «НПО «Центротех» разрабатывает и изготавливает по требованиям заказчиков плоские тепловые трубы необходимой геометрии.

Многие разработчики и изготовители радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) считают основной проблемой отвод тепла из своих изделий, т.к. используемые технические решения на данный момент достигли своего максимума. Поэтому разработчики и изготовители ищут новые решения проблем охлаждения/термостабилизации РЭА. Плоские тепловые трубы являются революционным решением проблемы, позволяя при неизменных габаритах РЭА повысить их мощностные характеристики. Они обеспечивают величину теплопроводности более 25 000 Вт/ м °К

Плоские тепловые трубы – гипертеплопроводящие секции (ГТПС) – представляют собой пакет мини тепловых труб, заключенных в одном герметичном корпусе. Мини тепловые трубы разработаны на базе медных и титановых пористых сред. ГТПС предназначена для равномерного распределения температурного поля по поверхности изделия. Равномерное распределение осуществляется за счет ячеистой трехмерной структуры фитиля, который обеспечивает радиальный отвод пара из зоны нагрева. Благодаря своей очень высокой теплопроводности ГТПС, работая как тепловой экран, расширяет площадь повышенных температур, создаваемых тепловыделяющим объектом на радиаторе. Соответственно, градиент температур на радиаторе, требуемый для снятия потока тепла, при наличии ГТПС будет меньше, чем в случае традиционных способов снятия тепла через радиатор без использования ГТПС.

На рис. 1 и 2 представлены образцы медных и титановых ГТПС.

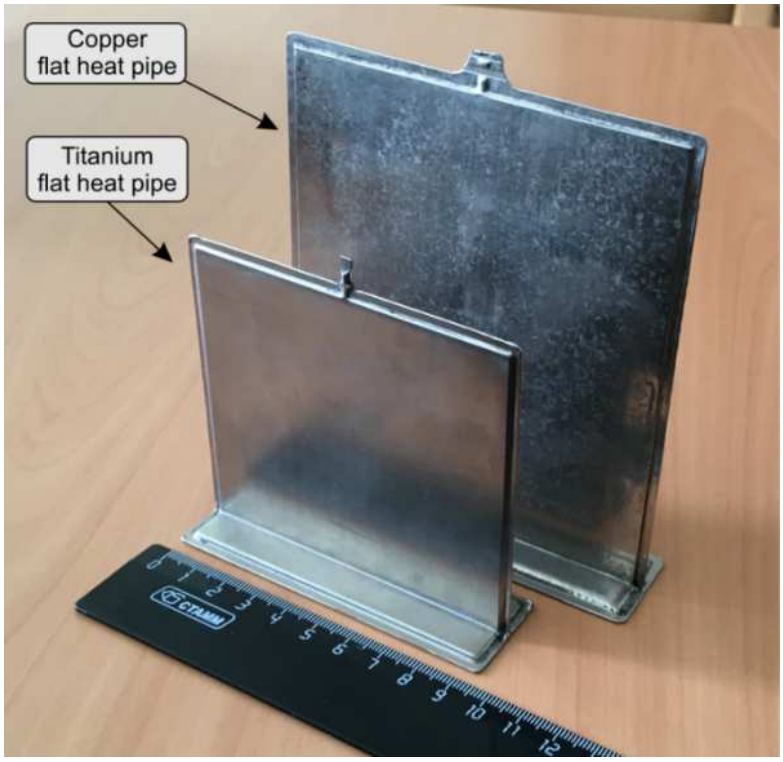


Рис. 1. Фотография образцов Т-образных плоских тепловых труб

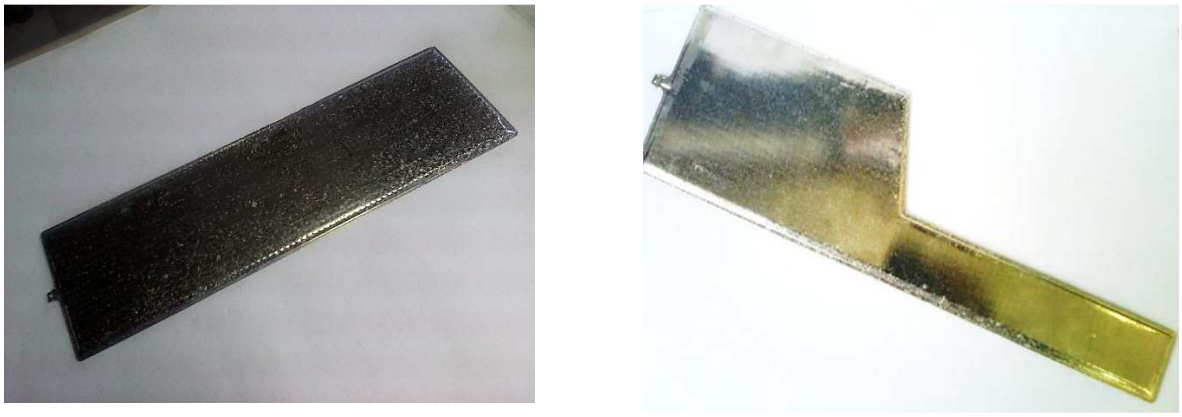


Рис. 2. Фотография образцов плоских тепловых труб

Характеристики плоских тепловых труб приведены в таблице.

№	Характеристика	Значение
1.	Эффективная теплопроводность при 60 °С	25000 Вт/ м °К
2.	Отводимая тепловая мощность при ΔТ от 60 до 20°С	200Вт
3.	Материал	медь (поверхность может быть отникелирована по требованию)
4.	Теплоноситель	вода
5.	Стойкость к ионизирующему излучению космического пространства	не менее $1x10^{7}$ рад
6.	Суммарная негерметичность секций	$1x10^{-4}$ мм рт.ст. /с
7.	Срок службы	25 лет
8.	Удельная тепловая мощность	20 Вт/$см^2$
9.	Толщина	не более 3,5 мм
10.	Геометрические размеры	(425×128)/(360×78)/ (425×128/50) мм
Изделия сохраняют свои эксплуатационные характеристики после охлаждения до температуры жидкого азота.		

На рис. 3 представлена термограмма плоской тепловой трубы при сносе тепла 200 Вт.

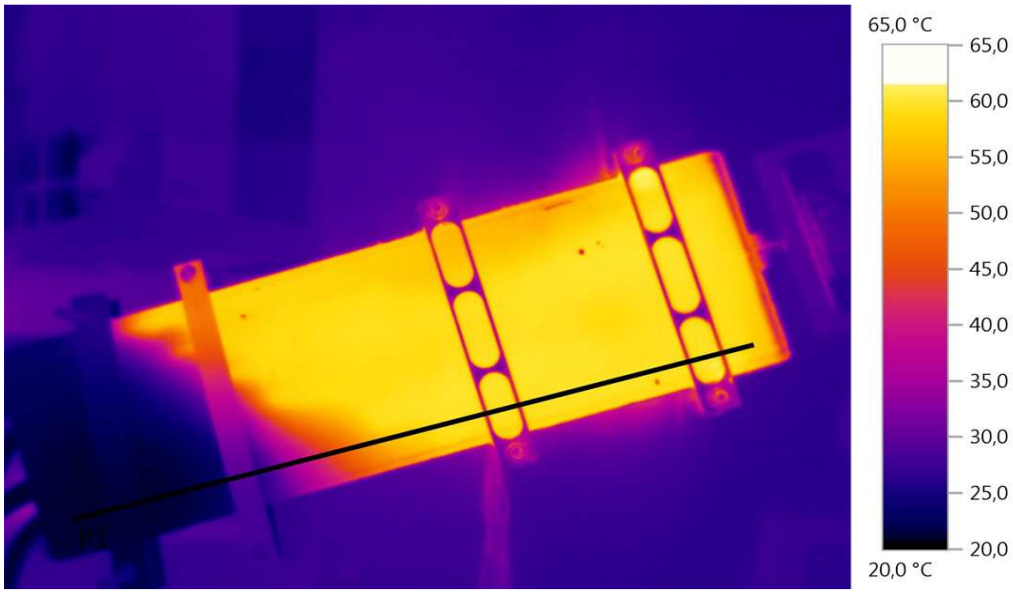


Рис. 3. Термограмма плоской тепловой трубы

Заключение

Гипертеплопроводящие секции НПО «Центротех» обладают высокой теплопроводностью (25000 Вт/ м °К), на порядки превышающей теплопроводность металлов, что позволяет эффективно применять их при решении задач по охлаждению и термостатированную различных объектов как на Земле, так и в космическом пространстве, а также в любых отраслях промышленности, где необходим быстрый отвод тепла от теплонагруженной зоны в зону сброса (удаления) тепла или выравнивание теплового поля. Температурный диапазон применения тепловых труб находится в пределах от (-50°С) до (+100°С). Имеются разработанные, готовые решения, нашедшие свое применение в космической промышленности. Такие изделия успешно проходят летные испытания и эксплуатируются на космических аппаратах.

О ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ОВФ-ЗЕРКАЛА В ЛИДАРАХ

Булатов В.В.[1], Пономарев А.Н.[2]

[1]Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, г. Москва, Россия
[2]МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Значительный прогресс в разработке и производстве мощных компактных твердотельных лазеров с диодной накачкой обеспечил массовое использование лидаров в различных научных и технических областях, таких как геодезия, геология, лесное хозяйство, сейсмология, физика атмосферы, лазерное наведение, лазерная альтиметрия и другие [1]. При прохождении излучения сквозь атмосферу из-за ее неоднородности остается актуальной задача исправления или восстановления волнового фронта для получения оптического изображения высокого разрешения и качества. Для его восстановления может быть использовано хорошо изученное явление обращения волнового фронта. Поэтому оснащение лидара дополнительным оптическим элементом, способным осуществлять обращение волнового фронта слабого отраженного сигнала в режиме реального времени для компенсации указанных искажений, дает возможность увеличить точность наведения. Поскольку вынужденное рассеяние Мандельштама – Бриллюэна (ВРМБ) обладает малой инерционностью, то на основе использования данного явления можно разработать устройство, удовлетворяющее поставленным требованиям.

В докладе теоретически показано, что в случае параметрического ВРМБ в пересекающихся световых пучках можно получить высокую эффективность отражения, что очень важно в случае приема слабых оптических сигналов. Также изучено влияние ширины спектра как лазерного излучения накачки, так и отраженной (сигнальной) слабой волны на коэффициент отражения нелинейной среды.

На рисунке приведена схема параметрической генерации для трех пересечений, где L1 и L2 обозначают означают лазерное излучение накачки, а S1 и S2 – обращенные по отношению к L1 и L2 возбуждаемые стоксовые волны.

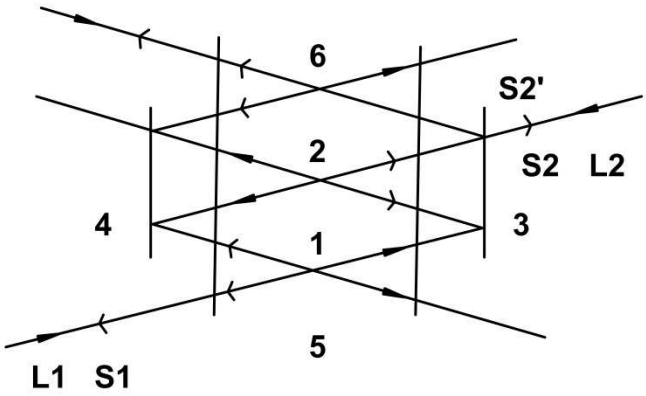


Рис. 1. Схема параметрической генерации вынужденного рассеяния Мандельштама – Бриллюэна для трех пересечений

В приведенной на рисунке схеме в пересечении 1 при наличии излучения S1 происходит параметрическое возбуждение излучения S2, которое, в свою очередь, сопряжено с L2. Излучение S2 после отражения от зеркала 4 попадает в пересечение 2, что и обуславливает параметрическое возбуждение излучения S1, которое, отражаясь от зеркала 3, возвращается в пересечение 1. Цифрой 5 отмечена нелинейная среда. Поэтому вышеописанным способом в приведенной схеме образуется обратная связь. В случае использования схемы с тремя пересечениями, которая приведена на рисунке, цифрой 6 отмечено третье пересечение, коэффициент обратной связи будет больше. В схемах,

использующих нелинейность обратного ВРМБ, волны S1 и S2 распространяются в нелинейной среде в одном направлении, поэтому параметрическая неустойчивость в случае только одного пересечения невозможна и применение двух или более пересечений необходимо. Значения полей S1 и S2 на выходе из системы находятся в результате последовательного расчета отдельных пересечений с учетом граничных условий, содержащих обмен излучения соседних пересечений. Начнем решение задачи с условия равных монохроматических волн: $\omega_{L1} = \omega_{L2} = \omega_L$. Рассматривается случай малых углов между пересекающимися лучами. При двух пересечениях (N = 2) условие параметрической генерации имеет следующий вид [2]:

$$F = (M-1)^2 M^2 a (1+a)^2 \exp(i\Omega\tau) \qquad (1)$$

здесь $M = \exp((\chi_1 + \chi_2)I)$, $\chi_1 = b I_{L1}(1+i\rho)/2(1+\rho^2)$, $\chi_2 = b I_{L2}(1+I)(1+\rho^2)/2$ b – удельный коэффициент усиления ВРМБ, I_{L1} и I_{L2} – интенсивности соответствующих лучей *L1* и *L2*, $\rho = 2(\Omega - \Omega_0)/\Delta\Omega, \Omega = \omega_L - \omega_S$, $\Delta\Omega$ – ширина линии спонтанного рассеяния Мандельштама – Бриллюэна, Ω_0 – резонансная частота фоновой волны, I – длина пути излучения в нелинейной среде в каждом пересечении, a = I_{L2} / I_{L1}. Уравнение (1) получено для случая, когда $\tau = \tau_m$, где $\tau = \tau' + \tau''$ – времена пролетов между пересечениями 1 и 2 с последующим отражением от зеркал 3 и 4, $\tau_m = 2\pi m/\Omega_0, m = 1,2,...$ В этом случае генерация стоксового излучения происходит на центральной частоте ВРМБ: $\omega_S = \omega_s^0 = \omega_L - \Omega_0$. Для суммарного инкремента должно выполняться следующее условие: $G_1 = 2bI\, I_{L1} \geq 2\ln 2$. Заметим, что при $G_1 = 2\ln 2$ порог для генерации L2 по интенсивности будет максимальным: $I_{L1} = I_{L2}$. При росте G_1 происходит падение интенсивности I_{L2}, поэтому для обращения волнового фронта слабых сигналов следует обратить особое внимание на случай, когда $G_1 >> 1$ и, соответственно, I_{L2} мало (параметр a значительно меньше единицы). При $\tau = \tau_m$, $\rho = 0 (\Omega = \Omega_0)$ для интенсивностей волн S1 и S2 после прохождения нелинейной среды запишем коэффициент отражения в виде: $R_1 = I_{S1}^{вых} / I_{L1}$ и $R_2 = I_{S2}^{вых} / I_{L2}$.

Рассмотрим случай отличных частот сигнальной волны ω_{L2} и излучения накачки ω_{L1} без учета влияния шума спонтанного рассеяния. Тогда при $|\omega_{L1} - \omega_{L2}| \geq \Delta\Omega$ параметрическое возбуждение полей S1 и S2, сопряженных с лучами L1 и L2, будет происходить на частотах $\omega_{S1} = \omega_{LN} - \Omega, \omega_{S2} = \omega_{LN} - \Omega$. В этом случае ищем значения полей стоксового рассеяния E_{S1} и E_{S1} в отдельном пересечении волн в виде обращенных по отношению к полям накачки:

$$\begin{aligned} E_{S1}(\boldsymbol{r}) &= f_1(z)\exp(-i(k_{L1} - k_{S1})z)E_{L1}^*(\boldsymbol{r}) \\ E_{S2}(\boldsymbol{r}) &= f_2(z)\exp(-i(k_{L2} - k_{S2})z)E_{L2}^*(\boldsymbol{r}) \end{aligned}, \qquad (2)$$

где $k_{L1} = (\omega_{L1} n_{L1})/c, k_{L2} = (\omega_{L2} n_{L2})/c, k_{S1} = (\omega_{S1} n_{S1})/c, k_{S2} = (\omega_{S2} n_{S2})/c, n_{L1,} n_{L2}, n_{S1}, n_{S2}$ - показатели преломления. Пренебрегая осциллирующей некогерентной частью параметрического усиления, получим следующую систему уравнений [3]:

$$\begin{aligned} \frac{df_1}{dz} &= -\chi_2(f_1 + f_2\exp(2i\delta_{12}z)) \\ \frac{df_2}{dz} &= -\chi_1(f_2 + f_1\exp(2i\delta_{21}z)) \end{aligned}, \qquad (3)$$

где $\delta_{12} = k_{L1} - k_{L2}, \delta_{21} = k_{L2} - k_{L1}$. Будем рассматривать случай незначительной расстройки: $2|\delta_{12}|l << \pi$, $2|\delta_{21}|l << \pi$. Тогда $\exp(2i\delta_{12}l) \approx 1$, $\exp(2i\delta_{21}l) \approx 1$. В этом случае, решая уравнения (3) для двух пересечений с граничными условиями, содержащими обмен излучения между пересечениями, получаем пороговое условие для параметрической генерации

$$F = (M-1)^2 a(1+a)^{-2} \exp(i(\Omega'\tau' + \Omega''\tau'')) = 1,$$
$$\Omega' = \Omega + (\omega_{L1} - \omega_{L2}), \Omega'' = \Omega - (\omega_{L1} - \omega_{L2}).$$

Присутствие в реальном устройстве шума спонтанного рассеяния ограничивает значение G_1, поскольку в случае больших G_1 будет значительной интенсивность волны $S1'$, возбуждаемой опорной волной L1 из спонтанного шума, и которая не участвует в параметрическом взаимодействии из-за неподходящего смещения частоты относительно ω_{L2}. Но при этом генерация S1 приводит к истощению опорной волны L1.

Рассмотрим случай, когда одна или одновременно две волны L1 и L2 имеют ширину спектра, существенно превышающую $\Delta\Omega$. Тогда кроме пространственной когерентности требуется выполнение условия: $\Delta\omega_L << 2\pi c / l n_L$, где ω_L – интервал, охватывающий спектральные распределения обеих волн. В этом случае при $\tau' = \tau''$ и $\tau = \tau_m$ в каждом пересечении имеет место корреляция огибающих волн S2 с L1 и S1 с L2. Поэтому будет происходить параметрическое взаимодействие на синхронно возбуждаемой фононной волне. В случае широкополосной волны накачки L1 возбуждение S1 не будет эффективным при $\Delta\omega_{L1} \geq 2\pi/\tau$, когда длина когерентности опорной волны $l_{ког} = 2\pi c / n_{L1}\Delta\omega_{L1}$ меньше расстояния между соседними пересечениями, и при $G1 < 2\pi n_L / l_{ког}$, когда I_{L1} оказывается меньше критического значения интенсивности волны широкополосной накачки. Данное обстоятельство дает возможность увеличить значение G_1 до порога необращенной волны S2, которая при всех перечисленных условиях усиливается аналогично случаю, когда излучение опорной волны является монохроматическим. Взяв значение G_1 в пределах 22–24, в результате расчета получим оценку для коэффициента отражения $R_2 \sim 10^5$ [4].

Работа выполнена по теме государственного задания №АААА-А20-120011690131-7 (В.В. Булатов).

Список литературы

1. *Coney A., Damzen M.J.* High-energy diode-pumped alexandrite amplifier development with applications in satellite-based lidar // Journal of the Optical Society of America B: Optical Physics. 2021. V. 38. P. 209–219.
2. *Одинцов В.И., Пономарев А.Н., Соколова Е.Ю.* Низкопороговое ОВФ с большим коэффициентом отражения при ВРМБ в пересекающихся световых пучках // Квантовая электроника. 1992. Т.19. №11. С.1086–1088.
3. *Одинцов В.И., Пономарев А.Н.* Использование петлевой схемы с многократными пересечениями пучков для ОВФ широкополосной накачки // Квантовая электроника. 1992. Т.19, №3. С.221–223.
4. *Булатов В.В., Пономарев А.Н.* Развитие теоретического метода в области нелинейного взаимодействия широкополосных световых волн в сложных средах // Труды НГТУ им. Р.Е. Алексеева. 2021. № 3. С. 7–19.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ ПОСРЕДСТВОМ БЕСПЛАТФОРМЕННОГО ИНЕРЦИАЛЬНОГО БЛОКА С ПРИМЕНЕНИЕМ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ И ВИБРАЦИОННО-СТРУННЫХ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ

Илюшин П.А., Наумченко В.П., Смирнова Е.С.

Филиал АО «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» – «Научно-исследовательский институт прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова», г. Москва, Россия

Инерциальные навигационные системы (ИНС) являются основой построения систем управления движением и навигации почти всех подвижных объектов, в том числе ракет-носителей, разгонных блоков и космических аппаратов различных классов и применений. Это связано с их свойствами автономности, помехозащищенности и полным набором выходных параметров, однозначно характеризующих поступательное и вращательное движения объекта, на котором они установлены. При этом в последние десятилетия предпочтение отдается ИНС бесплатформенного типа (БИНС), отличающимся отсутствием подвижных элементов, по сравнению с ИНС на базе гиростабилизированной платформы (ИНС-ГСП), но ставящими более строгие требования в части точности к применяемым инерциальным датчикам [1].

Одной из актуальных задач для обеспечения точного выведения ракет космического назначения (РКН) на целевую орбиту является оценка ошибок определения местоположения при фактических суммарных дрейфах гироскопов и погрешностях акселерометров. Основными путями исследования точности ИНС является численное моделирование точностных характеристик, полунатурное и натурное моделирование.

Полунатурное и натурное моделирование предполагает обязательное использование действующих систем либо в лабораторных условиях, либо на борту летающих лабораторий. Однако такие подходы отличаются большими материальными затратами на изготовление экспериментальных образцов.

Современные тенденции определяют более гибкий подход, основанный на построении имитационных моделей с использованием математических соотношений, детально описывающих процесс работы исследуемых объектов. Численные исследования могут быть проведены двумя разными способами. Первый из них базируется на использовании полных алгоритмов ИНС, когда программированию подлежат: алгоритмы идеальной работы ИНС; алгоритмы имитации инструментальной погрешности датчика; алгоритмы начальной выставки; алгоритмы формирования ошибок информации от корректирующих систем.

В таком варианте набора алгоритмов можно исследовать практически все ошибки ИНС, включая ошибки численных методов интегрирования. В качестве эталона выступает использование того же алгоритма в невозмущенном режиме. Важно отметить, что при таком моделировании необходимо правильно организовать математическое моделирование опорной траектории. Описанный подход является наиболее общим, наиболее информативным, но, одновременно, существенно более трудоемким и требующим существенных вычислительных мощностей.

Второй способ имитационного моделирования заключается в исследовании ошибок по уравнениям ошибок ИНС. Такой подход существенно проще первого, но не позволяет провести полный анализ всех ошибок, например погрешности численных методов. Основное назначение этого метода исследования – выработка требований к точности инерциальных датчиков, либо, наоборот, от принятых характеристик гироскопов и акселерометров рассчитать вероятную точность системы.

Целью данной работы является комплексная оценка пригодности совокупности точностных параметров инерциальных датчиков в составе бесплатформенного инерциального блока (БИБ) разработки НИИ ПМ на базе волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) и вибрационно-струнных акселерометров (ВСА) в качестве измерителей вектора

угловой скорости и кажущегося ускорения прибора при решении задачи оценки определения вероятной позиционной точности выведения РКН. Именно второму подходу было отдано предпочтение, в соответствии с сформулированной целью работы.

В таблице приводятся основные точностные характеристики БИБ, полученные при отработке прибора.

Точностные характеристики БИБ	ГК	АК
Диапазон измерения	±60 град/с	±20g
Масштабный коэффициент	(0,5…1,5) угл.с/е.м.р.	(0,9…1,1) мм/с/е.м.р.
Погрешность масштабного коэффициента, %	0,01	0,001
Случайная составляющая отклонения нулевого сигнала за 3 ч (3σ), не более	0,01 °/ч	0,00001 g
Шумовая составляющая на интервале интегрирования 1 с (1σ), не более	3,0 угл.с	2,2 мм/с

Для достижения поставленной цели необходимо провести численное моделирования алгоритмов работы БИНС. Обобщенная функциональная схема БИНС, работающей в инерциальной системе координат, приведена на рис. 1, причем БИБ выступает в качестве командно-измерительного прибора (КИП) канального исполнения.

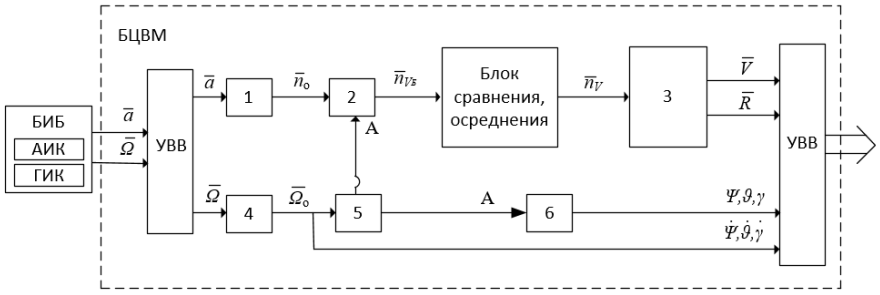


Рис. 1. Функциональная схема БИНС, работающей в инерциальной системе координат

Первичная информация с акселерометрических (АИК) и гироскопических (ГИК) измерительных каналов БИБ в блоках 1 и 4 пересчитывается в показания n_0 по трем осям корпусной СК. В блоке 5 происходит формирование матрицы направляющих косинусов A, путем решения матричного уравнения Пуассона, а в блоке 2 происходит пересчет показаний кажущегося ускорения из корпусной СК в инерциальную СК $n_{V_Б}$. В блоке сравнения, осреднения происходит осреднение показаний и контроль отказоустойчивости системы при наличии избыточности датчиков. Блок навигации 3 выполняет решение навигационной задачи, векторная форма которого задана системой (1) [2]. В блоке 6 происходит определение углов ориентации РКН, а угловые скорости снимаются непосредственно с ГИК. Выходные параметры БИНС в этом случае представляются инерциальными декартовыми координатами радиус-вектора местоположения $R_I = [X_I,\ Y_I,\ Z_I]^T$, проекциями абсолютной скорости движения $V_I = [V_I,\ V_I,\ V_I]^T$, а также матрицей ориентации РКН в инерциальной системе координат A. Все информационные массивы поступают в бортовую центральную вычислительную машину (БЦВМ) и выходят из нее за счет устройств ввода-вывода (УВВ).

$$\begin{cases} \dfrac{d\delta V}{dt} = \delta n + \delta g_{гр}(R) \\ \dfrac{d\delta R}{dt} = \delta V \end{cases}, \quad (1)$$

где δV – вектор ошибок абсолютной скорости движения РКН; δn – вектор ошибок кажущегося ускорения РКН [3]; $\delta g_{\text{гр}}(R)$ – вектор ошибок гравитационного ускорения; δR – геоцентрический радиус-вектор ошибки определения местоположения.

В соответствии с выбранной инерциальной системой координат составляющие системы (1) проецируются на соответствующие оси, после чего происходит численное интегрирование уравнений для определения проекций абсолютной скорости и координат радиус-вектора местоположения. В соответствии с применяемым подходом в качестве выходных параметров будут ошибки определения проекций абсолютной скорости и координат радиус-вектора местоположения.

На рис. 2 представлена имитационная модель численного определения ошибок местоположения и абсолютной скорости при варьировании погрешностей инерциальных датчиков в среде Matlab Simulink.

На рис. 3 приводится ошибка определения координат по результатам моделирования. В качестве ошибок инерциальных датчиков принимались номинальные значения, приведенные в таблице.

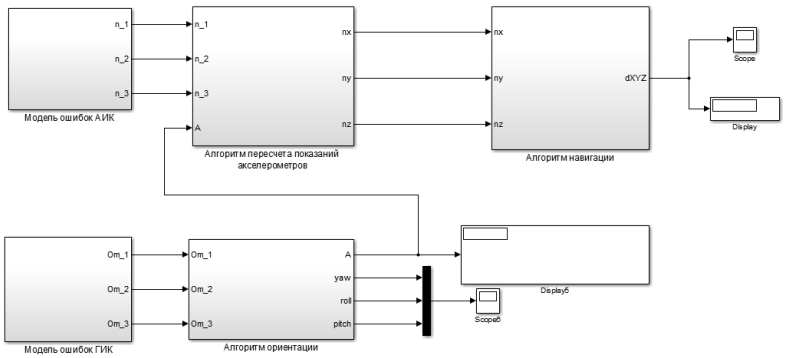


Рис. 2. Имитационная модель в среде Matlab Simulink

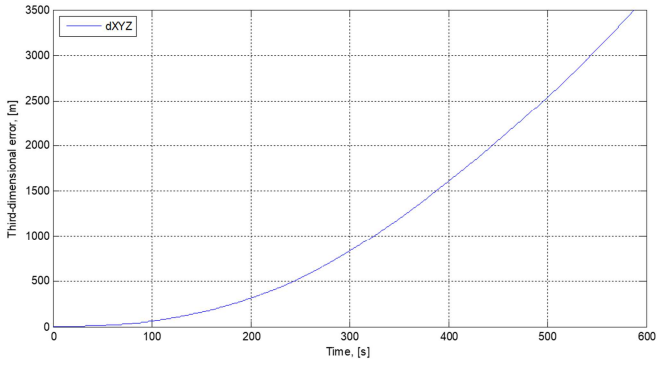


Рис. 3. Ошибка определения координат

Учитывая тот факт, что требования по дальности при выведении РКН должны соответствовать величине, не превышающей ±5÷8 км, а по боковому уклонению и высоте ±2÷3 км, и учитывая, что за 580 с моделирования пространственная ошибка определения местоположения не превышает 3400 м, можно заключить, что используемые инерциальные

датчики полностью удовлетворяют нормам, позволяющим выполнить целевую задачу по выведению РКН на 60% точнее, чем требуется. Если же рассматривать полет с произвольной дальностью, то выигрыш составит 24%.

В дальнейшем предполагается уточнение модели в части математических моделей чувствительных элементов и погрешностей ориентации осей чувствительности, а также параметров опорной траектории.

Список литературы

1. *Алешин Б.С., Тювин А.В., Черноморский А.И., Плеханов В.Е.* Проектирование бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Издательство МАИ-ПРИНТ, 2010. 378 с.
2. *Красильщиков М.Н., Себряков Г.Г. и др.* Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов; Изд-во: Физматлит, 2009. 561 с.
3. *Андреев В.Д.* Теория инерциальной навигации. Ч. 1. Автономные системы. М.: Наука, 1966. 579 с.

АНАЛИЗ НЕЛИНЕЙНОСТИ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ БЕСПЛАТФОРМЕННОГО ИНЕРЦИАЛЬНОГО БЛОКА

Бородулина Т.П., Журавлев Н.Е., Пикунов Д.Г.

Филиал АО «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» – «Научно-исследовательский институт прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова», г. Москва, Россия

Бесплатформенный инерциальный блок (БИБ) предназначен для измерения проекций векторов угловой скорости и кажущегося ускорения, формирования и передачи в управляющий вычислительный комплекс, входящий в состав системы управления летательного аппарата, информации о приращениях интегралов от проекций векторов угловой скорости и кажущегося ускорения на оси соответствующей измерительной системы координат на заданных временных интервалах.

БИБ разработан на отечественной компонентной базе с учетом эксплуатации в условиях космического полета в течение 12 лет. Конструктивно БИБ представляет собой герметизированный моноблок, состоящий из защитного кожуха и корпуса с установленными на нем блоком чувствительных элементов и блоком электронных устройств. На рис. 1 прибор представлен без кожуха.

Для обеспечения прецизионной точности БИБ каждая пара расположенных на едином посадочном месте чувствительных элементов волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) [1] и вибрационно-струнных акселерометров (ВСА) [2] термостатируется собственной активной системой термостатирования. При этом для обеспечения малого времени точностной готовности и алгоритмической компенсации акселерометрического измерительного канала (АИК) дополнительно используется система измерения температуры, или температурный измерительный канал АИК (ТИК). В данной статье рассматриваются принцип построения, особенности работы этой системы, а также пути ее модернизации.

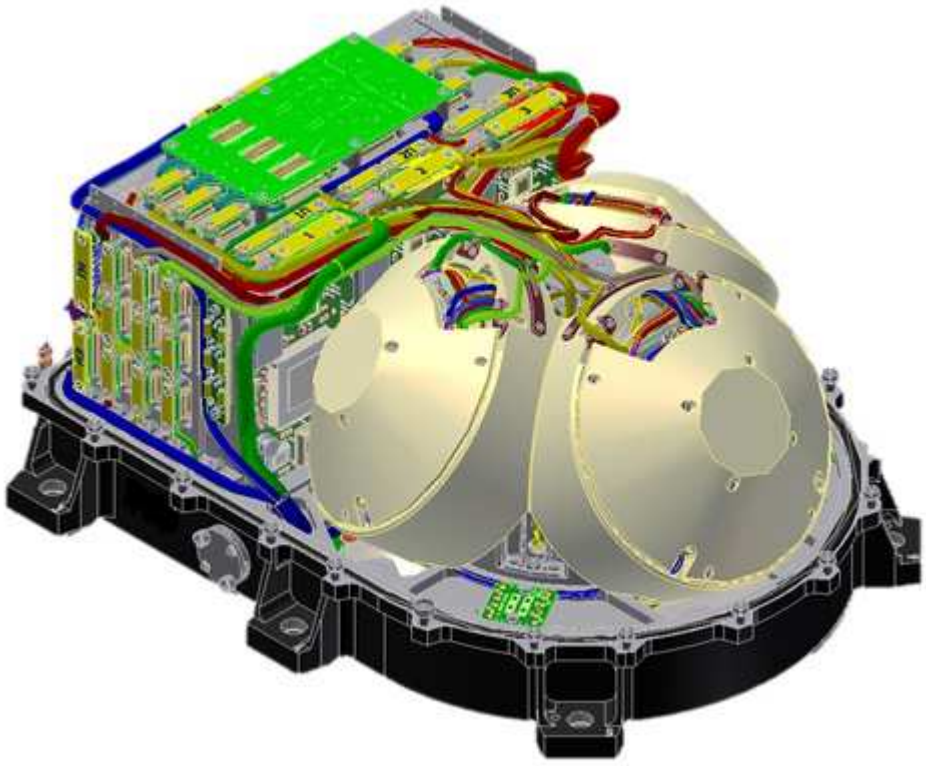


Рис. 1. Инерциальный измерительный прибор со снятым кожухом

В процессе исследования ТИК для диапазона температур от 10 °С до 60 °С был проведен анализ точности работы системы термостатирования БИБ. Были выявлены следующие факторы, влияющие на точность ТИК:

– нелинейности термодатчиков,

– нелинейности реальных характеристик устройств.

Все выявленные факторы неизбежно приводят к возникновению дополнительных погрешностей при измерении температуры и, как следствие, возникновению дополнительных погрешностей, связанных с некорректной алгоритмической компенсацией тепловых погрешностей чувствительных элементов.

Цели работы:

1) создание математической модели в среде Simulink, описывающей работу ТИК, построенной на полученных при автономной отработке передаточных характеристиках входящих устройств;

2) предложение способов устранения нелинейностей, вызывающих расхождения между предполагаемым и реальным алгоритмом работы ТИК.

В работе представлена математическая модель (рис. 2), описывающая функционирование мостовой измерительной схемы (МИС) с последующей обработкой показаний после оцифровки с помощью встроенного в микроконтроллер аналого-цифрового преобразователя (АЦП), входящих в состав ТИК.

Основными элементами ТИК, обеспечивающими измерение температуры чувствительных элементов ВОГ и ВСА являются термодатчики, усилитель термодатчиков, термозадатчики, аналого-цифровые преобразователи, вычислитель, система питания.

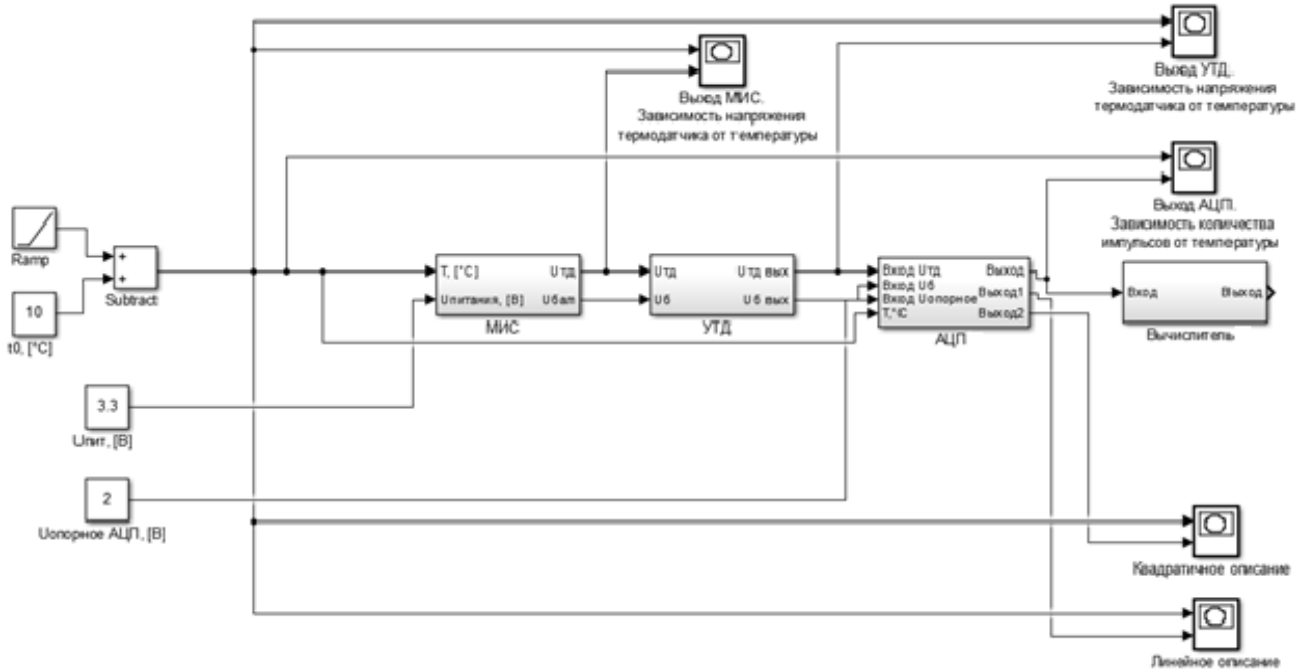


Рис. 2. Схема математической модели ТИК

Результаты:

1) создана математическая модель системы измерения температуры, описывающая работу ТИК БИБ с учетом нелинейностей характеристик элементов, входящих в его состав;

2) проведена оценка точности работы ТИК БИБ;

3) предложено квадратичное и линейное описания ошибок в ТИК для уменьшения погрешности измеренной температуры.

Максимальная ошибка измерения температуры для разных способов описания:

Линейное 2%
Квадратичное 0,06%
Гиперболическое .....~0% (зависит от вычислителя)

В результате проведенной работы появился задел по исследованиям влияния погрешности измерения температуры на точностные характеристики прибора.

Список литературы

1. *Курбатов А.М., Курбатов Р.А., Горячкин А.М.* Повышение точности волоконно-оптического гироскопа за счет подавления паразитных эффектов в интегрально-оптических фазовых модуляторах // Гироскопия и навигация. 2019. Вып. 2. Т. 27.
2. *Харьков И.А., Шустров А.Д., Селиванова Л.М.* Трехкомпонентный дифференциальный вибрационно-струнный акселерометр // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. “Приборостроение”. 2003. Вып. 4.
3. MathWorks HelpCenter. URL: https://www.mathworks.com/help (дата обращения: 22.06.2021).

АНАЛИЗ ШУМОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕСПЛАТФОРМЕННОГО ИНЕРЦИАЛЬНОГО БЛОКА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Илюшин П.А., Наумченко В.П., Соловьев А.В.

Филиал АО «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» – «Научно-исследовательский институт прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова», г. Москва, Россия

В филиале АО «Центр эксплуатации объектов наземной и космической инфраструктуры» – «НИИ прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова» (НИИ ПМ) разработан бесплатформенный инерциальный блок (далее – БИБ), предназначенный для применения в составе бортовой системы управления движением космического аппарата. Он предназначен для измерения интегралов проекции векторов кажущегося ускорения и угловой скорости на оси чувствительности акселерометрического и гироскопического измерительного канала соответственно. В качестве чувствительных элементов в составе БИБ применяются собственные разработки НИИ ПМ с применением отечественной электронной компонентной базы: в акселерометрическом канале (АК) – вибрационно-струнный акселерометр (ВСА), в гироскопическом (ГК) – волоконно-оптический гироскоп (ВОГ). Для получения прецизионных точностей применены ВОГ с обратными связями [1] и ВСА, работающий по дифференциальной схеме [2].

В рассматриваемом БИБ применяются три соосных пары ВОГ и ВСА. Их оси чувствительности расположены ортогонально. Конструктивное расположение чувствительных элементов условно симметрично относительно характерных областей БИБ. Для снижения габаритно-массовых характеристик БИБ была применена конструктивная спарка ВОГ–ВСА, являющаяся независимым измерительным блоком. Кроме того, при таком расположении АК и ГК реализуется блочно-модульная концепция [3], позволяющая обеспечить чувствительным элементам максимально близкие механические и тепловые условия. Для обеспечения температурной компенсации для каждой пары чувствительных элементов в БИБ предусмотрен температурный измерительный канал (ТК). Совместно расположенные АК, ГК и ТК составляют независимый измерительный канал (ИК). В каждом АК происходит алгоритмическая компенсация тепловых погрешностей. В ГК компенсация погрешностей происходит в БКУ по существующей математической модели с учетом паспортизированных значений, разработанной с учетом имеющегося в НИИ ПМ опыта [4]. Вышеизложенные решения позволяют измерять полные векторы угловой скорости и кажущегося ускорения с заданной точностью.

Основные требования к инерциальным приборам продиктованы точностью решения задач ориентации, навигации и стабилизации. Выражается это в повышенных требованиях к номинальной точности измерения интегралов проекций векторов угловой скорости и кажущегося ускорения, а также стабильности этих измерений. В процессе изготовления опытного образца БИБ для подтверждения выполнения требований к точностным и эксплуатационным характеристикам был проведен цикл испытаний. Зачастую шумовым характеристикам уделяется мало внимания, хотя они напрямую влияют на точность решения задачи ориентации вследствие наличия погрешностей фиксации каждого параметра при паспортизации, его стабильности при эксплуатации и характеристик необходимого цифрового фильтра в системе обработки информации.

Целью данной работы было максимально полное исследование недетерменированных процессов в выходной информации, полученной в результате продолжительных точностных испытаний БИБ, и обнаружение возможных путей уменьшения шумов в ИК. Случайные процессы в первичной выходной информации БИБ оценивались при помощи наиболее распространенных математических инструментов: спектральной плотности, распределения вероятности, автокорреляционной функции, вариации Аллана. Для комплексного анализа точностных характеристик всех ИК БИБ вычислялись коэффициенты корреляции Пирсона. Все расчеты проводились при помощи открытых библиотек языка программирования Python.

Шум инерциальных приборов традиционно считается нормально-распределенным и белым, что не соответствует результатам испытаний. Отдельно стоит отметить, что зависимость СКО сигнала от времени осреднения имеет характер релаксационного процесса [5]. При этом минимальное СКО можно определить исходя из максимального значения восходящих участков вариации Аллана, а сама интерпретация этого графика может быть неоднозначной [6].

Табл. 1. Шумовые характеристики выходной информации

Наименование параметра	ИК1	ИК2	ИК3
СКО ГК, угл.с/с	18,6	19,1	19,4
СКО АК, м/с^2	0,06	0,05	0,05
СКО ТК, °С	0,02	0,02	0,02
Минимальное время осреднения, за которое СКО ГК достигает 5% точности, с	0,2081	0,2082	0,2083
Минимальное время осреднения, за которое СКО АК достигает 5% точности, с	0,126	0,131	0,129
Минимальное время осреднения, за которое СКО ТК уменьшается в 2 раза, с	5,519	5,514	5,524
Коэффициент случайного блуждания угла ГК, град/ч$^{1/2}$	0,0038	0,0039	0,0040
Коэффициент случайного блуждания кажущейся скорости АК, (м/с^2)/ч$^{1/2}$	0,0342	0,0276	0,0256
Значимые диапазоны частот в спектре шума ГК, Гц	15…35		
Значимые диапазоны частот в спектре шума АК, Гц	8…80		
Значимые диапазоны частот в спектре шума ТК, Гц	0…3,6		

Табл. 2. Коэффициенты корреляции Пирсона, вычисленные по выходной информации

	ГК1	ГК2	ГК3	АК1	АК2	АК3	ТК1	ТК2	ТК3	ΔТК1	ΔТК2	ΔТК3
ГК1	**1**	**0,81**	**0,82**	-0,01	-0,01	0,01	0	0	0	0	0	0
ГК2	**0,81**	**1**	**0,86**	0,01	0,01	0	0	0	0	0	0	0
ГК3	**0,82**	**0,86**	**1**	-0,01	0,01	0,01	0	0	0	0	0	0
АК1	-0,01	0,01	-0,01	**1**	0,02	-0,02	0	-0,01	0,01	0	0	0
АК2	-0,01	0,01	0,01	0,02	**1**	0,01	0	-0,01	0	0,01	0	0
АК3	0,01	0	0,01	-0,02	0,01	**1**	0	0	0	0	0	0
ТК1	0	0	0	0	0	0	**1**	0,01	0,02	**0,31**	0	0
ТК2	0	0	0	-0,01	-0,01	0	0,01	**1**	0,03	-0,01	**0,31**	0
ТК3	0	0	0	0,01	0	0	0,02	0,03	**1**	0	0,01	**0,31**
ΔТК1	0	0	0	0	0,01	0	**0,31**	-0,01	0	**1**	0	0
ΔТК2	0	0	0	0	0	0	0	**0,31**	0,01	0	**1**	0,03
ΔТК3	0	0	0	0	0	0	0	0	**0,31**	0	0,03	**1**

ΔТК – скорость изменения температуры.

В результате анализа совокупности характеристик можно отметить следующее:

– не заметно явной корреляции между показаниями элементов одного ИК, значит, нет прямого однозначного влияния внешних условий на показания сразу ТК, АК, ГК;

– в ГК заметны существенные пики на определенных частотах, что может быть проявлением влияния внешних факторов или внутренними свойствами обратной связи ГК;

– существует явная корреляция между показаниями всех ГК, причем внутри БИБ все ИК максимально независимы. Соответственно, это проявление неких внешних факторов;

– АК имеет большую зону шума дискретизации на графике корреляции Аллана, что приводит к снижению его потенциальных точностных характеристик;

– АК и ТК имеют распределение вероятности, отличное от нормального закона, значит, не достигнута их нормальная шумовая характеристика.

Таким образом, уточнение метрологии измерения характеристик ГК потенциально позволит снизить его шум на 30%, повышение частоты съема АК позволит снизить коэффициент случайного блуждания кажущейся скорости на 40%. Вместе с этим и определение стабильности точностных параметров прибора будет происходить более корректно. В итоге уточнение матмодели случайных процессов в выходной информации БИБ позволит разработать алгоритм обработки информации, позволяющий компенсировать особенности конкретных ИК.

Список литературы

1. *Курбатов А.М., Курбатов Р.А., Горячкин А.М.* Повышение точности волоконно-оптического гироскопа за счет подавления паразитных эффектов в интегрально-оптических фазовых модуляторах // Гироскопия и навигация. 2019. Вып. 2. Т. 27. С. 52–69.
2. *Харьков И.А., Шустров А.Д., Селиванова Л.М.* Трехкомпонентный дифференциальный вибрационно-струнный акселерометр // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. “Приборостроение”. 2003. Вып. 4. С. 120–125.
3. *Антонова М.В., Бородулин Д.С., Волынцев А.А. и др.* Блочно-модульный принцип конструирования // Вестник ЮУрГУ. Серия «Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника». 2015. Вып. 4. Т. 15. С. 101–110.
4. *Еланский Н.А., Пикунов Д.Г., Логачев А.И., Туркин Д.А., Татаринов Ф.В.* Алгоритмическая компенсация тепловых погрешностей чувствительных элементов бесплатформенного инерциального блока // XXIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: сборник материалов / Под ред. В.Г. Пешехонова. СПб.: Концерн «Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор», 2017. С. 212–215.
5. *Моисеев Н.Н., Иванилов Ю.П., Столярова Е.М.* Методы оптимизации М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1978. С. 40–41.
6. *Кробка Н.И.* О топологии графиков вариации Аллана и типовых заблуждениях в интерпретации структуры шумов гироскопов. Ч. I «О различии закономерностей накопления шумов гироскопов в платформенных и бесплатформенных инерциальных системах». Ч. II. «Техника графиков» // XXII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам / Под ред. В.Г.Пешехонова. СПб.:Концерн «Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор», 2015. С. 457–484.

О РЕЗУЛЬТАТАХ РАЗРАБОТКИ, ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ, ЭКСПЛУАТАЦИИ И ВОЗМОЖНОСТИ ПОВТОРНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МАЛОГАБАРИТНОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НА БАЗЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ

Бордачев Д.А., Дубинин А.В., Краснов С.А.

Филиал АО «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» – «Научно-исследовательский институт прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова», г. Москва, Россия

В филиале АО «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ» разработан прибор КИНД34-062 – малогабаритный гироскопический измеритель вектора угловой скорости (ГИВУС) на базе волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) для использования в герметичном отсеке в составе системы управления пилотируемого космического аппарата (КА). Целью настоящей работы является анализ результатов разработки, летных испытаний и эксплуатации ГИВУС, начиная с первого образца, изготовленного в 2014 г. для летных испытаний, и результатов повторного использования ГИВУС. Объектами анализа являются 22 изготовленных образца ГИВУС.

Прибор предназначен для измерения вектора угловой скорости, формирования и передачи в систему управления космического аппарата информации о проекциях вектора угловой скорости на оси приборной системы координат и о приращениях интегралов от этих проекций на заданных временных интервалах.

ГИВУС состоит из трех измерительных каналов с ортогональной ориентацией измерительных осей. Все три канала работают одновременно. В состав прибора входят чувствительные элементы и электронные устройства обработки сигналов, вторичного питания и информационного обмена.

В качестве чувствительных элементов применены малогабаритные ВОГ разработки и изготовления НИИ ПМ с длиной волокна порядка 500 м [1]. Малогабаритный ВОГ прошел весь комплекс автономных испытаний и подтвердил соответствие своих технических характеристик требованиям ТЗ на них.

Прибор имеет негерметичную моноблочную конструкцию, масса прибора составляет не более 1,8 кг.

Конструкция модулей и схема их установки обеспечивают пассивную теплопередачу (без применения системы термостатирования) тепловой мощности от электрорадиоизделий на теплоотводящую поверхность корпуса прибора для ее дальнейшей передачи на теплопоглощающую поверхность установочного кронштейна аппарата, диапазон изменения температуры которой от 0 до 50 °С.

Конструкция блока чувствительных элементов обеспечивает жесткую установку ЧЭ ВОГ относительно корпуса с минимальной тепловой проводимостью и осуществляет тепловую изоляцию ЧЭ ВОГ от влияний изменений температур внешней среды, теплопоглощающей поверхности установочного кронштейна аппарата и потоков мощности электронных устройств прибора.

Установка прибора в КА производится на кронштейне на три опорные втулки прибора. Фиксация прибора на кронштейне производится по направляющим штифтам через отверстие и паз с гарантированным зазором. Прибор закрепляется тремя винтами через отверстия втулок. На корпусе прибора имеется шпилька для металлизации.

Отвод тепловой мощности с прибора осуществляется через зазор между днищем прибора и теплопоглощающей поверхностью кронштейна, заполненный теплопроводной пастой.

Прибор имеет два выхода:

– аналоговый, который выдает информацию об угловой скорости в виде выходного напряжения;

– дискретный, который формирует информацию о приращениях интегралов от проекций угловой скорости в виде последовательностей импульсов.

Прибор прошел полную наземную автономную отработку, в том числе климатические, механические испытания, испытания на электромагнитную совместимость и стойкость к спецвоздействиям, а также комплексные испытания в составе возвращаемого аппарата космического корабля «Союз-ТМА» с положительными результатами [2].

По результатам наземной отработки подтверждены технические характеристики прибора по аналоговым выходам для применения в составе КА:

– диапазон измерения угловой скорости ±20 °/с;

– масштабный коэффициент (0,4000 ± 0,0200) В·с/°;

– максимальное значение переменной составляющей – не более 0,01 °/с;

– смещение нуля ±0,01 °/с;

– отклонение углового положения осей чувствительности измерительных каналов относительно системы координат, связанной с посадочными плоскостями прибора по произвольному направлению в течение назначенного срока службы ±7 угл. мин;

– время достижения функциональной готовности – не более 3 с;

– время достижения точностной готовности – не более 20 мин;

– потребляемая мощность в установившемся режиме – не более 9 Вт;

– срок службы – не менее 10 лет;

– ресурс – не менее 10 000 ч.

С марта 2014 г. приборы устанавливаются в резервный контур системы управления спуском на возвращаемый аппарат космического корабля «Союз-ТМА» («Союз-МС»).

На июль 2021 г. изготовлено и поставлено заказчику 22 прибора, из которых 20 образцов успешно завершили летную программу в составе КА и два образца находятся на стадии предполетной подготовки.

По результатам анализа летных испытаний прибора с использованием телеметрической информации о проекциях вектора угловой скорости КА, измеряемых прибором на участках спуска КА на Землю с орбиты международной космической станции (МКС), срабатывания парашютной системы и приземлении, показания прибора в полной мере отражают динамику движения КА, что позволяет констатировать отсутствие замечаний к работе прибора. Таким образом, прибор подтвердил свои основные технические характеристики в условиях воздействия реальных эксплуатационных факторов.

В конце 2017 г. в НИИ ПМ завершены работы по подтверждению возможности повторного использования прибора КИНД34-062 с использованием трех образцов прибора, прошедших без замечаний летные испытания. В рамках указанных работ проведены:

– оценка технического состояния трех образцов прибора после завершения летных испытаний;

– испытания по подтверждению возможности повторного использования прибора КИНД34-062 на двух образцах прибора;

– испытания по подтверждению возможности повторного использования ВОГ и электронных устройств, входящих в прибор КИНД34-062, на образцах, демонтированных из прибора, прошедшего оценку технического состояния после завершения летных испытаний.

В результате проведенных работ была подтверждена возможность повторного использования, выпущен отчет и оформлено техническое решение о возможности однократного повторного использования прибора КИНД34-062 в составе КА.

По состоянию на июль 2021 г. восемь образцов прибора успешно прошли испытания на подтверждение возможности повторного использования и были допущены к повторному использованию:

– шесть приборов успешно прошли эксплуатацию и подтвердили свои основные технические характеристики в условиях воздействия реальных эксплуатационных факторов при повторном использовании;

– один прибор находится в эксплуатации в составе КА на МКС, замечания по его работе отсутствуют;

– один прибор проходит предполетную подготовку.

Результаты проведенного анализа свидетельствуют о том, что характеристики, заложенные в приборе КИНД34-062, позволяют использовать его при осуществлении пилотируемых пусков к МКС, в том числе повторно, что позволяет сократить длительность и уменьшить стоимость подготовки к очередному пуску.

Список литературы

1. *Антонова М.В. и др.* Бесплатформенные инерциальные блоки на основе блочно-модульных конструкций для систем управления объектов ракетно-космической техники различного назначения // Сборник материалов XXII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. С. 390–393.
2. *Волынцев А.А. и др.* О результатах разработки и летных испытаний малогабаритного гироскопического измерителя вектора угловой скорости на базе волоконно-оптических гироскопов // Сборник материалов XXII Санкт-петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. С. 278–281.

МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЦИФРОВОЙ СИСТЕМЫ МИКРОКОНТРОЛЛЕРНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПО СКОРОСТИ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА ДЛЯ ВЫСОКОДИНАМИЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Некрасов В.В.

АО «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А.Г. Иосифьяна (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»), г. Москва, Россия

В рамках диссертационного исследования на тему «Микроконтроллерная система управления двигателя-маховика для высокодинамичных космических аппаратов» по специальности 05.13.01 «Системный анализ, управление и обработка информации» создана методика проектирования цифровой системы микроконтроллерного управления по скорости вращения ротора электромеханического блока двигателя-маховика для решения класса задач управления угловыми маневрами высокодинамичных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Новизна методики состоит в комплексном использовании построенной двухкомпонентной математической модели [1–3], подборе численного метода решения обыкновенного дифференциального уравнения данной математической модели [4], централизованном управлении для решения задач формирования входных значений и ограничений переменных, исходя из частных технических характеристик электромеханического блока двигателя-маховика и порядке информационного обмена с бортовым комплексом управления космического аппарата [5]. Это позволяет найти оптимальную целевую функцию управления электромеханическим блоком двигателя-маховика для каждого частного случая. Благодаря данной методике проектирования на прототипе двигателя-маховика удалось получить результаты по повышению эффективности управления по частным критериям точности отработки требуемой скорости вращения ротора двигателя-маховика более чем на 12%, а по оперативности – до 2 порядков, в сравнении с аналогами. Таким образом, оперативное и точное наведение трасс съемки на требуемые районы Земли с высокодинамичных космических аппаратов, в которых принципы съемки строятся в отсутствии у сканирующего элемента электромеханического двигателя для изменения угла съемки, осуществляется за минимальное время. В том числе при направленной съемке выбранного объекта под разными углами в рамках одного пролета космического аппарата над интересуемым объектом.

По итогам натурных испытаний осуществлено внедрение в две работы АО «Корпорация «ВНИИЭМ»:

– создан инновационный двигатель-маховик ДМ10-1000Ц для высокодинамичных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (акт АГ5.482-20 от 15.04.2020 о внедрении результатов в опытно-конструкторскую работу);

– создана новая система ориентации и стабилизации космического аппарата дистанционного зондирования Земли (акт АГ5.483-20 от 15.04.2020 о внедрении результатов в работы по созданию системы ориентации и стабилизации космического аппарата дистанционного зондирования Земли).

Список литературы

1. *Некрасов В.В.* Построение с помощью графов математической модели микроконтроллерной системы управления двигателя-маховика в режиме заданной скорости для высокодинамичных космических аппаратов // Космическая техника и технологии. 2020. №1(28). С. 126–134.
2. *Некрасов В.В.* Построение математической модели микроконтроллерной системы управления двигателя-маховика в режиме заданной скорости с помощью различных

математических методов и законов регулирования. М.: Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2019. Т.171. №4. С. 3–8.
3. *Некрасов В.В.* Построение гибридной аналитической математической модели системы управления двигателя-маховика для высокодинамичных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // XLV Королевские академические чтения по космонавтике (29 марта – 2 апреля 2021): сборник тезисов. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. Т.2. С. 192–193.
4. *Некрасов В.В.* Оптимизация математической модели микроконтроллерной системы управления двигателя-маховика для высокодинамичных космических аппаратов // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2019. Т.173 №6. С. 33–40.
5. *Некрасов В.В., Соседко К.А*. Создание методики управления двигателем-маховиком с бортового комплекса управления для высокодинамичного космических аппаратов // Международная конференция «Космические системы» (27 апреля 2021): тезисы. М.: Изд-во «Перо», 2021. С. 73–74. ISBN 978-5-00189-160-4.

ВЫСОКОТОЧНЫЙ АКСЕЛЕРОМЕТР ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Краснов А.А., Чесноков П.А., Кукушкин А.В.

АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», г. Санкт-Петербург, Россия

Доклад кратко освещает результаты работ, проводимых в настоящее время АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», по созданию акселерометра на базе электростатического подвеса для применения в области фундаментальной науки [1].

Устройство и принцип работы. Акселерометр состоит из чувствительного элемента и блока обеспечивающей электроники (рис. 1). Основой чувствительного элемента служит электростатический подвес инерционного тела (ИТ). Подвес состоит из восьми силовых элементов, образованных парами электродов, расположенных на противоположных стенках камеры ИТ, при этом четыре силовых элемента предназначены для взвешивания ИТ в направлении вертикальной оси и по два силовых элемента – в направлении горизонтальных измерительных осей (рис. 2). Емкостная схема измерения положения ИТ в камере подвеса реализована на тех же электродах, что и силовые элементы. Камера подвеса помещена в герметичный корпус чувствительного элемента, оснащенный приборным вакуумным насосом, обеспечивающим уровень вакуума, необходимый для работы электростатического подвеса и предотвращения электрического пробоя. С помощью блока электроники производится измерение положения ИТ в камере подвеса и управление усилием, развиваемым силовыми элементами подвеса, путем изменения подводимого к электродам напряжения, таким образом, чтобы парировались проекции ускорения, действующие в направлении конструктивных осей подвеса, а положение ИТ в камере оставалось неизменным. Вырабатываемое напряжение управления в данном случае пропорционально величине действующего ускорения и служит полезным выходным сигналом акселерометра. В состав блока электроники входят также преобразователи вторичного высоковольтного электропитания для питания подвеса и приборного насоса.

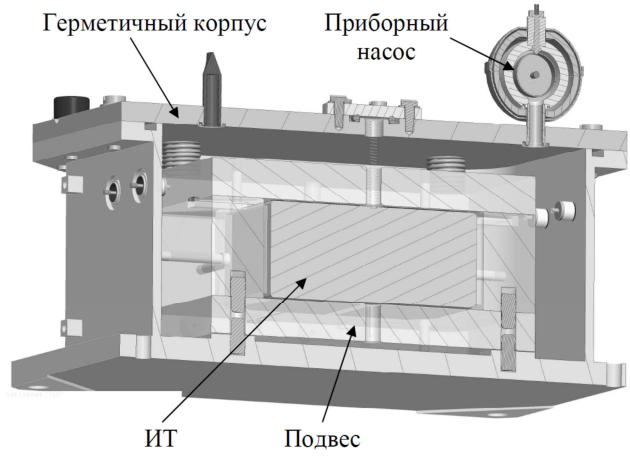


Рис. 1. Чувствительный элемент

Конструкция. Геометрия ИТ и конфигурация электродов подвеса акселерометра выбраны таким образом, чтобы реализовать возможность экспериментальной отработки прибора в наземных условиях, ИТ выполнено в виде прямоугольного параллелепипеда, в основании которого лежит квадрат, а высота составляет примерно ½ стороны основания. Соотношение массы и площади основания ИТ позволяют осуществить его свободное взвешивание в условиях действия силы тяжести, а за счет разницы жесткости вертикальных и горизонтальных силовых элементов подвеса удается обеспечить требуемую чувствительность в направлении горизонтальных осей. Перегрузочная способность подвеса по вертикали, необходимая для устойчивого взвешивания ИТ, составляет порядка 20 м/с^2 (2g), а по горизонтали – не более $5\cdot10^{-3}$ м/с^2, и позволяет парировать лишь малые проекции ускорения свободного падения при незначительных, порядка нескольких

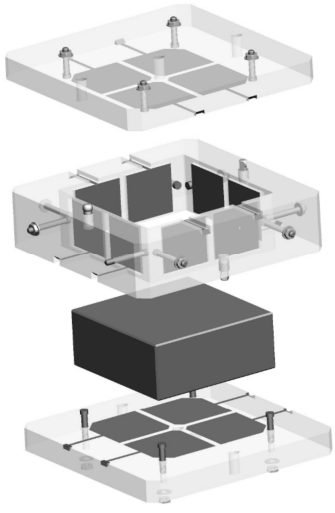


Рис. 2. Подвес

десятков угловых секунд, наклонах чувствительного элемента относительно плоскости горизонта.

Для обеспечения необходимой точности и стабильности геометрических параметров конструкции в качестве основного материала подвеса выбран плавленый кварц КУ-1, исходя из его высокой однородности и малого коэффициента теплового расширения. Из плавленого кварца выполнены элементы корпуса камеры подвеса и ИТ. Для придания электрической проводимости на поверхность ИТ нанесено сплошное титановое покрытие. Электроды подвеса также выполнены титановым покрытием.

Герметичный корпус чувствительного элемента выполнен из титанового сплава и оснащен вакуумным насосом.

Испытания. Эталонирование требуемого уровня ускорения в наземных условиях может быть выполнено поворотом испытуемого прибора в гравитационном поле земли, используя в качестве эталона проекции ускорения свободного падения при известных углах поворота, или перемещением относительно испытуемого прибора источника гравитационного поля (контрольной массы), используя в качестве эталона его гравитационное воздействие. Следует отметить, что оба эти метода имеют принципиальные ограничения минимального уровня воспроизводимого эталонного воздействия, обусловленные сейсмикой и естественными долговременными (сезонными, суточными) поводками основания, на котором установлен испытуемый прибор. Преодолеть указанные ограничения становится возможным в том случае, если задание эталонирующего воздействия производится по определенному закону, например гармоническому, за счет чего в частотном плане можно выделить полезный сигнал (рис. 3). Метод задания эталонирующего воздействия по гармоническому закону поворотом в гравитационном поле земли реализован в установке сейсмометрической УСГ-3М, а метод задания перемещением источника гравитационного поля – в установке сейсмометрической горизонтальной УСГ-Г. Установки входят в состав Государственного специального эталона единиц длины, скорости, ускорения и плоского угла для сейсмометрии в диапазоне частот 0,001÷30 Гц (ФГУП «ВНИИМ им. Д.И. Менделеева»).

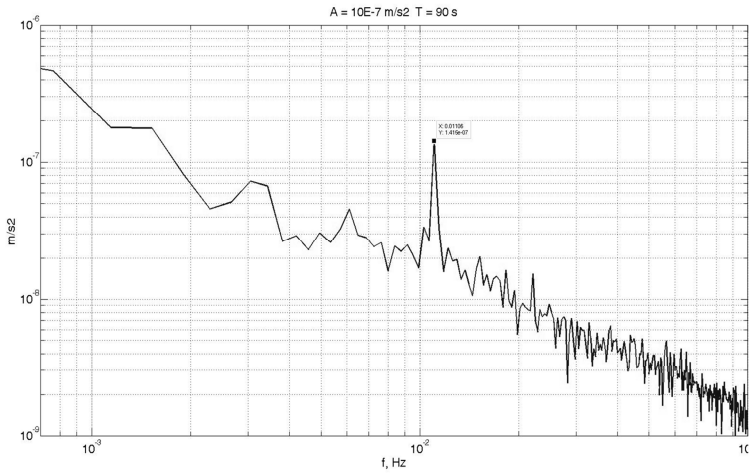


Рис. 3. Спектр выходного сигнала при задании эталонного гармонического воздействия

Результаты. Были проведены лабораторные испытания акселерометра методом поворота в гравитационном поле земли в статике и испытания на установке сейсмометрической горизонтальной УСГ-Г.

При конструировании, изготовлении и экспериментальной отработке акселерометра был решен ряд существенных конструктивных и технологических вопросов, предложены и опробованы методы испытаний, получены обнадеживающие экспериментальные данные, которые показывают, что в перспективе акселерометр может быть применен в космической отрасли.

Список литературы

1. *Пешехонов В.Г. и др.* Современные методы и средства измерения параметров гравитационного поля Земли / Под общ. ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 390 с.

РЕЗУЛЬТАТЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА В КОСМОСЕ

А.А. Белаш, С.Л. Левин, С.Г. Романенко

АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», г. Санкт-Петербург, Россия

Введение

Электростатический гироскоп (ЭСГ) обладает свойством, в соответствии с которым действующие на его ротор уводящие моменты прямо пропорциональны квадрату напряжения подвеса. Это свойство предопределяет возможность его использования в условиях космической невесомости. И если на Земле это напряжение не может быть меньше значения, компенсирующего силу тяжести, то в космосе может быть кардинально снижено до технически реализуемых пределов.

Уникальная точность ЭСГ реализуется в карданных системах с автокомпенсационным вращением корпуса. Устанавливать подобную громоздкую аппаратуру на космический аппарат (КА), с его ограничениями по массогабаритным характеристикам, проблематично. В связи с этим во всем мире карданные ЭСГ нашли применение, в основном, в навигационных системах подводных лодок [1, 2].

Учитывая эти обстоятельства, в конце 90-х годов ЦНИИ «Электроприбор» предложил для использования на космических аппаратах бескарданный ЭСГ (БЭСГ).

Система ориентации БИС-ЭГ

Такой БЭСГ [3], ставший базовым чувствительным элементом бескарданной инерциальной системы определения ориентации на электростатических гироскопах (БИС-ЭГ), представляет собой 10-миллиметровый бериллиевый сферический ротор, взвешенный в электрическом поле, создаваемом тремя парами ортогонально расположенных электродов. Списывание информации об угловом положении ротора в полном диапазоне углов осуществляется с помощью шести ортогонально расположенных оптических датчиков.

Условия работы, предложенные разработчиками КА, были следующие:

– работа в герметичном отсеке;

– стабильность окружающей положительной температуры не хуже 2 °С;

– на борту имеются астродатчики [4].

Исходя из этого, была спроектирована БИС-ЭГ, в состав которой вошли два блока – блок чувствительных элементов (БЧЭ) и блок электроники (БЭ). Конструктивное исполнение – негерметичное, без применения специальных средств термостатирования (рис. 1).



Рис. 1. Внешний вид БИС-ЭГ (БЧЭ и БЭ)

Для уменьшения «физического» дрейфа гироскопа опорное напряжение подвеса понижалось с 400 В до 200 В для работы в условиях невесомости.

Для повышения точности выполнялся алгоритмический прогноз дрейфа с помощью модели ухода гироскопа.

Принятые меры позволили снизить дрейф инерциального трехгранника более чем на порядок [5].

Первые полеты позволили получить информацию о работе БЭСГ в условиях космоса и выявить ряд недостатков БИС-ЭГ (недостаточный уровень надежности, сходимость векторов кинетических моментов гироскопов, неудобство наземной калибровки КМУ гироскопов). Часть этих проблем была решена к полету 4-5-го КА с этим прибором, а часть – только в новой, модернизированной БИС-ЭГ.

Модернизированная система определения ориентации

Модернизированный прибор БИС-ЭГ был разработан и впервые изготовлен в 2007 г. Для решения проблем с возможным перегревом аппаратуры были проведены дополнительные тепловые испытания БИС-ЭГ, а на новых КА в герметичном отсеке был обеспечен принудительный обдув БИС-ЭГ. С целью повышения надежности и обеспечения новых, повышенных требований к ресурсу работы введен 4-й измерительный канал, состоящий также из гироскопа БЭСГ, блоков обеспечивающих его работу, и спецвычислителя СВ-ИК (рис. 2).

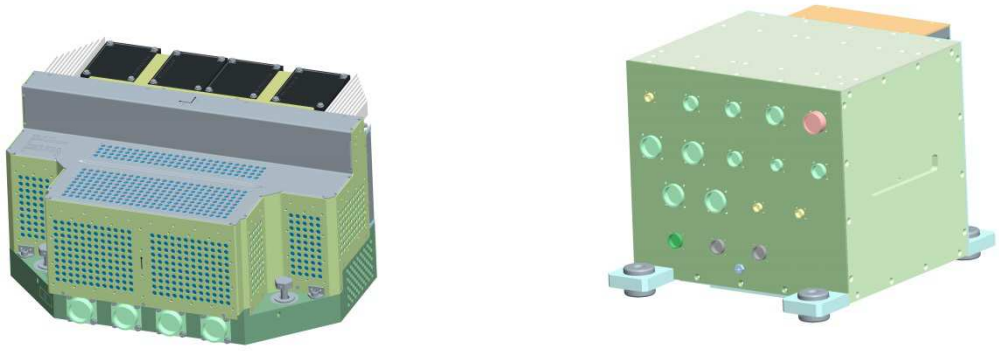


Рис. 2. Внешний вид модернизированного БИС-ЭГ (БЧЭ и БЭ)

Принципиальным отличием новой модификации БЭСГ стало «превращение» 6-электродного подвеса в 12-электродный. Наличие трех осей (две оси с положительным опорным напряжением, одна – с отрицательным) создавало появление наведенного заряда на роторе. Этот заряд, во-первых, приводил к неравножесткости осей подвеса, а во-вторых, был нестабилен, что приводило к неповторяемости КМУ от пуска к пуску.

Процедура калибровки КМУ стала полностью автоматической и выполнялась на борту КА, а проблема сходимости векторов кинетических моментов гироскопов была решена алгоритмически.

Принятые решения позволили еще снизить уход инерциальной системы координат [6].

Первый запуск нового КА с модернизированным прибором БИС-ЭГ был осуществлен в 2014 г. и работает до настоящего времени.

Система ориентации БИС-ЭГ в герметичном исполнении

2010-е годы принесли новые требования, среди которых следует отметить дальнейшее повышение точности и необходимость работы в негерметичном отсеке КА.

Соответствующая модификация прибора БИС-ЭГ (рис. 3) была разработана, опытные образцы были изготовлены и проведены наземные испытания в 2019–2020 г.

Естественно, что значительным изменениям подверглась конструкция: организованы теплостоки от всех тепловыделяющих элементов и плат составных частей БИС-ЭГ на дно блоков, блоки БЧЭ и БЭ обрели собственные герметичные корпуса, заполненные осушенным азотом.

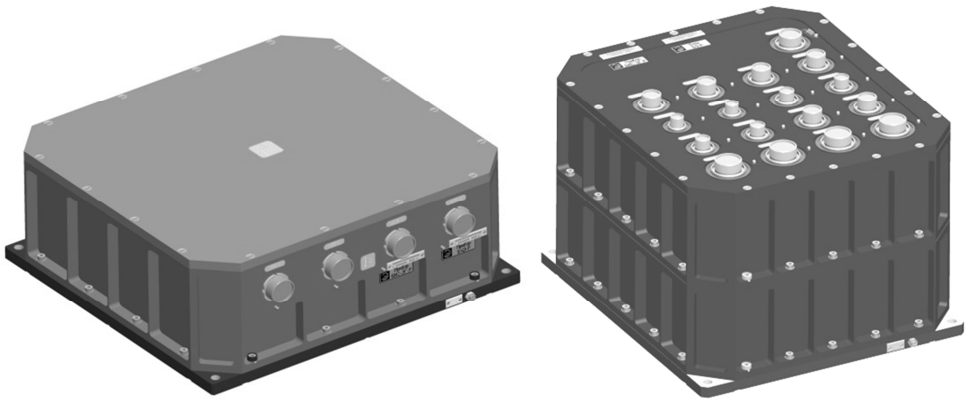


Рис. 3. Внешний вид герметичного БИС-ЭГ (БЧЭ и БЭ)

Для дальнейшего повышения точности гироскопов и системы в целом внедрен двухуровневый подвес с опорным напряжением для наземных испытаний 200 В, и с напряжением для штатной работы в условиях невесомости 50 В. Это должно еще на порядок снизить уход роторов гироскопов в космосе. Другим усовершенствованием стало внедрение лазерной технологии нанесения рисунка ротора, что позволило повысить технологичность изготовления самого ответственного элемента гироскопа – его ротора. Кроме того, проведены работы по импортозамещению и существенно доработаны алгоритмы работы с прибором с учетом резервированных моделей.

Летные образцы приборов БИС-ЭГ в герметичном исполнении поставлены на предприятие-заказчик, и дальнейшие летные испытания покажут правильность реализованных новых аппаратных и программных решений.

Заключение

За прошедшие 20 лет было изготовлено 20 систем ориентации типа БИС-ЭГ, из которых 15 прошли летные испытания и штатную эксплуатацию на четырех типах КА. Несмотря на ряд проблем, проявившихся в ходе этих испытаний, можно сказать, что применение в этих системах бескарданных электростатических гироскопов в основном оправдало ожидания разработчиков и потребителей, обеспечивая требуемое качество работы системы управления движением КА в целом.

Мы считаем, что достигнутые точность и надежность позволяют использовать и дальше гироскопы типа БЭСГ и системы определения ориентации на его основе в качестве перспективных датчиков угловой информации для КА различного назначения.

Список литературы

1. ION Museum. Period/Dates when in use: 1978-9 to Present.
2. *Elton O.L., Moore J.P.* Marine ESG Navigation as a Capability for the Present Navigation // Journal of the Institute of Navigation, Summer. 1973. Vol. 20. № 2. P. 126–136.
3. *Буравлев А.П., Ландау Б.Е., Левин С.Л., Романенко С.Г.* Модель дрейфа бескарданного электростатического гироскопа и идентификация ее параметров. // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. №1(13). 2002.
4. *Аванесов Г.А., Форш А.А., Бессонов Р.В., Зиман Я.Л., Куделин М.И., Залялова Р.Г.* Звездный координатор БОКЗ-М и перспективы его развития // XIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: сб. материалов. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2007. С. 199–205.
5. *Ландау Б.Е., Гуревич С.С., Емельянцев Г.И., Левин С.Л., Романенко С.Г.* Калибровка погрешностей бескарданной инерциальной системы на ЭСГ в условиях орбитального полета // Гироскопия и навигация. 2010. №1(68). С. 36–45.

6. *Ландау Б.Е., Левин С.Л., Гуревич С.Г., Емельянцев Г.И., Завгородний В.И., Романенко С.Г., Одинцов Б.В.* Наземная отработка методики полетной калибровки БИСО на ЭСГ для орбитальных космических аппаратов с произвольной ориентацией // XIX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: сб. материалов. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2012. С. 124–134.

ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ НАДЕЖНОСТИ ИНФОРМАЦИОННЫХ ОПТИЧЕСКИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

Ф.Н. Игнатьев

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Актуальными задачами надежности оптико-электронных приборов, эксплуатируемых в полях ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП), являются: установление закономерностей деградации и возникновения отказов оптических систем (ОС), разработка методов прогнозирования отказов и способов обеспечения требуемого уровня надежности ОС.

Последовательный подход в решении перечисленных задач связан с изучением физической природы явлений, определяющих деградацию функционального состояния, отказы ОС, и построением количественных характеристик в виде показателей надежности, регламентируемых нормативно-техническими документами.

Функциональное состояние информационных ОС, осуществляющих мониторинг земной поверхности, космического пространства и т.п., определяется требуемым уровнем качества формируемого ими изображения. В этой связи для получения адекватных представлений о деградации функционального состояния ОС и построения методов оценки показателей надежности удобно воспользоваться одной из наиболее полных характеристик, описывающих качество оптической системы – функцией рассеяния точки $I(x',y')$. Согласно определению [1]

$$I(x',y') = \left|\left(U(x',y')\right|^2,$$

$$U(x',y') = \iint P(x,y)\exp[i\frac{2\pi}{\lambda}(x'x+y'y)]dxdy, \qquad (1)$$

$$P(x,y) = \begin{cases} G(x,y)\exp(2\pi i W(x,y)) & x,y \in \Omega \\ 0 & x,y \notin \Omega \end{cases},$$

где x,y – ортогональные координаты волнового фронта в плоскости выходного зрачка ОС, Ω – область зрачка, x',y' – ортогональные координаты в фокальной плоскости, центрированные на оптической оси, λ – рабочая длина волны, $G(x,y)$ – функция, описывающая амплитудную модуляцию световой волны оптической системой. В условиях радиационных воздействий $G(x,y)$ несет информацию об изменениях оптической плотности материалов элементов ОС. $W(x,y)$ – функция аберраций, описывающая фазовые характеристики световой волны в выходном зрачке ОС в условиях воздействия на ОС ИИ КП.

Комплексная функция зрачка, определяемая выражением (1), позволяет учесть, как изменения волнового фронта рабочего поля, так и изменения его амплитуды и связать в одном выражении качество (структуру) оптического изображения с возмущениями параметров ОС, инициируемыми ИИ КП.

В прикладной оптике известно, что фазовые характеристики светового поля в оптической системе, с требуемой степенью точности, могут быть оценены методами геометрической оптики [2]. В этой связи функцию аберраций $W(x,y)$ можно оценить выражением

$$W(x,y) = \left(L(x,y;x',y') - L_0\right)/\lambda, \qquad (2)$$

где L_0 – эйконал главного луча невозмущенной ОС; $L(x,y;x',y')$ – эйконал вспомогательного луча между точками входного x,y и выходного x',y' зрачков.

В условиях радиационной нагрузки на ОС эйконал луча может изменяться вследствие изменений: показателей преломления n_j материалов оптических элементов, радиусов кривизны R_j поверхностей оптических элементов, в том числе локальных, расстояний d_j между элементами, векторов смещений центров кривизны t_j поверхностей элементов от оси системы или наклонов поверхностей. Анализ перечисленных изменений показывает, что в области актуальных для обсуждаемых явлений радиационных нагрузок они малы, в смысле масштаба величин, соответствующих невозмущенным значениям параметров.

Это обстоятельство позволяет воспользоваться в оценке радиационно-инициируемых изменений эйконала приближением вида

$$\delta L = \sum_j \frac{dL}{dn_j}\delta n_j + \sum_j \frac{dL}{dR_j}\delta R_j + \sum_j \frac{dL}{dd_j}\delta d_j + \sum_j \frac{dL}{dt_j}\delta t_j \,. \qquad (3)$$

С другой стороны, анализ влияния простейших аберраций на качество изображения показывает, что значимые для обсуждаемых ОС величины изменений параметров отвечают аберрациям, сопоставимым с долями рабочей световой волны. Например, согласно теории формирования изображения, предельно допустимые значения волновых аберраций ОС, согласно критериям, Релея – $\lambda/4$ или Марешаля – $\overline{\Delta^2} \le \lambda^2/180$. Это указывает на необходимость корректной расчетно-эмпирической оценки радиационно-инициируемых изменений показателя преломления материала и геометрии оптических и конструкционных элементов ОС в соответствующих масштабах.

Фундаментальным свойством радиационных нагрузок космического пространства является их многокомпонентный характер и разнообразие энергетических спектров ИИ. Эти обстоятельства приводят к необходимости введения эмпирических параметров материалов, определяющих соответствующие «отклики» на единичную радиационную нагрузку определенного вида ИИ. Эти параметры должны обеспечивать выполнение оценки изменений диэлектрических характеристик и геометрии элементов ОС с отмеченной выше точностью. В качестве таких параметров предлагаются дозовые коэффициенты показателя преломления и линейного расширения оптических и конструкционных материалов [3], т.к. именно поглощенная доза определяет меру воздействия ИИ на облучаемое тело.

Согласно определению [3]:

– под дозовым коэффициентом показателя преломления $\beta_i(\lambda)$ следует понимать изменение показателя преломления оптического материала, с учетом длины волны λ, вызываемое единичной радиационной нагрузкой заданного вида:

$$\beta_i(\lambda) \equiv \delta n(\lambda) \cdot \frac{1}{D}, \qquad (4)$$

где $\delta n(\lambda)$ – регистрируемое изменение показателя преломления, инициируемое радиационной нагрузкой, характеризуемой поглощенной дозой $D(\vec{r})$;

– под дозовым коэффициентом линейного расширения следует понимать приведенное к единице длины изменение линейного размера образца, вызываемое единичной радиационной нагрузкой:

$$\alpha_i \equiv \frac{\delta l}{l} \cdot \frac{1}{D}, \qquad (5)$$

где δl – изменение линейного размера l образца, инициируемое радиационной нагрузкой, характеризуемой поглощенной дозой $D(\vec{r})$.

Экспериментальные оценки дозовых коэффициентов предполагают однородное распределение поглощенной дозы в области контроля параметра экспериментального образца. Оценка дозовых коэффициентов должна производиться в условиях

термостабильности, при температурах, близких к температуре эксплуатации ОС, на всех этапах эксперимента.

В условиях пространственной неоднородности поглощенных доз ИИ КП могут возникать фотоупругие эффекты, свойства которых требуют дополнительного изучения. При работе с апохроматами необходимо учитывать характеристики рабочего спектрального интервала.

Представление о дозововом коэффициенте линейного расширения материала позволяет выполнить оценку инициируемых ИИ КП напряжений и деформаций элементов ОС адекватно конкретному пространственно-временному распределению поглощенных доз с требуемой в прикладной оптике точностью [3].

Проведены экспериментальные оценки дозовых коэффициентов ряда промышленных стекол, используемых в космических объективах. Сопоставление инициируемых ИИ фазовых и амплитудных эффектов в промышленных стеклах указывает на безусловную актуальность проблемы радиационно-инициируемых аберраций в задачах обеспечения радиационной стойкости информационных оптико-электронных устройств.

Резюмируя изложенное, к основным задачам обеспечения и оценки надежности информационных ОС космического базирования следует отнести:

– развитие методов исследования и оценки радиационно-инициируемых изменений диэлектрических и механических характеристик оптических материалов и элементов, в условиях, отвечающих нагрузкам адекватным нагрузкам ИИ КП;

– разработку методов исследования и оценки радиационно-инициируемых деформаций оптических материалов и элементов, удовлетворяющих требованиям современного оптического приборостроения;

– исследование радиационно-инициируемых хроматических аберраций информационных оптических систем;

– разработку численных методов оценки радиационных нагрузок в элементах ОС, включающих учет срока и условий активного существования ОС.

Список литературы

1. *Борн М., Вольф Э.* Основы оптики. М.: Наука, 1978. 719 с.
2. *Слюсарев Г.Г.* Методы расчета оптических систем. М.: Машиностроение, 1969. 672 с.
3. *Игнатьев Ф.Н.* Радиационно-инициируемая деградация оптического изображения: дис. … д-ра физ.-мат. наук. СПб.: Гос. Опт. Ин-т им. С.И. Вавилова, 1997. 253 с.

ВЫСОКОЧУВСТВИТЕЛЬНОЕ ИЗМЕРЕНИЕ НАПРЯЖЕННОСТИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПОЛЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ РКТ

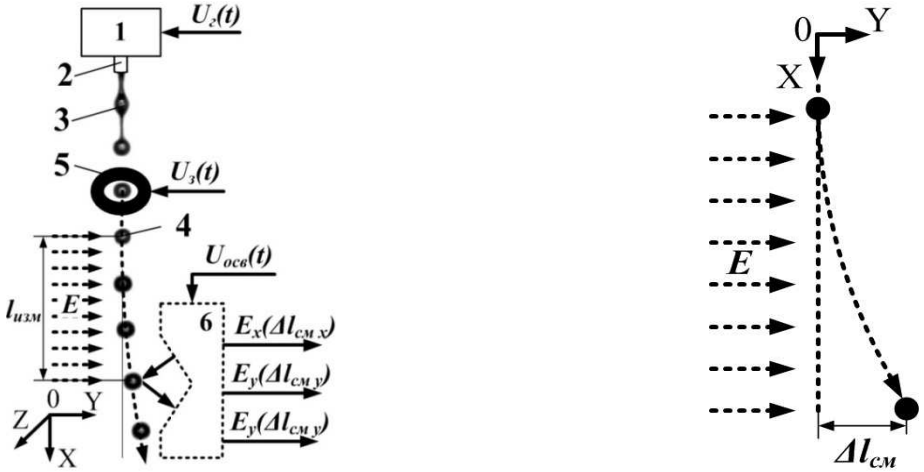
Леун Е.В.

АО «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина», г. Химки, Россия

Измерения напряженности электрического поля (НЭП) E важны не только для исследования Земли [1], но и для космических исследований небесных тел Венеры, Марса, Фобоса, Луны и других [2]. Измерения НЭП также необходимы на всех этапах создания изделий РКТ из-за возможности их электризации, накопления большого электростатического заряда q и возможности пробоя и электромагнитной несовместимости между собой. К настоящему времени разработано много способов и средств измерения НЭП [3] и их совершенствование актуально для космической отрасли.

В 2021 году на основе струйно-капельных технологий [4, 5] в АО «НПО им. С.А. Лавочкина» разработана струйно-капельная оптическая измерительная система (СКОИС) для измерения НЭП [6]. Она изображена на рис. 1*а*, содержащем генератор капель 1, калиброванное сопло 2, струю, состоящую из нераспавшейся части струи 3 и монодисперсного когерентного капельного потока 4, зарядное устройство (устройство сообщения униполярного заряда каплям) 5, оптический измеритель смещений капель (далее – измеритель) 6.

Принцип действия разработанной СКОИС для измерения НЭП основан на использовании отклонения заряженных жидких капель, движущихся в электрическом поле E (рис.1*б*) с последующим высокоточным измерением этого смещения $\Delta l_{см}$. Эти высокоточные измерения осуществляются триангуляционным способом, подобно стробоскопу, с импульсным освещением пролетающих капель, синхронно с процессом их генерации. Капли выполняют роль криволинейного отражателя.



а) *б)*

Рис. 1. СКОИС для контроля НЭП: измерительная схема (*а*), траектория отклонения движущихся заряженных капель под действием электрического поля E (*б*)

Для повышения отражающей способности в качестве жидкости могут использоваться специальные чернила. Они могут представлять собой водный раствор с непрозрачным красителем (с высоким поглощением излучения) и пигментом типа «металлик» с высоким коэффициентом отражения на основе нанопорошков металлов («под золото» или «под серебро» на основе алюминия, меди, бронзы, латуни и других) с размерами частиц ≤50–100 нм.

В соответствии с основными уравнениями для струйно-капельных технология [4] и со схемой на рис. 1*б*, выражение, связывающее смещение капель $\Delta l_{см}$ и измеряемое НЭП Е можно записать в следующем виде:

$$\Delta l_{см} = \frac{l_{изм}^2}{2 \cdot v_{кап}^2} \cdot \frac{q_{кап}}{m_{кап}} \cdot E_{изм}, \quad (1)$$

где $l_{изм}$ – длина измерительного участка, $v_{кап}$, $q_{кап}$ и $m_{кап}$ – скорость движения, заряд и масса капли соответственно.

Высокая чувствительность измерения смещений заряженных капель обеспечивается триангуляционным методом измерения положения отраженного луча, освещающего капли импульсно, синхронно с процессом их генерации, подобно стробоскопу.

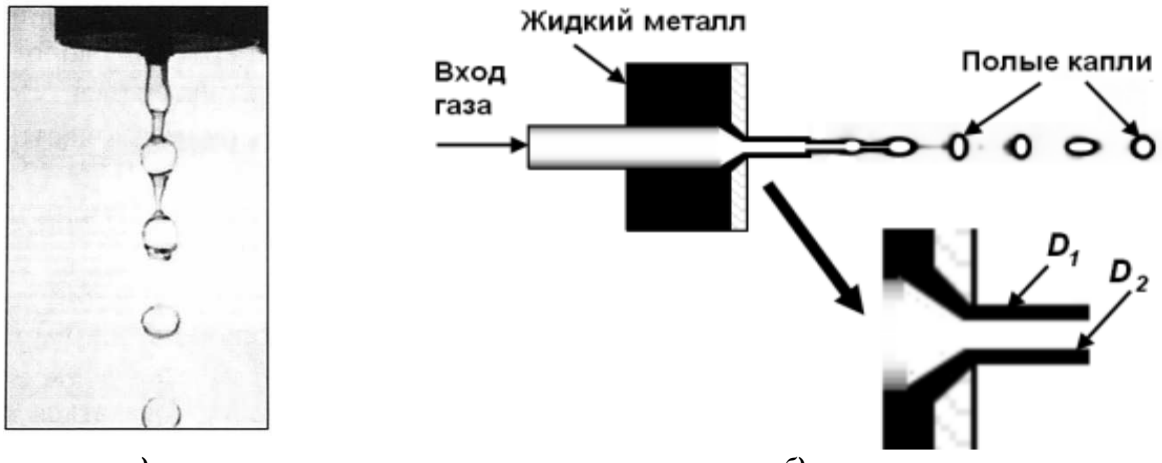
В работе [6] было показано, что чувствительность *S* разработанной СКОИС измерения НЭП определяется отношением смещений $\Delta l_{см}$ при движении капли к НЭП Е :

$$S_{скт} = \frac{\Delta l_{см}}{E} = k_{изм} \cdot \frac{q_{кап}}{m_{кап}}, \quad (2)$$

где $k_{изм} = \frac{l_{изм}^2}{2 \cdot v_{кап}^2}$ – коэффициент измерений, определяемый условиями проведения измерений НЭП. Как видно, чувствительность *S* прямо пропорциональна отношению $\frac{q_{кап}}{m_{кап}}$.

Расчеты показывают [6], что при $v_{кап}$ = 1 м/с, $l_{изм}$ = 5 см, использовании капли воды (плотность воды ρ = 1000 кг/м^3) диаметром $d_{кап}$ = 1 мм минимально обнаруживаемый уровень НЭП при использовании матричного регистратора может достичь значения 0,014 В/м. На основе разработанной СКОИС можно реализовать дифференциальный или нулевой методы измерения НЭП с измерением минимального или нулевого разбаланса соответственно.

Повышение разрешающей способности измерений НЭП Е возможно путем реализации определенных технических приемов, а именно повышения соотношения заряд/масса заряженных капель, использования полых, пустотелых, капель в виде микросферы, подобных мыльным пузырям (рис.2*а*), а также создания стенки микросферы в виде пористого (дисперсного) материала, применения жидких металлов (рис.2*б*), в том числе щелочной группы (Li, Na, K), плотность которых меньше плотности воды, и/или их сплавов в качестве жидкостей.



а) *б)*

Рис. 2. Формирование полых капель из жидкости (*а*) [5] и жидких металлов и сплавов (*б*) [7]

Список литературы

1. *Адушкин В.В., Спивак А.А.* Физические поля в приповерхностной геофизике. М.: ГЕОС, 2014. 360 с.
2. *Григорьев В.И., Ростовский В.С.* Механические и электрические потоки в планетах и звездах // Вестник Московского университета. Серия 3: Физика. Астрономия. 2009. № 1. С. 11–13.
3. *Глуховеря Е.Г., Бирюков С.В.* Датчики напряженности электрического поля на новых физических эффектах и явлениях // Актуальные проблемы современной науки: материалы IX Региональной научно-практической конференции с международным участием. Омск, 2020. С. 47–50.
4. *Нагорный В.С.* Средства автоматики гидро- и пневмосистем. СПб.: Лань, 2014. 214 с.
5. *Аметистов Е.В., Дмитриев А.С.* Монодисперсные системы и технологии. М.: Изд-во МЭИ, 2002. 390 с.
6. *Леун Е.В.* Основы построения струйно-капельных оптических систем измерений напряженности электрического поля. Часть 1 // Омский научный вестник. 2021. № 4 (178). С. 83–90.
7. *Бухаров А.В., Анкудинов В.Б., Огородников В.П., Марухин Ю.А.* Получение монодисперсных гранул из расплавленных металлов // Труды Шестой Российской национальной конференции по теплообмену. 2014. С. 919–922.

ПОЖАРОВЗРЫВОБЕЗОПАСНЫЙ ТЕНЗОРЕЗИСТИВНЫЙ ДАТЧИК ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ РКТ С ПИРОМЕТРИЧЕСКОЙ ТЕРМОКОМПЕНСАЦИЕЙ И ПИТАНИЕМ ОПТИЧЕСКИМ ИЗЛУЧЕНИЕМ, ПЕРЕДАВАЕМЫМ ОПТИЧЕСКИМ ВОЛОКНОМ

Леун Е.В., Сысоев В.К., Мишин Ю.Н.

АО «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина», г. Химки, Россия

Измерение давления является одной из часто решаемых задач на всех этапах создания РКТ [1]. Использование взрывоопасных жидких и газообразных специальных сред предъявляют специальные требования к решению таких задач. Одно из перспективных направлений совершенствования датчиков давления (ДД) связано с использованием преимуществ волоконно-оптической (ВО) техники. Например, в работе [2] рассмотрен ДД, разработанный в АО «НПО Лавочкина» в 2021 году, с введенной ВО пирометрической термокомпенсацией, позволяющий обеспечить не только высокую точность измерения температуры тензорезистора 0,1 °С, но и достичь высокой пространственной локализации точки измерений непосредственно на тензорезисторе не хуже 0,1-0,3 мм. По этому параметру ВО пирометрическая термокомпенсация имеет существенное преимущество перед использованием термосопротивления вынужденно смещенного, как минимум, на ≈0,5-1 мм относительно измерительного тензорезистора.

Для передачи ИК-излучения от тензорезистора к пирометру лучшими следует считать халькогенидные световоды, обладающие широким окном прозрачности: на основе стекол $Ge_{10}As_{30}Se_{38}Te_{22}$ – 2-15 мкм, $Ge_{20}Se_{80}$ – 2-10 мкм [3]. Выполнение на торце такого световода входной фокусирующей микролинзы позволяет повысить пространственную локализацию за счет уменьшения диаметра зоны контроля.

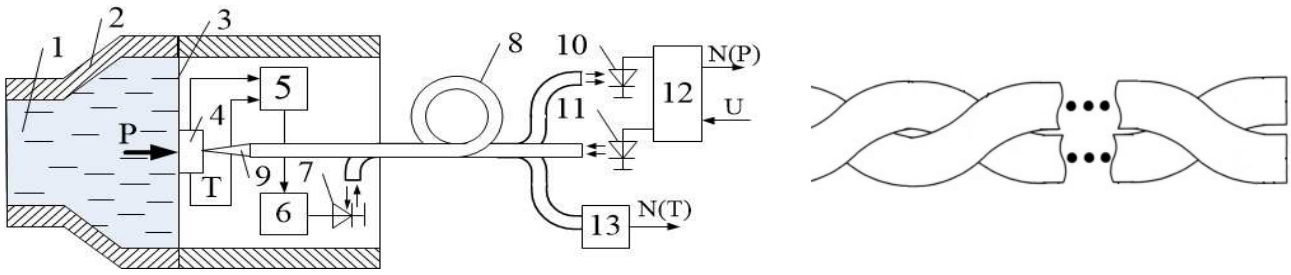
Возможности использования ВО техники для ДД могут быть существенно расширены при их питании оптическим излучением, передаваемым оптическим волокном. Это подробно рассмотрено в работах [3–5] и позволяет создать ДД с полной «гальванической развязкой», обеспечивая высокий уровень пожаровзрывобезопасности. Однако из-за возможностей перелома оптических волокон, выхода оптического излучения наружу и возникновения пожара область использования таких технических решений ограничена максимальной передаваемой мощностью ≤40 мВт.

Для увеличения передаваемой мощности без снижения высокого уровня пожаровзрывобезопасности в работе [5] был предложен набор специальных мер, а именно спиральная закрутка оптического волокна [6, 7], нанесение внешнего металлического покрытия [8], введение блока контроля процесса трещинообразования световодов за счет измерения отраженного оптического потока, использование замкнутых ВО каналов с упругими светопроводящими компаундами, дублирование ВО каналов. При определенных сочетаниях параметров передаваемая мощность сигнала может быть увеличена до 10 раз.

Эти идеи могут быть заложены в основу построения цифровых интеллектуальных пожаровзрывобезопасных ДД, один из вариантов измерительной схемы которого приведен на рис. 1*а*, а спиральная структура ВО-канала для приема-передачи оптического сигнала – на рис. 1*б*.

На рис. 1*а* изображены рабочая среда 1, корпус 2, упругая мембрана 3, тензорезистор 4, измерительная схема 5, блок питания и управления 6, приемопередатчик 7, ВО-кабель (для измерительного оптического сигнала пирометра и приема-передачи энергоинформационного оптического сигнала) 8, упругий конусообразный светопроводящий компаунд 9, приемник 10, передатчик 11, устройство управления 12, пирометр 13.

Повышение передаваемой мощности позволяет реализовать не только простые ДД, но и интеллектуальные ДД с цифровыми выходами по стандартам: Q-bus, Fieldbus, Modbus, Profibus, CANopen и др., расширив область их использования.



а) *б)*

Рис.1. Датчик давления: измерительная схема (*а*), спиральная структура ВО-канала для приема-передачи энергоинформационного оптического сигнала (*б*) [6, 7] (ВО-канал пирометрической термокомпенсации не показан)

Как видно, данное техническое решение позволяет создавать семейство пожаровзрывобезопасных простых и цифровых интеллектуальных ДД для работы с взрывоопасными средами не только в изделиях РКТ, а также нефте- и газодобычи и переработки. Все это создает условия для повышения уровня технической оснащенности и расширения арсенала средств измерений давления в РКТ, а также и для эффективной конверсии достижений РКТ в гражданских отраслях промышленности России.

Список литературы

1. *Чапоргин В.С., Панов Д.В., Поморцев П.М.* Состояние и перспективы развития системы метрологического обеспечения ракетно-космической техники // Мир измерений. 2013. №9. С.3–7.
2. *Леун Е.В., Мишин Ю.Н.* Пирометрическая термокомпенсация в задачах измерения давления // Техника и технология нефтехимического и нефтегазового производства: Материалы 11-й Международной научно-технической конференции. 2021. С. 191–192.
3. *Ширяев В.С., Вельмужов А.П., Караксина Э.В., Котерева Т.В. и др.* Волоконно-оптические сенсоры на основе особо чистых халькогенидных стекол // Аналитика. 2020. Т. 10. № 4. С. 296–303.
4. *Потапов В.Т., Соколовский А.А., Задворнов С.А., Моисеев В.В.* Гибридные измерительные системы с питанием оптическим излучением // REDS: Телекоммуникационные устройства и системы. 2016. Т. 6. № 4. С. 493–496.
5. *Задворнов С.А., Соколовский А.А.* О пожаро- и взрывобезопасности волоконно-оптических гибридных измерительных систем // Датчики и системы. 2007. № 3. С. 11–14.
6. *Леун Е.В.* Повышение пожаровзрывобезопасности электрических устройств РКТ, питаемых оптическим излучением, передаваемым оптическим волокном // Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно- космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли: Материалы XV Всероссийской научно-технической конференции, посвященной памяти главного конструктора ПО «Полет» А.С. Клинышкова. Омск, 2021. С. 19–21.
7. Патент РФ №2573661 Российская Федерация, МПК G01F 23/22, G01F 23/292 Способ измерения уровня жидкости и устройство с нерегулярной биспирально-конической световодной структурой для его реализации (варианты) / Коренев М.С. № 2014111062, заявл. 24.03.2014, опубл. 27.09.2015, Бюлл.№ 27.
8. *Моршнев С.К.* Оптические свойства изогнутых волоконных световодов: диссертация на соискание ученой степени доктора физико-математических наук / Моск, физ.-техн. ин-т (гос. ун-т), Долгопрудный, 2009. 252 с.
9. Волокна с металлическими покрытиями. Волоконно-оптические инновации. Продукция. URL: http://www.volokno-optic.com/products/specialfibers/fibers-with-metallic-coatings/ (дата обращения: 18.09.21).

РЕЗУЛЬТАТЫ МОРФОЛОГИЧЕСКОГО СИНТЕЗА КОМПОНОВКИ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ МЕХАНИЗМОВ БЛОКОВ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ

Абдулин Р.Р.[1], Подшибнев В.А.[1], Самсонович С.Л.[2]

[1]АО «МНПК «Авионика», г. Москва, Россия
[2]Московский Авиационный Институт (НИУ), г. Москва, Россия

Перед разработчиками исполнительных механизмов (ИМ) электромеханических приводов (ЭМП) блоков рулевых приводов высокодинамичных летательных аппаратов всегда стоит задача обоснования выбора элементов ИМ и их компоновки таким образом, чтобы этот ИМ обеспечивал требуемые характеристики и вписывался в заданный ограниченный объем блока, состоящего из четырех рулевых приводов и при этом имел минимальные массогабаритные показатели. Эти задачи решаются методами морфологического анализа функциональной схемы и синтеза конструктивно-кинематической схемы ИМ, который заключается в одновременном выборе каждого элемента функциональной схемы с возможными вариантами их компоновки в выделенном объеме [1].

Функционально каждый ИМ блока рулевых приводов состоит из корпуса, электродвигателя (ЭД), редуктора, датчика обратной связи (ДОС), опорного устройства выходного звена. Опорное устройство выходного звена ИМ может быть самостоятельным устройством или совмещенным с опорным устройством рулевой аэродинамической поверхности. Во втором случае выбор подшипников опорного устройства и расстояния между ними осуществляется учетом перерезывающих аэродинамических сил, действующих на рулевую поверхность [2].

Морфологический синтез конструктивно-кинематической схемы начинается с определения выделенного объема в блоке под один ИМ и размещения в этом объеме подшипников опорных устройств аэродинамической поверхности. Затем проводится выбор типа ЭД требуемой мощности в корпусном и бескорпусном исполнениях и рассматриваются различные варианты его размещения в выделенном под ИМ объеме относительно оси опорного устройства: соосно, параллельно, с пересекающимися осями, со скрещивающимися осями (см. рисунок).

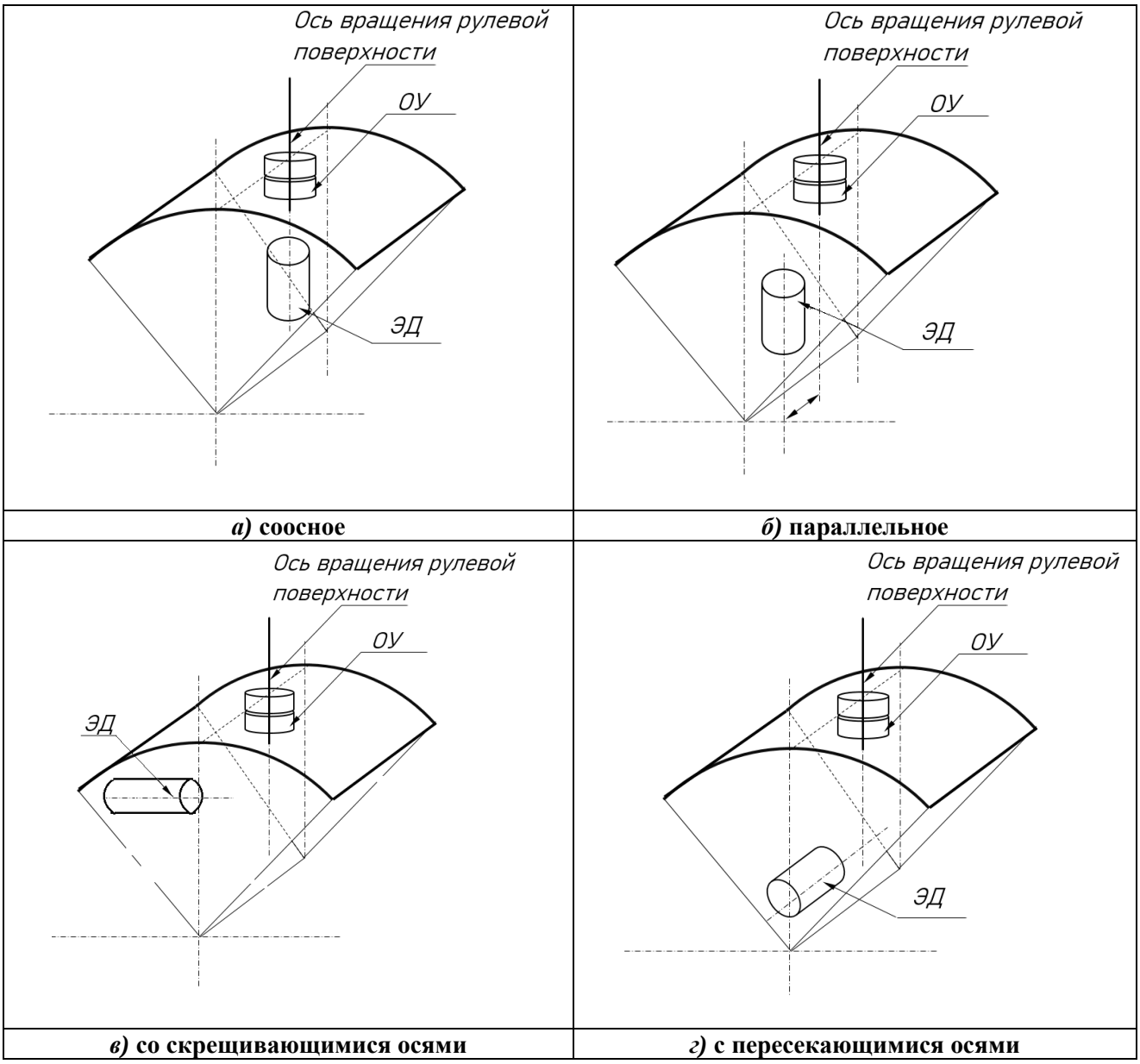
Во всех вариантах расположения ЭД более целесообразно, с точки зрения простоты конструкции, использовать корпусной вариант. Исключение составляет соосное размещение бескорпусного ЭД с большим диаметром отверстия ротора полым ротором, в котором может проходить вал выходной механической передачи, соединенной с объектом управления.

Далее, в зависимости от взаимного расположения осей ЭД и опорного устройства (ОУ), выбирается типы механических передач, реализующих кинематическую связь между ЭД и выходным валом с требуемым передаточным числом в выделенном под ИМ объеме.

В качестве выходной механической передачи целесообразно использовать передачу с наименьшим люфтом и наибольшей жесткостью. К таким передачам относятся волновые и планетарные передачи [3]. Кроме того, использование в качестве выходной механической передачи волновой передачи с промежуточными телами качения (ВПТК), построенной по схеме с выходным жестким колесом и остановленным сепаратором, позволяет совмещать функции редуктора и подшипника опорного устройства [4].

Синтез конструктивных кинематических схем ИМ ЭМП в зависимости от взаимного расположения осей ЭД и опорного устройства позволил получить следующие результаты:

1. При соосном расположении осей и коаксиальном размещении вала аэродинамической поверхности с ротором бескорпусного ЭД, выходной и промежуточной ступеней ВПТК и индукционного ДОС все указанные элементы размещены в объеме опорного устройства аэродинамической поверхности, то есть, ИМ ЭМП выполняет все функции, при этом не занимая дополнительного объема [5].



а) **соосное**	***б)*** **параллельное**
в) **со скрещивающимися осями**	***г)*** **с пересекающимися осями**

Варианты взаимного расположения ОУ и ЭД

2. При расположении осей ЭД и опорных устройств с перекрещивающимися осями и использовании ВПТК в качестве подшипника опорного устройства и выходной ступени ИМ, а также в качестве механической передачи, связывающей ротор ЭД с входным валом ВПТК, планетарной, конической, цилиндрической, механической передачи получен минимальный диаметр корпуса блока рулевых приводов, равный двум диаметрам ЭД [6].

3. При расположении осей ЭД и опорного устройства со скрещивающимися осями так, что ЭД размещен по хорде, а опорное устройство по радиусу поперечного сечения корпуса блока рулевых приводов, и использовании ВПТК в качестве подшипника опорного устройства и выходной ступени ИМ, ЭД размещен в соседнем секторе корпуса блока, а его ротор соединены с входными валами ВПТК с помощью цилиндрических зубчатых колес. Такая компоновка позволяет получить минимальную длину блока рулевых приводов равную сумме диаметров ЭД и опорного устройства [7].

Список литературы

1. *Самсонович С.Л.* Основы конструирования электрических, пневматических и гидравлических исполнительных механизмов приводов летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2002. 244 с.
2. *Чернавский С.А., Боков К.Н., Чернин И.М. и др.* Курсовое проектирование деталей машин: учебное пособие. М.: ИНФРА-М, 2021. — 414 с.
3. *Полковников В.А.* Предельные динамические возможности следящих приводов систем управления летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2010. 470 с.
4. *Крылов Н.В., Лалабеков В.И., Самсонович С.Л. и др*. Электромеханические силовые мини-приводы для «более электрифицированного» самолета / Под ред. С.Л. Самсоновича. М.: Изд-во МАИ, 2016. 360 с.
5. *Самсонович С.Л., Степанов В.С., Урсу В.Е., Шендрик С.В.* Силовой минипривод. Патент РФ № 2321138. Бюл. № 9, 2008.
6. *Абдулин Р.Р., Самсонович С.Л. и др.* Блок рулевых приводов ракеты или снаряда. Патент РФ № 2 740 978. Бюл. №3, 2021.
7. *Самсонович С.Л., Тимохин А.И., Козлова Н.М., Кондратьев П.Б., Кулаков А.Н., Кичин И.М., Чесноков А.Н.* Компоновка механизмов и узлов приводных систем: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 1993.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОВЫХ ПАРАМЕТРОВ ЛАЗЕРНОГО ДИОДА НАКАЧКИ. ПРОТОТИП СИСТЕМЫ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ

Егупов Н.С.

Филиал АО «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова», г. Москва, Россия

В НИИ ПМ перспективным направлением являются навигационные приборы, в которых чувствительные элементы – волоконно-оптические гироскопы (ВОГ). Источником излучения для ВОГ служат лазерные диоды накачки (ЛДН). Для работы некоторых ЛДН, согласно их техническому описанию, требуется обеспечение температурного режима, который определяется уровнем температуры и стабильностью поддержания температуры. Для обеспечения температурного режима требуется система термостатирования (СТС). Для разработки СТС ЛДН необходима информация о характеристиках объекта термостатирования. Имеющихся данных от производителя недостаточно для разработки СТС. В данной работе описывается экспериментальное определение тепловых параметров ЛДН и использование полученной информации для создания полностью функционального прототипа СТС.

Эксперименты проводились на образце ЛДН, который состоит из излучающего диода, терморезистора, элемента Пельтье, размещенных внутри корпуса типа Butterfly. Общий вид представлен на рис. 1.

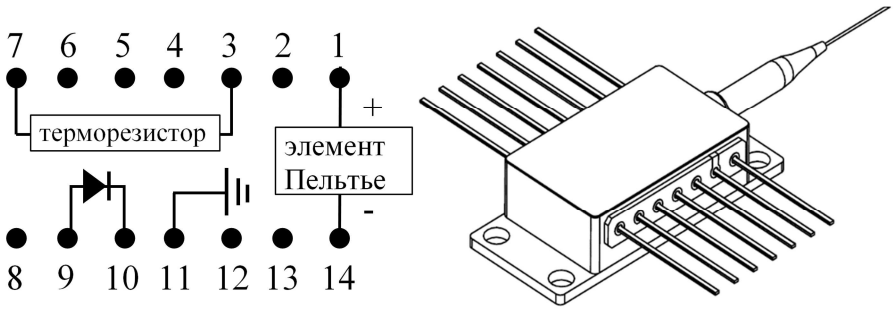


Рис. 1. Внешний вид и распиновка ЛДН

Цели эксперимента:

– определить температурные коэффициенты терморезистора (тарировка);

– определить зависимость энергопотребления элемента Пельтье от температуры установочной поверхности при различных настройках термостатирования;

– оценить возможность использования широтно-импульсной модуляции (ШИМ) питания для регулировки производительности элемента Пельтье;

– создать прототип СТС ЛДН.

Для проведения эксперимента было подготовлено рабочее место и создана мини-термокамера, основными элементами которой являются: металлическое основание (толстостенный алюминиевый швеллер), на котором закреплялся ЛДН; элементы Пельтье; радиатор с вентилятором; тепловая изоляция; термодатчики. Общая схема электрическая рабочего места приведена на рис. 2.

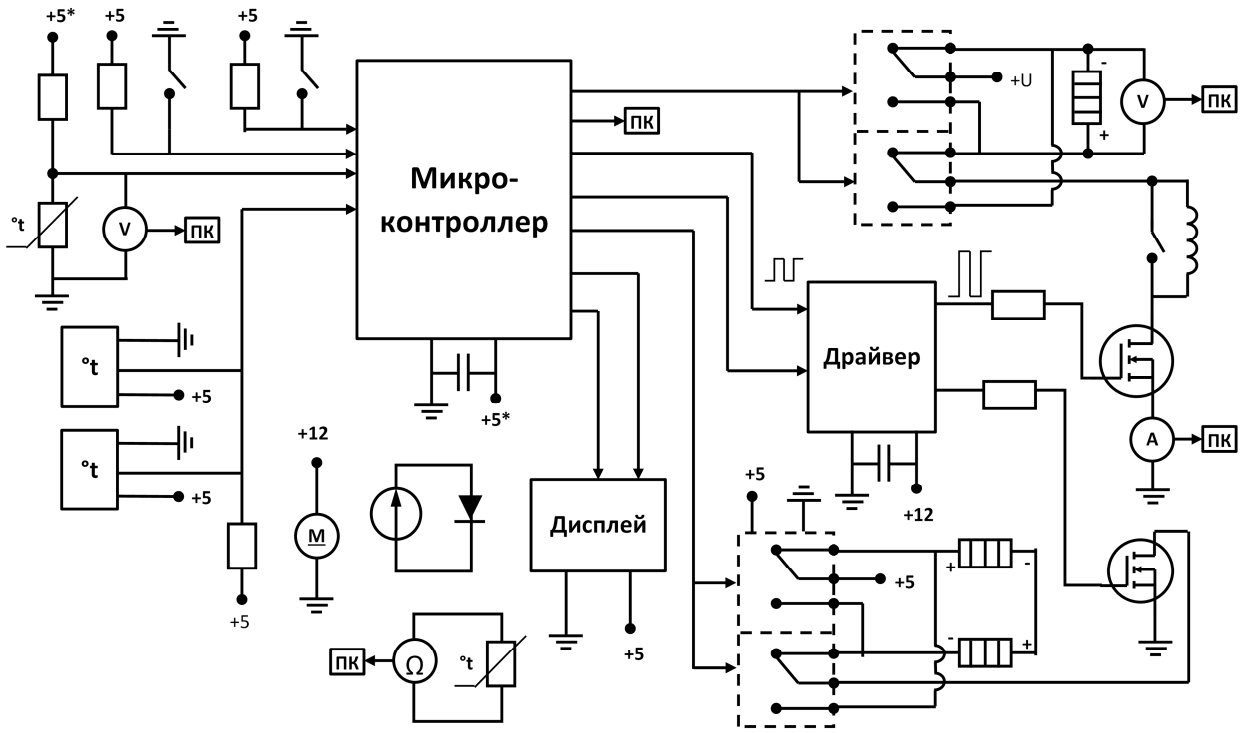


Рис. 2. Общая электрическая схема рабочего места

Все результаты получены путем измерения параметров лабораторным оборудованием (с непрерывной записью каждую секунду в файл на компьютере).

Получены температурные коэффициенты терморезистора A = 0,0196 и B = 3919,79 для упрощенного уравнения Стейнхарта – Харта [1].

Получена зависимость энергопотребления элемента Пельтье от температуры установочной поверхности при различных настройках термостатирования (представлена на рис. 3).

Определено, что ток через элемент Пельтье зависит от коэффициента заполнения линейно и не зависит от частоты ШИМ (рис. 4), что позволяет успешно регулировать производительность элемента Пельтье.

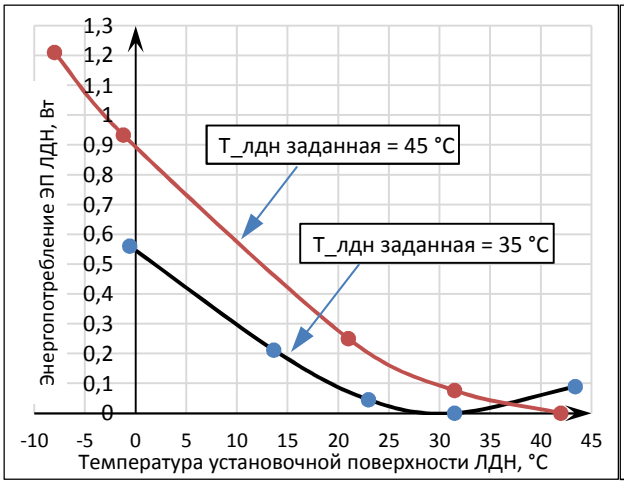


Рис. 3

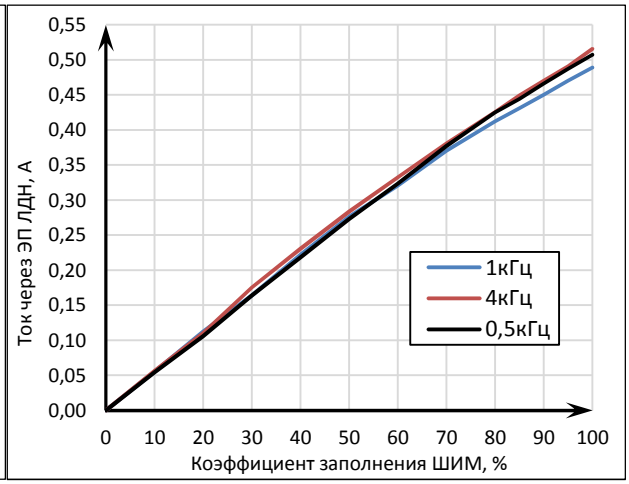


Рис. 4

Дополнительно рассматривалась и проверялась гипотеза, что с помощью дросселя в силовой цепи возможно выпрямить ток для повышения эффективности работы элемента Пельтье и СТС в целом. Предварительные практические результаты показали нежизнеспособность этой гипотезы.

На основании полученных данных создан прототип СТС ЛДН и проведена экспериментальная проверка работы при изменяющейся температуре установочной поверхности ЛДН. Результат представлен на рис. 5. Прототип СТС, с точки зрения теории автоматического регулирования, является пропорциональным регулятором (микроконтроллер по значению рассогласования текущей и заданной температуры изменяет производительность элемента Пельтье). Тип системы – цифровая.

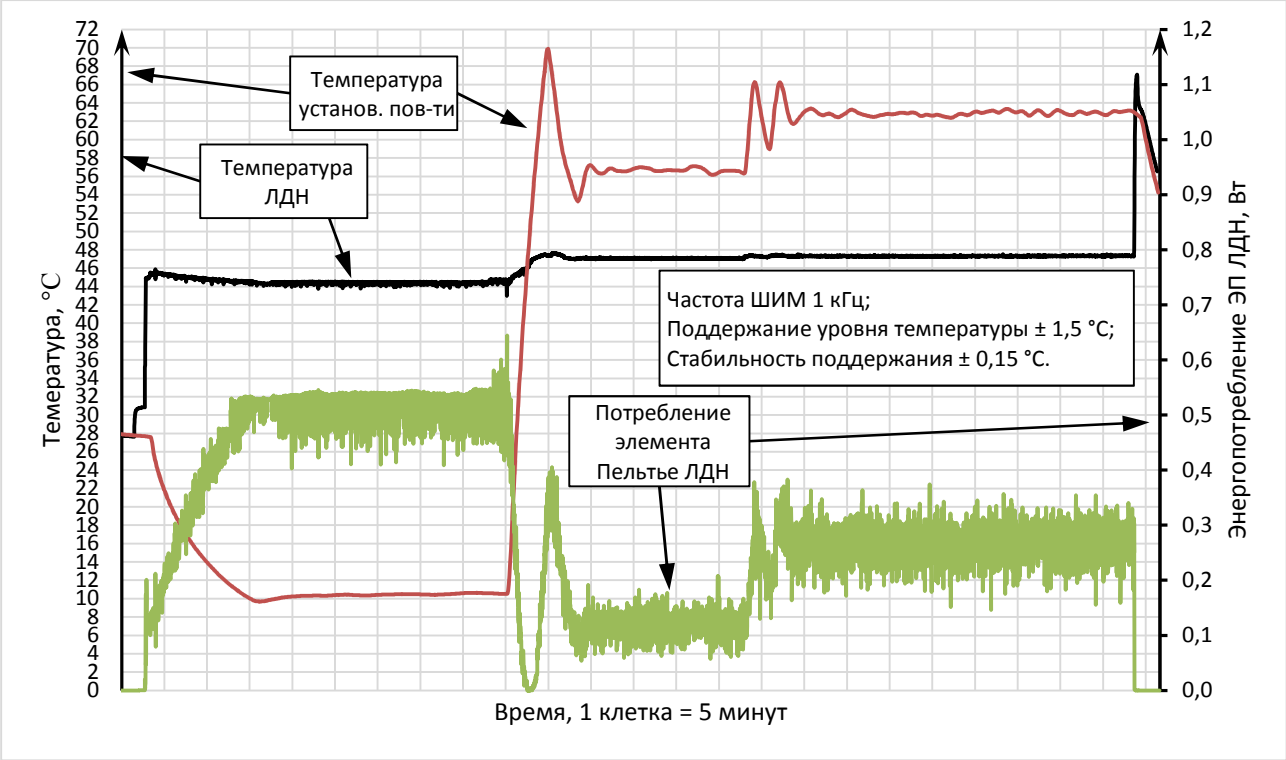


Рис. 5. Реакция прототипа СТС ЛДН на изменяющуюся температуру установочной поверхности ЛДН

В ходе проведенных работ все поставленные цели достигнуты. Определены характеристики ЛДН, как объекта термостатирования, и создан прототип СТС ЛДН. Результаты работ используются в НИИ ПМ при разработке текущих приборов на ВОГ.
Созданный прототип СТС дает возможность провести исследования ЛДН в составе гироскопического измерительного канала в части определения влияния температурного режима ЛДН на погрешности измерения прибора.

Список литературы

1. Уравнение Стейнхарта – Харта [Электронный ресурс]: Википедия. Свободная энциклопедия. URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Уравнение_Стейнхарта_—_Харта (дата обращения: 06.10.2021).

ДОПОЛНЕННАЯ РЕАЛЬНОСТЬ ДЛЯ ВНЕКОРАБЕЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ НА ЛУНЕ. ТЕХНИЧЕСКИЙ ОБЛИК

Брель А.О.

ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина», Звездный городок, Россия

Дополненная реальность (ДР) – это комплекс технических решений, которые позволяют совместить в зрительном поле человека реальное окружение и виртуальные объекты. Сейчас дополненная реальность рассматривается как перспективная технология, которую можно внедрить в промышленные процессы и тем самым повысить их эффективность [1]. В частности, дополненную реальность вполне допустимо рассматривать как основу для системы информационной поддержки (ИО) космонавтов в процессе внекорабельной деятельности (ВКД).

Анализируя варианты технической реализации систем дополненной реальности [2], можно выделить следующие ключевые элементы, которые приведены на рис. 1.

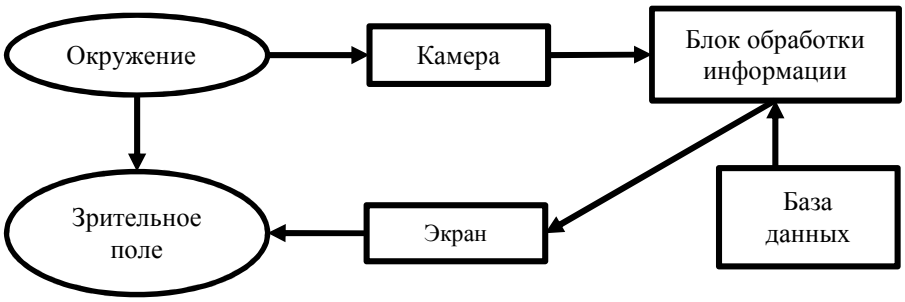


Рис. 1. Общая схема работы систем ДР

Камера в данной системе предназначена для сканирования окружающего пространства. Анализ окружающего пространства необходим для того, чтобы в дальнейшем выбирать виртуальные модели из базы данных и осуществлять их координатную привязку в пространстве. Выполняется это посредством определения реальных объектов методами компьютерного зрения. Определив требуемую виртуальную модель и привязав ее к окружающему пространству, система выводит модель на экран, тем самым совмещая в зрительном поле космонавта реальное окружение и виртуальные объекты.

Вышеописанная схема работы системы ДР дополняется в зависимости от подходов к реализации системы. Так, первый подход в выборе и позиционировании объектов в пространстве может определяться либо через поиск объектов из числа типичных элементов окружающего пространства (элементы конструкции, особенности ландшафта и т.д.). Второй подход предполагает использование специальных меток, согласно которым и будет выполняться выбор и позиционирование виртуальных моделей [3].

Размещение экрана в зрительном поле также может разниться в зависимости от подходов к реализации системы. В одном случае экран представляет собой стационарную конструкцию, размещаемую в одном месте на весь период эксплуатации. В другом подходе, экран может представлять собой мобильное устройство, которое, либо держится в руке, либо размещается на голове. Третий предполагает исключение экрана из системы и проецирование изображения непосредственно на поверхность.

В зависимости от вышеописанных подходов, которыми реализуется система ДР, в систему могут добавлять дополнительные элементы для улучшения позиционирования виртуальных моделей в пространстве (акселерометры, гироскопы, геолокация и т.д.), взаимодействия с виртуальными объектами и расширения функциональных возможностей системы. Каждый из подходов имеет свои преимущества и недостатки в части простоты

реализации, стоимости, функциональных возможностей, эргономики и т.д., которые следует учитывать при анализе перспективности реализации ДР для ее интеграции в процесс ВКД на Луне.

Преимуществом меточного подхода при сканировании окружения камерой является дешевизна и простота реализации, меньшая зависимость от освещенности. При этом безметочный подход расширяет функциональные возможности системы и не требует предварительной подготовки инфраструктуры (предварительного размещения меток в зоне проведения работ)

Мобильный подход в реализации системы, позволит оперативно перемещаться по поверхности системы, но при этом потребует более сложной реализации и решения вопроса электропитания.

На данный момент имеются различные разработки в направлении внедрения ДР в процесс трудовой деятельности человека. В качестве примера можно привести проект по созданию системы для беспилотных погрузчиков [4]. Эта система проецирует на пол опасную зону при опускании оборудования. Это позволяет повысить безопасность людей, работающих на одной площадке с погрузчиками (рис. 2).

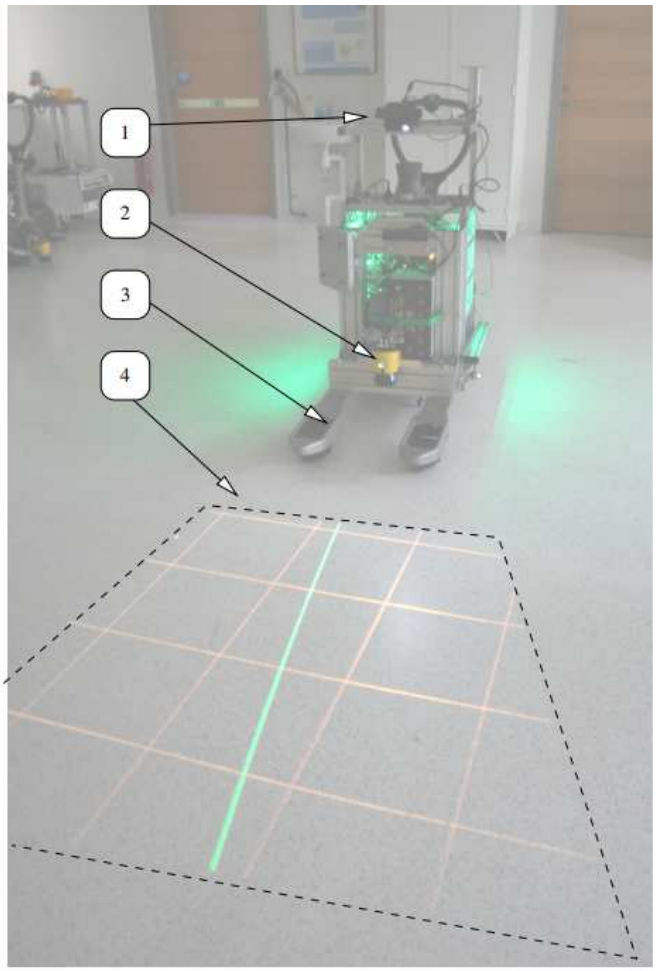


Рис. 2. Система отображения габаритов опускаемого оборудования

Система, приведенная на рис. 2, работает следующим образом: проекционная система Optoma ML 750 (1) установлена на модифицированной телеге Linde CitiTruck AGV (3). Проектор отображает габарит опускаемых грузов (4). Два сканера SICK S300 (2), установленные спереди и сзади устройства контролируют местоположение людей, обеспечивая тем самым безопасность.

Еще одним вариантом применения дополненной реальности является поддержка рабочих операций при проведении сборочных работ с использованием робототехнических

систем. Один из проектов [5], например, реализовал такой вариант управления робототехнической системой посредством очков дополненной реальности.

Анализируя подходы к реализации систем, можно отметить предпочтение двух подходов [4–7]: проецирование информации на поверхность или использование носимых на голове устройств.

Список литературы

1. *Шваб К., Дэвис Н.* Технологии Четвертой промышленной революции. М.: Эксмо, 2018.
2. *Биткин В.В.* Дополненная реальность, ее виды и инструменты создания // Вопросы студенческой науки. 2021. № 5.
3. *Брель А.О.* Применение дополненной реальности при подготовке космонавтов // Материалы XIII Международной научно-практической конференции. 2019. С. 247–248.
4. https://www.researchgate.net/publication/280154526_That's_on_my_Mind_Robot_to_Human_Intention_Communication_through_on-board_Projection_on_Shared_Floor_Space
5. *G. Michalos, P. Karagiannis, S. Makris, O¨. Tokc¸alar, and G. Chryssolouris.* Augmented reality (AR) applications for supporting humanrobot interactive cooperation. Procedia CIRP, 41:370–375, Dec. 2016. DOI: 10.1016/j.procir.2015.12.005.
6. A Comparison of Order Picking Assisted by Head-Up Display (HUD), Cart-Mounted Display (CMD), Light, and Paper Pick List
7. Augmented Reality as a Tool for Production and Quality Monitoring.

СОЛНЕЧНАЯ БАТАРЕЯ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ С УВЕЛИЧЕННЫМ СРОКОМ АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ

Рябцева М.В., Бадурин И.В., Вагапова Н.Т.

АО «Научно-производственное предприятие «Квант», г. Москва, Россия

Одной из важнейших систем космического аппарата (КА) является его система энергопитания. Повреждение и деградация системы энергопитания приведет к выходу из строя всего КА. Первичным элементом такой системы является солнечная батарея (СБ), характеристики которой тесно взаимосвязаны и во многом определяют такой важный параметр КА, как срок активного существования (САС).

САС определяется воздействием различных факторов космического пространства (ФКП): электризация, воздействие микрометеоритов, собственная воздушная атмосфера КА, термоциклирование, ультрафиолет и другие [1]. Эти ФКП могут стать причиной аномалий в работе бортовой аппаратуры – нестабильности работы различных устройств, перебоев с подачей электроэнергии от СБ в результате, например, деградации, механических повреждений и загрязнений фотоактивных поверхностей СБ.

Поскольку фотовосприимчивая электрогенерирующая часть СБ состоит из полупроводниковых приборов – фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), – то особую роль для СБ играет радиация (воздействие электронов и протонов естественных радиационных поясов Земли, протонов солнечных вспышек и другое). Ионизирующее излучение в полупроводниковом материале образует устойчивые дефекты, снижающие время жизни сгенерированных в области p-n-перехода ФЭП неосновных носителей заряда, что приводит к уменьшению выходных характеристик ФЭП и СБ [2]. Однако именно комплексное воздействие ФКП на СБ определяют срок ее службы в составе КА.

Сегодня разработчики и производители СБ активно прилагают все усилия по внедрению различных способов повышения электрических параметров ФЭП на начало САС, а также по увеличению радиационной стойкости – включение в полупроводниковую структуру брэгговских отражателей, квантовых точек, увеличение количества каскадов и другие меры [3], позволяющие утонить базу уязвимого каскада, и как следствие снизить вероятность возникновения центров рекомбинации носителей заряда в рассматриваемом слое.

Помимо приведенных мер, связанных с модификацией полупроводниковой структуры ФЭП и использования традиционной защиты ФЭП с помощью радиационностойких стекол типа К-208 также известно снижение последствий радиационного воздействия, за счет:

– термического отжига при 200 °С, что позволяет аннигилировать наибольшее количество радиационно-индуцированных дефектов в полупроводниковых материалах AIIIBV. Однако его реализация в условиях КП весьма трудоемка, поскольку это утяжелит и усложнит конструкцию СБ [4];

– фотоинжекционного отжига, который реализуется с помощью линзы Френеля или рефлектора, фокусирующих солнечное излучение в точку или в линию. В данном случае отжиг осуществляется за счет энергии, выделенной в результате поглощения концентрированного потока фотонов. Однако этот тип отжига применим только для соответствующего типа элементов, площадь которых обычно не превышает 1 см^2 [5];

– инжекционного отжига, частично восстанавливающего электрические параметры облученного ФЭП за счет инжекции неосновных носителей заряда в поврежденную полупроводниковую структуру, при этом высвободившаяся энергия в результате безызлучательной рекомбинации инжектированных неосновных носителей заряда передается кристаллической решетке и способствует аннигиляции радиационно-индуцированных дефектов [6]. Этот способ актуален для применения в условиях космоса, поскольку в качестве внешнего источника питания может выступать сама СБ.

Для оценки возможности реализации инжекционного отжига в современных СБ следует обратиться к электрической схеме коммутации ФЭП в СБ. Основные принципы ее построения сводятся к следующему: к каждому ФЭП приваривается шунтирующий диод, что

защищает элемент от пробоя в результате частичного затенения СБ или выхода из строя одного из ФЭП; для увеличения напряжения элементы последовательно соединяются в цепочки; для набора тока требуемой величины цепочки параллельно соединяют в сборку.

В работе предлагается новая эквивалентная схема СБ, в которой осуществляется инжекционный отжиг. Пусть панель формируется из n ФЭП путем соединения m идентичных цепочек ФЭП и одной области с параллельно соединенными ФЭП («1» на рисунке). Область с (m-1) цепочками обозначим за «2». Область с отжигаемой цепочкой – «3». Количество ФЭП в области «1» соответствует количеству цепочек, входящих в область «2», то есть (m-1). Тогда каждая цепь содержит ((n+1)/m-1) элементов.

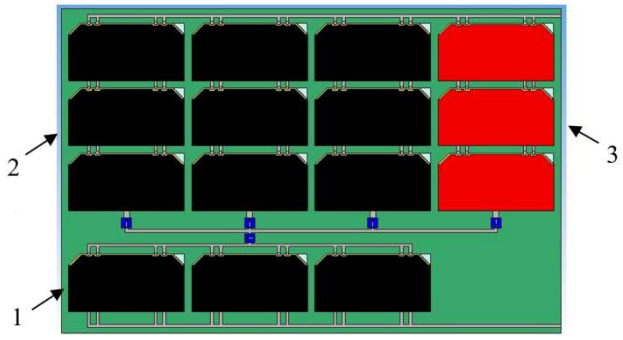


Рис. 1. Сборка СБ с инжекционным отжигом

Предположим, что вся сборка находятся в активном режиме эксплуатации и постоянно подвергается воздействию потока солнечного излучения со спектром АМ0. При этом напряжение холостого хода ФЭП составляет *U*, а ток короткого замыкания ФЭП – *I*. Тогда область «3» выступает в качестве нагрузки и подвергается инжекционному отжигу за счет протекания тока, сгенерированного остальной частью сборки («1» и «2»).

Следовательно, область «1» вырабатывает:

$$I_1 = I \cdot (m-1);\ U_1 = U. \tag{1}$$

Область «2»:

$$I_2 = I \cdot (m-1);\ U_2 = U \cdot \left(\frac{n+1}{m} - 1 \right). \tag{2}$$

Область «3»:

$$I_3 = I;\ U_3 = U \cdot \left(\frac{n+1}{m} - 1 \right). \tag{3}$$

Область «1-2»:

$$I_{1-2} = I \cdot (m-1);\ U_{1-2} = U \cdot \left(\frac{n+1}{m} \right). \tag{4}$$

Тогда область «1-2» в пересчете на область «3» составляет:

$$I_{1-2} = I_3 \cdot (m-2);\ U_{1-2} = U_3 \cdot \left(\frac{n+1}{n-m+1} \right). \tag{5}$$

По формулам (5) можно рассчитать необходимое количество ФЭП и количество цепочек в панели СБ, для осуществления инжекционного отжига.

В рамках работы был создан прототип сборки из 15 ФЭП на основе полупроводниковых материалов AIIIBV/Ge. Тогда n равно 15, m равно 4, напряжение и ток, обеспечиваемые одновременно областями «2» и «3», в 3 раза больше тока и в 1,33 раза больше напряжения, обеспечиваемые областью «1». Площадь элементов ФЭП, используемых в сборке, 2,3 см^2. К каждому элементу был приварен шунтирующий диод, который подключается параллельно в обратном направлении относительно соединения каскадов ФЭП. Для повышения прочности разрабатываемой конструкции сборка осуществлялась на печатной плате. Наличие переключателей позволяет оптимизировать сборку:

– появляется возможность отжига всех цепочек СБ поочередно;

– при необходимости можно отключить область «1», тогда область «1-2» будут работать как сборка СБ в активном режиме и генерировать энергию для питания бортовой аппаратуры КА.

В рамках работы:

– была подтверждена работоспособность сборки при полной и частичной засветке сборки излучением со спектром AM0;

– проведено облучение сборки электронами с энергией 7 МэВ и флюенсом $1 \cdot 10^{15}$ см$^{-2}$;

– теоретически были подобрано время проведения отжига созданной сборки СБ – 83 часа.

Следующим этапом является осуществление инжекционного отжига излучением со спектром AM0.

Инжекционный отжиг совместно с перспективными направлениями по повышению радиационной стойкости СБ может продлить САС современных СБ на ~15%. Ожидается, что восстановление СБ по мощности составит ~15% в условиях геостационарной орбиты при проведении отжига секции СБ через каждые 5 лет в течение ~80 ч. (для СБ, состоящей из шести секций, время отжига будет равным ~500 ч., что составляет порядка 1% от САС СБ, равного 15 годам). Кроме того, это позволит сократить необходимый сейчас запас по площади СБ и тем самым повысить удельные энергомассовые характеристики или увеличить САС при сохранении площади СБ.

Следует также отметить, что данный тип отжига применим для элементов на основе полупроводниковых материалов AIIIBV/Ge любых конструкций, и не ограничивается использованием защитных конструкций ФЭП от воздействия ФКП (радиационно-стойкие стекла, шунтирующие диоды и другое).

Авторы выражают благодарность за содействие в реализации экспериментальных работ коллективу сотрудников АО «НИИП»: д.т.н. Таперо К. И., Петрову А. С., Кондратенко А. А., а также сотрудникам АО «НПП «Квант» – Дудкину А. А. и Воеводкину Г.С. за помощь в апробации экспериментальной сборки, и Лебедеву А. А. за консультацию при подготовке материалов к публикации.

Список литературы

1. *Надирадзе А.Б., Смирнов В.А., Максимов И.А. и др.* Экспериментальное исследование загрязняющего воздействия собственной внешней атмосферы на этапе орбитальной эксплуатации космического аппарата // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М. Ф. Решетнева. Авиационная и космическая техника. 2006. С. 91–95.
2. *Слыщенко Е.В., Наумова А.А., Лебедев А.А. и др.* Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений AIIIBV // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19. № 2. С. 308–324.
3. *Емельянов В.М., Калюжный Н.А., Минтаиров С.А.* Многопереходные солнечные элементы с брэгговскими отражателями на основе структур GaInP/GaInAs/Ge // Физика и техника полупроводников. 2010. Т. 44. Вып. 12.
4. *Brandt Ch., Rehman W., Zimmermann C., et. al.* Recovery of high energy proton defects in GaInP2/GaAs/Ge triple junction solar cells by isothermal annealing // Research Gate. 2015.
5. *Barrutia L., Garcia I., Barrigón E., et al.* Development of the lattice matched GalnP/GalnAs/Ge triple junction solar cell with an efficiency over 40 % // 12th Spanish Conference on Electron Devices (CDE). 2018.
6. *Tiancheng Y., Ming L., Kui Y., et al.* Electroluminescence analysis of injection-enhanced annealing of electron irradiation-induced defects in GaInP top cells for triple-junction solar cells // Nuclear Instruments and Methods in Physics Research B. 2014. Vol. 335. P. 66–69.

РАЗРАБОТКА ВЫСОКОЭФФЕКТИВНОГО ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ КРЕМНИЯ

Бадурин И.В.[1,2], Рябцева М.В.[1,3], Вагапова Н.Т.[1,2,3]

[1]АО «Научно-производственное предприятие «Квант», г. Москва, Россия
[2]МИРЭА – Российский технологический университет, г. Москва, Россия
[3]Национальный исследовательский технологический университет «МИСиС», г. Москва, Россия

В настоящее время в сфере космической фотоэнергетики наиболее перспективными являются солнечные батареи (СБ), созданные из фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) на основе полупроводниковых материалов AIIIBV. Такие ФЭП позволяют обеспечить космический аппарат (КА) долгим сроком активного существования (САС) – около 15 лет на ГСО [1], – благодаря высокой радиационной стойкости. Недостатком таких ФЭП является их высокая, относительно традиционных кремниевых элементов, стоимость. В случае применения ФЭП со структурой InGaP/InGaAs/Ge в составе СБ КА, эксплуатируемых на низких орбитах и имеющих небольшой САС (менее 10 лет), встает проблема нерентабельности использования таких ФЭП. Для решения этой проблемы был проведен обзор современных кремниевых ФЭП, а также была предложена новая перспективная структура бюджетного ФЭП на основе кремния.

Традиционно классический кремниевый ФЭП изготавливается на основе монокристаллического кремния n-типа, на лицевой поверхности которого методом двухступенчатой диффузии или ионной имплантацией формируется n-p+p+-структура. Для съема тока, сгенерированного ФЭП, на фотовосприимчивую поверхность элемента наносится контактная структура в виде металлических полос. Контактная структура обычно создается термовакуумным методом с последующим гальваническим формированием. Для снижения отражения части падающей энергии преобразуемого спектра наносится 2-слойное антиотражающее покрытие (АОП). С тыльной стороны ФЭП наносится сплошной металлический контакт или аналогичное лицевой контактная гребенка, используемая альбедо Земли. Технология изготовления таких ФЭП хорошо освоена, однако их КПД составляет всего около 16% [2].

С проблемой низкой эффективности кремниевых ФЭП исследователи борются уже продолжительное время. Известно множество приемов, позволяющих улучшить выходные характеристики рассматриваемого типа ФЭП, например:

– формирование углублений в виде инвертированных пирамид на фотовосприимчивой поверхности ФЭП, что помогает увеличить фотоактивную площадь элемента [3];

– изготовление элемента с встречнополосными контактами на тыльной поверхности, что позволяет избежать ненужного затенения фотовосприимчивой поверхности ФЭП [4];

– пассивация лицевой поверхностей ФЭП, позволяющая значительно снизить поверхностную рекомбинацию носителей заряда [5];

– углубление металлических контактов в структуру ФЭП, что увеличивает фотоактивную площадь за счет снижения затенения контактами [6, 7];

– формирование гетероструктуры из аморфного и монокристаллического кремния – это позволяет использовать более тонкие подложки монокристаллического кремния. Также напыление аморфного кремния происходит при более низких температурах и давлениях, чем монокристаллический кремний, что позволяет снизить стоимость производства [5, 8].

Все рассмотренные технологии помогают достичь КПД ФЭП до 25%.

На основании проведенного обзора, была предложена новая конструкция ФЭП. Прототипом разработки послужил ФЭП, обладающий КПД 25,6% [9]. Элемент изготавливается на основе монокристаллического кремния, при этом фотовосприимчивая сторона пластины создается текстурированной. На тыльную поверхность пластины наносится собственный слой аморфного кремния, за счет чего можно использовать более

тонкие пластины монокристаллического кремния (менее 200 мкм). После осаждения аморфного кремния с тыльной стороны пластины проводят процессы фотолитографии. Первым этапом формируются p- и p^+-слои, как показано на рис. 1. Второй этап – формирование n- и n^+-слоев. Таким образом формируются встречнополосные p-n-переходы. На третьем этапе с помощью фотолитографии создается контактная структура. После чего на фотовосприимчивую текстурированную поверхность наносится АОП. Схематический вид фотовосприимчивой поверхности ФЭП представлен на рис. 2, *а*. Тыльная сторона ФЭП со схематическим расположением контактной структуры показана на рис. 2, *б*.

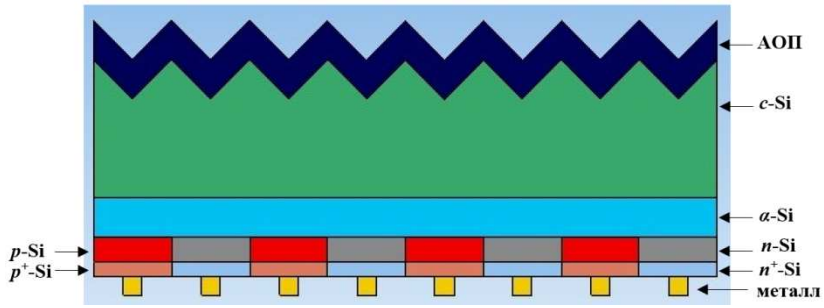
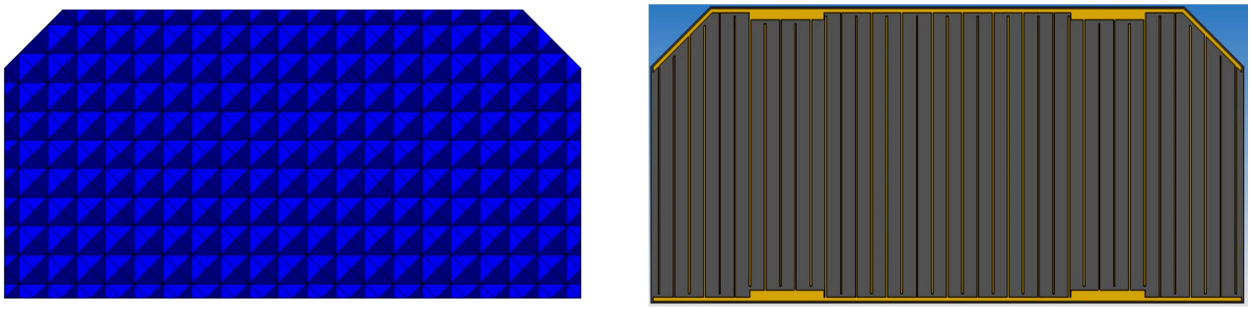


Рис. 1. Конструкция высокоэффективного ФЭП на основе кремния (*c*-Si – монокристаллический кремний, *α*-Si – аморфный кремний)



а ***б***

Рис. 2. Схематический вид высокоэффективного ФЭП на основе кремния: *а* – фотовосприимчивая сторона; *б* – тыльная сторона

Ожидается что использование усовершенствованной технологии изготовления ФЭП на основе монокристаллического кремния, а также высокопрецизионного оборудования позволит получать более качественные элементы. Формирование контактной структуры с помощью процессов фотолитографии и термовакуумного напыления позволит достичь большей точности в отличии от гальванического доращивания.

Предложенная конструкция ФЭП отличается от прототипа:

– текстурой поверхности монокристаллической подложки, что позволяет увеличить полезную площадь устройства, а следовательно и ток, генерируемый ФЭП;

– наличием высоколегированных слоев на поверхности p- и n-слоев, что позволяет снизить потери на границе металл–полупроводник.

Ожидается, что использование данной технологии при производстве ФЭП позволит достичь КПД примерно 30%, что сравнимо с трехкаскадными элементами на основе InGaP/InGaAs/Ge. Максимальная эффективность предложенной конструкции ФЭП на основе кремния объясняется снижением паразитного затенения в результате использования контактной структуры только с тыльной стороны, которая не является фотовосприимчивой поверхностью. По предварительным оценкам, использование такого типа ФЭП позволит снизить стоимость СБ КА примерно в 2,5 раза, по сравнению с СБ КА на основе ФЭП со структурой InGaP/InGaAs/Ge, при сохранении значений эффективности.

В перспективе для получения максимальной эффективности преобразования спектра солнечного излучения AM0, планируется:

– провести моделирование предложенной конструкции ФЭП;

– подобрать оптимальные толщины слоев структуры;

– провести моделирование выходных характеристик;

– разработать технологию изготовления;

– провести испытания на возможность применения ФЭП в условиях открытого космоса.

Авторы выражают благодарность сотруднику АО «НПП «Квант» Лебедеву А.А. за консультацию при подготовке материалов к публикации.

Список литературы

1. *Слыщенко Е.В., Наумова А.А., Лебедев А.А. и др.* Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений AIIIBV // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19. № 2. С. 308–324.
2. *Henri Barde.* 1989–2019: Three decades of power systems evolution through the prism of ESPC/ 978-1-7281-2126-0/19/ IEEE, 2019.
3. *Lee Y.n-J., Kim B.-S., Ifitiquar S.M., Ch.Park, J.Yi.* Silicon Solar Cells: Past, Present and the Future // Journal of the Korean Physical Society. 2014. V. 65. № 3. P. 355–361.
4. *Glunz S.W., Biro D., et al.* Photovoltaic Solar Energy // Comprehensive Renewable Energy. 2012.
5. *Blakersa A., Zina N., McIntoshb K.R., et al.* High Efficiency Silicon Solar Cells // Energy Procedia. 2013. V. 33. P. 1–10.
6. *Rehman A., Lee S.H.* Advancements in n-Type Base Crystalline Silicon Solar Cells and Their Emergence in the Photovoltaic Industry. Review Article // The ScientificWorld Journal. 2013.
7. *Yu C., Xu Sh., Yao J., et al.* Recent advances in and new perspectives on crystalline silicon solar cells with carrier-selective passivation contacts // Crystals. 2018. V. 8. № 430.
8. *Maki K., Fujishima D., Inoue H., et al.* In High-efficiency HIT solar cells with a very thin structure enabling a high V*oc* // Proceedings of the 37th IEEE. Photovoltaic Specialists Conference (PVSC ’11). 2011. P. 57–61.
9. *Yoshikawa K., Kawasaki H., Yoshida W., et.al.* Silicon heterojunction solar cell with interdigitated back contacts for a photoconversion efficiency over 26% // Nature Energy. 2017. Vol. 2. Article № 17032.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЛЬТ-АМПЕРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ С РАЗЛИЧНЫМИ АНТИОТРАЖАЮЩИМИ ПОКРЫТИЯМИ

Чуянова Е.С., Рябцева М.В., Генали М.А.

АО «Научно-производственное предприятие «Квант», г. Москва, Россия

В настоящее время в области космической фотовольтаики наиболее востребованными являются фотоэлектрические преобразователи (ФЭП) с многокаскадной полупроводниковой структурой InGaP / InGaAs / Ge. ФЭП такого типа показывает более высокую эффективность преобразования энергии в сравнении с однокаскадными ФЭП, например на основе монокристаллического кремния, благодаря эффективному преобразованию большего спектрального диапазона. Однако часть спектра отражается от фотогенерирующей части ФЭП, а потому ведутся активные разработки по повышению коэффициента полезного действия (КПД) за счет уменьшения оптических потерь посредством нанесения на его поверхность антиотражающего покрытия (АОП).

Принцип работы АОП заключается в интерференции волн, отраженных от границы раздела среда-АОП и АОП-ФЭП, что уменьшает отражение. Для достижения данного эффекта необходимо подобрать оптимальный материал слоя АОП и его толщину для конкретной полупроводниковой структуры. Значения показателя преломления, толщины и коэффициента отражения слоя АОП рассчитываются исходя из формул (1–3) [1]:

$$n_1^2 = n_0 \cdot n_s, \tag{1}$$

где n_1, n_0, n_s – показатели преломления АОП, среды и подложки соответственно.

$$d = \frac{\lambda}{4n_1}, \tag{2}$$

где λ – длина волны, на которой происходит минимизация отражения, нм;
d – толщина АОП, нм.

$$R = \left(\left(1 - \frac{n_1^2}{n_0 \cdot n_s} \right) / \left(1 + \frac{n_1^2}{n_0 \cdot n_s} \right) \right)^2, \tag{3}$$

где R – коэффициент отражения, отн. ед.

АОП может быть как однослойным, так и двух-, трех- или даже четырехслойным. Увеличение количества слоев дает возможность уменьшить отражение на большем спектральном диапазоне. Однако с увеличением слоев усложняется технологический процесс. В качестве АОП наиболее часто используют такие материалы, как SiO_2, Ta_2O_5, TiO_2, Al_2O_3, ZnS, MgF_2 и Si_3N_4. Помимо увеличения количества слоев возможно также текстурирование поверхности ФЭП. Оно уменьшает общее отражение от структуры благодаря переотражению от элементов текстуры обратно в полупроводниковую структуру ФЭП. Данный метод позволяет уменьшить отражение на широком спектральном диапазоне, однако создание текстурированной поверхности зачастую является сложным технологическим процессом.

Таким образом, актуальным является получение инструмента, позволяющего расчетным путем определить прирост эффективности от использования того или иного АОП для ФЭП с целью сокращения объемов экспериментальных слоев.

В рамках данной работы проведено моделирование вольт-амперных характеристик (ВАХ) в спектре AM0 для ФЭП со структурой GaInP / InGaAs / Ge для следующих случаев: без АОП и с двухслойным АОП SiO_2 / Ta_2O_5. В качестве исходных данных были использованы усредненные спектральные и электрические характеристики

шести ФЭП мелкосерийного производства [2], а именно, ВАХ и спектры отражения, внешнего квантового выхода фотоотклика (ВКВФ) и показателей преломления слоев АОП.

Поскольку ВКВФ в первом приближении характеризует оптические потери, то его спектр обратно пропорционален спектру отражения. Именно поэтому важно определить разницу между спектром отражения эталонного ФЭП и смоделированной структуры.

Для моделирования спектров отражения АОП была измерена дисперсия показателей преломления обоих слоев АОП на эллипсометре SENTECH SENresearch 4.0. Для исключения вклада тонких эпитаксиальных полупроводниковых слоев, усложняющего обработку экспериментальных данных. С целью исключения факторов, связанных с технологическими особенностями формирования слоев АОП, его нанесение на GaAs подложку осуществлялось тем же методом и в тех же условиях, что и на эталонные образцы ФЭП. Замена подложки не влияет на полученные результаты [3].

На основе полученных данных в программе Optilayer были построены спектры отражения. Однако данное моделирование не учитывает наличие контактной сетки на лицевой поверхности ФЭП, а также брэгговских зеркал внутри его структуры. Поэтому в дополнение были измерены спектры отражения эталонных образцов на спектрофотометре UV-3600 фирмы Shimadzu для вычисления погрешности теоретической модели. Данная погрешность составила 5% и 15% на спектральных диапазонах (320…800) нм и (800…1840) нм соответственно и была учтена при дальнейшем моделировании.

Для моделирования ВАХ на основе полученных спектров ВКВФ был рассчитан фототок, генерируемый ФЭП в спектре АМ0. Так как каскады многокаскадного ФЭП соединены последовательно, то по закону Ома фототок рассчитываемой структуры будет соответствовать наименьшей величине из фототоков, сгенерированных каждым каскадом, дополнительно умноженный на поправочный коэффициент. Этот коэффициент вводится из-за того, что измерение ВКВФ проходит при засветке двух других каскадов, что вносит некоторый вклад в получаемые значения. [4].

Плотность фототока для каждого из каскадов ФЭП рассчитывается по формуле (4):

$$j_\phi = \frac{q}{hc}\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} E(\lambda)\bullet QE(\lambda)\bullet\lambda d\lambda, \tag{4}$$

где h = 6,62·10^{-34}, Дж·с; q = 1,6·10^{-19}, Кл; c = 3·10^8, м/с; $E(\lambda)$ – спектральное распределение плотности потока солнечного излучения АМ0, Вт/(м^2·нм); $QE(\lambda)$ – ВКВФ, отн. Ед.

ВАХ задается формулой (5):

$$I(U) = I_{кз} - I_д - I_ш = I_{кз} - I_0\left(\exp\left(\frac{(U+IR_s)kT}{q}\right)-1\right)-\frac{U+IR_s}{R_p}, \tag{5}$$

где I, $I_{кз}$, $I_д$, $I_ш$, I_0 – токи нагрузки, короткого замыкания (фототок), диода, шунтирующий ток и ток насыщения соответственно, А; U – напряжение нагрузки, В; R_s, R_p – последовательное и шунтирующее сопротивления, Ом; k = 8,62·10^{-5} эВ·К; T – температура, К.

Для того чтобы рассчитать U_{xx}, I_0, R_s и R_p необходимо провести съемку световой и темновой ВАХ эталонных образцов. В данной работе измерения проводились на импульсном имитаторе солнечного излучения. Сопротивления R_s и R_p определяются как тангенс угла наклона прямых ветвей световой и темновой ВАХ соответственно.

Величины U_{xx} и I_0 определяются из уравнения (6) [5]:

$$U = \frac{kT}{q}\bullet\ln\left(\frac{I_{кз}-I(U)}{I_0}+1\right). \tag{6}$$

В результате расчетов получены следующие значения: $I_0 \approx 1\cdot10^{-42}$ мА, $R_s \approx 3\cdot10^{-7}$ Ом, $R_p \approx$ 1,4 Ом. Далее вычислены основные электрические параметры ФЭП такие, как $I_{кз}$, U_{xx}, коэффициент заполнения (FF), а также КПД. Погрешность полученных данных составляет в среднем 2%, что говорит об адекватности данной модели построения ВАХ на основе ВКВФ.

Для проверки адекватности модели построения ВАХ на основе спектров отражения были измерены ВАХ экспериментальных образцов ФЭП без АОП и проведено сравнение экспериментальных и соответствующих расчетных данных. Получено, что с учетом поправочных коэффициентов расхождение по значениям $I_{кз}$ и U_{xx} между расчетными и экспериментальными составляет не более 1%.

Скорректировав спектры отражения и ВКВФ, возможно смоделировать ВАХ ФЭП с другим АОП. В ходе работы были построены ВАХ ФЭП с двухслойным АОП SiO_2 / Ta_2O_5 с оптимизированными толщинами для длины волны 600 нм (83 нм для SiO_2 и 45 нм для Ta_2O_5). Данное построение показало, что увеличение слоя SiO_2 на 23 нм даст возможность получать КПД = 31%, FF = 89%. Это на 2% лучше параметров с изначальными толщинами слоев АОП, что выходит за пределы погрешности данного моделирования.

Таким образом, предложенная модель построения вольт-амперной характеристики ФЭП дает возможность с погрешностью 1% оценить прирост электрических параметров от применения конкретного АОП, что позволит снизить расходы дорогостоящих материалов при изготовлении опытных образцов. Модель универсальна, поскольку с помощью нее можно проводить расчеты для любого материала и структуры АОП. Ограниченность ее применения определяется необходимостью наличия эталонного образца ФЭП с требуемой полупроводниковой структурой, поскольку для расчетов необходимо знать электрические и спектральные характеристики исследуемых элементов.

Авторы выражают благодарность за содействие в реализации экспериментальных работ коллективу сотрудников АО «НПП «Квант» – Дудкину А.А. за помощь в измерении ВАХ и Лебедеву А.А. за консультацию при подготовке материалов к публикации.

Список литературы

1. *Ершов А.В., Машин А.И.* Многослойные оптические покрытия. Проектирование, материалы, особенности технологии получения методом электронно-лучевого испарения. Нижний Новгород: ННГУ, 2006.
2. *Генали М.А., Лебедев А.А., Вагапова Н.Т.* Разработка просветляющего покрытия для повышения эффективности современных и перспективных солнечных элементов космического назначения // Сборник тезисов конференции «Разработка, производство, испытания и эксплуатация космических аппаратов и систем», IV Научно-техническая конференция молодых специалистов АО «ИСС». Железногорск, 2017. 224с.
3. *Вацуро А.П., Лебедев А.А., Рябцева М.В. и др.* Исследование оптических характеристик слоев антиотражающего покрытия каскадных фотоэлектрических преобразователей космического назначения // Сборник тезисов XLV Королевских академических чтений по космонавтике. 2021. Т.1. С.326–328.
4. *Levina S.A., Emelyanov V.M., Filimonov E.D., et al.* Cascade optical coupling and quantum efficiency measurements of MJ SCs // Solar Energy Materials & Solar Cells. 2020.
5. *Пархоменко Ю.Н., Полисан А.А.* Физика и технология приборов фотоники. М.: НИТУ «МИСиС», 2013. 142 с.

РАЗРАБОТКА ФОТОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ С УВЕЛИЧЕННОЙ ФОТОАКТИВНОЙ ПЛОЩАДЬЮ

Наумова А.А., Лебедев А.А., Вагапова Н.Т.

АО «Научно-производственное предприятие «Квант», г. Москва, Россия

Возрастающие требования по энерговооруженности КА заставляют разработчиков самих КА, их энергоустановок, а также разработчиков элементов этих энергосистем развивать направления по увеличению энергетических и удельных характеристик элементов и систем в целом, снижать трудоемкость их изготовления и, как следствие, их стоимость [1].

Анализ многообразия применяемых фотопреобразователей (ФП) для батарей солнечных (БС) в России и за рубежом, планируемых к использованию в качестве первичного источника энергии для современных КА, показал перспективность разработки и использования ФП с увеличенной фотоактивной площадью (УФП) ~60–80 $см^2$, в частности, отмечены положительные результаты в этом направлении у ряда иностранных групп разработчиков [2] (Spectrolab Inc и Azur Space Solar Power GmbH). УФП для перспективных солнечных источников бортовой энергии, используемые в составе энергетических установок нового поколения, позволяют сократить общее необходимое количество процессов во время сборки БС, снизить удельную массу БС посредством уменьшения количества необходимых элементов коммутации, а также несколько увеличить генерирующую площадь БС, т.е. при использовании таких элементов фактор заполнения выше полезной площади БС и возможно укомплектовать БС той же площади большим количеством УФП. При этом энергомассовые характеристики БС достигают значений 360–380 $Вт/м^2$ [3].

Поскольку ФП изготавливается по аддитивной подложечной технологии его максимальные габаритные параметры ограничены размером полупроводниковой (п/п) подложки, используемой для эпитаксиального роста генерирующей п/п структуры. Сегодня для монокристаллических подложек Ge промышленностью освоены диаметр 100 мм и 150 мм.

Теоретически один ФП может иметь площадь меньшую или равную площади полупроводниковой подложки (на самом деле, из-за наличия краевых эффектов при эпитаксиальном росте край пластины обычно отсекают, ~5 мм от края). При этом площадь самой подложки ограничена диаметром получаемого вытягиванием из расплава монокристаллического слитка, из которых наибольшее распространения получил диаметр 100 мм.

На подложках 100 мм ведущие мировые компании изготавливают ФП наиболее распространенного размера площадью от 27 $см^2$ до 30 $см^2$, в зависимости от угла наклона фасок, длин сторон, т.е. из одной полупроводниковой структуры возможно создать два таких ФП. Перспективным является изготовление УФП на подложке 100 мм площадью от 60 $см^2$ до 65 $см^2$ – из одной полупроводниковой структуры изготавливается один УФП. Другим направлением по увеличению фотоактивной площади ФП является изготовление ФП на подложке 150 мм. Из одной полупроводниковой структуры создается два ФП площадью от 70 $см^2$ до 80 $см^2$ [4].

Поскольку использование подложек большего диаметра при создании ФП как на этапе роста эпитаксиальной структуры, так и на этапе создания контактной структуры, просветляющего покрытия и других технологических операциях цикла, приведет к необходимости создания новой оснастки и изменению техпроцесса, то видится целесообразным начать работы по улучшению габаритных параметров ФП на подложках диаметром 100 мм. Тогда важным направлением исследований является конструирование оптимальной контактной структуры для такого прибора, обеспечивающей сбор сгенерированной структурой под воздействием излучения зарядов.

По результатам расчетов и моделирования в специализированном программном обеспечении на основе принципа поиска баланса оптических и омических потерь [5], а также с учетом анализа материалов и технологии создания слоистых контактных систем были определены оптимальные габаритные параметры УФП типоразмера (80×80) $мм^2$,

составившие (76×76) мм^2, и разработаны четыре варианта исполнения лицевой КГ УФП. Для возможности прямого сопоставления экспериментально определенных электрических параметров образцов разных вариантов исполнения. Технология формирования КГ, подразумевающая использование негативного фоторезиста в процессах взрывной фотолитографии, а также терморезистивного нанесения металла в вакууме и тип п/п структуры выбраны одинаковыми.

УФП выполнен в виде квадрата, содержащего четыре фаски. Рисунок лицевой КГ состоит из главного контакта, проходящего вдоль края УФП и 101 токосъемной полоски, прилегающей к главному контакту под прямым углом.

Стоит отметить, что лицевая КГ УФП №1 имеет главный контакт, расположенный по периметру и четыре токосъемные площадки с двух противоположных сторон для возможности реализации различной электрической коммутации УФП, а также в целях удобства измерения. Расположение главного контакта по периметру УФП (рамка) вероятно позволяет снизить электрическое сопротивление образца и, следовательно, увеличить выходную эффективность, так как модель протекания тока существенно отличается от образцов УФП №2, 3, 4 [6].

Лицевая КГ УФП 2, 3, 4 имеет главный контакт с одной стороны и две токосъемные площадки, примыкающие к главному контакту.

УФП № 3 имеет одно принципиальное отличие от УФП № 2, 4 – наличие поперечного контакта в центральной части образца. Такая конструкция контактной системы позволяет сохранить протекания тока вдоль полоскового контакта и не ухудшить выходную эффективность прибора в случае обрывов контактный полосок. Геометрические параметры лицевой КГ УФП: ширина главного контакта (H), количество токосъемных площадок (n), средняя ширина полоски КГ (h), расстояние между полосками КГ (a), затенение КГ фотоактивной области УФП (T), сопротивление УФП (R) представлены в таблице.

Геометрические параметры лицевой КГ УФП

№ УФП	H, мкм	n, шт	h, мкм	a, мкм	T, %	R, Ом·см
1	450	4	20	750	2,93	-
2	250	2	20	750	2,16	$9{,}98\cdot10^{-2}$
3	250	2	20	750	2,28	$9{,}98\cdot10^{-2}$
4	500	2	20	750	2,36	$7{,}99\cdot10^{-2}$

Экспериментально установлены следующие электрические характеристики (спектр AM0, 25 °C): ток короткого замыкания ($I_{к.з.}$), напряжение холостого хода ($U_{хх}$), мощность в максимальной точке вольт-амперной характеристики (P_{max}), коэффициент полезного действия (КПД), удельная максимальная мощность ($P_{уд.\ max}$).

Образцы УФП всех вариантов исполнения продемонстрировали близкие значения, подтверждающие возможность достижения удельной мощности ~390 Вт/м^2 (в СБ 380 Вт/м^2). Для УФП № 1 наблюдается уменьшение тока короткого замыкания, по сравнению с электрическими характеристиками УФП № 2, 3, однако мощность в оптимальной точке ВАХ больше, что обеспечивает самые высокие значения эффективности. Для уменьшения затенения контактной гребенкой фотоактивной площади ФП путем исключения дополнительных контактных площадок в конструкцию УФП № 1 можно внести изменения на основе проработки будущей схемы коммутации УФП между собой. Также проработка новой, более сложной, модели расчета сопротивления, учитывающей сопротивление для замкнутой модели (замыкающая рамка по периметру образца) и изменение на основе ее применения линейных параметров контактной гребенки, должна привести к увеличению тока короткого замывания до более высокого уровня.

Для УФП № 2, 3, предположительно, требуется доработка фотошаблонов в части увеличения главного контакта контактной гребенки, так как во время замера электрических характеристик часть тока теряется, что и было проработано при разработке лицевой КГ УФП № 4, поэтому эти образцы показали наилучшие выходные характеристики.

Также, по сравнению с ФП стандартной площади ~30 $см^2$, электрические характеристики УФП, изготовленных из одинаковых полупроводниковых структур, показывают сравнительно одинаковые значения с небольшим приростом – удельная максимальная мощность УФП составляет 390 $Вт/м^2$ вместо 387 $Вт/м^2$ для ФП стандартной площади ~30 $см^2$, а удельная масса ФП снижается – 0,79 $кг/м^2$ вместо 0,89 $кг/м^2$.

На основе рассчитанных данных для различных типов каркасов (струнного, сетчатого, сотовых с различной удельной массой) с применением УФП наблюдается снижение удельной массы для всех типов каркасов ~8-9%, увеличение мощности ~6-7%, по сравнению с ФП стандартного типоразмера.

Список литературы

1. *Слыщенко Е.В., Наумова А.А., Лебедев А.А. и др.* Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений AIIIBV // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т 19. № 2.
2. *Bardfield R., Clapper P., Peterson D., et al.* LEONE (>50cm2) Space Solar Cells: Qualification, Production, Cost Reduction // Spectrolab, Inc. /35th IEEE photovoltaic specialists conference Honolulu, Hawai, 2010.
3. *Лебедев А.А., Наумова А.А., Вагапова Н.Т., Каган М.Б., Смирнов А.А.* Современные фотоэлектрические преобразователи космического назначения на основе соединений AIIIBV // Электронные и электромеханические системы и устройства. XX научно-техническая конференция: тез. докл. науч.-техн. конф.
4. *Наумова А.А., Стаценко А.А., Генали М.А.* Оптимизация конструкции фотопреобразователя в части увеличения удельных характеристик солнечной батареи космических аппаратов // Труды XII общероссийской научно-практической конференции. В 3-х томах. Сер. «Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», Санкт-Петербург, 20-22 ноября 2019 г.: СПб.: Изд-во «Балтийский государственный технический университет «Военмех», 2020. С. 106–108.
5. *Наумова А.А., Лебедев А.А., Вагапова Н.Т., Каган М.Б.* Оптимизация конструкции фотопреобразователя для увеличения удельных характеристик солнечной батареи космических аппаратов // Электронные и электромеханические системы и устройства. XX научно-техническая конференция: тез. докл. науч.-техн. конф.
6. Патент на изобретение RU 2710390 C1. Фотопреобразователь с увеличенной фотоактивной площадью./ Наумова А.А., Милованов А.Ф., Лебедев А.А., Вагапова Н.Т. № 2019116970 от 31.05.2019.

КОНЦЕПЦИЯ ИДЕАЛЬНОГО ОМИЧЕСКОГО КОНТАКТА ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Логинова Е.С. [1,2]***, Наумова А.А.*** [1,3]***, Лебедев А.А.*** [1,3]

[1]*АО «Научно-производственное предприятие «Квант», г. Москва, Россия*
[2]*МИРЭА – Российский технологический университет, г. Москва, Россия*
[3]*Национальный исследовательский технологический университет «МИСиС», г. Москва, Россия*

Современные солнечные батареи (СБ) космического применения состоят из трехкаскадных ФЭП, имеющих сложную конструкцию, в основе которой лежит многослойная полупроводниковая структура InGaP/InGaAs/Ge, генерирующая электрическую энергию под действием солнечного света спектра AM0 (1366 Вт/м^2) с эффективностью 30%. Именно полупроводниковая структура определяет максимальное значение коэффициента полезного действия (КПД) ФЭП, однако не менее важными элементами ФЭП являются металлическая токосборная контактная система ФЭП и антиотражающее покрытие, минимизирующие омические и оптические потери основных носителей заряда соответственно. При разработке ФЭП одной из основных задач является определение оптимальных параметров контактной структуры для снижения этих потерь.

В литературе отсутствует единая методика определения омических потерь в ФЭП, поэтому для трехкаскадного ФЭП была адаптирована одна из возможных методик расчета сопротивления структуры, использующая упрощенную модель ФЭП – прямоугольная полупроводниковая структура с последовательным соединением субэлементов, полосчатыми контактами, примыкающими к токосборному контакту в виде гребенки.

Фотогенерированные электроны при движении к полоске контактной гребенки преодолевают сопротивление высоколегированного слоя лицевой области структуры, далее контактное сопротивление (сопротивление между n^+-областью и полоской контактной гребенки), сопротивление полоски контактной гребенки и сопротивление токосборного контакта до вывода во внешнюю цепь нагрузки, как показано на рисунке. Сопротивление базовой области (подложка, 1-й, 2-й и 3-й каскады) и тыльного контакта обычно не лимитируют выходную мощность и этими параметрами можно пренебречь, поэтому общее сопротивление ФЭП будет рассчитываться как сумма составляющих последовательного сопротивления ФЭП [1]:

$$R_{общ} = R_{л.с.} + R_{пер} + R_{к.п.} + R_{т.к}, \quad (1)$$

где $R_{общ}$ – общее сопротивление ФЭП, Ом; $R_{л.с.}$ – сопротивление высоколегированного слоя, Ом; $R_{пер.}$ – переходное сопротивление металл-полупроводник, Ом; $R_{к.п.}$ – сопротивление полоски контактной гребенки, Ом.

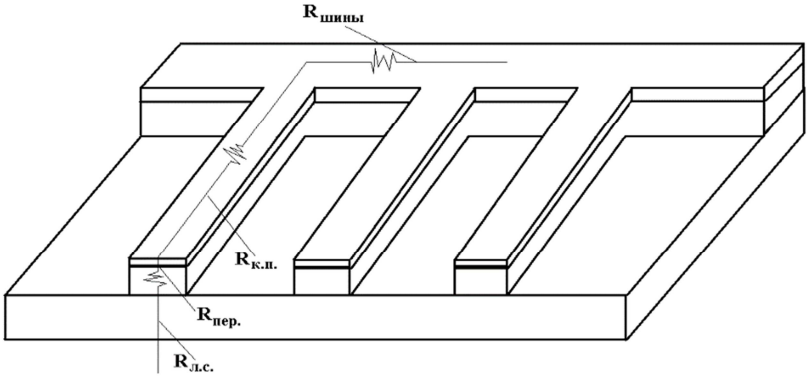


Рис. 1. Схематическое изображение ФЭП, поясняющее составляющие последовательного сопротивления ФЭП: $R_{шины}$ – сопротивление токосборного контакта, Ом

Все составляющие $R_{общ}$ зависят от геометрических параметров контактов. Так как полоска контактной гребенки в сечении может представлять собой различные формы правильного многоугольника, трапеции (с различными значениями нижнего и верхнего основания, в зависимости от угла наклона ребра) или в сочетании этих двух геометрических форм, то для упрощения расчета омических потерь применяется среднее значение ширины полоски контактной гребенки, в то время как для определения оптических потерь учитывается максимальное значение ширины контактной полоски.

Для расчета составляющих общего сопротивления ФЭП, помимо геометрических параметров контактной гребенки, необходимо также знать удельные сопротивления материалов, составляющих структуру контакта, поэтому был проведен аналитический обзор более 80 источников на предмет возможных и применяемых материалов и их комбинаций для контактных систем ФЭП, а также существующих методов нанесения контактных структур на заготовки полупроводниковых приборов. Исходя из анализа, важно отметить, что широкое распространение получила слоистая контактная структура, состоящая из 4-6 основных слоев и позволяющая достигнуть сопротивления от 10^{-6} до $8 \cdot 10^{-6}$ Ом·см^2 [2, 3, 4]:

– ближайший к полупроводниковой структуре – адгезивный слой или пара слоев (толщиной в среднем 10…20 нм), включающий один из элементов Mn, Ti, Au-Ge, Cr, Pd (встречается адгезивная композиция из двух слоев Cr/Au-Ge, Mn/Au-Ge и т.д.);

– второй слой является промежуточным (толщина 50…100 нм, включает один из элементов или пару: Ni, Au, Pd), он выполняет функцию барьера, препятствующего диффузии материалов вышележащего основного слоя (в рассматриваемых источниках он часто отсутствует);

– третий слой – основной массивный проводящий слой из Au или Ag или пара слоев толщиной 3…5 мкм;

– четвертый слой – защитный слой Au (толщиной до 200 нм), защищающий контакт от коррозии (иногда отсутствует).

Определение истинного значения удельного сопротивления контактной структуры таким образом значительно усложняется, однако для оценки допустимо использовать значение удельного сопротивления наиболее массивного слоя, например, $\rho_{Ag} = 1{,}6 \cdot 10^{-6}$ Ом·см.

При изготовлении низкоомных контактов одним из самых важных факторов является получение значения $R_{пер}$ на границе металл–полупроводник ниже уровня 10^{-4} Ом·см^2. Для определения удельного переходного сопротивления на границе металл–полупроводник для формирования контактной системы ФЭП аналогичной применяемой, были изготовлены специальные экспериментальные образцы 1×2 см с четырьмя контактными полосками, отстоящими друг от друга на одинаковом расстоянии для проведения измерения с помощью четырехзондового метода. Для выявления вклада $R_{пер}$ на границе металл–полупроводник и удельного сопротивления высоколегированного слоя образцы были изготовлены двух типов: трехкаскадная полупроводниковая структура с высоколегированным слоем, лежащим только под контактными полосками и на всей фронтальной поверхности. Во время измерения ток подается на две крайние контактные полоски, при этом напряжение на них должно быть постоянным, и замеряется значение напряжения на центральных полосках, необходимое для расчета удельного переходного сопротивление контакта. $R_{пер}$ на границе металл–полупроводник описывается выражением:

$$R_{\text{пер}} = \frac{\rho_{\text{перех}}}{h \cdot \sum_{i=1}^{N} l_i}, \qquad (2)$$

где $\rho_{пер}$ – удельное переходное сопротивление на границе металл-полупроводник, Ом·см; h – ширина полоски контактной гребенки, см; l – длина полоски контактной гребенки, см.

Приведенные расчетные выражения и формулы расчета удельного сопротивления по четырехзондовому методу из источника [1] позволяют оценочно определить, что $\rho_{перех}$ составляет ~10^{-6} Ом·см. Ожидается, что значение $R_{пер}$ не будет превышать 10^{-4} Ом·см^2.

В перспективе для получения более полного представления о концепции идеальной контактной системы трехкаскадного ФЭП и для получения точных значений составляющих параметров общего сопротивления ФЭП планируется замерить экспериментальные образцы согласно четырехзондовому методу.

Авторы выражают благодарность сотрудникам АО «НПП «Квант» за помощь в изготовлении экспериментальных образцов и Стаценко А.А. за помощь в подготовке материалов.

Список литературы

1. *Андреев В.М., Грилихес В.А., Румянцев В.Д.* Фотоэлектрическое преобразование концентрированного солнечного излучения. Л.: Наука, 1989. 310 с.
2. *Ivey D.G., Eicher S., Wingar S., Lester T.P.* // J. Mater. Sci., 8(2), 63(1997).
3. *Islam M.S., McNally Patrick J., Cameron D.C., Herbert P.A.F.* // J. Mater. Sci. Technol., 77(1–3), 42(1998).
2. Пат. 2515420C2 Российская Федерация. Способ изготовления фотопреобразователя со встроенным диодом / Самсоненко Б.Н., Битков В.А., Василенко А.М., Королева Н.А., заявл. 27.02.2014; опубл. 10.05.2014.

ОПТИМИЗАЦИЯ ДИЗАЙНА КОНТАКТНОЙ ГРЕБЕНКИ КАСКАДНЫХ ФОТОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ НА ОСНОВЕ МАТЕРИАЛОВ AIIIBV

Стаценко А.А., Наумова А.А., Лебедев А.А.

АО «Научно-производственное предприятие «Квант», г. Москва, Россия

Для большинства современных космических аппаратов (КА) первичными источниками энергии являются солнечные батареи (СБ), конструкция фотовосприимчивой электрогенерирующей части (ФГЧ) которых сформирована из фотоэлектрических фотопреобразователей (ФЭП) [1].

Благодаря совокупности высоких значений характеристик, принципиально важных для использования в условиях открытого космоса, широкое распространение получили каскадные гетероструктурные ФЭП на основе материалов AIIIBV, устоявшаяся конструкция которых состоит из 30 нано- и микроразмерных полупроводниковых слоев, эпитаксиально выращенных на германиевой подложке, а также из тыльного сплошного контакта, контактной гребенки (КГ) и антиотражающего покрытия на лицевой стороне [1].

Известны различные способы повышения КПД ФЭП за счет совершенствования полупроводниковой структуры (создание метаморфных структур, увеличение числа каскадов и т.д.), однако особое внимание стоит уделить оптимизации других элементов конструкции ФЭП для уменьшения оптических, омических и рекомбинационных потерь мощности [2, 3, 4]. Это возможно за счет уменьшения процента затенения КГ ФГЧ ФЭП, а также общего сопротивления путем изменения конструкции КГ, определения оптимального материала (или композиции материалов) металлического покрытия и технологии его нанесения.

Расчет дизайна контактной структуры подразумевает определение оптимальных формы, количества и размеров полос КГ, а также расстояния между ними с учетом общей площади и формы ФЭП, а также фактора заполнения фотоактивной области ФЭП и ограничений, накладываемых со стороны технологии производства ФЭП.

На первом этапе было предложено алгоритмическое решение и создано программное обеспечение (ПО) для расчета оптимальных габаритных параметров ФЭП, учитывающее фактор заполнения СБ. Так, для подложки диметром 100 мм оптимальное значение площади ФЭП находится в диапазоне от 24,73 $см^2$ до 27,55 $см^2$.

Далее по ранее разработанной методике [3] были проведены достаточно трудоемкие расчеты общего сопротивления ФЭП (учитывается сопротивление подконтактного высоколегированного слоя n^+-GaAs, полос КГ, главного контакта и переходное сопротивление металл–полупроводник) и затенения КГ фотоактивной области ФЭП, поскольку определение оптимальных конструктивных параметров КГ ФЭП построено на поиске баланса омических и оптических потерь [3].

Необходимые для расчетов данные были получены в ходе литературного анализа и патентного поиска. Важно отметить, что широкое распространение получила слоистая контактная структура, состоящая из четырех основных слоев (адгезивный, промежуточный, основной проводящий и защитный) и позволяющая достигнуть значения сопротивления в диапазоне от 10^{-6} до $8 \cdot 10^{-6}$ Ом·$см^2$ [5, 6, 7]. Структуры подобного рода создаются вакуумными методами с терморезистивным, электронно-лучевым, лазерным нагревом или магнетронным напылением, которые вытесняют гальваническое доращивание из-за негативного влияния на затенение грибообразной формы профиля полос КГ.

Исходя из этого, в данном исследовании не рассматривались полосы КГ высотой более 10 мкм и толщиной менее 6 мкм и более 20 мкм из-за технологических ограничений и риска плохой адгезии полос к полупроводнику.

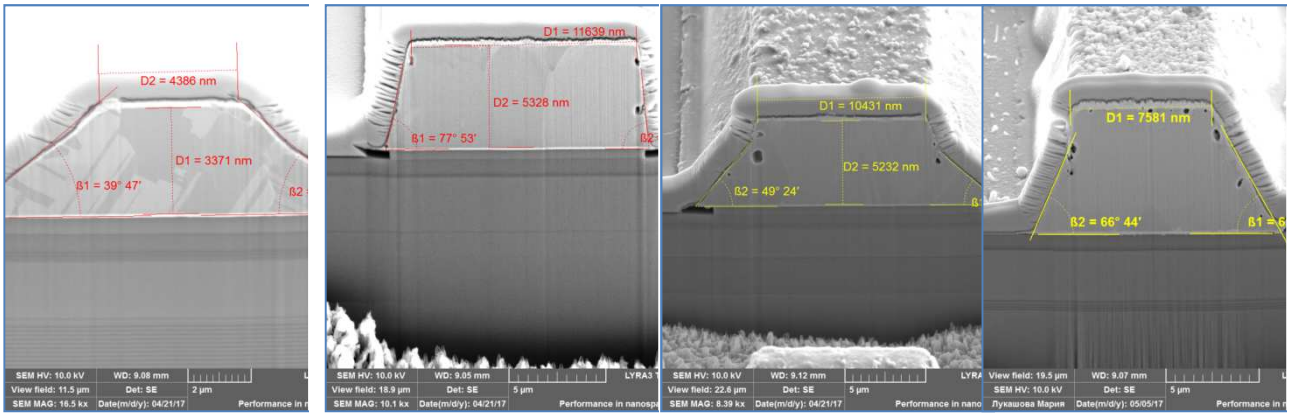
Результаты расчетов, представленные в табл. 1 и 2, коррелируют с данными, встречающимися в литературе, а также полученными в ходе исследования на сканирующем электронном микроскопе образцов ФЭП разных мировых производителей (см. рисунок).

Табл. 1. Результаты расчетов сопротивления R, затенения S и расстояния между полосами L (шириной b от 6 до 12 мкм) при различных значениях высоты полос h

Пара-метр	b = 6 мкм			b = 8 мкм			b = 10 мкм			b = 12 мкм		
h, мкм	R, Ом	S, %	L, мкм	R, Ом	S, %	L, мкм	R, Ом	S, %	L, мкм	R, Ом	S, %	L, мкм
4	0,15 - 0,20	1,93 - 3,00	300 - 650	0,15 - 0,20	1,95 - 3,00	400 - 850	0,15 - 0,20	2,00 - 3,00	500 - 1000	0,15 - 0,18	2,20 - 3,00	600 - 1000
5	0,12 - 0,20	1,61 - 3,00	300 - 1000	0,12 - 0,16	1,81 - 3,00	400 - 1000	0,12 - 0,15	2,00 - 3,00	500 - 1000	0,12 - 0,14	2,21 - 3,00	600 - 1000
6	0,10 - 0,16	1,61 - 3,00	300 - 1000	0,10 - 0,14	1,81 - 3,00	400 - 1000	0,10 - 0,13	2,00 - 3,00	500 - 1000	0,10 - 0,12	2,21 - 3,00	600 - 1000
7	0,09 - 0,14	1,61 - 3,00	300 - 1000	0,09 - 0,12	1,81 - 3,00	400 - 1000	0,09 - 0,11	2,00 - 3,00	500 - 1000	0,09 - 0,11	2,21 - 3,00	600 - 1000
8	0,08 - 0,12	1,61 - 3,00	300 - 1000	0,08 - 0,10	1,81 - 3,00	400 - 1000	0,08 - 0,10	2,00 - 3,00	500 - 1000	0,08 - 0,09	2,21 - 3,00	600 - 1000
9	0,07 - 0,11	1,61 - 3,00	300 - 1000	0,07 - 0,10	1,81 - 3,00	400 - 1000	0,07 - 0,09	2,00 - 3,00	500 - 1000	0,07 - 0,08	2,21 - 3,00	600 - 1000
10	0,06 - 0,10	1,61 - 3,00	300 - 1000	0,06 - 0,09	1,81 - 3,00	400 - 1000	0,06 - 0,08	2,00 - 3,00	500 - 1000	0,06 - 0,08	2,21 - 3,00	600 - 1000

Табл. 2. Результаты расчетов сопротивления R, затенения S и расстояния между полосами L (шириной b от 14 до 20 мкм) при различных значениях высоты полос h

Пара-метр	b = 14 мкм			b = 16 мкм			b = 18 мкм			b = 20 мкм		
h, мкм	R, Ом	S, %	L, мкм	R, Ом	S, %	L, мкм	R, Ом	S, %	L, мкм	R, Ом	S, %	L, мкм
4	0,15 - 0,17	2,40 - 3,00	700 - 1000	0,15 - 0,16	2,60 - 3,00	800 - 1000	0,15 - 0,16	2,80 - 3,00	900 - 1000	0,15 - 0,16	3,00	1000
5	0,12 - 0,14	2,40 - 3,00	700 - 1000	0,12 - 0,13	2,60 - 3,00	800 - 1000	0,12 - 0,13	2,80 - 3,00	900 - 1000	0,12	3,00	1000
6	0,10 - 0,12	2,40 - 3,00	700 - 1000	0,10 - 0,11	2,60 - 3,00	800 - 1000	0,10 - 0,11	2,80 - 3,00	900 - 1000	0,10	3,00	1000
7	0,09 - 0,10	2,40 - 3,00	700 - 1000	0,09 - 0,10	2,60 - 3,00	800 - 1000	0,09 - 0,10	2,80 - 3,00	900 - 1000	0,09	3,00	1000
8	0,08 - 0,09	2,40 - 3,00	700 - 1000	0,08 - 0,09	2,60 - 3,00	800 - 1000	0,08	2,80 - 3,00	900 - 1000	0,08	3,00	1000
9	0,07 - 0,08	2,40 - 3,00	700 - 1000	0,07 - 0,08	2,60 - 3,00	800 - 1000	0,07 - 0,08	2,80 - 3,00	900 - 1000	0,07	3,00	1000
10	0,06 - 0,07	2,40 - 3,00	700 - 1000	0,06 - 0,07	2,60 - 3,00	800 - 1000	0,06 - 0,07	2,80 - 3,00	900 - 1000	0,06	3,00	1000



а) *б)* *в)* *г)*

Рис. 1. Изображения поперечного среза полос КГ исследуемых образцов, полученные с помощью сканирующего электронного микроскопа TESCAN LYRA3: *а*) образец № 1; *б*) образец № 2; *в*) образец № 3; *г*) образец № 4

Отметим, что только один образец по затенению оказался вне полосы оптимальных значений, остальные варианты конфигурации контактной гребенки образцов имеют схожие значения по затенению и сопротивлению, однако наименьшими значениями обоих указанных характеристик обладает контактная система образца № 4 (R_4 = 0,09 Ом, S_4 = 2,59%). По форме профиля контактной полоски образец № 4 (рис. 1*г*) ближе всего к профилю, демонстрирующему минимальное значение затенения, согласно работе [2].

Исходя из проведенных расчетов очевидно, что оптимальной является КГ со следующими параметрами:

– форма полос КГ: трапеция,
– верхнее основание полос: 10,0–14,0 мкм,
– нижнее основание полос b: 12,5–16,0 мкм,
– высота полос h: 4,0–7,5 мкм,
– угол наклона боковых сторон полос: ~60^o,
– расстояние между полосами L: 600–1000 мкм,
– состав: Au/Ag/Au.

В связи с перспективой проведения подобных расчетов для ФЭП различных типов (увеличенного размера, концентрированного солнечного излучения и др.) было разработано алгоритмическое решение и создано ПО для автоматизации расчетов с учетом принципиально важных задаваемых параметров.

Список литературы

1. *Слыщенко Е.В., Наумова А.А., Лебедев А.А и др.* Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений AIIIBV // Сибирский журнал науки и технологий, 2018.
2. *Стаценко А.А.* Выбор оптимальной формы полоски контактной гребенки современных трехкаскадных СЭ космического назначения // Тезисы докладов 74-ых Дней Науки НИТУ МИСиС. М.: НИТУ МИСиС, 2019.
3. *Наумова А.А., Вагапова Н.Т., Лебедев А.А.* Построение модели и проведение расчета омических и оптических потерь в современных солнечных элементах на основе гетероструктур InGaP/InGaAs/Ge // Тезисы докладов XXI Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева». Королев: РКК «Энергия», 2017.
4. *Наумова А.А., Лебедев А.А., Милованов А.Ф. и др.* Определение баланса оптических и омических потерь для оптимизации контактной гребенки современных фотопреобразователей космического назначения // XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сборник тезисов. М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2020.
5. *Ivey D.G., Eicher S., Wingar S., Lester T.P.* // J. Mater. Sci. №8(2), 63(1997).
6. *Islam M.S., McNally P.J., Cameron D.C., Herbert P.A.F.* // J. Mater. Sci. Technol., 77(1–3), 42(1998).
7. Пат. 2515420C2 Российская Федерация. Способ изготовления фотопреобразователя со встроенным диодом / Самсоненко Б.Н., Битков В.А., Василенко А.М., Королева Н.А., заявл. 27.02.2014; опубл. 10.05.2014.

Секция 5

Бортовые и наземные радиотехнические комплексы

Председатель – руководитель Центра *Бродский И.Э.*

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СТАНДАРТА DVB-S2 В РАДИОТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ ПЕРЕДАЧИ ИНФОРМАЦИИ (РСПИ-М)

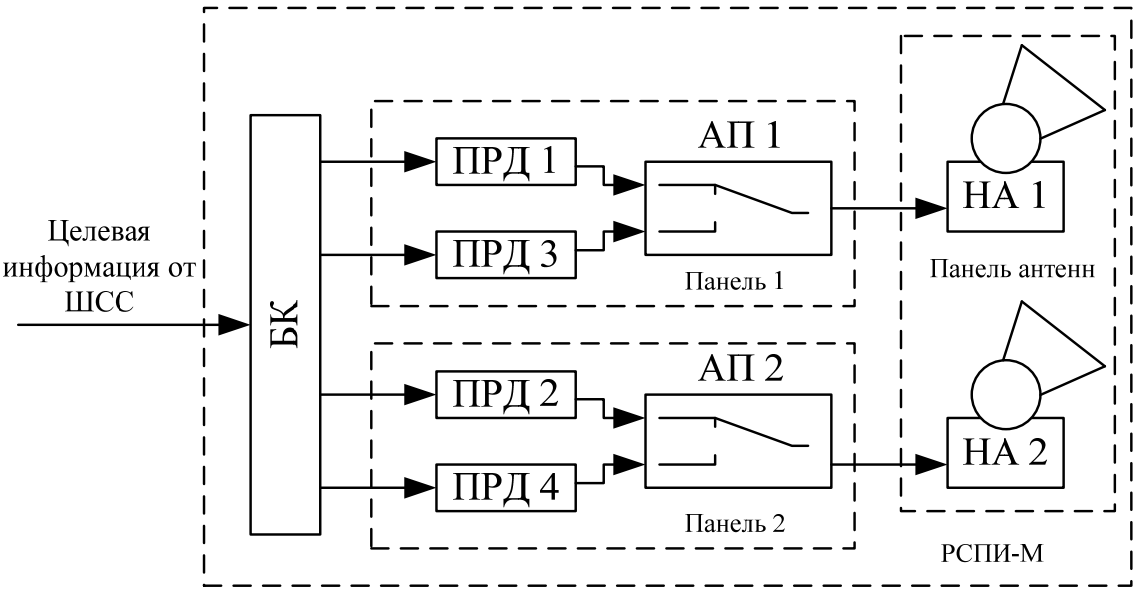
Абрамова А.П., Иванов Д.С., Михеев П.Д.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В настоящее время на МКС для передачи информации на земную станцию (ЗС) используется радиотехническая система передачи информации (РСПИ). По радиолинии на ЗС передаются данные со скоростью 100 Мбит/с, видом кодирования LDPC и видом модуляции 8PSK 5/6.

На данный момент, для увеличения скорости передачи информации, на стадии изготовления находится модернизированная радиотехническая система передачи информации (РСПИ-М). Для которой подготовка к комплексным испытаниям (КИ) и в дальнейшем будет выполнена ее доставка на СМ РС МКС и установка.

РСПИ-М предназначена для передачи с борта СМ РС МКС (по радиоканалу в сантиметровом диапазоне радиоволн) целевой информации (ЦИ) от бортовой научной и служебной аппаратуры на ЗС приема в планируемые сеансы связи. Подключение приборов РСПИ-М при проведении сеансов передачи информации приведено на рисунке.



Подключение приборов РСПИ-М при проведении сеансов передачи информации

Передающие приборы РСПИ-М подключаются к наводимым антеннам НА1 и НА2, правой и левой круговой поляризации соответственно, через антенные переключатели (АП1 и АП2), причем к каждой НА одновременно может быть подключен только один передатчик (ПРД):

– к НА1 через АП1 может быть подключен либо ПРД1, либо ПРД3;

– к НА2 через АП2 может быть подключен либо ПРД2, либо ПРД4.

Подключение заданных в полетном задании (ПЗ) передатчиков к антеннам НА1 и НА2 через антенные переключатели АП1 и АП2 происходит по командам от модемного устройства широкополосной системы связи (МУ ШСС). Сеансы по передаче целевой информации на ЗС обеспечиваются из центра управления полетами (ЦУП), который формирует ПЗ для РСПИ-М и передает их на борт СМ РС МКС в МУ ШСС через канал ШСС.

Все алгоритмы управления РСПИ-М, разбор полетного задания реализуются в МУ ШСС средствами его программного обеспечения (ПО). ПЗ закладывается в МУ ШСС минимум за 5 минут до начала сеанса связи.

Все команды по управлению приборами РСПИ-М передаются от МУ ШСС в блок коммутации (БК), который обрабатывает команды и транслирует на задействованные приборы РСПИ-М.

БК – резервированный прибор. В его состав входят два полукомплекта – основной и резервный. Каждый полукомплект БК запитывается по отдельному фидеру.

При одновременной работе двух передатчиков БК осуществляет разделение потока пакетов ЦИ от МУ ШСС на два потока и передает их на заданные в ПЗ передатчики.

Четные пакеты выдаются в передатчик, работающий с НА1, нечетные – в передатчик, работающий с НА2. Обе НА передают информацию одновременно на одну ЗС.

ПРД, запитанные в соответствии с ПЗ, формируют и отправляют на ЗС пустые пакеты, до поступления по высокочастотному интерфейсу ЦИ из МУ ШСС.

Первоначально в РСПИ-М для передачи ЦИ на ЗС планировалось использовать структуру сигнала CCSDS с видом модуляции 8PSK 7/8. При этом должна была обеспечиваться одновременная работа двух каналов на левой и правой поляризации со скоростью передачи информации 600 Мбит/с в каждом радиоканале при информационной скорости в канале 520 Мбит/с при ошибке на бит передаваемой информации $1 \cdot 10^{-9}$ и суммарной скоростью в радиолинии 1200 Мбит/с.

В целях увеличения качества и пропускной способности РСПИ-М, было принято решение внедрить самый прогрессивный стандарт, имеющий структуру сигнала DVB-S2 [1], виды модуляции QPSK, 8PSK, 16APSK и обеспечивающий существенное улучшение характеристик радиолинии, как по скорости передачи информации, так и по вероятности ошибок на бит передаваемой информации.

Внедрение стандарта предусматривает использование отечественных приемных демодуляторов сигналов DVB-S2 для ЗС, это позволяет провести импортозамещение ключевых радиотехнических средств, что значительно уменьшает стоимость ЗС.

Результаты расчетов запасов энергетики радиолинии [2] при работе с ЗС с антеннами АПК-5,4, ПК-7 и ПК-9, использование стандарта DVB-S2 и видов модуляции QPSK, 8PSK, 16APSK с оценкой физической и информационной скоростей передачи данных, также порогового отношения сигнал/шум для вероятности ошибки на бит передаваемой информации менее $1 \cdot 10^{-10}$ приведены в таблице.

Результаты расчетов при использовании стандарта DVB-S2

MODCOD	Модуляция/ кодирование	Скорость физическая	Скорость инф.	Порог Es/No	Запас с земной станции		
					АПК-5,4	ПК-7	ПК-9
7	QPSK 3/4	400	297	4,0	>6,1	>6,5	>7,1
8	QPSK 4/5	400	317	4,7	>6,1	>6,5	>7,1
9	QPSK 5/6	400	330	5,2	>6,1	>6,5	>7,1
10	QPSK 8/9	400	353	6,2	>6,1	>6,5	>7,1
11	QPSK 9/10	400	358	6,4	>6,1	>6,5	>7,1
13	8PSK 2/3	600	396	6,6	>6,1	>6,5	>7,1
14	8PSK 3/4	600	445	7,9	>6,1	>6,5	>7,1
15	8PSK 5/6	600	495	9,4	>6,1	>6,5	>7,1
16	8PSK 8/9	600	529	10,7	6,1	>6,5	>7,1
17	8PSK 9/10	600	535	11,0	5,8	6,5	>7,1
19	16APSK 3/4	800	593	11,6	5,2	5,9	7,1
20	16APSK 4/5	800	633	12,6	4,2	4,9	6,1
21	16APSK 5/6	800	660	13,2	3,6	4,3	5,5
22	16APSK 8/9	800	704	14,8	2,0	2,7	3,9
23	16APSK 9/10	800	713	15,1	1,7	2,4	3,6

Для работы с данной системой предполагается использование наземных антенн с диаметрами не менее 5,4 м, позволяющими работать на прием с двумя поляризациями.

При использовании в РСПИ-М структуры сигнала DVB-S2 и вида модуляции 8PSK информационная скорость в каждом из двух каналов передачи информации увеличивается с 520 до 535 Мбит/с, а вероятность ошибки на бит передаваемой информации за счет применения двух видов помехоустойчивого кодирования (LDPC и BCH) уменьшается с $1 \cdot 10^{-9}$ до $1 \cdot 10^{-10}$.

При использовании в РСПИ-М структуры сигнала DVB-S2 и вида модуляции 16APSK скорость передачи информации в радиоканале увеличивается до 800 Мбит/с и информационная скорость в каждом из двух каналов передачи информации увеличивается с 520 до 713 Мбит/с. Вероятность ошибки на бит передаваемой информации, за счет применения двух видов помехоустойчивого кодирования (LDPC и BCH), уменьшается с $1 \cdot 10^{-9}$ до $1 \cdot 10^{-10}$. Это обеспечивает повышение качества, оперативности и объемов получаемой на ЗС информации. Помехоустойчивое кодирование в стандарте DVB-S2 имеет большую эффективность, чем при стандарте CCSDS (LDPC 7/8) и позволяет обеспечивать прием сигналов на земной станции при более низком уровне порогового сигнала.

Использование DVB-S2 16APSK 9/10 вместо CCSDS 8PSK 7/8 обеспечивает увеличение пропускной способности более чем в 1,3 раза, а по сравнению с системой РСПИ видом модуляции 8PSK 5/6 пропускная способность увеличивается более чем в 16 раз.

Таким образом, использование стандарта DVB-S2 в РСПИ-М приведет к:

– улучшению качества и пропускной способности РСПИ-М;

– уменьшению ошибки на бит передаваемой информации;

– качественному скачку в информационном обмене СМ РС МКС с Землей;

– уменьшению стоимости земных станций за счет импортозамещения ключевых радиотехнических средств.

Список литературы

1. European standard DVB Draft ETSI EN 302 307-1 V1.4.1, July 2014, FRANCE – 80c.
2. *Вимберг Г.П., Виноградов Ю.В., Фомин А.Ф.* Энергетические характеристики космических радиолиний. М.: Советское радио, 1972. 436 с.

ПОВЫШЕНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЛИНИИ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

Грибанов А.С., Анненков П.М.

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Известно, что коэффициент усиления зеркальной антенны зависит от ее диаметра или величины апертуры. Для параболической антенны ширина ДНА растет с дальностью. Если координаты приемника известны, можно сформировать поток энергии, сходящийся в заданной точке. И тогда энергетические потери уменьшаются в точке приема. Это особенно актуально для больших дальностей, например, для спутников, находящихся на геостационарной орбите. Решаемая задача – увеличение энергетической эффективности линии связи. Научная новизна заключается в возможности фокусирования энергии для приемника, расстояние от которого до передатчика известно или контролируется. Для решения задачи применяем эллиптическую передающую антенну, один из фокусов которой совмещен с приемником. Рассматриваются варианты построения такой антенны. Показано, что эффективность фазированных антенных решеток ограничивается шириной спектра излучаемого сигнала, поэтому целесообразно применять фрактальные антенны с изменяемой геометрией плоскости отражения.

Принцип действия параболической антенны. Увеличение коэффициента усиления параболической антенны влечет за собой сужение главного лепестка диаграммы направленности, а сужение его до величины менее 1° приводит к необходимости снабжать антенну системой слежения, так как геостационарные спутники совершают колебания вокруг своего стационарного положения на орбите. Увеличение ширины диаграммы направленности приводит к снижению коэффициента усиления, а значит, и к уменьшению мощности сигнала на входе приемника. В работе исследуется антенна с зеркалом в виде параболоида вращения с раскрывом, имеющим форму круга диаметром (D). Прямая, перпендикулярная плоскости раскрыва и проходящая через его центр, является осью зеркала, точка О пересечения оси с поверхностью зеркала – его вершиной. Оптимальный угол раскрыва зеркала определяется из выражения для коэффициента направленного действия антенны (1) [1; 3]:

$$G = (\frac{\pi D}{\lambda})^2 \cdot ctg^2 \frac{\psi_0}{2} \cdot | \int_0^{\psi_0} \left[G_f(\psi)\right]^{1/2} \cdot tg \frac{\psi}{2} d\psi |^2, \quad (1)$$

где G – коэффициент направленного действия антенны; D – диаметр раскрыва антенны; ψ_0 – искомый угол раскрыва антенны; $G(\psi)$ – диаграмма направленности облучателя. В этом выражении коэффициент направленного действия антенны при полном использовании площади раскрыва, то есть при постоянстве фаз и амплитуд в раскрыве; остальная часть выражения представляет собой коэффициент использования площади или эффективность g (2):

$$g = ctg^2 \frac{\psi_0}{2} \cdot | \int_0^{\psi_0} \left[G_f(\psi)\right]^{1/2} \cdot tg \frac{\psi}{2} d\psi |^2 . \quad (2)$$

Если принять максимально допустимое искажение фазового фронта равным $\lambda/8$ при раскрыве антенны Ψ_0, то дефокусировка определится из формулы (3):

$$\delta_0 = \frac{\lambda}{8}\sec(\psi_0)\,. \qquad (3)$$

Для большинства реальных облучателей параболической антенны амплитудная характеристика на краях зеркала уменьшается на (8÷10Дб), а это приводит к тому, что коэффициент направленного действия уменьшается, ширина главного лепестка увеличивается и уменьшается величина боковых лепестков.

Эллиптические антенны. Линзовой антенной называют совокупность электромагнитной линзы и облучателя [4; 5]. Линза представляет собой радио-прозрачное тело с определенной формой поверхности, имеющее коэффициент преломления, отличной от нуля. Линза предназначена для трансформации соответствующим образом фронта волны, создаваемого облучателем. Эллиптические антенны, сводящие энергию излучения в точку фокуса как линзы, применяются в гироскопических антенных системах. Принципиально линзовые антенны можно использовать для формирования различных диаграмм направленности. На практике линзовые антенны подобно оптическим линзам применяются, главным образом, для превращения расходящегося пучка лучей в параллельный, т.е. для превращения криволинейной волновой поверхности в плоскую. Угол a характеризует отклонение направлений максимального излучения от плоскости горизонта. Ось Z системы координат XYZ совмещается с проекцией направления максимального излучения на плоскость Y0Z. Горизонтальная плоскость, на которой определяется ППМ, находится на высоте $H_т$ над землей [2; 6].

Геостационарная орбита. Спутники, находящиеся на геостационарной орбите, двигаясь со скоростью вращения Земли, постоянно находятся над определенной точкой земной поверхности. Положение спутников новых поколений поддерживается на геостационарной орбите с точностью 0,1 град. Спутник, находящийся на геостационарной орбите, неподвижен относительно поверхности Земли. В результате, сориентированная на спутник и неподвижно закрепленная направленная антенна может сохранять постоянную связь с этим спутником длительное время. Абонент, с поверхности Земли передает сигнал на ИСЗ, расположенный на ГСО, после чего сигнал ретранслируется абоненту. Для обеспечения хорошего качества связи антенное устройство ССС должно иметь узконаправленную диаграмму направленности (ДН) и высокий коэффициент усиления (КУ) в направлениях приема и передачи, возможность управления положением максимума ДН и адаптацию формы ДН к соответствующей сигнально-помеховой обстановке, быть реализовано в цифровом виде и должно обеспечивать высокоскоростное управление лучом и хорошие характеристики направленности. Для обеспечения высокого потенциала связи, к антенным характеристикам ССС предъявляются достаточно жесткие требования.

Антенные структуры в системах спутниковой связи. Задача эффективной связи включает в себя слежение за положением спутника и создание антенной системы с большим коэффициентом усиления. Для повышения пространственной избирательности по дальности при передаче и приеме радиосигналов. вводится устройство определения местоположения и N антенн установленых с шагом, который удовлетворяет условию (4):

$$D \geq \frac{\sqrt{19R\lambda}}{N-1}, \qquad (4)$$

где R – максимальная дальность действия устройства,

λ – длина волны радиосигнала,

L – максимальный линейный размер области, в которой расположены антенны,

N – натуральное число, большее или равное четырем.

При передаче радиосигнала с формирование максимума энергии поля в заданной области пространства воспользуемся многоантенной системой. Для бóльших значений отношения N_{η} за счет концентрации энергии в области, ограниченной размерами (5) и (6):

$$M_L \approx 7\left(\frac{R^2\lambda}{L^2}\right), \tag{5}$$

$$M_T \approx 0.88\frac{\lambda}{L}\ , \tag{6}$$

обеспечивается большая избирательность по дальности и по направлению.Свойства, описанные выше для режима – радиопередача, всецело присущи режиму – радиоприем. При высоте орбиты 35 786 км уменьшение потерь передачи энергии очень значительно. Применяя для передачи энергии эллиптическую антенну вместо параболической, используем эффект линзирования. Расчет мощности на дальности (7):

$$P_{пр} = \frac{P_{пер}S_{пер}S_{пр}}{4\pi\lambda^2 R^2}\ . \tag{7}$$

В докладе показан энергетический выигрыш применения эллиптической антенны по отношению к параболической для передачи сигнала на космический объект, находящийся на геостационарной орбите. Использование многоантенной системы или фазированной антенной решетки ограничивает возможность передачи широкополосных сигналов. Поэтому для объектов, расстояние до которых известно, предполагается использовать фрактальные антенны с изменяемым фокусным расстоянием.

Список литературы

1. Антенны и устройства СВЧ / Под ред. Д.И. Воскресенского М.: Радио и связь. 1994.
2. *Жук М.С., Молочков Ю.Б.* Проектирование линзовых, сканирующих, широкодиапазонных антенн и фидерных устройств. М.: Энергия, 1973
3. *Милосердов А.С, Зинин Е.Д., Мельников Г.А.* Линзовый крупноапертурный излучатель для бортовой многолучевой антенной решетки системы глобальной спутниковой связи. Фазотрон № 3 (22). 2013. С. 78–91.
4. *Пономарев Л.И., Вечтомов В.А., Воронов Р.Х., Милосердов А.С.* Бортовая антенная решетка из крупноапертурных излучателей с глобальным обслуживанием с геостационарной орбиты. Вестник МГТУ им. Баумана. 2012 выпуск 7.
5. *Милосердов А.С.* Бортовая многолучевая антенная решетка для системы спутниковой связи. Диссертация на соискание степени КТН. МАИ. М.: 2014. С.157.
6. Активные фазированные антенные решетки / Под ред. Д.И.Воскресенского и А.И. Канащенкова. М.: Радиотехника, 2004, с.18-31Вентцель Е.С. Исследование операций. М.: Советское радио, 1972. С. 552.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ С ПРИМЕНЕНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ OFDM НА БОРТУ ПЕРСПЕКТИВНОЙ РОССИЙСКОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ

Балдин А.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В целях модернизации имеющейся системы телефонно-телеграфной связи из состава РС МКС предлагается разработка системы передачи данных (связь, цифровое телевидение, автоматизированная система контроля, Wi-fi) с применением технологии OFDM (Orthogonal Frequency Division Multiplexing – ортогональное частотное разделение с мультиплексированием) с возможностью ее дальнейшего использования на борту перспективной Российской орбитальной станции (РОС). Блок-схема, разрабатываемой системы передачи данных (СПД) представлена на рис. 1.

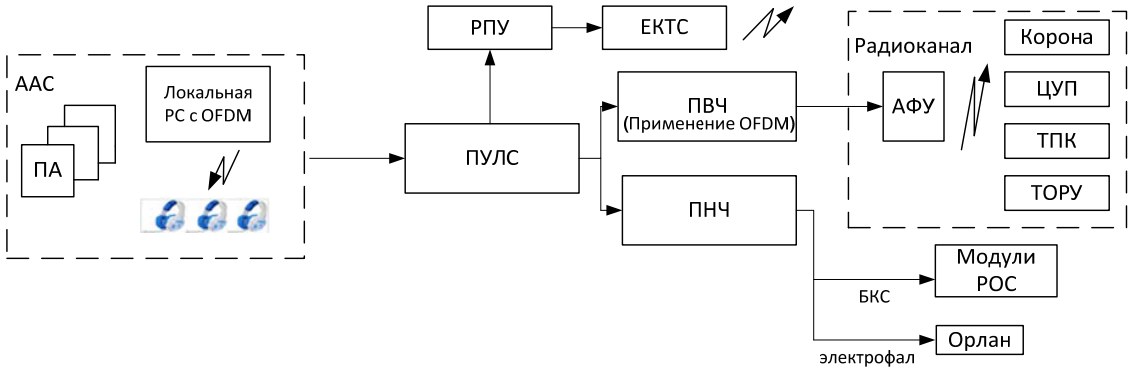


Рис. 1. Блок-схема СПД с применением технологии OFDM

Абонентская аппаратура связи (ААС) состоит из блока локальной радиосети с применением OFDM и возможностью использования беспроводной гарнитуры, пульта абонента, предназначенного для включения и управления необходимой линии связи.

Прибор управления линиями связи предназначен для приема и обработки команд управления режимами работы приборов системы передачи данных, передачи индикационных и телеметрических сигналов, команд управления в систему управления бортовым комплексом, передачи напряжения питания, полученного от СУБК, в приборы ПНЧ, ААС, ПВЧ.

Прибор высокочастотный (ПВЧ) предназначен для обеспечения радиосвязи членов экипажа с центром управления полетами (ЦУП), с транспортными пилотируемыми кораблями (ТПК), с экипажем при внекорабельной деятельности по радиоканалу «Корона», с грузовыми кораблями для организации телеоператорного режима управления.

Прибор низкочастотный (ПНЧ) предназначен для распределения, согласования, усиления сигналов аналоговой телефонной связи поступающей на вход прибора высокочастотного (ПВЧ) и суммирование речевой информации с выходов приемных устройств ПВЧ, обеспечивает распределение речевой информации по имеющейся бортовой кабельной сети с другими модулями РОС, со скафандрами типа «Орлан» при внеКД по электрофалу.

Речепреобразующее устройство обеспечивает двустороннюю дуплексную телефонную связь по цифровому каналу связи через бортовую радиотелеметрическую систему (БРТС) со скоростью 16 кБит/с.

Метод OFDM модуляции основан на разделении потока входных данных на множество параллельных потоков, каждый из которых передается на своей несущей (ортогональной) частоте. Это обеспечивает высокую скорость за счет одновременной передачи данных по всем каналам (причем скорость передачи в отдельном подканале может

быть и невысокой, что создает предпосылки для эффективного подавления межсимвольной интерференции), и высокую помехоустойчивость передачи информации, в частности, по отношению к провалам в спектре передаваемых сигналов, так как узкополосное затухание может исключить только одну или несколько несущих частот из их большого числа (сотни - тысячи) [1]. Поскольку модуляция OFDM использует для передачи ортогональные несущие колебания, то возможна демодуляция модулированных сигналов даже в условиях частичного перекрытия полос отдельных несущих. Ортогональность несущих сигналов обеспечивается только тогда, когда за время длительности одного символа T несущий сигнал будет совершать целое число колебаний:

$$\int_0^T sin\ 2\pi fl\ (t) * sin\ 2\pi fk(t)\,dt = 0, к \neq l, \qquad (1)$$

где T – длительность передаваемого символа, fl и fk – частоты l-го и k-го несущих сигналов соответственно. Каждый символ длительности T передается ограниченной по времени синусоидальной функцией (рис. 2), ее спектр описывается функцией вида:

$$\frac{sin\ 2\pi(f - fi)}{2\pi(f - fl)}, \qquad (2)$$

где fi – центральная (несущая) частота i-го канала. Такой же функцией описывается и форма частотного подканала. Несмотря на частичное перекрытие частотными подканалами друг друга (рис. 3), ортогональность несущих сигналов обеспечивает экономное использования всей полосы канала, разделяемого на подканалы, частотную независимость каналов друг от друга а, следовательно, отсутствие межканальной интерференции [1].

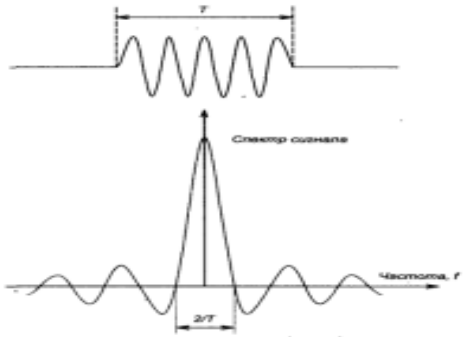


Рис. 2. Символ длительностью T и его спектр

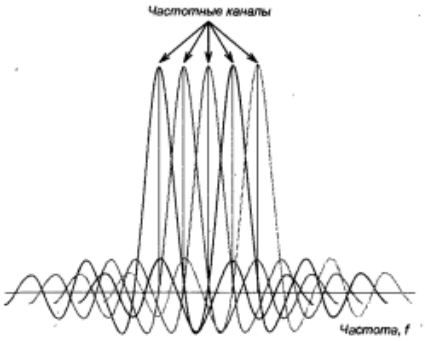
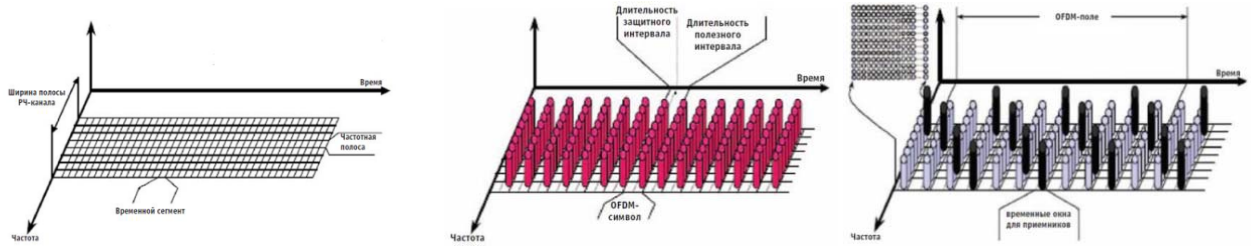


Рис. 3. Частотное разделение каналов с ортогональными несущими сигналами

В системе OFDM радиочастотный канал, разделенный во времени и частоте (рис. 4а), организуется в виде набора узких частотных полос и в виде коротких во времени смежных «временных сегментов». Каждая частотно-временная ячейка имеет свою собственную поднесущую (рис. 4б). Набор поднесущих в определенном временно̀м сегменте называется символом OFDM. Для устранения эффекта эхо-сигнала, представляющего собой задержанные во времени копии основного сигнала (начало символа OFDM подвергается «загрязнению» задержанным окончанием предыдущего (взаимные помехи между символами)), между двумя соседними символами OFDM вводится защитный интервал (рис. 4б). В это время приемные устройства игнорируют поступающий сигнал, что приводит к снижению пропускной способности канала передачи.

Чтобы осуществить надлежащим образом демодуляцию сигнала, приемные устройства должны произвести его выборку во время полезного периода символа OFDM (но не во время защитного интервала). Защитный интервал располагается перед полезной частью OFDM-символа. Тогда необходимо ввести временно̀е окно по отношению к моменту, когда передается

в эфир каждый символ OFDM. В цифровом телевидении применимы «пилотные» поднесущие, распределенные в канале передачи в виде маркеров синхронизации (рис. 4в).



а) расщепление канала; **б) ввод поднесущих и защитного интервала;** **в) маркеры синхронизации**

Рис. 4. Расщепление канала передачи данных во времени и по частоте

Для обеспечения высокого качества передачи данных модем OFDM содержит программно-аппаратные средства, позволяющие эффективно подавлять различного рода шумы, чтобы поддерживать требуемое значение доли ошибочно переданных бит. Для этих целей применяют коды, исправляющие ошибки: код Рида-Соломона (RS-код), турбокоды, сверточное кодирование [2]. Модуляция COFDM за счет помехоустойчивого кодирования существенно повышает достоверность передачи данных.

В методе OFDM используются различные методы модуляции, позволяющие в одном дискретном состоянии сигнала (символе) закодировать несколько информационных битов. Так, в протоколе IEEE 802.11a используются двоичная и квадратурная фазовые модуляции (BPSK и QPSK), а в 17 протоколе IEEE 802.11b двоичная (BDPSK) и квадратурная (QDPSK) относительная фазовая модуляция.

При квадратурной амплитудной модуляции (QAM) информация кодируется как за счет изменения фазы сигнала, так и за счет изменения его амплитуды. Например, в протоколе IEEE 802.11a используется модуляция 16QAM и 64QAM. В первом случае имеется 16 различных состояний сигнала, что позволяет закодировать последовательность из 4 битов в одном символе. Во втором случае имеется 64 возможных состояния сигнала. Это дает возможность закодировать последовательность из 6 битов в одном символе [3].

На выходе модуляторов на сигналы накладываются ортогональные поднесущие, а также они дискретизируются по времени, что эквивалентно обратному быстрому преобразованию Фурье. В каждом подканале квадратурный манипулятор манипулирует сигнал с помощью выбранного типа манипуляции. Обычно применяется многопозиционная фазовая манипуляция PSK или многопозиционная амплитудно-фазовая манипуляция QAM. Рассмотрим пример созвездия сигнала QAM-16:

квадратурная манипуляция – разновидность амплитудной модуляции сигнала, которая представляет собой сумму двух несущих колебаний одной частоты, но сдвинутых по фазе относительно друг друга на 90 градусов, каждая из которых модулирована по амплитуде своим модулирующим сигналом:

$$S(t) = I(t)\cos(2\pi f0t) + Q(t)\sin(2\pi f0t), \quad (3)$$

где $I(t)$ и $Q(t)$ — модулирующие сигналы, f_0 — несущая частота.

QAM манипулятор состоит из 2 модуляторов, на входы которых поступают 2 информационных сигнала, которые перемножаются с несущими колебаниями *sin(wot)* и *cos(wot)*, далее эти колебания суммируются и передаются на выход модулятора. Далее данный сигнал идет на обратное преобразование Фурье, где его отсчеты считываются, и на выходе формируется готовый сигнал OFDM.

Выводы:

Применение технологии OFDM в СПД РОС имеет следующие достоинства:

– высокая скорость за счет одновременной передачи данных по всем каналам (причем скорость передачи в отдельном подканале может быть и невысокой);

– эффективное подавление межсимвольной интерференции;

– помехоустойчивое кодирование повышает достоверность передачи данных;

– маскировка ошибок при невозможности восстановления утраченной информации.

Список литературы

1. *Витязев В.В., Никишкин П.Б.* Метод анализа/синтеза сигналов в системах передачи данных с частотным плотнением каналов // Электросвязь. 2014. № 12. С. 4-9.
2. *Рухлин С.Н.* Вопросы формирования и применения OFDM сигналов в современных системах связи и телекоммуникаций. М.: Физматлит, 2002. – 276 с.
3. *Калашников К.С.* Алгоритмы оценивания параметров каналов с ОЧРС. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Москва – 2014. – 344 с.

СРАВНЕНИЕ АЛГОРИТМОВ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ МОДЕЛИ РАЦИОНАЛЬНЫХ ФУНКЦИЙ СИСТЕМЫ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЙ КА ДЗЗ

Бахарев А.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Современные спутники дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с высоким пространственным разрешением способны передавать на Землю за один сеанс связи сотни гигабайт целевой информации. Для своевременной обработки значительных объемов видеоданных используются наземные комплексы обработки изображений, в которых большая часть этапов обработки автоматизирована.

Целевую информацию, поступающую от космического аппарата (КА), необходимо принять на наземную антенну, распаковать, разделить на отдельные сцены, построить полноразмерные изображения сцен. Для практического применения изображения земной поверхности требуется географически привязать – каждому пикселу изображения поставить в соответствие определенные географические координаты (широту, долготу, высоту). В контексте автоматической обработки к этапу построения модели географической привязки (геопривязки) выдвигаются значительные требования как по производительности, так и по точности позиционирования (порядка 70 м).

Существуют разные виды моделей геопривязки. Наиболее точной является физическая модель, которая основывается на полном знании внутреннего устройства оптической системы спутника и данных ориентации и навигации. На практике использование такой модели в составе комплекса наземной обработки может быть затруднительно. Выходные продукты автоматического контура обработки, как правило, подразумевают дальнейшую специализированную обработку в геоинформационных системах (ГИС). Для работы с физической моделью геопривязки в ГИС должна быть заранее занесена полная информация о внутреннем устройстве оптической системы конкретного КА, что зачастую нежелательно или невозможно. Поэтому на практике нашли применение обобщенные модели геопривязки, основывающиеся на определенных параметрических преобразованиях между координатами пикселов изображения и географическими координатами на Земле.

В данной работе рассматривается обобщенная модель геопривязки на основе рациональных функций (RFM – Rational Function Model). Рассматриваемая модель позволяет достигнуть приемлемой точности позиционирования, при этом имеет широкое распространение в области обработки данных ДЗЗ и поддерживается большинством ГИС. Модель представляет собой отношение полиномов третьей степени для численного пересчета координат на изображении в долготу и широту при заданной высоте (или наоборот – из географических координат в пиксел снимка). Расчет коэффициентов указанных полиномов, то есть расчет параметров модели – ресурсоемкий процесс, который может быть реализован различными способами. Алгоритмы расчета модели могут давать разные результаты с точки зрения быстродействия и точности позиционирования в зависимости от параметров съемки и рельефа подстилающей поверхности. В связи с этим возникает задача выбора наиболее подходящего метода нахождения параметров модели с учетом особенностей обработки данных определенного КА.

Эта работа посвящена сравнению двух алгоритмов расчета модели геопривязки: алгоритма на основе метода роя частиц и алгоритма на основе минимизации интегрального функционала.

Алгоритм расчета на основе роя частиц применяется к задаче построения параметров модели, исходя из заранее выбранной сетки точек. Он представляет собой применение оптимизационного алгоритма роя частиц (PSO – Particle Swarm Optimization) для выбора подмножества набора параметров с целью исключения артефактов перепараметризации. С помощью PSO определяется оптимальный «урезанный» набор параметров

(коэффициентов) модели. В качестве частиц выступают маски параметров модели. Итерационно определяется маска, дающая наименьшую невязку модели, после чего значения параметров подбираются методом наименьших квадратов.

Второй алгоритм основывается на минимизации интегрального функционала по всей области определения преобразования. Задача сводится к итерационному процессу, на каждом шаге которого решаются две вспомогательные оптимизационные задачи, одна аналитически и одна численно.

Сравнение свойств указанных алгоритмов имеет значительный интерес в контексте одновременно увеличивающихся объемов данных и требований по быстродействию и точности позиционирования.

Список литературы

1. *Бусарова Д.А., Месяц А.И., Прокопьев В.П.* Применение математических методов для обработки целевой информации системы оптических телескопов РС МКС // Тезисы докладов XX научно-технической конференции молодых ученых и специалистов, Королев, 2014. 172 с.
2. *Кузнецов А.Е., Побаруев В.И., Пошехонов В.И., Пресняков О.А.* Программный комплекс обработки информации от сканерно-кадровых съемочных систем КА «Канопус-В» и «БКА» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2014. Т. 11. № 1. С. 287–300.

ПОДХОД К ОБРАБОТКЕ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ И ДИАГНОСТИРОВАНИЮ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ ТЕНЗОРНЫХ ПРОЦЕССОРОВ

Якимов В.Л., Бородюк А.А.

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург, Россия

Современные космические аппараты (КА) представляют собой сложные технические системы, состояние которых описывается тысячами телеметрируемых параметров (ТМП), а некоторых из них, к примеру Международной космической станции, десятками тысяч ТМП. При этом количество КА в орбитальной группировке постоянно растет, что ведет к увеличению объемов телеметрической информации (ТМИ), передаваемой с борта КА в наземный комплекс управления (НКУ) [1]. Телеметрическая информация, передаваемая с КА может поступать в НКУ: а) в виде полного информационного потока, в который включается совокупность значений всех ТМП бортовой аппаратуры (БА) КА и цифровая информация от бортового комплекса управления (БКУ); б) в виде потока информации оперативного контроля, содержащего минимальный набор параметров, необходимых для определения состояния БА и управления КА [1, 2].

Процесс управления КА является сложным технологическим процессом, реализация которого невозможна без решения задач контроля технического состояния (ТС) и диагностирования БА КА. Для сложных технических систем, которыми являются КА, существует понятие углубленного анализа полных потоков ТМИ [3]. Методы углубленного анализа ТМИ, в отличие от метода допусков, позволяют выявить «тяжелые» отказы на борту КА и сложные ситуации функционирования БА, а также негативные тенденции в изменении ТС БА КА, что дает возможность предупредить возникновение сложных нештатных ситуаций в будущем [4].

Очевидно, что с увеличением объемов ТМИ, передаваемой с борта КА в наземный комплекс управления (НКУ), появилась необходимость перераспределения функций технического диагностирования и управления между БКУ и НКУ в пользу расширения возможностей БКУ, что позволило уменьшить объемы передаваемой ТМИ за счет увеличения периода времени между сеансами управления, в которых происходит передача полных потоков ТМИ. С одной стороны это позволило освободить НКУ от ряда задач обработки и анализа ТМИ, но, с другой стороны, предъявило высокие требования к возможностям БКУ и надежности всего КА, в результате чего многие КА передают полные потоки ТМИ с небольшими временными интервалами. При этом углубленный анализ технического состояния проводится либо частично, либо ограничивается проверкой работоспособности КА с использованием метода допусков. Таким образом, автоматизация процесса сбора разнородной информации о функционировании КА, процесса обработки и углубленного анализа ТС в рамках экспертной системы поддержки принятия решения по управлению является крайне актуальной, так как ведет к повышению оперативности выполнения перечисленных задач и возможности реализовать углубленный анализ ТС КА в полной мере на интервалах времени между сеансами управления, в которых передаются полные потоки ТМИ, что, в свою очередь, позволит обеспечить требуемую надежность функционирования КА [5].

Время, выделяемое на проведение углубленного анализа полных потоков ТМИ и управление КА, включает следующие компоненты:

$$t_У = t_{пр} + t_a + t_р + t_Д + t_И + t_П$$

где $t_{пр}$ – время приема полного потока ТМИ, t_a – время первичной обработки и анализа ТМИ, $t_р$ – время выработки рекомендаций, $t_Д$ – время формирования и доведения управляющих воздействий, $t_И$ – время реализации управляющих воздействий, $t_П$ – время подтверждения выполнения управляющих воздействий.

Операции, выполняемые за время $t_{пр}$, $t_{Д}$, $t_{И}$, $t_{П}$ реализуются автоматически и требуют минимального участия оператора. Операции первичной обработки, анализа ТМИ и выработки рекомендаций продолжительны во времени и слабо автоматизированы, поэтому повышение оперативности проведения углубленного анализа полных потоков ТМИ и управления КА можно достичь уменьшением соответствующих интервалов времени t_a и t_p за счет автоматизации процесса обработки и анализа ТМИ с использованием современных вычислительных средств [4]. Наиболее предпочтительными для решения подобных задач являются вычислительные системы, реализующие технологии параллельных вычислений, заключающиеся в одновременном выполнении одинаковых операций со всеми элементами информационного массива. Примерами таких вычислительных систем служат многоядерные процессорные модули, графические процессоры (видеокарты), тензорные процессоры. Проведенные результаты тестирования показывают, что наиболее эффективным вычислительным средством оказывается тензорный процессор, который отличает высокая производительность на задачах обработки больших потоков данных при относительно небольших аппаратных затратах и малом потреблении питания [6]. Данное преимущество связано с встроенной в тензорные процессоры на аппаратном уровне возможности работы с многомерными матрицами данных.

В этой связи видится несколько направлений совершенствования программного обеспечения обработки полных потоков ТМИ в НКУ с использованием тензорных процессоров, способствующих повышению оперативности обработки и углубленного анализа полных потоков ТМИ: развитие вопросов представления ТМИ в виде тензоров и адаптация существующих алгоритмов первичной обработки ТМИ к ее тензорному представлению; развитие алгоритмов технического диагностирования на основе современных технологий распознавания образов, использующих тензорное представление информации; развитие вопросов масштабирования и распараллеливания вычислительных процессов на множестве тензорных процессоров при реализации экспертных систем углубленного анализа ТС БА и поддержки принятия решения по управлению КА.

Предлагается следующий подход к реализации перечисленных направлений: для формирования тензоров ТМП предлагается использовать их представление в фазовом пространстве, при этом по каждому измерению тензора ТМП предлагается размещать одну из проекций или одно сечение фазового портрета ТМП; в качестве модели обработки ТМИ и распознавания ситуаций функционирования БА КА предлагается использовать сверточные нейронные сети с глубинным обучением.

Телеметрируемые параметры, получаемые в ходе сеанса управления с борта КА, представляют собой временные ряды, отражающие динамический характер процессов функционирования его бортовых систем, поэтому использование фазовых портретов ТМП для анализа ТС КА является закономерным. В фазовом пространстве содержится информация не только о корреляции отдельных участков временных реализаций ТМП и локальных свойствах анализируемых процессов, но и о глобальных свойствах каждого временного ряда, заключенных в так называемые аттракторы – предельные множества, к которым сходятся все фазовые траектории и которые можно использовать для описания ТС БА КА. Используя метод сечений Пуанкаре, можно анализировать любой ТМП не только в проекциях фазового пространства, но и в произвольных его сечениях, что позволит формировать тензоры ТМП большой размерности и информативности. На рисунках 1 и 2 представлены примеры отображения ТМП малого КА в фазовом пространстве.

Структура модели обработки ТМИ и распознавания ситуаций функционирования БА КА на основе сверточной нейронной сети должна быть адекватна иерархической многоуровневой структуре БА КА, а ее вершины на каждом уровне иерархии должны характеризовать множество ситуаций функционирования аппаратных модулей, подсистем, бортовых систем и всего КА в целом. На входе сети присутствуют тензоры ТМП в виде набора карт признаков, каждая из которых представляет собой проекцию или сечение фазового портрета ТМП. При этом каждая ситуация функционирования аппаратных модулей, подсистем, бортовых систем и всего КА на последующих слоях модели также

характеризуется набором карт признаков (тензоров), но уже обобщенных параметров состояния. В каждом слое сети реализуются операции подвыборки и свертки. Последний слой является полносвязным. Важным отличием предлагаемой модели от классических реализаций сверточных сетей является наличие связей не только между смежными слоями сети, но и связей между первым слоем сети (тензоров ТМП) и всеми остальными слоями.

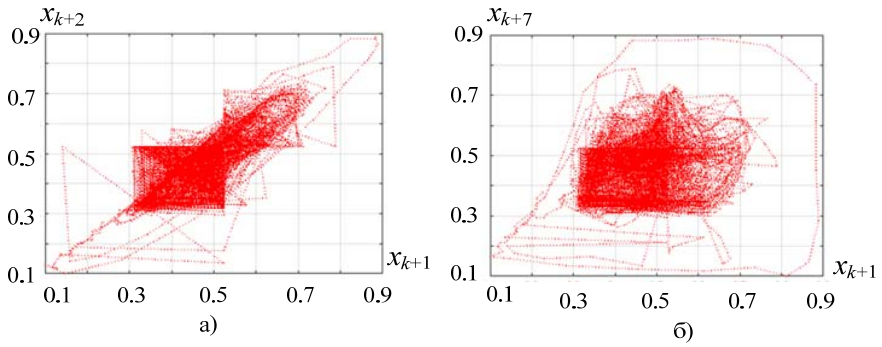


Рис. 1. Фазовые портреты ТМП системы ориентации на Землю малого КА

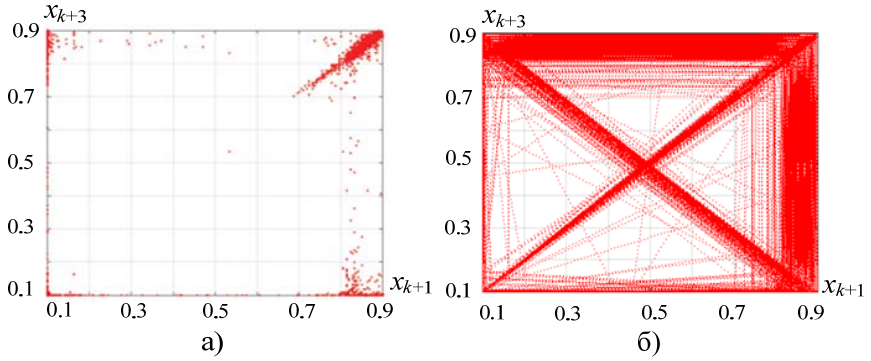


Рис. 2. Фазовые портреты ТМП напряжения солнечной батареи малого КА: а) без отображения фазовых переходов; б) с отображением фазовых переходов

Перечисленные решения (представление ТМП в фазовом пространстве, использование метода сечений Пуанкаре для формирования тензора ТМП, разработка модели обработки ТМИ и распознавания ситуаций функционирования БА КА на основе сверточных нейронных сетей с оригинальной архитектурой) могут быть эффективно реализованы на тензорных процессорах. В настоящее время, как за рубежом, так и у нас активно ведутся работы по их разработке, а также по разработке на их базе нейропроцессоров, поддерживающих на аппаратном уровне технологии сверточных сетей с глубинным обучением [7, 8].

Список литературы

1. *Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е.* Управление космическими полетами. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. Ч. 1. 476 с.
2. *Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Сологуб А.Н., Макаров В.П.* Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли: математические модели, компьютерные технологии. М.: Машиностроение, 2010. 384 с.
3. *Меньшиков В.А.* Полигонные испытания. Ч.II. М.: КОСМО, 1999. 237 с.
4. *Лебедева Н.В., Соловьев С.В.* Использование интеллектуальных систем при оперативном управлении полетом космических аппаратов // Вестник МАИ. 2018. Т.25, №2 С. 152–159.
5. *Мальцев Г.Н., Назаров А.В., Якимов В.Л.* Исследование процесса диагностирования бортовой аппаратуры автоматических космических аппаратов с использованием дискретно-событийной имитационной модели // Труды СПИИРАН. 2018. №56. С. 95–121.

6. *Скороходов Я.А., Каргин В.А., Деев В.В.* Использование технологии Cuda при проектировании аппаратно-программных средств оперативной обработки телеметрической информации ракет-носителей // Труды Военно-космической академии имени А.Ф.Можайского. 2014. № 642 С.153-164.
7. Neuromatrix® Deep Learning. URL: https://www.module.ru/directions/ iskusstvennyj-intellekt/neuromatrix-deep-learning (дата обращения: 29.09.2021).
8. Микропроцессор IVA TPU. URL: https://iva-tech.ru/catalog/product-mikroprotsessor-iva (дата обращения: 29.09.2021).

СИСТЕМА МОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ ЭКИПАЖА В ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ МОДУЛЯХ С ПРИМЕНЕНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ СШП РЛС

Виноградов М.С., Нелин И.В.

ФГБОУ «МАИ(НИО)», г. Москва, Россия

В последние годы проблема освоения космического пространства становится все более актуальна. Как и западные страны, Россия не отстает от мировых тенденций и с каждым годом увеличивает не только экономический, но и научный вклады в космическую отрасль, что отражено в Федеральной космической программе 2016-2025, утвержденной на заседании правительства РФ [1], в которой обширная доля отводиться полетам пилотируемых аппаратов, а также подготовкой миссии по освоению Марса. Также с каждым годом набирает популярность идея «космического туризма». Это и многое другое, все острее ставит вопрос о контроле за функциональным и психофизиологическим состоянием членов экипажа пилотируемых космических аппаратов (ПКА).

Контроль за состоянием космонавтов актуален с момента первого полета человека в космос. За период с 1961 по 2021 гг. технологии шагнули далеко вперед. Однако неизменным остается требование к мониторингу состояния сердечно-сосудистой системы. Такие параметры как электрокардиограмма (ЭКГ) и частота сердечно-сосудистых сокращений (ЧСС) входили и входят в перечень регистрируемых параметров во всех измерительно-вычислительных устройствах и комплексах от Полином-1М, устанавливаемой на орбитальной станции «Салют», и заканчивая ИВК МКС [2]. Особенностью всех имеющихся на данный момент устройств, является наличие датчиков, для считывания показания организма, которые соединяются посредством кабелей с основными блоками системы. Данное обстоятельство не только уменьшает надежность системы, так как присутствуют датчики – как отдельные устройства, а также разъемные и неразъемные кабельные соединения, но и вносит искажения в получаемые данные, так как при снятии показаний космонавт осознает и наблюдает процесс мониторинга и непреднамеренно реагирует на данный фактор.

В источнике [3], предлагается частичное решение данной проблемы, посредством внедрения радиоканала, для упразднения кабельного соединения между вычислительными блоками и датчиками. Однако недостатком данного решения является необходимость активного питания для датчиков, так как требуется устройство приема-передачи, а также необходимость обеспечения стабильной радиосвязи между устройствами. Данное решение не исключает психологическое воздействие на космонавта в момент считывания показателей
В данной работе рассматривается возможность решения задачи по мониторингу состояния сердечно-сосудистой системы средствами биорадиолокации. Исследования в области контроля состояния пациента с использованием радиотехнических средств ведутся уже давно и весьма успешно, что подтверждает обзорная статья о радиосистемах в медицине [4]. Соответственно, задачу для биорадиолокатора можно свести к обнаружению сигналов, промодулированных дыханием, сокращением сердечной мышцы и сосудов, то есть сигналов с биометрической модуляцией.

Если взять за исходные данные среднестатистические параметры взрослого, здорового человека, средний размер грудной клетки в плоскости можно принять за 20 см, а его относительные изменения около 5%, получаем, что перемещение «подвижного отражателя радиоволн» составляет 0,5-1,5 см [5]. Отсюда можно сделать выводы, что перемещение грудной клетки при пульсациях сердца и сосудов имеет амплитуду около 1-3 мм.

Согласно [6] в состоянии покоя здоровый взрослый человек совершает в среднем от 16 до 20 дыхательных движений в минуту, а средний нормальный пульс колеблется от 70 до 90 ударов в минуту. Исходя из этого, можно сделать вывод, что квазипериодические процессы человека, в данном случае дыхание и сердцебиение, имеют частоты 0,2-1,5 Гц. Этим частотам соответствует доплеровское смещение:

$$f_{d0} = 8\pi^2 f_0 \frac{F^2 x_0}{c} \quad (1)$$

где x_0 – амплитуда колебаний органа человека, f_0 – несущая частота зондирующего сигнала.

$$R_{max} = \sqrt[4]{\frac{P_и \tau_и S^2 \bar{\sigma}}{4\pi k_ш k T_0 k_р \lambda^2}} \quad (2)$$

$$\Delta R = c\tau_и / 2 \quad (3)$$

Из формулы 2, где R_{max} – максимальная дальность работы РЛС, зависящая от параметров цели, приемника и параметров сигнала, в том числе $\tau_и$ – длительности импульса, можем получить формулу 3, для определения ΔR – разрешающей способности РЛС, удовлетворяющей требованиям к проектируемому устройству.

Из формулы 3, и предполагаемых условий эксплуатации, ΔR = 0,2 м.

Исходя из всего вышесказанного, делаем вывод, что для решения задачи мониторинга состояния сердечно-сосудистой системы биологического объекта(человека), следует использовать СШП (сверхширокополосный) сигнал, так как он способен обеспечить очень высокое разрешение по дальности, что позволит реализовать пространственную селекцию целей, то есть выделить колебания малой амплитуды.

Для подтверждения работоспособности предлагаемого устройства, было проведено математическое моделирование.

Блок-модель имитируемой системы представлен на рис. 1.

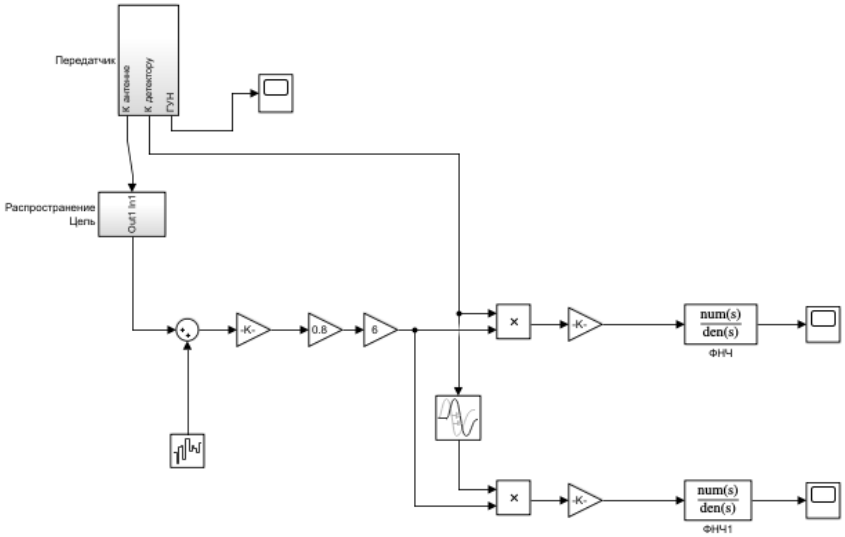


Рис. 1. Модель БиоРЛС

В качестве зондирующих сигналов использовались короткие радиоимпульсы, математически описываемые формулами 4 и 5.

$$S_0(t) = \begin{cases} A\cos(\omega_0 t + \varphi_0), -\frac{\tau_и}{2} \le t \le \frac{\tau_и}{2} \\ 0, t = const \end{cases} \quad (4)$$

$$S(t) = \sum_{n=0}^{M} S_0(t - nT_n) \quad (5)$$

Сигнал от цели был смоделирован как сумма дыхания и сердцебиения, соответственно задачей модели было детектирование закона сердцебиения, что и можно наблюдать на рис. 2, где осциллограмма А – это сигнал, полученный в результате работы имитируемой системы, а осциллограмма Б – исходный сигнал сердцебиения.

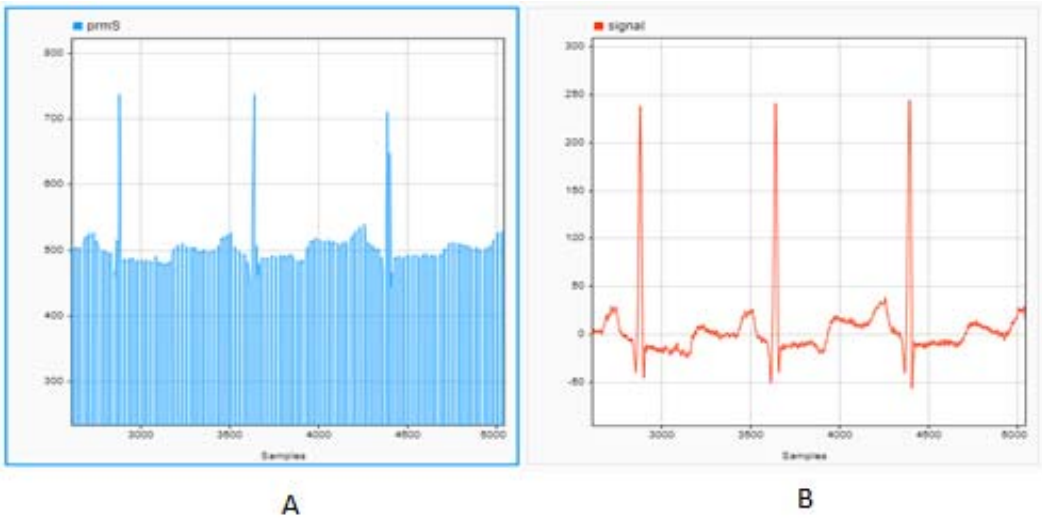


Рис. 2. А – результат детектирования, Б – исходный сигнал сердцебиения

Как видно из результатов моделирования, предлагаемый в работе принцип построения БиоРЛС можно признать эффективным. Из графика на рисунке 2А можно четко выделить пики, соответствующие всплескам при полном возбуждении желудочков, а также менее явные всплески, отражающие возбуждение предсердия. Все это дает основание утверждать о возможности решения задачи по мониторингу состояния сердечно-сосудистой системы средствами биорадиолокации, что, в свою очередь, может вывести контроль за функциональным и психофизиологическим состоянием членов экипажа (ПКА) на новый уровень.

Список литературы

1. Постановление Правительства Российской Федерации от 26.03.2014 г. № 230 [Электронный ресурс] / Режим доступа: http://government.ru/docs/all/90801/
2. *Турчанинова В.Ф., Алферова И.В.* Медицинский контроль и обеспечение безопасности российских космонавтов в длительных полетах – М.: Авиакосмическая и экологическая медицина. 2013. Т. 47. № 6. С. 11-17
3. Патент № 2587724 C2 Российская Федерация, МПК A61B 5/00, A61B 5/04, A61B 5/053. Цифровой биометрический комплекс оценки функционального состояния пилота воздушного судна: № 2013119391/14: заявл. 25.04.2013: опубл. 20.06.2016 / А.В. Чунтул, В.В. Александров, С.В. Кулешов, А.А. Зайцева ; заявитель Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Санкт-Петербургский институт информатики и автоматизации Российской академии наук (СПИИРАН).
4. *Нелин И.В., Охотников Д.А.* Радиосистемы в медицине. М.: Научно-технический вестник Поволжья. 2017. № 5. С. 94-96.
5. *Абрамов А.В.* Биорадиолокация, под ред. А.С. Бугаева, С.И. Ивашова. 2-е изд. М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018. 396 с.
6. *Василенко В.Х.* Пропедевтика внутренних болезней 3-е изд., перераб. и доп. М.: Медицина, 1989. С 92-93. 512 с.

ПРИМЕНЕНИЕ КОНСТРУКТОРА ЗОНАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ СТАНДАРТНЫХ МАРШРУТОВ ПРИБЫТИЯ В АЭРОПОРТ ШЕРЕМЕТЬЕВО

Г.А. Гаспарян

Московский Государственный Технический Университет Гражданской Авиации, г. Москва, Россия

М.В. Кулаков

АО "ЛИИ им. Громова", Московская обл., г. Жуковский, Россия

Маршруты вылета и прибытия зональной навигации формируются из точек пути WP и участков пути между ними. Для перевода текстового описания схем в кодовую форму, приемлемую для навигационных систем, применяется концепция Path and Terminator (Траектория и указатель ее окончания). Для целей RNP следует использовать поднабор из шести указателей окончания траекторий: IF, TF, RF, HM, HF и HA, который будет рассмотрен в данной статье.

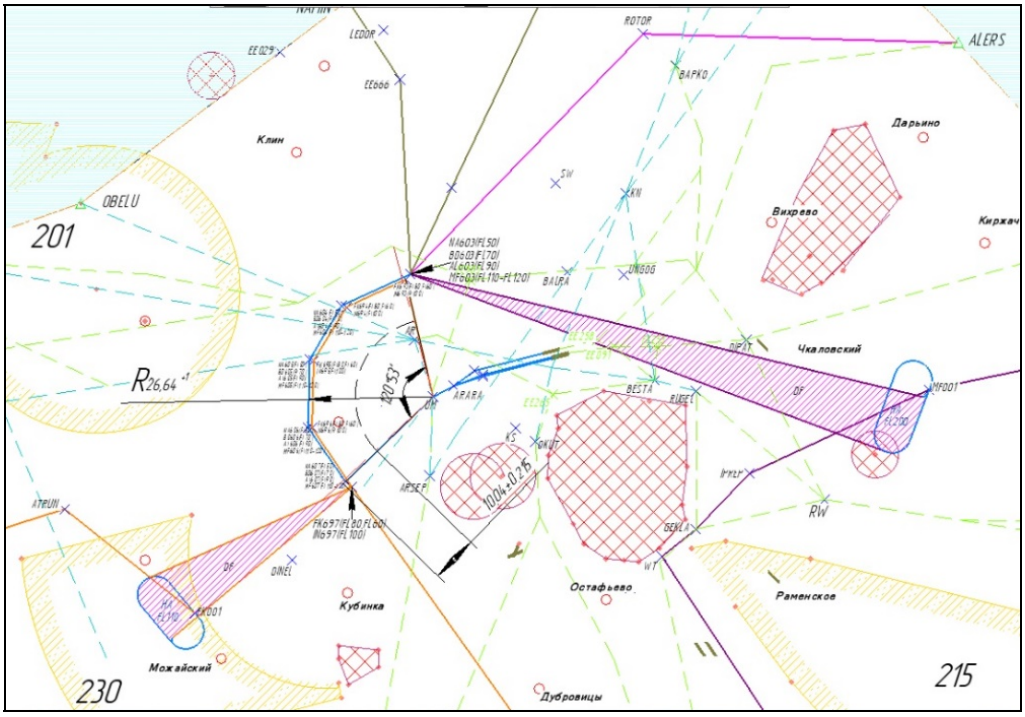
На подавляющем большинстве маршрутов используются только участки track-to-fix (TF). Они просты для выполнения и не требуют дополнительных расчетов при составлении маршрутов. Остальные указатели окончания траектории пока не получили широкого распространения вследствие трудностей их программирования в FMS воздушных судов разных производителей и получения соответствующих допусков [12].

Предложение заключается в альтернативном удлинении маршрутов прибытия путем использования конструктора зональной навигации и внедрения зон ожидания, выполненных по типу HA – Holding to Altitude, т. е. процедура ожидания отменяется при достижении установленной высоты/эшелона полета. В этом случае маршрут будет довольно компактно располагаться в горизонтальной плоскости, но его технологическая вместимость будет относительно высока. Располагаться зоны ожидания будут в отдельных точках и использоваться лишь в случае внезапной перегрузки конечного участка STAR. После ЗО следует участок Direct flight на точку WP, т. к. судно может достичь установленную высоту в любом месте зоны ожидания. [9]

На рисунке представлены зоны ожидания, которые предлагается использовать для стандартных маршрутов посадки на оба посадочных курса. Направления входа в МАДЦ оставлены согласно основным маршрутам прибытия, однако ставить на каждый из них свою ЗО нецелесообразно – зоны ожидания имеют большую дискретность (минимум 2 мин, за это время ВС проходит примерно 13 км), и необходимый минимальный интервал на посадку (менее 10 км) обеспечить будет крайне сложно. Для прибытия на ВПП 06 предлагается реализация 2 зон ожидания вида Holding to Altitude:

а) западная – в 85 км юго-западнее Шереметьево для маршрутов из точки DIPOP, точка входа FK001, направление прибытия – запад;

б) восточная – 65 км восточнее Шереметьево, маршруты из OLOPI и DIMGI, точка входа MF001, направления прибытия – восток и юго-восток.



Предложения для организации прибытия на ВПП 06

Предельная интенсивность для существующих и предложенных маршрутов рассчитывается по закону Пуассона (1,2). Определяется маловероятное событие попадание на элементарный участок *l* (не менее 10 км) одновременно *m* воздушных судов. Вероятность наступления маловероятного события не должна превышать 5%. Расчетные формулы:

$$P_k(t) = \frac{(\lambda t)^k}{k!} e^{-\lambda t} \quad (1)$$

$$\lambda t = a = (ИВД_{час.} \times l)/W_{ср} \quad (2)$$

где *m* – количество воздушных судов на участке *l*; *a*- параметр закона Пуассона, *W* – средняя скорость на участке маршрута. Далее определяем вероятности попадания на l_1 поочередно 0;1;2 и т.д. ВС. Итерационным путем определяем количество ВС, которые могут с вероятностью, близкой к Р = 0,05 попасть на следующий элементарный участок. Таким образом, с вероятностью 95% не сможет возникнуть возмущение потока хуже расчетного. Рассматривается обратная задача, так как длины существующих и предложенных маршрутов известны. Исходя из этого, определяется интенсивность при заданной вероятности.

В качестве примера произведем вероятностный расчет пропускной способности маршрута существующего маршрута НСВП DIPOP 1F. Рассчитывается предельная часовая интенсивность ($\lambda_{час}$), при которой маршрут не будет перегружен с вероятностью не более 5% ($P_{k\,max}$).

Согласно расчетам, $a = \lambda t/60 = 12{,}5$ (время в минутах, требуется перевод в часы). Из этого часовая ИВД по маршруту:

$$\lambda = 24 \text{ ВС/ч};$$

при этом вероятности:

$P_{19} = 0{,}0641769\ldots$

$P_{20} = 0{,}0499938\ldots$

Таким образом, при часовой интенсивности 46 ВС в час на данном отрезке маршрута не возникнет технологическая перегрузка. Полученные результаты сведены в таблицу.

Применение зон ожидания, выполненных по стандартному участку пути зональной навигации вида Holding to Altitude, показало положительные результаты при моделировании и расчетах. Повышение эффективности использования воздушного пространства, осуществляется за счет ожидания и снижения над одной точкой вместо построения протяженной схемы прибытия. Выигрыш в пропускной способности путем удлинения маршрута прибытия получился невелик, например маршруты NAMIN 1F и NAMIN 3S при схожей длине имеют одинаковую предельную интенсивность, однако снизилось число потенциальных конфликтных мест с маршрутами вылета.

Предельная ИВД для предложенных STAR в Шереметьево для ВПП 06

STAR	Длина, км	Предельная ИВД, ВС/час
DIPOP 3S	195,8	42
NAMIN 3S	154,8	33
ROMTA 3S	208,54	35
DIMGI 3S	263,79	42
OLOPI 3S	381,6	52
BUKUB 3S	230,6	42

Список литературы

1. Doc. ICAO 9613-AN/937 ("Руководство по PBN") ред. 4.
2. Doc. ICAO 8168 ("Производство полетов воздушных судов") том II ("Построение схем визуальных полетов, полетов по приборам") ред. 4.
3. *Малыгин В.Б.* Методика поддержания целостности потока прибытия на основе характеристик режима постоянного снижения. Научный вестник МГТУ ГА, 2018, том 5, № 21.
4. *Нечаев Е.Е., Борсоев В.А., Малыгин В.Б., Лебедев Г.Н., Никулин А.О., Тин Пхон Чжо*, Принятие решения в задачах управления воздушным движением. Методы и алгоритмы. Монография/ под ред. Е. Е. Нечаева. М.: Радиотехника, 2018. 432 с.
5. Чехов И.А., Нечаев Е.Е. Вероятностный метод определения пропускной способности в системе УВД. Научный вестник МГТУ ГА, 2015, №221, с. 148-152.
6. *Липин А.В., Ключников Ю.И.* Применение зональной навигации при обслуживании воздушного движения. Учебное пособие – Санкт-Петербург, Университет ГА, 2008. 79 с.
7. New Zealand AIP [Электронный ресурс] – 2021, Режим доступа -https://www.aip.net.nz/
8. Los Angeles International Aiport AIP [Электронный ресурс] – 2021, Режим доступа – https://skyvector.com/airport/LAX/Los-Angeles-International-Airport.
9. *Albert A. Herndon*, Michael Cramer and Kevin Sprong – ANALYSIS OF ADVANCED FLIGHT MANAGEMENT SYSTEMS (FMS), FLIGHT MANAGEMENT COMPUTER (FMC) FIELD OBSERVATIONS TRIALS, RADIUS-TO-FIX PATH TERMINATORS – The MITRE Corporation’s Center for Advanced Aviation System Development, McLean, Virginia 22102.

ТЕХНОЛОГИЯ РАЗРАБОТКИ СТЕНДОВЫХ ОБРАЗЦОВ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ SDR ТРАНСИВЕРОВ И ПЭВМ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ

Давидюк Т.И., Лычковский И.С., Карпова А.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В ходе отработки и сопровождения изделий ракетно-космической техники специалисты отрасли сталкиваются с необходимостью применения бортовых радиотехнических приборов в составе стендовой базы изделий. К стендовой базе можно отнести следующие изделия: комплексный моделирующий стенд, комплексный испытательный стенд, наземный комплекс отработки, имитаторов наземного комплекса управления, радиотехническая лаборатория.

Применение радиотехнических приборов в составе стендов приносит несомненную пользу, т.к. позволяет проводить сквозную отработку информационных трактов между абонентами бортовой и наземной аппаратуры. Широкое развитие вычислительной техники, коммуникационных сетей позволяет объединять различные приборы и системы стенда в единое информационное пространство. Тем самым позволяя в реальном времени передавать различные виды информации: аудио, телеметрическая, командно-программная, целевая.

В настоящее время широко распространен подход, в ходе которого в составе стендовой базы применяются КДИ (конструкторско-доводочные испытания) и летные образцы радиотехнических приборов. Данный подход устоялся в течение длительного времени в прошлом и на сегодняшний день несет в себе ряд недостатков. К наиболее существенным можно отнести: высокая стоимость прибора, количество приборов ограничено и не соответствует количеству стендов, на которых он востребован, физические повреждения прибора (для КДИ образцов).

Летные образцы приборов обладают крайне высокой стоимостью изготовления, что не позволяет произвести их в требуемом для всех стендов количестве. КДИ образцы могут обладать физическими повреждениями и не гарантируют длительной функциональной работоспособности. В связи с проблемами, обозначенными выше, зачастую создаются массогабаритные и электрические макеты радиотехнических приборов. При этом информационный обмен имитируется сторонними средствами, незадействованными при целевой эксплуатации изделия. Что в свою очередь приводит к невозможности провести отработку сквозных информационных трактов между абонентами в полной мере.

Нашим коллективом предлагается принципиально иной подход комплектования стендовой базы бортовыми радиотехническими приборами, обладающий следующими преимуществами:

– разработка ПО в среде моделирования ПЭВМ (персональная электронно-вычислительная машина) без задействования дорогостоящей материальной части;

– невысокая стоимость изготовления;

– возможность произвести требуемое количество приборов;

– возможность переконфигурирования прибора под различные задачи;

– модульное исполнение интерфейсов сопряжения с системой управления бортовым комплексом;

– возможность «виртуализации» радиотехнического прибора в составе математических моделей систем и комплексов.

Приведенные выше преимущества являются результатом предлагаемой нами технологии разработки стендовых образцов радиотехнических приборов космического назначения с применения SDR трансиверов и ПЭВМ общего назначения.

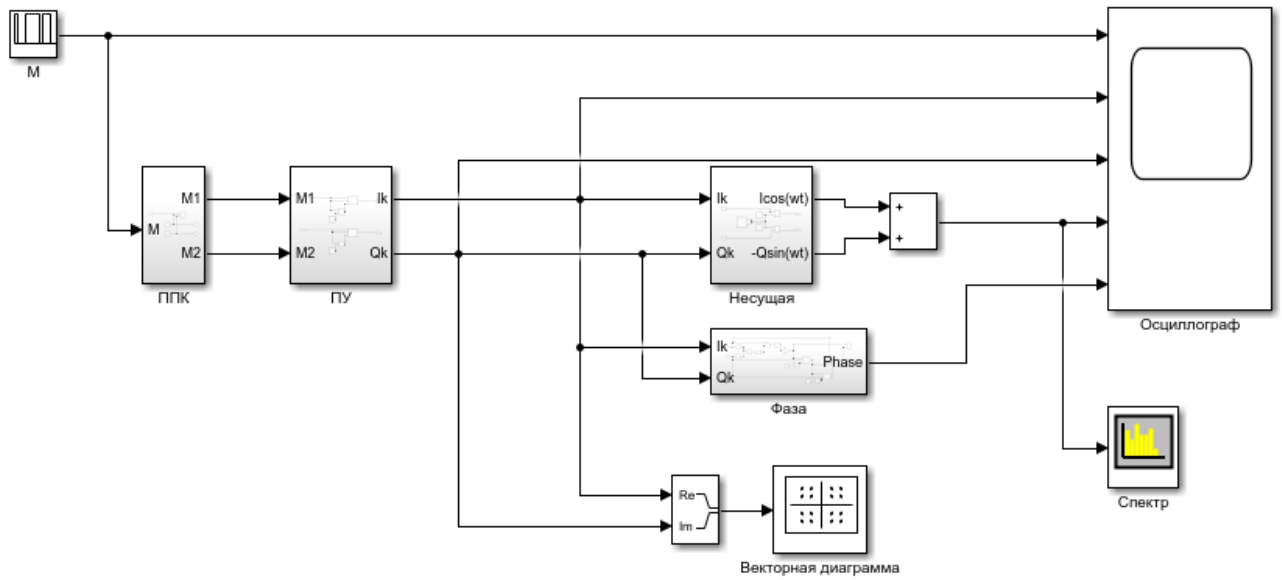
В основе предлагаемой технологии лежит идея создания функционально полных аналогов бортовых радиотехнических приборов с применением ПЭВМ и SDR трансиверов общего назначения. Центральным элементом функционального аналога бортового

радиотехнического прибора является SDR трансивер и ПО обработки цифрового сигнала в ПЭВМ. ПЭВМ функционирует под управлением бесплатной свободно распространяемой операционной системы «GNU Linux».

В отечественной научно-технической среде, к настоящему времени, не сложилось устойчивого определения термину «SDR». «SDR» это сокращение от англоязычного выражения «Software Defined Radio». Дословно можно перевести как «Программное определяемое радио», нами применяется термин «SDR трансивер». «SDR трансивер» применяется в качестве как приемного, так и передающего устройства. В случае применения его в качестве приемного устройства, в задачи входит передача широкополосного сигнала с быстродействующего АЦП в ПЭВМ для дальнейшей обработки в реальном масштабе времени. При задействовании в качестве передающего устройства, в его задачи входит прием из ПЭВМ цифрового сигнала и передача в быстродействующий ЦАП трансивера. Взаимодействие SDR трансивера с ПЭВМ осуществляется через скоростные интерфейсы, такие как шина PCI-Express и интерфейс USB. В настоящее время появляются модели SDR трансиверов с собственными микросхемами ПЛИС, что позволяет часть алгоритмов обработки цифрового сигнала перенести из ПЭВМ в ПЛИС. Тем самым увеличить динамический диапазон обрабатываемого сигнала за счет снижения нагрузки на интерфейс информационного обмена с ПЭВМ. Основным преимуществом SDR трансиверов является быстрая перенастройка частоты, отсутствие нелинейных искажений и возможность работать в широком диапазоне частот. Как следствие возможность реализации широкого перечня современных алгоритмов модуляций и демодуляций сигнала.

В задачи ПЭВМ входит цифровая обработка и формирования сигналов, реализация алгоритмов помехоустойчивого кодирования средствами как специального, так и общего ПО, информационный обмен с бортовыми абонентами через наиболее распространенные в космическом приборостроении интерфейсы: UART, Ethernet, SpaceWire.

Разработка специального программного обеспечения ПЭВМ радиотехнического назначения происходит в несколько этапов. На первом этапе применяется программный продукт «Matlab» и среда динамического междисциплинарного моделирования «Simulink». Также, в настоящее время прорабатывается возможность применения бесплатного свободно распространяемого пакета прикладных математических программ «Scilab» и среды визуального моделирования «Xcos». Указанные математичские пакеты реализуют и отрабатывают алгоритмы цифровой обработки сигналов, фазовых манипуляций (см. рисунок), помехоустойчивого кодирования целевого информационного потока, обладают возможностью синтезирования программного кода в различные языки программирования.



Модель квадратурной фазовой манипуляции в Simulink

На следующем этапе после разработки и моделирования основных алгоритмов обработки цифровых сигналов в математическом ПО «Matlab» или «Scilab» полученный результат переносится в ПО взаимодействия с SDR трансивером. В качестве такого ПО может применяться как собственно разработанное ПО, так и специальный бесплатный свободно распространяемый программный продукт «GNU Radio». «GNU Radio» позволяет взаимодействовать с интерфейсом обмена ПЭВМ и SDR трансивера, управлять радиотехническими параметрами SDR трансивера. В «GNU Radio» реализован механизм визуального формирования процесса преобразования радиосигнала в виде графа с последующим синтезирование программного кода. Что, в свою очередь, позволяет полученный программный код интегрировать с другим ПО ПЭВМ через все виды и средства меж процессорного взаимодействия соверменных ОС.

Также предлагаемая технология позволяет заменить непосредственно сам SDR трансивер математической моделью синтезированную в «GNU Radio». Такая возможность позволяет осуществить «виртуализацию» алгоритмов цифровой обработки сигнала и помехоустойчивого кодирования для применения в составе других информационных систем в цифровом пространстве математичесокго моделирования.

Список литературы

1. *Матвеев Ю.Н., Симончик К.К., Тропченко А.Ю., Хитров М.В.* Цифровая обработка сигналов Учебное пособие по дисциплине "Цифровая обработка сигналов". – СПб: СПбНИУ ИТМО, 2013. – 166 с.
2. *Губайдуллин И.Р., Мамедов Т.Т.* Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы 2019, том 6, выпуск 2, УДК 621.396 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.2.38.43, с. 38–43.

НАЗЕМНЫЙ РАДИОТЕХНИЧЕСКИЙ МОДУЛЬ КАЛИБРОВКИ РСА ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА

Селезнев Д.А., Лихачев В.П., Заживихин И.М.

АО «НИИ СТТ», г. Смоленск, Россия

В настоящее время широкое применение во всем мире получили космические системы (КС) с РЛС с синтезированной апертурой антенны (РСА) [1, 2]. Радиолокационные изображения поверхности Земли, сформированные РСА КС, используются для решения многих социально-экономических задач. Одним из наиболее целесообразных вариантов является реализация РСА на пилотируемом космическом комплексе (ПКК) (см. тезисы Строев К.Н., Лихачев В.П., Заживихин И.М. «Антенно-фидерная система РСА пилотируемого космического комплекса» и Купряшкин И.Ф., Лихачев В.П., Селезнев Д.А. «Обоснование характеристик РСА для пилотируемого космического комплекса»). Для корректной работы любой РСА КС требуется проведение калибровки и контроля ее функциональных устройств. С этой целью, используются наземные радиотехнические модули калибровки (РтМК) в виде транспондеров.

Целью доклада является обоснование задач, режимов работы и технического облика наземного радиотехнического модуля калибровки РСА ПКК.

В отличие от классических транспондеров наземный РтМК должен решать ряд системных задач:

– регистрация излучения РСА с линейно-частотно-модулированными зондирующими сигналами и технический анализ их параметров в интересах оценки технического состояния;

– оценка формы основного и боковых лепестков диаграммы направленности антенной системы (ДН АС) РСА ПКК и калибровка угловой установки ДН АС относительно ПКК;

– контроль уровня боковых лепестков ДН АС в условиях реального затенения и переотражения сигналов РСА от внешнего оборудования, конструкций ПКК и других состыкованных с ним модулей;

– проверка наличия у РСА неоднозначностей по дальности и по азимуту (и возможностей по их устранению) путем имитации мощных когерентных отражений из зоны неоднозначности при полосовом, детальном и сканирующем режимах работы;

– калибровка чувствительности и динамического диапазона приемных трактов и систем обработки сигналов, и сквозная проверки, настройка функциональных устройств РСА ПКК;

– калибровка двухпроходного интерферометрического и поляриметрического режимов съемки РСА, оценка негативных последствий влияния конструкций ПКК на РСА и коррекция поляриметрических коэффициентов при изменении конструкции ПКК;

– создание эталонных опорных точек на РЛИ для решения координатных задач РСА (для определения координат РтМК используется прецизионная навигационная аппаратура);

– проверка динамического диапазона, разрешающей способности по дальности и по азимуту, радиометрического разрешения и др. характеристик РСА.

– создание банка данных сигналов наземных и космических радиоэлектронных систем в диапазоне рабочих частот РСА в интересах проверки их электромагнитной совместимости;

– создание банка данных непреднамеренных помех в диапазоне рабочих частот РСА.

Следовательно, требованиями к функционалу модуля РтМК являются:

– запись принимаемых сигналов с сохранением их когерентности в интересах определения вида амплитудно-фазовой диаграммы направленности антенны РСА в различных режимах функционирования;

– формирование эхо-сигналов эталонных точечных целей, в том числе, с заданными поляризационными матрицами рассеяния, в интересах оценки вида импульсного отклика и разрешающей способности РСА и ее поляриметрической калибровки;

– формирование пачек эхо-сигналов эталонных точечных целей с различными амплитудами и фиксированными взаимными временными задержками в интересах оценки

динамического диапазона и линейности динамической характеристики тракта приема и обработки РСА;

– формирование сигналов других РЭС и шумовых сигналов с изменяемым эталонным средним уровнем мощности в интересах проверки ЭМС и помехоустойчивости [2].

Решение перечисленных задач и достижение заданных требований обусловливает наличие следующих режимов функционирования аппаратуры:

– «Запись» – когерентная регистрация цифровых копий импульсов РСА с сохранением их уровня при заданной частоте дискретизации в каждом периоде зондирования;

– «Имитация точечной цели (на регулируемой высоте относительно земли для калибровки режима двухпроходной интерферометрической съемки рельефа местности) с заданной ЭПР» – переизлучение в ответ на каждое зондирование одиночных эхо-импульсов с калиброванным уровнем мощности, соответствующим ЭПР имитируемого отражателя, и сохранением начальной фазы;

– «Имитация серии точечных целей с линейно изменяющейся ЭПР в заданном диапазоне значений» – переизлучение в ответ на каждое зондирование пачек эхо-импульсов с сохранением начальной фазы, с фиксированной временной задержкой и калиброванным, линейно изменяющимся от импульса к импульсу, средним уровнем мощности, соответствующим ЭПР имитируемых отражателей;

– «Имитация точечной цели с заданной поляризационной матрицей рассеяния или в H-α классификации [2]» – одновременный прием и переизлучение одиночных импульсов РСА двумя каналами ортогональной поляризации (два на прием и два – на передачу) с заданным сдвигом начальной фазы и усилением в каждом из передающих каналов;

– «Формирование шумового сигнала» – формирование прицельного по спектру квазибелого гауссовского шума;

– «Создание фоноцелевой обстановки» – переизлучение в ответ на каждое зондирование пачек эхо-импульсов, количество которых определяется количеством имитируемых целей, с изменяемыми от периода к периоду в соответствии с заданным законом временной задержкой, амплитудой и сдвигом начальной фазы отдельно для каждого импульса пачки;

– «Калибровка транспондера» – формирование, излучение, прием и запись собственных калибровочных сигналов (последовательности коротких радиоимпульсов).

Каждый режим работы должен осуществляться при одновременной регистрации текущего времени (UTC) с точностью до единиц микросекунд.

Реализация перечисленных режимов однозначно определяет необходимость использования в составе конструкции наземного РтМК многоканальной цифровой системы обработки на базе ПЛИС.

В структуру наземного РтМК должны входить: антенно-фидерное устройство, аналоговая часть и цифровая вычислительная платформа.

В качестве антенной системы используются две рупорные антенны с двумя линейными поляризациями. Для выбора поляризации (горизонтальная или вертикальная) служит антенный коммутатор 2 в 1, таким образом, возможен прием зондирующих импульсов и излучение сформированных сигналов в различных поляризациях. Аналоговая часть содержит в своем составе понижающий и повышающий конверторы радиочастоты. Оцифровка сигнала промежуточной частоты (ПЧ) радиоприемного устройства и формирование специальных калибровочных сигналов на частоте ПЧ производится с помощью АЦП и ЦАП, входящих в состав цифровой вычислительной платформы, с максимальными частотами дискретизации до 200 МГц.

В состав наземного РтМК входит следящее опорно-поворотное устройство, которое позволяет навести диаграммы направленности приемной и передающей антенн точно на ПКК. Для этого специальное программное обеспечение на основании координат аппаратуры и текущих координат ПКК, рассчитывает время появления ПКК в поле видимости наземного РтМК и ее траекторию перемещения.

Из анализа характеристик типовых орбит ПКК следует, что позицию наземного РтМК необходимо располагать на территории РФ как можно южнее. Это обеспечит увеличение общего количества наблюдений ПКК, количество наблюдений с длительностью более 25 с и длительность пребывания в зоне обзора наземного РтМК, уменьшит интервал между обзорами, и даст возможность работы в большем диапазоне дистанций от ПКК. Следовательно, будет гарантирован прием сигналов РСА ПКК, излученных по любому лепестку ее ДН АС. Зону обзора аппаратуры наземного РтМК по углу места целесообразно обеспечить в диапазоне углов 10…90 град. Кроме вышеизложенных факторов, влияющих на эффективность работы РтМК по функциональному назначению, необходимо предъявить требования к позиции. Для многих режимов работы РтМК необходимо выполнять условие наблюдения эталонных (калибровочных) отметок на РЛИ на слабо отражающем фоне (асфальт, бетон, водная поверхность без волнения (озеро, морской залив и т.п.), пустыня).

Также при калибровке поляриметрического режима РСА очень жесткие требования предъявляются к однородности и к поляриметрическим свойствам фона, на котором будут наблюдаться имитируемые эхо-сигналы всех возможных эталонных поляриметрических отражателей. Таким требованиям отвечает гладкая поверхность, которая зеркально отражает сигналы РСА: водная поверхность в штиль, степь, асфальт и т.п. Городская застройка, горная и пересеченная местность и т.п. дают очень мощные отражения со всеми возможными поляризационными свойствами. Поэтому выполнять калибровку РСА в таких условиях нельзя. При сложных гидрометеусловиях на море (шторм) калибровка РСА по их РЛИ тоже затруднена, поэтому целесообразно наземный РтМК располагать на автомобильной базе, что позволит оперативно выбирать позицию, с отвечающим требованиям окружающим фоном, для реализации наиболее эффективной калибровки.

В интересах собственной калибровки должно обеспечиваться формирование, излучение и прием последовательностей коротких радиоимпульсов с длительностью не более одной микросекунды. Показано, что требуемый энергопотенциал РтМК составит около 3 дБ (при имитации фоновых отражений с удельной эффективной площадью рассеяния (ЭПР), равной шумовому эквиваленту РСА минус 23,2 дБ) или около 15…18 дБ (при формировании 10 отметок отражателей с ЭПР 10^6 $м^2$ каждого).

Имеющийся в АО «НИИ СТТ» значительный опыт создания целевой, обеспечивающей аппаратуры и аппаратуры дистанционного зондирования Земли в целом, возможности производственной и испытательной базы, задел по изготовлению радиотехнических СВЧ устройств с применением высокопроизводительных процессоров цифровой обработки сигналов, разработка программного обеспечения (ПО) приема, обработки, хранения и передачи информации для разрабатываемых изделий, разработка и изготовление азимутально-угломестных поворотных устройств с использованием двигателей различной мощности постоянного, переменного тока, шаговых двигателей, блоков (шкафов) управления поворотными устройствами и ПО к ним (адаптация ПО к эксплуатируемым пакетам программ), разработка и изготовление специализированных автомобилей – лабораторий и производство АС различного назначения подтверждают возможность создания как бортовой, так и наземной аппаратуры с требуемыми характеристиками.

Таким образом, применение наземного РтКМ позволит определять точность выдаваемой радиометрической информации и аттестовать выходной информационный продукт (радиолокационные изображения) РСА ПКК, особенно на начальном этапе эксплуатации РСА. Результаты работы наземного РтКМ позволят анализировать возможные проблемы при работе РСА, а сведения, собранные им в ходе проведения космических экспериментов, могут быть использованы при доработке и модернизации подобных РСА.

Список литературы

1. *Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э.* Радиолокационные системы землеобзора космического базирования/Под. ред. В.С. Вербы. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.

2. *Купряшкин И.Ф., Лихачев В.П.* Космическая радиолокационная съемка земной поверхности в условиях помех. – Воронеж: Научная книга, 2014. 460 с.
3. *Неронский Л.Б., Михайлов В.Ф., Брагин И.В.* Микроволновая аппаратура дистанционного зондирования поверхности Земли и атмосферы. Радиолокаторы с синтезированной апертурой антенны /Учеб. пособие/ СПбГУАП. СПб., 1999 Ч. 2. 220 с.

ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ВИДЕОСИСТЕМ В ТЕЛЕМЕТРИИ

Климов Д.И., Губайдуллин И.Р., Вирясова А.Ю.

АО «Российские космические системы», г. Москва, Россия

В настоящее время появление работ по созданию систем видеоконтроля изделий ракетно-космической техники вызвано известным фактом о более достоверном канале информации – зрении (зрение человека дает 95% информации об окружающих объектах), поэтому включение в систему контроля видеоинформации значительно повышает достоверность информации от существующих средств телеметрирования объектов для отслеживания их штатного функционирования [1], а также для оперативного и однозначного выявления причин нештатных и аварийных ситуаций, возникающих в процессе полета изделий ракетно-космической техники.

Система видеоконтроля – это изделие, осуществляющее видео-регистрацию того или иного процесса на объекте наблюдения (источнике информации) и отображение видеоинформации оператору (получателю).

Предлагается осуществлять видео-регистрацию физических процессов на космических аппаратах и средствах выведения [2].

Из-за больших дальностей автоматических космических аппаратов от наземных приемных регистрирующих станций, ограничение на размер информационного потока в выбранной ограниченной полосе частот того или иного диапазона, соответствующего регламенту радиосвязи, является главным препятствием, снижающим скорость получения результатов обработки видеоизображения по каналу борт-Земля.

При передачи видеопотока с применением алгоритмов сжатия H.264, H.265 [3] потребуется преимущественно низкоскоростная радиолиния и передающее устройство S или X диапазона [4]. При дальнейшем увеличении количества видеокамер и разрешения фоторегистрирующего прибора потребуется организация обмена информационным потоком по высокоскоростной радиолинии с применением передающего устройства X диапазона. Одним из возможных вариантов сокращения информативности является понижение кадровой частоты видеоизображения с 25 Гц до 16 Гц и к переходу к субдискретизации 4:0:0 (10 бит/пикс).

С целью увеличения разрешения видеоизображения и частоты кадров предлагается выявлять и детектировать наиболее важные этапы технологических процессов, происходящих во время штатной эксплуатации изделий ракетно-космической техники. Для стабильной передачи видеоинформации в этом случае предлагается поддерживать достаточный уровень качества связи систем передачи информации с помощью применения адаптивных алгоритмов и алгоритмов машинного обучения. Интеллектуализация системы управления параметрами системы передачи позволяет достичь заданный уровень связи за счет выбора способа кодирования, модуляции обеспечивающих наилучшее качество переданного телеметрического кадра. Эти методики позволят уменьшить потребляемую мощность передающего устройства и уменьшить сложность реализации алгоритмов.

Предлагается посредством сигналов, получаемых с видеокамер осуществлять и измерения физических величин (например, температуры, скорость изменения температуры, диаметра факела ракетного двигателя и т.д.) [5] удаленным бесконтактным методом. Одним из основных факторов, влияющим на конструкционные материалы является температура. В изделиях ракетно-космической техники существуют области или объекты, средняя температура которых в рабочем режиме превышает 1200-1500 К с одновременным наличием повышенной радиации (например, области наружной оболочки ракет-носителей, подвергающиеся сильным механическим воздействиям).

Для таких областей контактный метод измерения температуры посредством температурных датчиков не применим ввиду значительного выделения энергии в том или ином виде (тепловой, кинетической, радиационной, и пр.). При этом обозначенные объекты наиболее предрасположены к возникновению нештатных и аварийных ситуаций.

Следовательно, необходима система, фиксирующая бесконтактным методом температуру проблемной области и правильность протекания физических процессов (маневрирование или разделение составных частей космического объекта, раскрытие конструкций) на борту изделий ракетно-космической техники.

Видеотелеметрическая система – это изделие, позволяющее измерять физические величины внешних воздействующих факторов посредством обработки сигналов, получаемых с видеорегистрирующих устройств [6, 7].

Измерение параметров видеоизображения (яркость, цветность, градации контрастности) осуществляется посредством обработки видеоизображения объекта и известных методах измерения физических величин, характеризующих воздействия внешних факторов на промышленное изделие.

От видеокамер видеоизображение в форме электрических сигналов или цифрового потока (видеопотока) поступает на блок обработки видеоинформации, в котором осуществляется вычисление телеметрируемых параметров, дальнейшая обработка, сжатие видеоинформации и подготовка для передачи целевой информации (в данном случае видеопотока) по радиоканалу. По каналу связи сигнал передается на приемную станцию, а далее на аппаратуру отображения видеоинформации.

Основным внешним воздействующим фактором, влияющий на параметры конструкционных материалов является **температура** – скалярная физическая величина,

Термо-видеотелеметрия – это способ измерения температуры промышленных изделий при помощи видеокамер с последующей обработкой информации [6].

Суть этого способа состоит в получении информации о температуре и ее распределении по поверхности объекта наблюдения посредством видеокамер, в которых при помощи фоторегистрирующих приборов видеоизображение преобразуют в цифровой сигнал. После обработки видеоинформации (в диапазоне от инфракрасного до ультрафиолетового излучения) пирометрическим методом осуществляется вычисление интегрального значения температуры в рассматриваемых контролируемых зонах по цветовому спектру или яркости, способом, основанным на законе Планка и принципах спектральной и яркостной пирометрии [8].

Применение термо-видеотелеметрической системы предполагается для областей с высокими температурами, а, следовательно, и с высокой мощностью теплового излучения, поэтому детального рассмотрения телеметрируемого объекта не требуется и предлагается применять фоторегистрирующие устройства низкого разрешения (например, 256×290, 352×288) [9]. Так как процесс изменения температуры происходит достаточно медленно, предлагается понизить кадровую частоту до (1…3) Гц.

Предлагается, для отслеживания термообстановки в выбранной области изображения, установить по две видеокамеры с фоторегистрирующими устройствами разных спектральных диапазонов. Обе камеры настроены на одну и ту же область обзора и пересылать на наземную станцию одновременно получаемые потоки информации [10].

Также предусмотрено внедрения системы машинного зрения для полной автоматизации процесса выявления областей с повышенной температурой с последующим ее вычислением. Для этого предлагается интегрировать в видеотелеметрическую систему сверточную нейронную сеть (англ. Convolutional neural network (CNN)) [11], которая после обучения осуществляет поиск термонагруженных зон наблюдаемого объекта при помощи локализации областей (регионов). Данный метод называется R-CNN: регионы с функциями CNN [12].

Чтобы вычислить особенности для предложения региона, требуется сначала преобразовать размер изображения в этой области в совместимый с архитектурой CNN (архитектура CaffeNet, требует входных данных фиксированного размера 227×227 пикселей) [13]. Из многих возможных преобразований выбирается самое простое. Независимо от размера или соотношения сторон все пиксели деформируются в жесткой рамке до необходимого размера [14].

Если рассмотреть возможность обучения двоичного классификатора в термо-видеотелеметрической системе для обнаружения термонагруженных областей, то область изображения, плотно прилегающая к белым (в случае обработки черно-белого изображения)

или фиолетовым (в случае обработки откалиброванного цветного изображения) (горячим) областям, должна быть истина. Точно так же, темные области должны быть ложны.

Таким образом, причиной выбора данного направления исследований является необходимость визуального контроля наиболее важных процессов, сопровождающих движение космических аппаратов и ракет-носителей, дополненную устройством передачи видеоизображения области нештатной ситуации для принятия решений наземными службами управления. Данные способы контроля наблюдаемых объектов позволяют осуществлять видеоконтроль физических процессов и термообстановки изделий ракетно-космической техники, а также измерять температуру термонагруженных областей удаленным бесконтактным методом посредством видеокамер при существенном сокращении информационного потока, поступающего от изделия на наземную приемную станцию по каналу Борт-Земля.

Список литературы

1 *Rocket Cam.* Digital video system – Ecliptic Enterprises Corporation – 2002. 4 p.

2 *Klimov D.I.* Video Monitoring System for Tracking the Processes Accompanying the Movement of Rocket and Space Technology Products// Klimov D. I., Mamedov T.T. // : AIP Conference Proceedings 2318, 150032 (2021); https://doi.org/10.1063/5.0036482 Published Online: 22 February 2021. – pp. 150032-1 – 150032-9.

3 *Ричардсон Я.* Видеокодирование. H.264 и MPEG-4 – стандарты нового поколения/ Я.Ричардсон. М.: Техносфера, 2005. 368 с.

4 Частоты. Регламент радиосвязи. Статьи – Женева, 2016.

5 *Берг И.А.* Бесконтактная диагностика пульсирующего факела на автоматизированном комплексе/ И.А. Берг, П.Ю. Худяков, А.О. Чулков. – Пенза: ООО ИД «Академия естествознания». 2016. № 11. С. 9-14.

6 *Климов Д.И.* Видеотелеметрический контроль промышленных изделий/ Д.И. Климов// Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. М.: ФИЗМАТЛИТ. 2016. Том 5, выпуск 2. С. 76-83.

7 *Климов Д.И.* Измерение физических величин, характеризующих факторы воздействия на промышленные изделия, удаленным бесконтактным методом/ Д.И. Климов// Радиотехника. М.: Радиотехника. 2018. №2 С. 80-84.

8 *Госсорг Ж.* Инфракрасная термография. Основы, техника, применение/ Ж. Госсорг. М.: изд. Мир, 1988. 416 с.

9 *Вишневский Г.И.* Отечественные УФ и ИК ФПЗС и цифровые камеры на их основе. Журнал/ Г.И. Вишневский, М.Г. Выдревич, В.К. Нестеров, В.Л. Ривкинд// Электроника: наука, технология, бизнес/ 2003. № 8. С. 18-24.

10 *Климов Д.И.* Термовидеосистема для установки на космические аппараты и ракеты-носители/ Д.И. Климов, В.А. Благодырев// Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. М.: ФИЗМАТЛИТ. 2016. Том 3, выпуск 3. С. 76-83.

11 *ЛеКун Ю., Ботту Л., Бенжио Ю., Хаффнер П.* Применение градиентного обучения для распознавания документов. Proc. IEEE, 1998.

12 *К. Гу, Дж. Дж. Лим, П. Арбелез и Дж. Малик*. Распознавание по регионам. В CVPR, 2009.

13 *Вирясова А.Ю.* Анализ предметной области и разработка базы данных для реализации дефектоскопии интегральных структур/ А.Ю. Вирясова, И.А. Ишин// Academy научно-методический журнал. №12(27) 2017. С. 26-29.

14 *J. Deng, W. Dong, R. Socher, L.-J. Li, K. Li и L. Fei- Fei.* ImageNet: крупномасштабная база данных иерархических изображений. В CVPR, 2009 г.

СЛОЖЕНИЕ СИГНАЛОВ НАЗЕМНЫХ СТАНЦИЙ КИС ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ИНФОРМАТИВНОСТИ РАДИОЛИНИЙ ЛУННЫХ МИССИЙ

Ватутин С.И., Жодзишский А.И., Козин П.А., Нагорных Д.Н.

АО «Российские космические системы», г. Москва, Россия

Освоение Луны входит в приоритетные мероприятия Федеральной космической программы России. В ФКП предусмотрено создание пилотируемого транспортного корабля (ПТК), запускаемого с космодрома «Восточный». Для непосредственной связи ПТК с Землей требуется обеспечить передачу информации в радиолинии вверх в S-диапазоне частот со скоростями до 128 кбит/с, а в радиолинии вниз в S- и X-диапазонах со скоростями до 4 Мбит/с. При нахождении ПТК на лунных дальностях передача информации производится через остронаправленную антенну X-диапазона с ЭИИМ ≈ 46,5 дБ·Вт. В радиолинии предусматривается использование кода Рида-Соломона и требуется обеспечить вероятность ошибочного приема бита информации $p_б \le 10^{-6}$. Для этого планируется использовать перебазируемые (в контейнерах) двухдиапазонные наземные станции (НС) КИС с диаметром зеркала антенной системы 7,4 м. [1].

Для повышения энергетического потенциала радиолиний можно увеличивать диаметр зеркала антенны. Однако представляет интерес оценить возможность использования сложения сигналов нескольких НС КИС с указанной антенной.

Синхронное сложение сигналов территориально разнесенных НС КИС применяется для приема информации с КА дальнего космоса [2]. Это позволяет вместо дорогих антенн с большим диаметром зеркала использовать несколько более дешевых антенн с меньшими зеркалами.

Можно показать, что при синхронном сложении n одинаковых радиосигналов мощность суммарного сигнала увеличивается в n^2, а спектральная плотность независимых шумов – в n раз, что приводит к увеличению энергетического потенциала радиолинии в n раз. Однако, в ситуациях, когда антенна НС нацелена на Луну (или Солнце) и ширина диаграммы направленности соизмерима с углом их видимости в расчет энергетического потенциала следует внести коррекцию.

Допустим, что синхронно суммируются сигналы приемников от n наземных станций, имеющих одинаковые параболические антенны. Сигнал на выходе приемника i-ой НС представим в виде

$$X_i(t) = U_i(t) + n_i(t) + n_{л.i}(t),\ i = 1,\dots,n, \qquad (1)$$

где $U_i(t)$ – содержащий информацию полезный сигнал с несущей частотой f_c и мощностью $P_i = P_c$, $n_i(t)$ – нормальный шум с равномерной спектральной плотностью N_o в полосе сигнала (без учета шумов Луны), $n_{л.i}(t)$ – одни и те же для всех антенн шумы Луны со спектральной плотностью $N_{л.i} = N_л$, пересчитанные ко входу приемника.

Значение $N_л$ можно оценить по формуле

$$N_Л = \frac{2k_б}{\lambda^2} \cdot T_{шЛ} = S_A \frac{k_б}{\lambda^2} \iint_{4\pi} T_{вЛ}(\theta,\alpha) \cdot F(\theta,\alpha) d\Omega, \qquad (2)$$

где $T_{шЛ}$ – дополнительная шумовая температура на входе приемника, обусловленная излучением Луны; $T_{вЛ}$ – яркостная температура Луны; $k_б$ – постоянная Больцмана; S_A – эффективная площадь антенны, λ – длинна волны несущего колебания; $T_{вЛ}(\theta,\alpha)$ и $F(\theta,\alpha)$– зависимость яркостной температуры Луны и нормированного усиления диаграммы направленности от углов θ и α в телесном угле Ω.

Для большой антенны с эффективной площадью в *n* раз большей площади малой антенны мощность сигнала увеличится в *n* раз, а мощность шумов Луны останется прежней. В результате отношение сигнал/шум увеличится в *n* раз. Для классических решеток из *n* излучателей с расстоянием между излучателями меньше длины волны и одним лепестком диаграммы направленности в верхней полусфере ситуация аналогична большой антенне: коэффициент усиления и мощность принимаемого сигнала увеличивается в *n* раз, а телесный угол главного лепестка уменьшается в те же *n* раз и мощность шума остается прежней.

В случае антенных полей расстояния между антеннами много больше длины волны и в рабочей полусфере имеется множество лепестков диаграммы направленности, в часть из которых попадут шумы Луны. Моделирование показало, что при количестве антенн менее 5 для оценки мощности шумов антенного поля от Луны можно без поправок пользоваться значениями мощности шума Луны в большой антенне с эквивалентной суммарной эффективной площадью.

При осуществлении лунных миссий наиболее энергетически напряженными оказываются случаи, когда в месте нахождения НС идут сильные дожди и в диаграмму направленности антенны НС попадает диск Луны. Дожди вносят дополнительные затухания радиосигналов, а Луна увеличивает температуру принимаемых шумов. Как правило, дополнительное затухание оценивается для интенсивности дождей в данной местности с вероятностью не более 0,999 в течение года. Для космодрома «Восточный» при угле линии визирования ПТК порядка 5° затухание радиосигнала от дождя в S-диапазоне составляет 0,59 дБ (1,146 раз), а в X-диапазоне – 4,6 дБ (2,88 раз).

Яркостная температура Луны в рассматриваемых диапазонах приблизительно составляет 220 °К. Наибольшие шумы от Луны будут в полнолуние, когда антенна направлена на КА, находящийся на фоне центра диска Луны. При этом для антенны диаметром 7,4 м в S-диапазоне телесный угол Луны $\Omega_Л$ целиком находится внутри телесного угла диаграммы антенны $\Omega_{эS}$ и максимальная шумовая температура антенны с учетом (2) равна:

$$T_{шАЛ} = T_{ЛS} \cdot \frac{\Omega_Л}{\Omega_{эX}} = 220 \cdot \frac{6.4 \cdot 10^{-5}}{8.4667 \cdot 10^{-4}} = 16{,}6\ ^{\circ}К, \qquad (3)$$

В X-диапазоне наоборот телесный угол диаграммы антенны $\Omega_{эX}$ целиком находится внутри телесного угла Луны $\Omega_Л$ и максимальная шумовая температура антенны равна $T_{ЯЛ}$. Таким образом, наибольшие помехи Луна создает при приеме информации в X-диапазоне.

В таблицу сведены результаты расчета запаса энергетического потенциала радиолиний X-диапазона для приема информации со скоростью 4 Мбит/с с вероятностью ошибочного приема бита информации $p_б = 10^{-6}$ для ПТК, находящегося около Луны (~ 384400 км) на фоне ее диска для различных погодных условий при синхронном сложении сигналов двух и трех НС КИС. Расчет проводился для фазовой модуляции (ФМ2 и ФМ4 – дают одинаковые результаты).

Величина запаса (дБ) энергетического потенциала радиолинии X-диапазона (для $p_б = 10^{-6}$)

Погодные условия		Количество антенн		
		1	2	2
		Энергетический запас (дБ)		
Ясная погода	Без помехоустойчивого кодирования	-1.2	1.8	3.5
	С кодом Рида-Соломона (255 223)	2.3	5.3	7
Дождь	Без помехоустойчивого кодирования	-4.4	-1.4	0.3
	С кодом Рида-Соломона (255 223)	-0.9	2.1	3.9

Для космических радиолиний обычно рекомендуется иметь запас на электромагнитную совместимость и реализацию не менее 2,5 дБ. Отметим, что если диск Луны не попадает в диаграмму направленности антенны, то энергетический потенциал радиолинии увеличивается на 3 дБ в ясную погоду и на 1,2 дБ при дожде. Это связано с тем, что шумы Луны при прохождении дождевого слоя затухают также, как и полезный сигнал.

Проведенные расчеты позволяют сделать следующие выводы:

1. Использование помехоустойчивого кодирования в рассматриваемой радиолинии обязательно. Применение вместо кода Рида-Соломона кодов, рекомендованных в стандарте ГК «Роскосмос» [3], позволит увеличить энергетический потенциал радиолинии на 2-3 дБ.

2. При работе с ПТК на окололунных орбитах и неблагоприятных погодных условиях в районе НС КИС следует либо снижать скорость передачи информации, либо обеспечивать синхронное сложение сигналов с нескольких НС.

Список литературы

1. *Дедков Л.Н., Жодзишский А.И., Моисеев С.Г., Сазонов Г.И.* Единый наземный комплекс управления космическими объектами перспективных пилотируемых программ // ПАО «РКК «Энергия».
2. *Урличич Ю.М., Гусев Л.И., Леонов М.С., Селиванов А.С., Круглов А.В., Молотов Е.П., Ватутин В.М., Богуславская Н.Е., Молчанов К.В., Чистов Э.Г., Ржига О.Н., Зайцев А.Л., Ефимов А.И., Молотов И.Е., Дугин Н.А., Каневский Б.З.* Радиотехнические комплексы для управления дальними космическими аппаратами и для научных исследований/ под ред. Е.П. Молотова – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007. – 232 с.
3. СТО ГК Роскосмос 1019 – 2019. Стандарт организации. Аппаратура бортовая автоматических космических аппаратов. Информационное взаимодействие. Низкоскоростная радиолиния.

ПРИМЕНЕНИЕ БЕСПРОВОДНОЙ СВЯЗИ ДЛЯ СБОРА ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Логунов А.А.

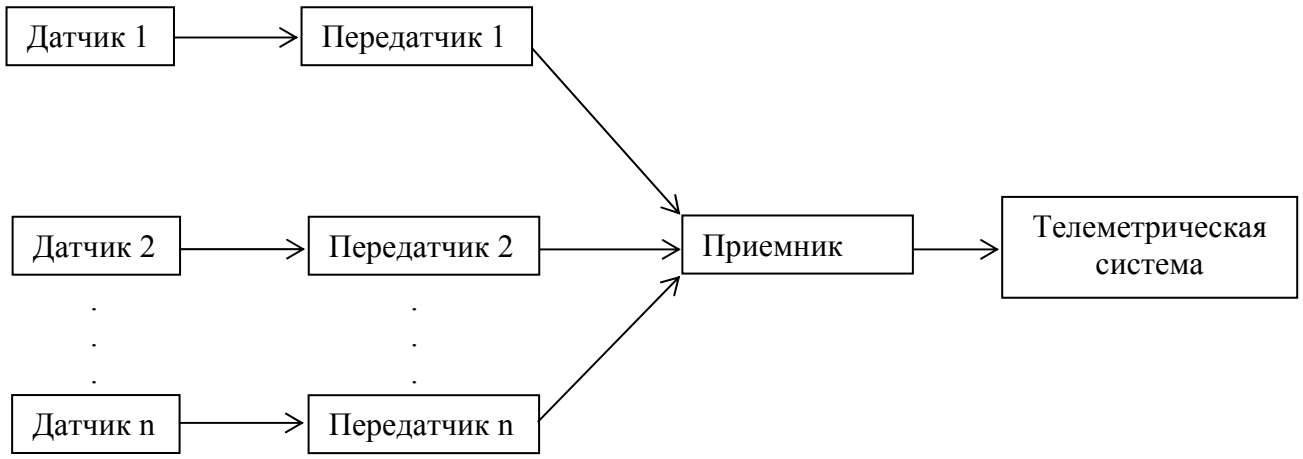
ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Одной из наиболее актуальных задач космонавтики является увеличение массы выводимой полезной нагрузки. Здесь являются принципиальными два основных аспекта:

1. ракета-носитель выводит на орбиту ограниченную массу груза;
2. относительно высокая стоимость выведения 1 кг груза на орбиту [1]:
   - стоимость доставки 1 кг груза на низкую околоземную орбиту 6300–8900$;
   - стоимость доставки 1 кг груза на геопереходную орбиту 21000–27000$.

Для контроля состояния космического аппарата используется датчиковая аппаратура, которая с помощью кабелей соединяется с бортовой телеметрической системой. На борту современных космических аппаратов может быть установлено более 400 датчиков [2]. При таком количестве датчиков общая масса кабелей, соединяющих датчики и телеметрическую систему, является весьма внушительной, что, учитывая задачу снижения массы, является проблемой.

Одним из перспективных способов сбора телеметрической информации является беспроводная связь типа Wi-Fi (см. рисунок). Устройство-клиент (передатчик, соединенный с датчиком) передает информацию в роутер (приемник в составе телеметрической системы). Для большей надежности необходимо использовать три приемника, один из которых используется постоянно, второй находится в горячем резерве, а третий – в холодном. Передача сигнала осуществляется на частотах 2,4 ГГц и 5 ГГц, также должны соблюдаться сетевые стандарты IEEE 802.11 (Institute of Electrical and Electronics Engineers – Институт Инженеров Электротехники и Электроники) [3].



Пример сбора телеметрической информации с помощью беспроводной связи

Основные преимущества данного подхода:

– уменьшение массы аппаратуры, за счет отсутствия кабелей, соединяющих датчики и телеметрическую систему;

– облегчается доступ к датчикам, установленным внутри космического аппарата (при использовании кабелей, как правило, для доступа в труднодоступные места необходимо демонтировать большую часть датчиков вместе с кабелями);

– возможность передачи пакетных данных (помимо самой телеметрической информации, передатчик дополнительно присваивает идентификационный номер и время пакету информации);

– возможность диагностирования неисправностей (при кабельном соединении необходимо подключать проверочное оборудование к датчику, что не всегда легко сделать).

К недостаткам этого метода относятся:

– возможные помехи при совместной работе с системами связи;

– высокое число абонентов сети.

Одновременная работа всех передатчиков может оказать негативное влияние на работу роутера и электромагнитную обстановку внутри космического аппарата. Для того чтобы избежать этого необходимо:

– соединить несколько датчиков (с помощью кабелей) с одним передатчиком;

– передатчики работают поочередно (каждый передатчик собирает информацию с нескольких датчиков на определенном временном интервале и передает пакет информации в роутер).

В случае отказа первого роутера, второй роутер переходит из режима горячего резерва в режим работы, третий роутер переходит из режима холодного резерва в горячий резерв.

На сегодняшний день на рынке можно найти огромное число передатчиков и приемников как импортных, так и отечественных производителей. Однако, очевидно, что они не подходят для работы на борту космического аппарата. Для того чтобы допустить их для работы, необходимо, чтобы они имели отметку «Изготовлен по РК-11» с заключением «Годен для ПКК», а также прошли приемку ОТК и ПЗ. По этой причине возрастет количество испытаний приборов, а также возможны некоторые изменения в конструкции приборов. Поэтому сейчас тяжело прогнозировать потенциальную стоимость приборов.

Стоит задача оценить перспективы применения беспроводной связи для сбора телеметрической информации на борту космических аппаратов в рамках работы: «Система сбора телеметрической информации на основе беспроводной связи». В дальнейшем планируется выполнить моделирование работы системы сбора телеметрической информации на основе беспроводной связи для анализа работоспособности системы.

Список литературы

1. *Кузьмина К.А.* Ресурсосберегающие системы для удешевления космических грузовых перевозок // Символ науки. 2016. №12-1. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/resursosberegayuschie-sistemy-dlya-udeshevleniya-kosmicheskih-gruzovyh-perevozok (дата обращения: 19.07.2021).
2. *Орлов А.Г., Севастьянов Н.Н.* Бортовой ретрансляционный комплекс (БРК) спутника связи. Принципы работы, построение, параметры / науч. ред. В.Н. Бранец. Томск : Издательский Дом Томского государственного университета, 2014. 206 с.
3. *Стрельников А.Ю.* Технология беспроводной передачи данных Wi-Fi / А.Ю. Стрельников, С.А. Страмоусова. Текст : непосредственный // Молодой ученый. 2016. № 9.4 (113.4). С. 67-69. URL: https://moluch.ru/archive/113/29345/ (дата обращения: 19.07.2021).

МОНОБЛОК АБОНЕНТСКОЙ АППАРАТУРЫ РЕТРАНСЛЯЦИИ

Любченко А.А., Максимов М.С., Парфенов. П.Ю.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Для организации радиосвязи между низколетящими космическими аппаратами (НКА) и наземными измерительными пунктами (НИП), при нахождении НКА вне прямой видимости НИП, используются спутники-ретрансляторы. При создании РБ-Феникс предусматривается возможность передачи телеметрической информации на наземные станции «Клен-Р» через спутниковые каналы многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч». На данный момент на разгонных блоках производства ПАО «РКК «Энергия» нет аппаратуры, обеспечивающей высокоскоростной канал связи со спутником-ретранслятором. Для решения этой проблемы разрабатывается моноблок абонентской аппаратуры ретрансляции (ААР).

Исходя из характеристик МКСР «Луч» по приему радиосигнала S-диапазона от НКА, проведен расчет радиолинии, определяющий эквивалентную изотропную излучаемую мощность (ЭИИМ) ААР. Для обеспечения емкости радиоканала 256 Кбит/с необходим ЭИИМ 27 дБВт.

Посадочное место, предназначенное для установки аппаратуры ретрансляции, ограничено площадью термоплаты и не предполагает манипуляций наведения на спутник-ретранслятор, что не позволяет использовать крупно-апертурную антенну с высоким коэффициентом усиления. ААР, выполненная в конфигурации моноблока (рис. 1), состоящего из антенны передающей и блока усилительного, удовлетворяет требованиям установки на РБ и не требует наведения.

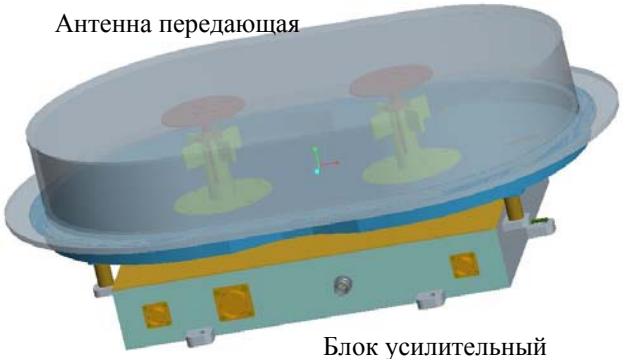


Рис. 1. Модель моноблока

Передающая антенна выполнена в виде антенной решетки [1] из двух излучателей с отражателями, расположенных на экране [2] (рис. 2). Каждый излучатель является дипольным турникетным излучателем «обратной волны», который за счет отражателя задействует большую площадь экрана для формирования луча. Высота излучателей подобрана таким образом, чтобы обеспечить высокий коэффициент усиления за счет синфазного сложения волн излучаемых диполем и волн, отраженных от экрана.

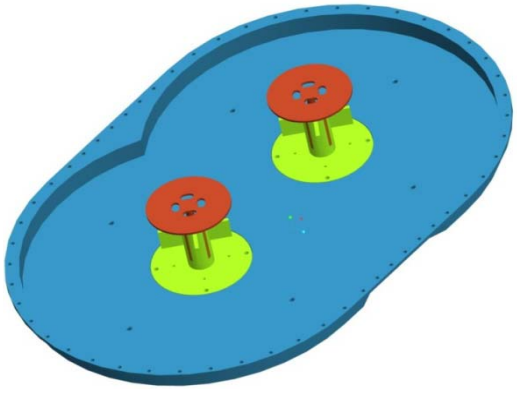


Рис. 2. Модель внешнего вида передающей антенны

Проведено моделирование, с помощью программного обеспечения ANSYS HFSS, и макетирование одиночного излучателя антенны [3]. Расчетные радиотехнические параметры излучателя были подтверждены экспериментально с высокой точностью. Успешная верификация рассчитанных в HFSS характеристик излучателя антенны позволяет полагаться на высокую точность расчета характеристик антенны передающей.

По результатам моделирования определены расчетные радиотехнические характеристики антенны передающей моноблока ААР (таблица 1).

Таблица 1

Частота, МГц	КУmax, дБ	Сечение по уровню 5 дБ, градусы	Сечение по уровню 14 дБ, градусы	КСВ, не более
2200-2290	16,45	±35,0	±15,0x±20,0	1,13

Для обеспечения ЭИИМ разработан блок усилительный, обеспечивающий поканальное усиление СВЧ мощности с 1,8 Вт до 10 Вт. Вся элементная база блока – отечественная. Структурная схема блока приведена на рис. 3.

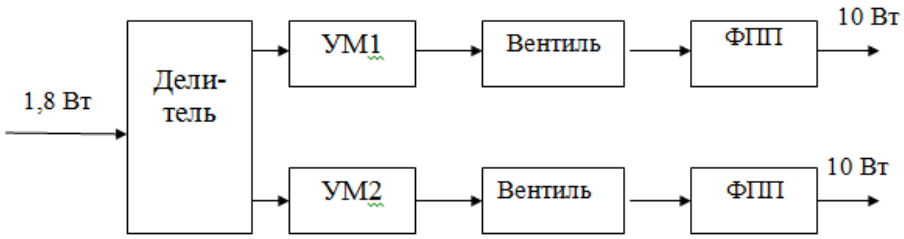


Рис. 3. Схема усилителя

Исходя их характеристик составных частей моноблока определено, что моноблок ААР обеспечивает передачу на спутник-ретранслятор радиоизлучения в S-диапазоне частот с зонами обслуживания ±15,0°x±20,0° с информативностью радиоканала 256 Кбит/с и ±35,0° с информативностью – 32 Кбит/с. Такой охват зоны обслуживания обеспечивается переключением луча между тремя положениями. Управление переключением осуществляется с помощью двух аналоговых команд.

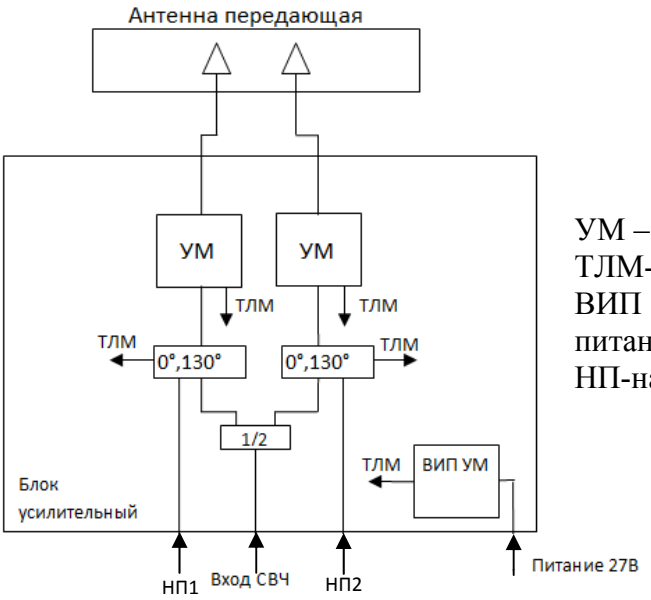


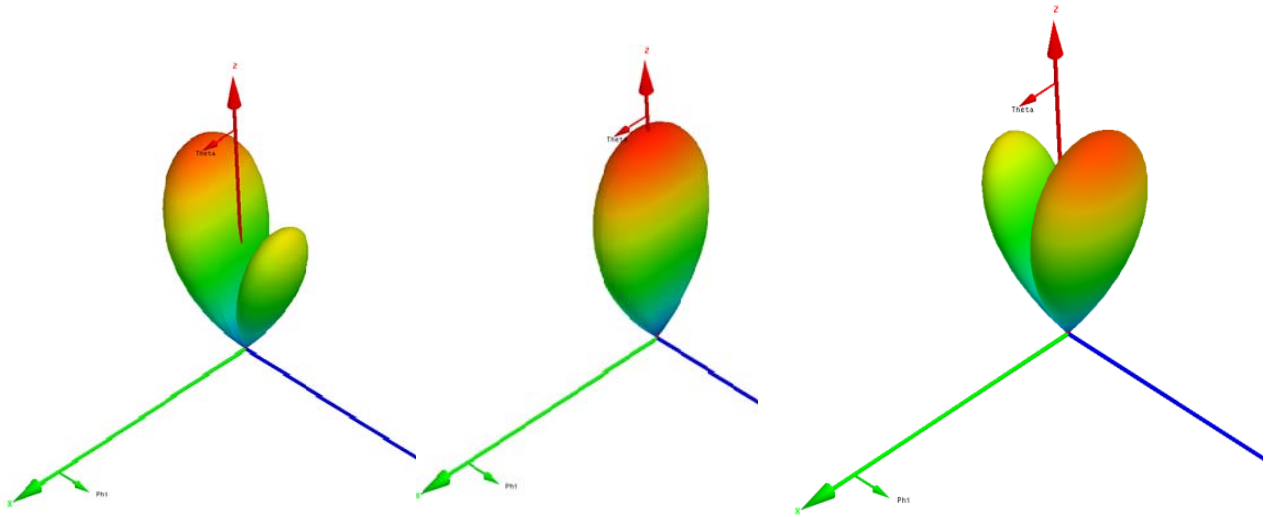
Рис. 4. Структурная схема моноблока ААР

Переключение луча осуществляется с помощью фазосдвигателей. Сигнал СВЧ поступает на вход блока усилительного, после чего происходит его деление в синфазном равноамплитудном делителе ½. Далее СВЧ сигнал поступает на фазосдвигатели, где в зависимости от их состояния происходит формирование одного из трех лучей (рис.5):

– (0°,0°) значения фазосдвигателя для луча «0» (центральный луч);

– (0°,130°) формирование луча «1»;

– (130°,0°) формирование луча «2».



Луч 1 Луч центральный Луч 2

Рис. 5. Диаграммы направленности лучей

В ходе проведенных работ определены требования к конструкции моноблока и его основные характеристики. Полученные результаты позволяют сделать вывод о пригодности использования данного моноблока в качестве устройства передачи радиосигналов на спутник ретранслятор.

Список литературы

1. Антенны и устройства СВЧ. Проектирование фазированных антенных решеток. / В.С. Филиппов, Л.И. Пономарев, А.Ю. Гринев и др.; Под ред. Д.И. Воскресенского.- 2-е изд., доп. и перераб. М.: Радио и связь, 1994. 592с.
2. *Дробышев А.И., Максимов М.С.* Дипольная антенна // Патент России №2726912. 2020. Бюл. № 20.
3. Расчет антенн и СВЧ структур с помощью HFSS Ansoft / Банков С.Е., Курушин А.А. М.: ЗАО «НПП «Родник», 2009 – 256 с.

ЕДИНЫЙ НАЗЕМНЫЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПИЛОТИРУЕМЫХ ПРОГРАММ

Дедков Л.Н., д.т.н., профессор Жодзишский А.И., Моисеев С.Г., Сазонов Г.И.

АО «Российские космические системы», г. Москва, Россия

Актуальность данной темы обусловлена тем, что освоение Луны входит в приоритетные мероприятия Федеральной космической программы России. В ФКП предусмотрено создание пилотируемого транспортного корабля (ПТК), запускаемого с космодрома «Восточный». Кроме того, принято решение о создании Российской орбитальной станции (РОС).

Построение отечественных наземных комплексов управления (НКУ) пилотируемых КА приведено в монографии [1].

Автоматизированный контроль и управление ПТК и другими космическими объектами перспективных пилотируемых программ (элементами орбитальных блоков и космических головных частей) предлагается обеспечивать единым наземным комплексом управления (ЕНКУ ПП).

Особенности ЕНКУ ПП:

а) обеспечение контроля и управления космическими объектами на высотах от 0 до 420 000 км:

- на старте;
- на участке выведения на околоземную орбиту;
- на орбитах искусственного спутника Земли (ИСЗ):
  1) высокоэллиптической орбите (на этапе летных испытаний ПТК);
  2) орбите МКС ($H_{ср} \approx 415$ км, $i \approx 51{,}7°$);
  3) полярных орбитах перспективной РОС;
- при полете к Луне и обратно по различным схемам;
- на окололунных орбитах;
- при возвращении и посадке ПТК на Землю;

б) глобальность и непрерывность (квазинепрерывность) контроля и управления космическими объектами с помощью территориально разнесенных наземных станций командно-измерительной системы (НС КИС) и спутников-ретрансляторов (СР);

в) повышенные требования к надежности управления объектами. В качестве показателя надежности, как правило, задается вероятность безотказной работы НКУ при выполнении суточного цикла работ. Например, необходимое количество сеансов с ПТК в сутки на орбитах ИСЗ должно быть:

– при связи через спутниковый контур управления на всех суточных витках – 16 сеансов в сутки продолжительностью от 10 до 60 мин каждый;

– при связи через средства наземного контура управления на всех видимых витках – 10 сеансов в сутки, продолжительностью зоны связи от 5 до 20 мин;

г) информационный обмен с объектами должен производиться в едином цифровом потоке при совмещении управляющей, телеметрической и целевой информации (телефонной, файловой, телевизионной). При этом требуемая информативность ответного канала существенно выше, чем запросного и составляет, например, для ПТК:

- до 128 кбит/с в S-диапазоне вверх;
- до 4 Мбит/с в S- и X-диапазонах вниз;

д) возможность управления несколькими объектами одновременно, находящимися в диаграмме направленности антенны наземной станции или спутника-ретранслятора.

В состав ЕНКУ ПП должны входить:

- один или несколько центров управления полетами (ЦУП);
- стенды Главных конструкторов космических объектов;

– средства наземного контура управления на базе перспективных перебазируемых унифицированных наземных станций командно-измерительной системы (УНС КИС-П), в том числе, в контейнерах морского исполнения;

– средства спутникового контура управления на базе многофункционального комплекса спутниковой ретрансляции;

– средства связи и передачи данных на основе модернизированной мультисервисной системы связи и передачи данных наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами научного и социально-экономического назначения и измерений.

Создание УНС КИС в перебазируемом варианте позволяет отказаться от капитального строительства и дает гибкость в выборе конфигурации ЕНКУ ПП под конкретные задачи.

Разработанная имитационная модель движения космических объектов относительно НС КИС и СР с учетом их диаграмм направленности и влияния погодных условий на распространение радиоволн позволяет анализировать эффективность рассматриваемой конфигурации ЕНКУ ПП.

В 2021 году был разработан эскизный проект на НКУ для запуска ПТК на околоземные орбиты с космодрома «Восточный». В ходе летных испытаний космического комплекса с ПТК предусматриваются запуски ПТК на орбиты с наклонением $i \approx 51{,}7°$, перевод ПТК на высокоэллиптическую орбиту, а также маневрирование и стыковки с МКС. В текущем году на официальном сайте ГК «Роскосмос» появилась информация о том, что в 2026 г. планируется начало пилотируемых полетов к перспективной РОС на полярные орбиты с наклонением до 97° [2], [3]. Соответственно, размещение станций по трассе движения должно отличаться от предлагаемого в эскизном проекте. Создание УНС КИС-П в перебазируемом варианте существенно облегчает решение данной задачи.

Глобальность и непрерывность (квазинепрерывность) контроля и управления элементами орбитального блока при полетах к Луне обеспечивается путем размещения перебазируемых наземных станций ЕНКУ ПП соответствующим образом. При этом создание дополнительных наземных станций не требуется.

Таким образом, ЕНКУ ПП является развитием концепции НКУ для запуска ПТК на околоземные орбиты с космодрома «Восточный», представленной в эскизном проекте.

В ходе проектирования НКУ выявлен ряд научно-технических проблем.

Первая проблема – отсутствие адекватной модели оценки показателей надежности НКУ с территориально разнесенными наземными станциями и спутниковым контуром управления.

Обычно используемый в качестве показателя надежности коэффициент готовности НКУ связывает эксплуатационные параметры (время безотказной работы, время восстановления) с количеством технических средств (НС КИС, ЦУП и т.д.), но не зависит от их размещения. Для обеспечения требований по реализации технологического цикла управления ПТК (необходимого количества сеансов связи НКУ с КА с заданной вероятностью) нужна новая методика, в которой НКУ рассматривается как территориально распределенная система с ограничениями зон видимости, с учетом погодных условий, регламента технического обслуживания наземных средств.

Вторая проблема – повышение эффективности использования СР в контуре управления ПТК и других космических объектов на разных этапах их полета:

– обеспечение многостанционного доступа к СР при полете ПТК на околоземной орбите;

– использование СР для контроля и управления ПТК (возвращаемым аппаратом) на этапе приземления;

– исследование возможностей работы через СР на этапах полета к Луне и возвращении на Землю.

Третья проблема – обеспечение связи с ПТК при полетах к Луне:

– при отсутствии разрешения на работу с излучением на территории зарубежных государств в западном полушарии;

– при потере ПТК ориентации на лунных дальностях через всенаправленную антенну.

Четвертая проблема – пропадание сигнала в результате интерференции на активном участке траектории.

Для уменьшения интерференции предлагается размещать на время запуска перебазируемую станцию трассового измерительного пункта ближе к космодрому. После проведения запуска ПТК станция перебазируется в пункт постоянной дислокации, подключается к инфраструктуре пункта и эксплуатируется штатно. Радикальным решением проблемы интерференции сигналов является изменение системы построения бортовой радиосистемы ПТК, что требует дополнительных исследований.

Список литературы

1. *Молотов Е.П.* Наземные радиотехнические системы управления космическими аппаратами. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007. 256 с.
2. Роскосмос. Эксклюзивное интервью генерального директора Госкорпорации «Роскосмос» Дмитрия Рогозина для Радио «Комсомольская правда»: [сайт] URL: https://www.roskosmos.ru/32055/ (дата публикации: 30.07.2021).
3. Роскосмос. В Роскосмосе состоялся НТС о перспективах эксплуатации МКС после 2024 года: [сайт] URL: https://www.roskosmos.ru/32056/ (дата публикации: 31.07.2021).

РАЗРАБОТКА БОРТОВОЙ РАДИОТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Анисина Л.Г., Новиков В.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, РФ

В настоящее время существует сравнительно большое количество различных бортовых радиотехнических систем, которые совместно с наземными станциями предназначены для обеспечения радиоуправления, радиосвязи и радиоконтроля космических аппаратов (КА) в зонах прямой видимости.

Однако бортовые радиотехнические системы (такие как «Квант-В», «Регул-ОС», аппаратура «ЕКТС-ТКА»), обеспечивающие управление КА и контроль технического состояния систем, выработали технический ресурс и устарели. Кроме того, существующие бортовые радиотехнические системы (за исключением аппаратуры «ЕКТС-ТКА»), не могут взаимодействовать с многофункциональной космической системой ретрансляции (МКСР) «Луч».

МКСР «Луч» преимущественно предназначена для информационного обеспечения КА. Средства системы МКСР «Луч» ретранслируют телеметрию на различных этапах выведения и далее, в процессе целевой эксплуатации КА. Для обеспечения работоспособности канала передачи данных на борту КА устанавливается аппаратура ретрансляции МКСР «Луч» [1].

Зоны радиовидимости МКСР «Луч» позволяют ретранслировать телеметрические данные с различных объектов, находящихся на траекториях полета с высотами до 2000 км. Информация с КА передается на земные станции приема-передачи информации, расположенные на территории России, откуда доставляется по инфраструктуре системы в Центр управления полетами и прочим пользователям целевой информации.

Таким образом, чтобы наблюдать телеметрические параметры КА, управлять им и поддерживать связь с экипажем в постоянном режиме на протяжении 70% длительности полета КА вокруг Земли, необходимо обеспечить совместимость разрабатываемой перспективной бортовой радиотехнической системы с МКСР «Луч».

Также существующие бортовые системы имеют сравнительно большие массо-габаритные характеристики. Например, аппаратура «ЕКТС-ТКА» имеет массу 40 кг, а основным преимуществом (на сегодняшний день) отечественной космонавтики является более низкая, чем у конкурентов, стоимость вывода на орбиту полезной нагрузки [2].

Перспективная бортовая радиотехническая система обеспечит ряд преимуществ:

– возможность международного сотрудничества с зарубежными космическими агентствами (NASA, ESA, NASDA и др.) в области передачи космических данных и оказание кроссподдержки при выполнении национальных проектов за счет реализации в перспективной бортовой системе основных требований международных стандартов и рекомендаций CCSDS, включающих S-диапазон радиоволн [3];

– снизит в 2–3 раза массу и габариты по сравнению с существующими системами-аналогами «Квант-В», «Регул-ОС» и аппаратурой «ЕКТС-ТКА» за счет использования в конструкции современной дискретной отечественной элементной базы и технологии «система на кристалле», реализованной на элементах сверхвысокой степени интеграции на основе программируемых логических интегральных схем (ПЛИС);

– позволит легко осуществить наращивание и изменение аппаратуры применительно к конкретному КА за счет модульности;

– уменьшит количество линий радиосвязи с одним объектом, за счет организации единого радиоканала для передачи управляющей, телеметрической, телевизионной и связной информации;

– значительно повысит качество и стабильность параметров при приеме и обработке информации, а также увеличит надежности работы аппаратуры за счет реализации в перспективной бортовой системе цифровых методов обработки сигналов и большего уровня резервирования.

Бортовая радиотехническая система должна быть выполнена в виде моноблока, который представляет собой функционально законченную единицу. Моноблок состоит из блоков, которые объединяются в прибор этажеркой и крепятся с помощью шпилек. Электрические связи между блоками в моноблоке осуществляются с помощью кабелей, расположенных в кабельном канале. Кабельный канал после сборки моноблока закрывается крышкой. Для обеспечения электрических связей с внешними абонентами на каждом блоке предусмотрены соответствующие внешние разъемы.

Бортовая радиотехническая система состоит из:

– универсального модуля приема-передачи (УМПП), предназначенного для формирования полезного сигнала, для подключения к шине обмена данных с БВС;

– блока голосовой связи (БГС), предназначенного для обработки всех аудиосигналов, для обеспечения проводной и беспроводной связи;

– блока релейных команд (БРК), предназначенного для осуществления выдачи релейных команд в органы исполнения;

– блока коммутаторов высокочастотного (БВЧК), предназначенного для подключения высокочастотных кабелей приема и передачи сигнала;

– блока коммутаторов SpaceWire (БКSW), предназначенного для информационного взаимодействия со смежными системами КА по интерфейсу «SpaceWire».

Внешний вид моноблока в предлагаемом конструктивном исполнении показан на рис. 1.



Рис. 1. Внешний вид моноблока бортовой радиотехнической системы

Особое место в управлении КА занимает командная радиолиния (КРЛ). Благодаря ей на «борт» поступают служебные команды и массивы цифровой информации, предназначенные непосредственно для настройки и конфигурации бортовой радиотехнической системы.

Все команды играют важную роль, поэтому необходимо, что бы во время передачи данных команд по КРЛ они не искажались, имели высокую помехоустойчивость. Скорость передачи при этом имеет второстепенное значение.

Сигналы с фазовой манипуляцией просты в реализации и обеспечивают более высокую помехоустойчивость и позволяют эффективнее использовать мощность передатчика, что определяет их использование в перспективной бортовой системе.

Исходя из вышесказанного рассмотрим метод демодуляции существующего BPSK-сигнала (binary phase-shift keying двойная фазовая манипуляция) аппаратуры «ЕКТС-ТКА» на основе структур FPGA (Field Programmable Gate Array), что снижает аппаратную сложность устройства. Цифровая модуляция BPSK-сигналов на основе FPGA позволяет

выполнить проект в виде функционально-независимого модуля, что повышает уровень его интеграции [4, 5].

Для демодуляции сигнала аппаратуры «ЕКТС-ТКА» разработан прототип приемного устройства BPSK сигнала на ПЛИС. Цель эксперимента – разложить запросный BPSK радиосигнал, который передается по закрытому каналу из аппаратуры S-диапазона ((АСД) – аппаратура, имитирующая работу КИС «Клен»), на битовую последовательность и передать конечному абоненту.

Схема прототипа приемного устройства показана на рис. 2

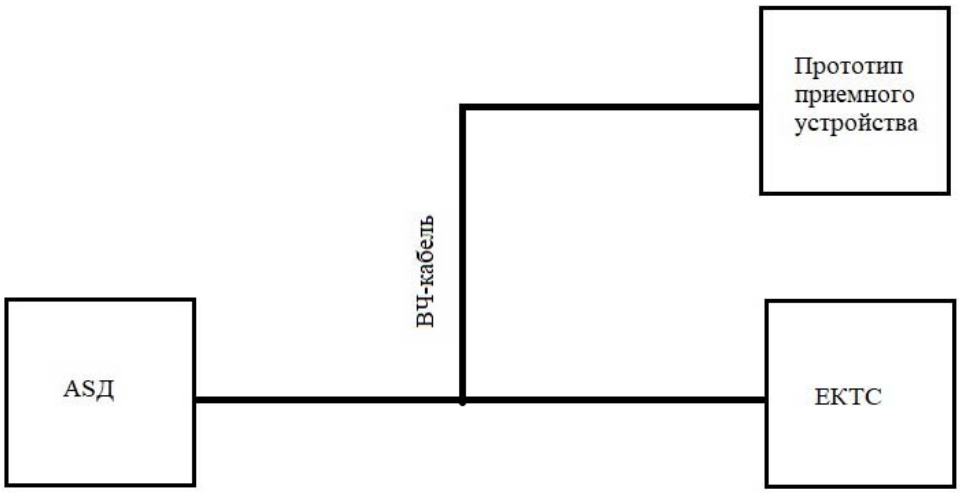


Рис. 2. Схема подключения прототипа приемного устройства

Таким образом, результаты проведенных работ сводятся к следующему:

- проведенный анализ показал, что бортовые радиосистемы типа «Регул-ОС», «Квант-В», аппаратура «ЕКТС-ТКА» по своим массо-габаритным показателям уступают перспективной системе в 2 – 3 раза;
- определен внешний вид перспективной бортовой радиотехнической системы, а также ее моноблочно-модульное конструктивное исполнение;
- разработан макет приемного устройства BPSK сигнала на ПЛИС, в котором реализованы скорости приема информации по запросному каналу до 128 кбит/с.

Список литературы

1. Ретрансляция телеметрии с объектов РКТ, связь с МКС [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.gonets.ru/rus/uslugi/sistema-retranslyacii-luch/iss-telemetry/. Дата обращения: 31.08.21.
2. «ЕКТС-ТКА» [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.minobrnauki.gov.ru/upload/2021/04/work/P21-036.pdf Дата обращения: 31.08.21.
3. CCSDS «Radio frequency and modulation systems – Part 1, Earth stations and spacecraft, Recommended standard, CCSDS 401.0-B»
4. *Скляр Бернард.* Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение, второе издание, исправленное.: Пер. с англ. М.: Издательский дом «Вильямс», 2003. 1104 с.
5. Реализация прямой цифровой модуляции/демодуляции BPSK-сигналов [Электронный ресурс] Режим доступа: http://www.tkea.com.ua/siet/archive/2013-t1/258.pdf Дата обращения: 01.09.21.

МЕТОДИКИ УПРАВЛЕНИЯ ПОТОКАМИ ИНФОРМАЦИИ В НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ СИСТЕМАХ

Пичугин С. Б.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Актуальность исследования обусловлена тем, что на текущем этапе расширяется коммерческое использование низкоорбитальных систем спутниковой связи (НОСС) и отмечается рост усилий по их практической реализации. Стоит задача предложить на базе существующего научно-технического задела не существовавшую ранее методику управления потоками информации в части коммутации данных, которая позволяет, в отличие от существующих, создать в НОСС межспутниковые каналы связи и, снижая затраты, приблизить НОСС по характеристикам к наземным системам связи, а межспутниковые каналы связи по возможностям – к их наземным альтернативам. Цель работы – предложить и обосновать методику управления потоками информации в НОСС. Объектом исследования является низкоорбитальная система связи. Предмет исследования – техническая реализация процесса управления потоками информации в НОСС и ее оценка.

Этапность исследований:

- оценивались особенности процесса управления потоком информации в НОСС;
- предлагались методики и технические решения, реализующие алгоритм управления потоком информации в НОСС;
- оценивались результативность предложенных методик и технических решений.

Результаты выполнения этапов:

- выявлены особенности исследуемого процесса управления потоком информации в НОСС:
  а) структура НОСС (рассматривались ортогональная и гексагональная структуры)
  б) динамика межспутникового тракта на соседний спутник-ретранслятор с функцией маршрутизации (СРФМ)
  в) доплеровский сдвиг сигнала соседних СРФМ
  г) динамика перемещений относительно земной поверхности
  д) динамика отказов и перегрузок СРФМ
  е) влияние среды на высоте полета СРФМ
  ж) особенности абонентского и межспутникового трафика
- предложены методики, реализующие алгоритм управления потоком информации в НОСС [1-3].
  а) с чтением головного бита без его регенерации (см. рис. 1)
  б) с частичным чтением заголовка пакета сообщения
- результативность предложенных методик и соответствующих им технических решений исследовалась с применением аналитических моделей. С их помощью производились следующие оценки:
- оценка времени доставки пакета сообщения получателю
- оценка предельной скорости передачи данных
- оценка нагрузок на направлениях связи
- оценка поведения НОСС при аварии
- оценка сроков создания технических решений

Техническое решение для коммутатора с управлением головным битом заголовка пакета данных и адаптированного к динамике НОСС приведено на рис. 2.

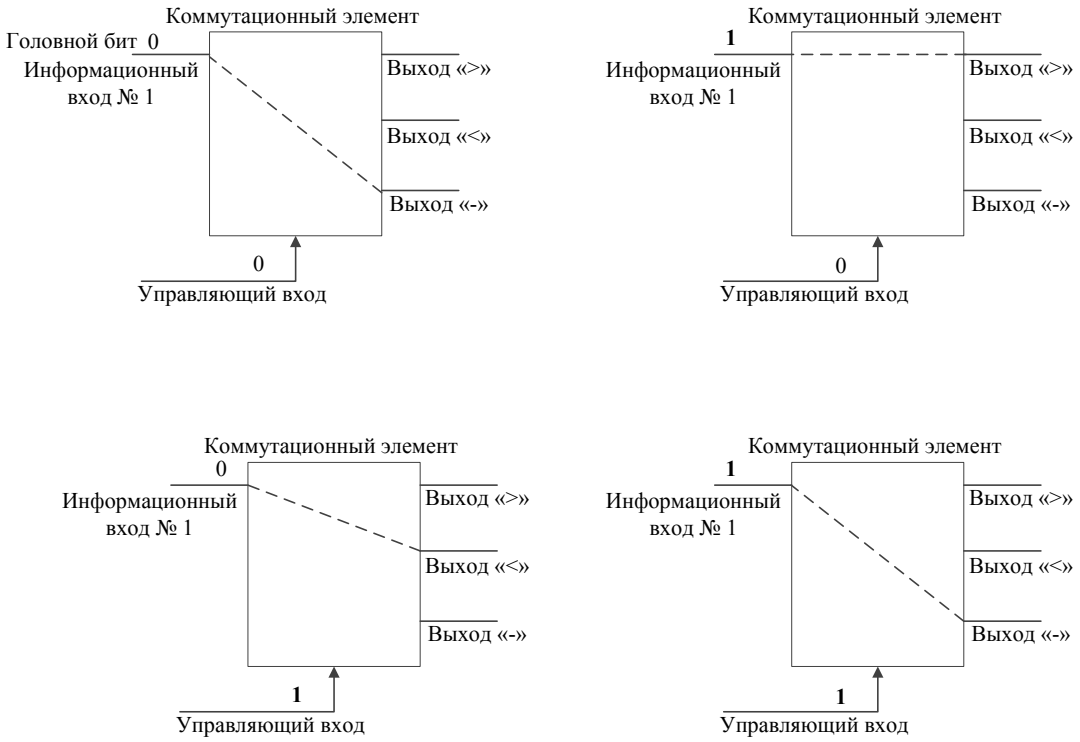


Рис. 1. Управление потоком информации головным битом заголовка пакета данных

В рамках исследования во-первых были предложены *новые технические решения* для коммутации данных абонента на борту спутников-ретрансляторов и для меж-спутниковых трактов в низкоорбитальных системах связи.

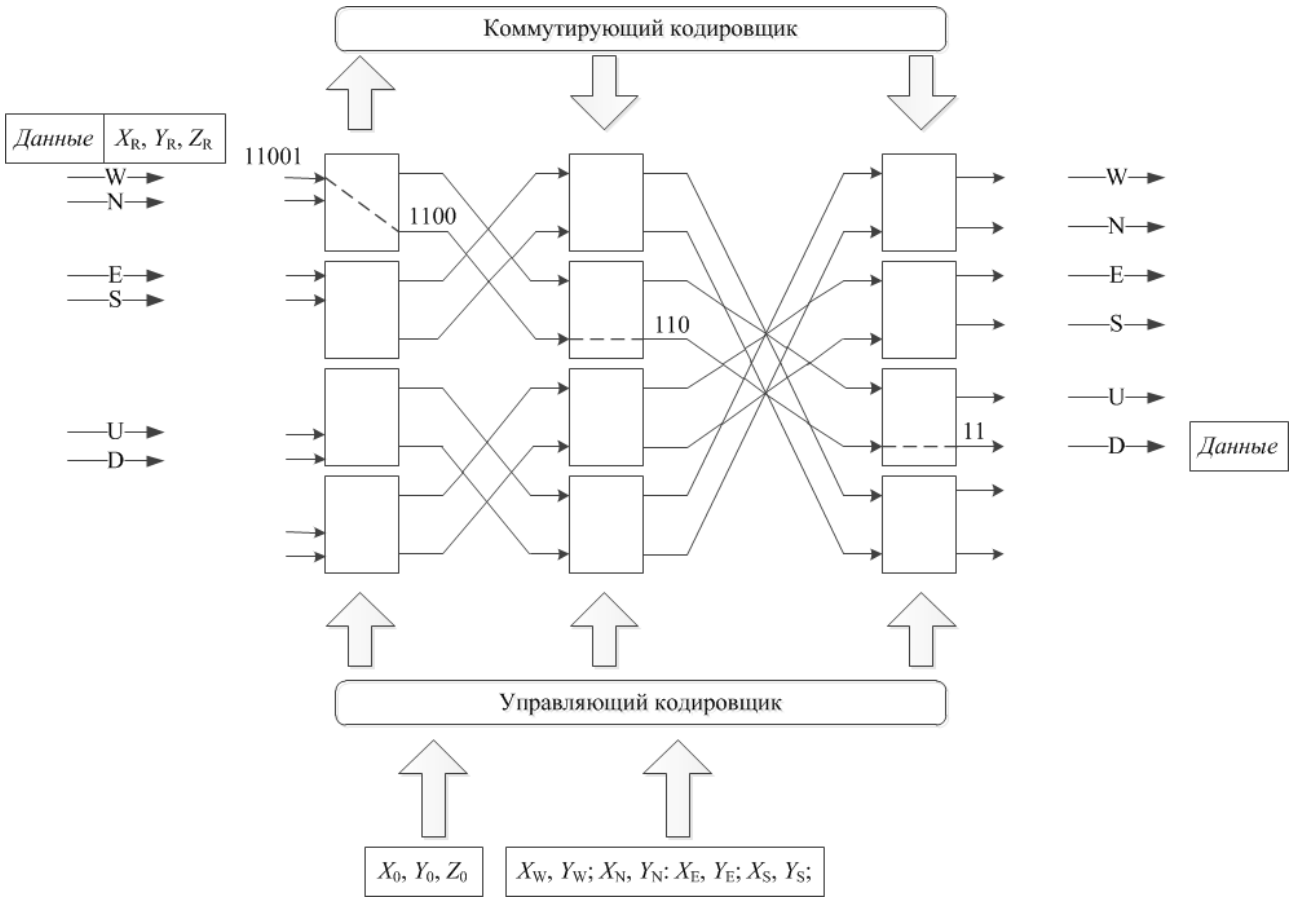


Рис. 2. Бортовой коммутатор СРФМ, адаптированный к динамике НОСС

Во-вторых, отмечено, что межспутниковые тракты могут строиться на базе оборудования радио и оптического диапазонов, в этой связи *впервые* предложен вариант построения НОСС с межспутниковыми трактами оптического диапазона и абонентскими трактами радиодиапазона. В третьих, *впервые* сформулированы *конкретные* условия целесообразности построения абонентских трактов на базе оборудования радиодиапазона, а также условия, обуславливающие предпочтительность построения межспутниковых трактов на базе оборудования оптического диапазона. В четвертых, на концептуальном уровне *впервые* установлена связь целесообразности повышения пропускной способности абонентских трактов с возможностями межспутниковых трактов по надежности и пропускной способности. В пятых, *впервые* предложено решение по зонированию поверхности Земли по числу спутников в НОСС и адресации сообщений в соответствии с номером зоны. В шестых, *впервые* предложено техническое решение для коммутации данных головным битом заголовка пакета сообщения для сетей с мобильной топологией.

Список литературы

1. Способ определения маршрута ретрансляции Патент РФ №. пакета сообщения и устройство для его осуществления / С.Б. Пичугин; опубл. 15.10.1993. пат. 2001532 Рос. Федерация : МПК Н 04 В 7/185 / Пичугин С.Б. ; заявитель и патентообладатель Пичугин С.Б. – № 5031334/09; заявл. 31.01.1992; опубл. 15.10.1993, Бюл. № 37-38 5 с.: ил.
2. Спутниковый ретранслятор «Аксай» пат. 2097926 Рос. Федерация : МПК Н 04 В 7/185 / Пичугин С.Б.; заявитель и патентообладатель Пичугин С.Б. – № 94018404/09; заявл. 19.04.1994; опубл. 27.11.1997, Бюл. № 33– 11 с.: ил.
3. Спутниковый ретранслятор : пат. 2673060 Рос. Федерация: МПК Н 04 В 7/185 / Пичугин С.Б.; заявитель и патентообладатель : Публичное акционерное общество "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королева". № 2017140374; заявл. 20.11.2017; опубл. 22.11.2018, Бюл. № 33. 12 с.: ил.

УСТОЙЧИВАЯ РАДИОСВЯЗЬ НА СТАРТОВОМ КОМПЛЕКСЕ МЛМ С ПАССИВНЫМИ АНТЕННЫМИ РЕТРАНСЛЯТОРАМИ

Старчеус Е.С., Тихомиров А.Ю., Кураленко В.П.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Обеспечение устойчивой радиосвязи с космическими аппаратами на всех этапах их эксплуатации является основной задачей наземного комплекса управления (НКУ). Решается эта задача путем создания оптимальных бортовых антенно-фидерных устройств (АФУ), учитывающих параметры соответствующего НИП, дальности радиосвязи, ориентации и орбиты полета космического аппарата. Оценка энергетики радиолиний с высокой точностью производится по несложным формулам, соответствующим законам распространения радиоволн в свободном пространстве, и учитывает параметры направленности антенн бортовых АФУ и антенн НИП, входящих в НКУ.

Однако, существует один этап функционирования, на котором законы свободного пространства не действуют – это работа на стартовом комплексе (СК), когда РКН КА окружена металлическими конструкциями стапелей агрегата обслуживания (АО). При этом, радиоизлучение бортовых антенн КА неоднократно отражается внутри от металлоконструкций, интерферирует и «просачивается» наружу АО, диаграммы направленности (ДН) антенн принимают хаотический, изрезанный характер и, в направлении на НИП, могут иметь как максимум, так и минимум, с неопределенными уровнями.

Для проведения успешного старта РКН «Протон-МЛМ» с пл. 200 (ПУ № 39) космодрома «Байконур» была поставлена задача обеспечения устойчивой радиосвязи между бортовыми радиосистемами МЛМ «Квант-В», МБИТС-МЛМ, 38Г6 и средствами НКУ, находящимися на пл. 23, пл. 18, пл.254. Степень экранирования бортовых антенн МЛМ можно предположить исходя из рис. 1, где показана РКН «Протон-МЛМ» на СК с подведенным к ней АО 8Т185К.



Рис. 1. РКН «Протон-МЛМ» на СК с подведенным к ней АО 8Т185К

Решение поставленной задачи было реализовано с помощью применения пассивных антенных ретрансляторов (ПАР), принцип работы которых приведен на рис. 2.

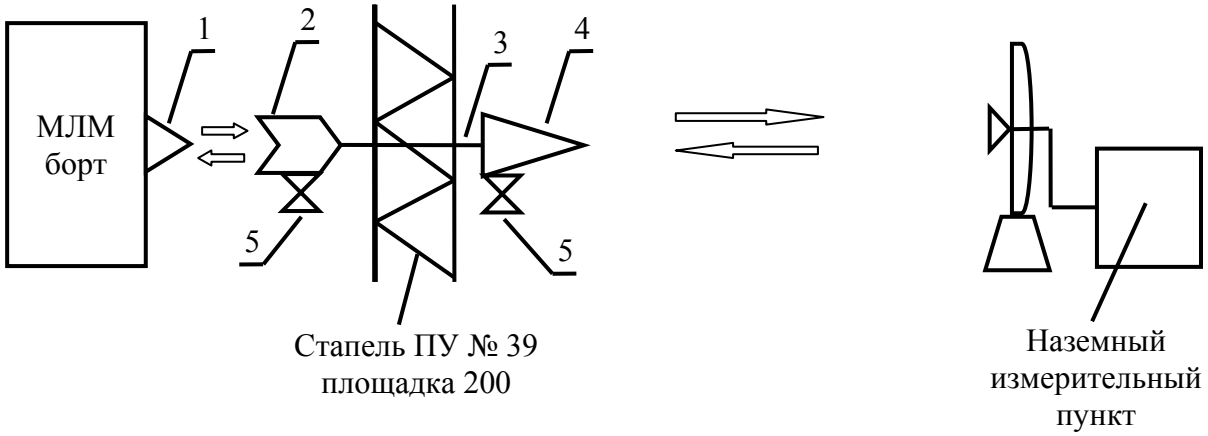


Рис. 2. Принцип работы пассивных антенных ретрансляторов: 1 – антенна бортового АФУ МЛМ; 2 – внутренняя антенна ПАР; 3 – соединительный ВЧ кабель; 4 – внешняя антенна ПАР; 5 – элементы крепления антенн ПАР

Каждый из трех ПАР (для радиосистем «Квант-В», МБИТС-МЛМ, 38Г6) состоит из внутренней антенны, направленной на бортовую антенну МЛМ, соединительного ВЧ кабеля, внешней антенны, направленной на соответствующий НИП, и элементов крепления антенн к конструкциям АО.

Были рассмотрены конструктивные особенности размещения РКН «Протон-МЛМ» в окружении АО 8Т185К, на основе которых разработана схема подключения ПАР, определены места установки составных частей ПАР и определен принцип построения элементов крепления. Приведена географическая привязка СК к средствам НКУ на территории космодрома «Байконур».

В работе определен состав разработанного комплекта ПАР ИТФЖ.464979.006, приведены критерий выбора, описание его составных частей и конструкционные особенности установки антенн и ВЧ кабелей комплекта ПАР.

Предварительно оценена энергетика радиолиний:

– система МБИТС-МЛМ – АПС-Д (пл. 254), ИП-1 (пл. 18);

– радиосистема «Квант-В» МЛМ – «Квант СП(П)» (пл. 23);

– система 38Г6 МЛМ – «Кама-Н» (пл. 18).

Приведены результаты сеансов радиосвязи при проведении комплексных испытаний и контрольном наборе стартовой готовности (КНСГ) МЛМ на СК.

В первый стартовый день были проведены проверки бортового радиотелеметрического комплекса (БРТК) «Квант-В» и командной радиолинии при подведенном АО и в условиях прямой видимости. Проверки заключались в выдаче функциональных команд и закладки тестового массива в бортовом комплексе управления (БКУ) в режимах командной и программной радиолинии. При подведенном АО мощность излучения «Квант-СП» составила 150 Вт, значение ТМ-параметров автоматической регулировки усиления АРУ1/АРУ2 составило -99/-98 дБВт. В условиях прямой видимости по результатам оценки ТМ-параметров АРУ1, АРУ2 была проведена регулировка излучаемой мощности «Квант-СП» со 150 Вт до 350 Вт, значение ТМ-параметров АРУ1/АРУ2 составило -88/-110 дБВт. В результате данных проверок была подтверждена работоспособность ПАР в реальных условиях перед выходом на штатную работу.

Во второй стартовый день проводились проверки работы БРТК «Квант-В» и закладки командно-программной информации в условиях, максимально приближенных к условиям пускового стартового дня – КНСГ. Во всех сеансах использовалась мощность излучения

«Квант-СП», равная 150 Вт, при этом значения ТМ-параметров АРУ1/АРУ2 составляли соответственно -109/-98 дБВт. Проверки работы БРТК «Квант-В» и закладки массивов командно-программной информации прошли без замечаний. Проверки функционирования прибора 38Г6 совместно с радиолокационной станцией «Кама» прошли без замечаний, результат измерений радиоконтроля орбиты положительный. Информационно-телеметрическое взаимодействие БКУ и НКУ с использованием МБИТС-МЛМ во второй стартовый день проведено без замечаний, на всем протяжении проверок качество телеметрической информации составляло 100%.

Применение разработанного вновь комплекта ПАР ИТФЖ.464979.006 позволило успешно провести все испытания СК 8П882К-4Ф (ПУ №39) и РКН «Протон-МЛМ» при проведении предстартовых и стартовых работ.

Список литературы

1. *Корсунский Л.Н.* Распространение радиоволн при связи с искусственными спутниками Земли. М., издательство «Советское радио», 1971, 208 с.
2. Каталог продукции АО «СКАРД-Электроникс». Курск, 2018.
3. ГОСТ 11326.38-79 Кабель радиочастотный марки РК 50-7-22. Технические условия.
4. Отчет №16Ц-28/09 от 19.07.2021 по результатам проверок взаимодействия БКУ МЛМ с программно-техническими средствами НКУ в ходе подготовки РКН к пуску на СК.

Секция 6

Электромеханика

Председатель – руководитель Центра к.т.н. *Зорин Ю.А.*

ВАРИАНТЫ РЕАЛИЗАЦИИ ЛУННОГО ПОДЪЕМНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

Рассказов Я.В., Чернышев И.Е.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В настоящее время продолжается рассмотрение вопроса создания лунной базы [1]. Одним из вариантов ее энергообеспечения является использование солнечных батарей [2]. Рельеф местности может отбрасывать тень, которая будет снижать продолжительность засветки при малых углах возвышения Солнца. Для парирования этого эффекта необходимо поднимать панели батарей над поверхностью Луны.

Для размещения солнечных панелей на заданной высоте возможно применение неподвижных мачт. Однако такие конструкции имеют недостатки. В частности, для подъема солнечной батареи необходимо пользоваться подъемной техникой или производить ручные работы высокой сложности. Смена местоположения такого объекта, а также обслуживание батарей из-за необходимости проведения высотных работ затруднено. Кроме того, неподвижные панели батарей не способны эффективно использовать энергию Солнца из-за их меняющихся от времени углов падения солнечных лучей.

Поэтому при проектировании лунной базы необходима проработка устройства для размещения панелей солнечных батарей, которое отвечает следующим требованиям:

– устройство должно иметь возможность многократной установки;

– поднятие и спуск солнечных батарей должны производиться приводами устройства;

– устройство должно обеспечиваться возможность ориентации панелей на Солнце (по одному или двум углам – подлежит определению в дальнейшем).

В докладе рассмотрены схемы деления, а также кинематические схемы решающих эти задачи лунных подъемных устройств для солнечных батарей. Предлагается два их вида.

В первом из них, названном в докладе «плоско-ферменным» имеется разделение на основание, подъемную конструкцию и поворотную платформу. Основание представляет собой платформу с самоустанавливающимися свободно падающими фиксирующимися опорами. Подъемная конструкция аналогична широко использующимся конструкциям подъемников. Привод заменен с гидравлического на электромеханический. Поворотная платформа выполняется со скользящими контактами.

Во втором устройстве, называемом в докладе «трипод», выделенное основание отсутствует. Вместо него применяется схема, аналогом которой является штатив. Каждая из трех опор имеет с двумя другими гибкую связь, ограничивающую их удаление друг от друга. Это позволяет сформировать опору из трех точек. В нижней части каждой опоры имеется бобина с упруго-деформируемым профилем, вращаемая электроприводом. В нижнем положении платформы бобина полностью смотана в рулон. По мере размотки бобины приводом деформированный до плоского состояния профиль высвобождается и расправляется в тонкостенную трубу заданного сечения. К концу этой трубы через одностепенной шарнир прикреплена поворотная платформа, аналогичная первому варианту. На платформе предусмотрен датчик местной вертикали, по показаниям с которого выполняется управление каждым приводом.

Список литературы

1. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под науч. ред. В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. М.: РКК «Энергия», 2011. С. 584.
2. *Филин В.М., Соколов Б.А., Щербаков А.Н., Терентьев И.П., Егоров А.В., Долгин А.М., Десятов А.В., Смоляров В.А.* Концепция энергообеспечения лунной базы на основе солнечных батарей и аккумуляторов энергии с водородным циклом // Перспективные космические технологии на Земле и в космосе. Сборник статей. М.: ФГУП им. Келдыша, 2008. С.40–53.

ВИЗУАЛИЗАЦИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ СТЫКОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Яскевич А.В., Чернышев И.Е., Андреев О.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Компьютерная *3D*-анимация и графики изменения параметров являются обычной формой представления различных временных процессов. Анимация, основанная на реалистичных изображениях движущихся предметов и их элементов, с учетом большого количества деталей, направления источника света и других эффектов, используется в системах моделирования динамики механических систем *ADAMS* [1], *CATIA* [2], *DADS* [3], *Pro/MECHANICA MOTION* [4], *Vortex Dynamics* [5], *RecurDyn* [6], *SIMECS* [7], *Universal* Mechanism [8], *EULER* [9] и др. Графические модели в таких универсальных системах показывают пространственное движение звеньев отдельных механизмов, например, подвески, или движение транспортных средств в целом – автомобилей, поездов, самолетов и т.п. При этом часто в изображениях содержатся элементы, отсутствующие в математических моделях движения. В анимации передач и механизмов вращения используются детальные изображения зубчатых колес. Изображения представляются в основном в аксонометрии с возможностью произвольного изменения направления взгляда. Такие графические модели временных процессов обеспечивают высокое качество иллюстрации, но имеют следующие недостатки:

– отсутствует интеграция с численными значениями и графиками параметров математической модели движения, слабые возможности анализа причин наступления тех или иных событий;

– трудность объединения *3D*-моделей механизмов с различными типами/видами движения;

– слабые возможности отображения контактного взаимодействия механических систем.

Для процессов стыковки космических аппаратов (КА) характерно пространственное, множественное и случайное контактное взаимодействие стыковочных агрегатов. Механизмы этих агрегатов имеют звенья с различными типами движения. С учетом этого упрощенная анимация, интегрированная и синхронизированная по времени с численными параметрами математической модели движения и дополненная специальными графическими элементами для пояснения функционирования отдельных устройств стыковочных агрегатов и механизмов, может быть более полезной для понимания особенностей динамики стыковки, чем высоко реалистичная виртуальная реальность. В докладе рассматриваются программные средства, получившие название динамические мнемосхемы. Они реализуют графические модели, разработанные в соответствии со следующими принципами.

1. Графическое изображение стыковочных агрегатов, как правило, является более важным, чем изображение стыкующихся КА.

2. Возможность одновременного сопоставления разнородных данных при анализе динамики стыковки важнее высоко реалистичного изображения объектов и их элементов. Анимация и графики обеспечивают максимальную скорость восприятия, а текстовая информация (надписи и числа) – получение точных значений параметров динамического процесса.

3. Каркасные графические изображения стыковочных агрегатов являются основой компьютерной анимации, так как они позволяют отобразить все их пространственные множественные случайные контакты. Проекции каркасных моделей на отдельные координатные плоскости являются более наглядными и удобными, чем их аксонометрия.

4. Условное упрощенное изображение отдельных элементов конструкции и искусственное изменение их масштаба используется для более ясного представления тех движений, которые приводят к возникновению контактных и деформационных сил.

5. Совместимость графических моделей с бинарными файлами результатов моделирования обеспечивается с помощью простых текстовых шаблонов. Динамическая мнемосхема отображает только те геометрические элементы и численные параметры, которые используются в математической модели движения.

6. Все интегрированные данные графической модели изменяются синхронно при ее прокрутке относительно оси текущего времени.

7. Акцентирование событий, влияющих на процесс стыковки, обеспечивается изменением состава отображаемых графических элементов, цветом или специальными символами.

Результатами математического моделирования являются несколько сотен изменяющихся во времени параметров, которые сохраняются в нескольких бинарных файлах. Содержание каждого файла описывается соответствующим текстовым файлом-шаблоном. Вся информация отображается в нескольких (обычно трех) окнах. В верхнем окне отображаются относительное положение и контакты стыковочных агрегатов. Некоторые их геометрические элементы появляются только при выполнении условий, соответствующих возможности появления определенного типа контакта. Точки контакта и контактирующие элементы выделяются красным цветом. То есть графическая модель в верхнем окне может изменяться в зависимости от фазы моделируемого процесса и фокусировать внимание на главных его особенностях.

Среднее окно показывает преобразование и поглощение механической энергии сближения КА пружинными механизмами, электромагнитными демпферами и фрикционной муфтой стыковочного механизма. Функционирование его отдельных устройств иллюстрируется с использованием расположенных вертикально или горизонтально графических полосок, закрашиваемых тремя различными цветами. Серый цвет соответствует отсутствию деформации или движения, красный – сжатию пружин и положительным скоростям вращения валов, синий – растяжению и отрицательным скоростям. При необходимости в верхних двух окнах упрощенно отображается кинематика стыковочного механизма.

В нижнем окне отображаются графики изменения любых вычисляемых параметров модели. При нажатии клавиши *Enter* они начинают перемещаться справа налево относительно вертикальной оси текущего времени. В левой части окна указываются текущие численные значения параметров. Там же указываются дата моделирования, название варианта, длительность моделируемого процесса, значение текущего времени и величина временного шага изменения состояния динамической диаграммы. Вся геометрическая и численная информация в верхних двух окнах изменяется синхронно с движением графиков в нижнем окне. Останов, повторный запуск и изменение скорости «прокрутки» (*scrolling*) всей графической модели осуществляется с помощью с помощью горячих клавиш. Увеличение или уменьшение масштаба отображения графиков выполняется с помощью указателя мыши на соответствующие стрелки. Детальность динамических мнемосхем соответствует математическим моделям, что облегчает анализ последних.

Меню пользователя позволяет выбрать любой ранее промоделированный вариант стыковки и любую связанную по смыслу группу параметров, например, компоненты интерфейсных сил или моментов, параметры функционирования отдельных устройств стыковочного механизма, характерные расстояния, деформации и силы в точках контакта для отображения в виде графиков в нижнем окне. Информация о наиболее важных параметрах дублируется в верхних окнах в текстовом и цифровом виде.

В докладе демонстрируются динамические мнемосхемы, отображающие результаты моделирования процессов стыковки с использованием стыковочных агрегатов центрального и периферийного типов.

Список литературы

1. http://web.mscsoftware.com/Products/CAE-Tools/Adams.aspx.
2. http:// www.3ds.com/products/catia/portfolio/dymola.
3. http://www.lmsintl.com/DADS.

4. http://www.ptc.com/product/creo-elements-pro/mechanism-dynamics.
5. http://www.cm-labs.com.
6. http:// www.functionbay.org/downloads.html
7. http://www.elet.polimi.it/simecs.
8. http://www.universalmechanism.com.
9. Программный комплекс автоматизированного динамического анализа многокомпонентных механических систем Эйлер.*URL*: http://www.euler.ru.

ДЕФОРМАЦИЯ ТЗП АСА В РЕЗУЛЬТАТЕ ИМИТАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРЕВА ПРИ ВОЗВРАЩЕНИИ ВА ПТК ОТ ЛУНЫ

Захарова М.С., Дьяков В.П.

ПАО «РКК Энергия», г. Королев, Россия

В процессе разработки и эксплуатации космических кораблей, пригодных для выполнения многократных циклов старта, стыковки на орбите и управляемого спуска, возникает проблема защиты элементов конструкции от теплового воздействия. Наибольшему нагреву и охлаждению подвергаются выдвинутые элементы, в том числе стыковочная плоскость и выступающие на ней элементы стыковочного агрегата [1].

Для защиты корпуса стыковочного агрегата и крышки проходного люка разработаны конструкции многослойного теплозащитного покрытия сложной формы (рис. 1, 2).

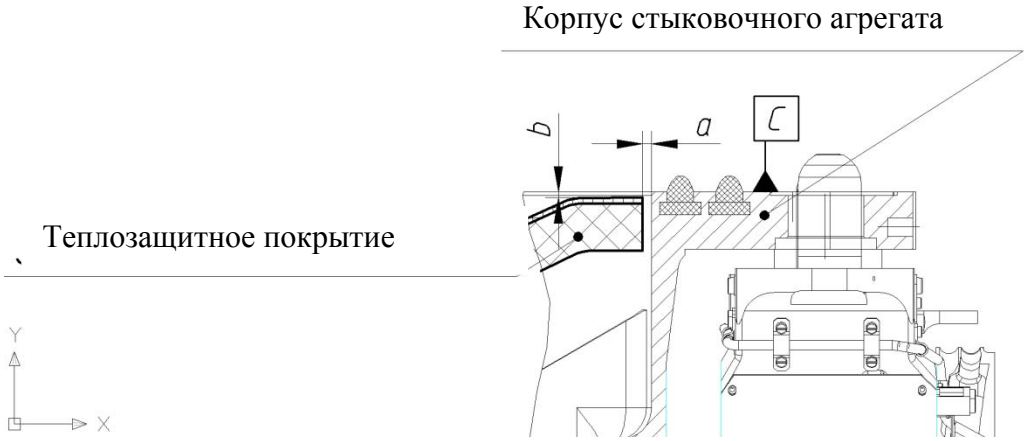


Рис. 1. Зазоры между элементами сборок теплозащитного покрытия и корпуса агрегата стыковочного активного: а – радиальные; б – продольные

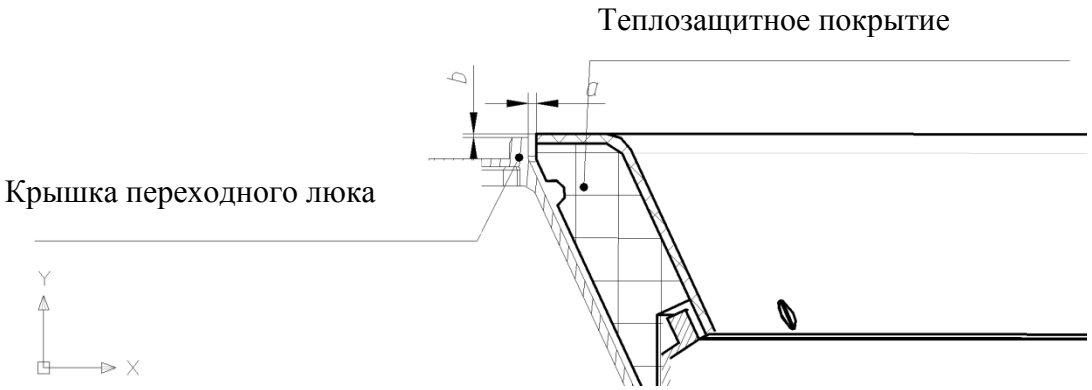


Рис. 2. Зазоры между элементами сборок крышки люка агрегата стыковочного активного и теплозащитного покрытия: а – радиальные; б – продольные

Для подтверждения работоспособности и возможности многократного использования конструкции стыковочного агрегата при воздействиях внешних тепловых потоков на участке аэродинамического нагрева при движении в атмосфере Земли после полета к Луне были проведены теплостатические испытания агрегата стыковочного активного [2]. В процессе испытаний проводилось пятнадцать циклов имитации тепловой нагрузки и последующего естественного охлаждения при возвращении космического аппарата с лунной орбиты на Землю.

В результате испытаний получены статистические данные о надежности и достаточности теплозащитного покрытия на элементах конструкции стыковочного агрегата, степени деформации теплозащитного покрытия, проведен сравнительный анализ при однократном и многократном нагреве.

Анализ полученных данных показывает нелинейную зависимость деформации конструкции от числа циклов теплового нагружения, а также степень прогорания и коробления теплозащитного покрытия в местах его сопряжения с корпусом стыковочного агрегата (рис. 3, 4).

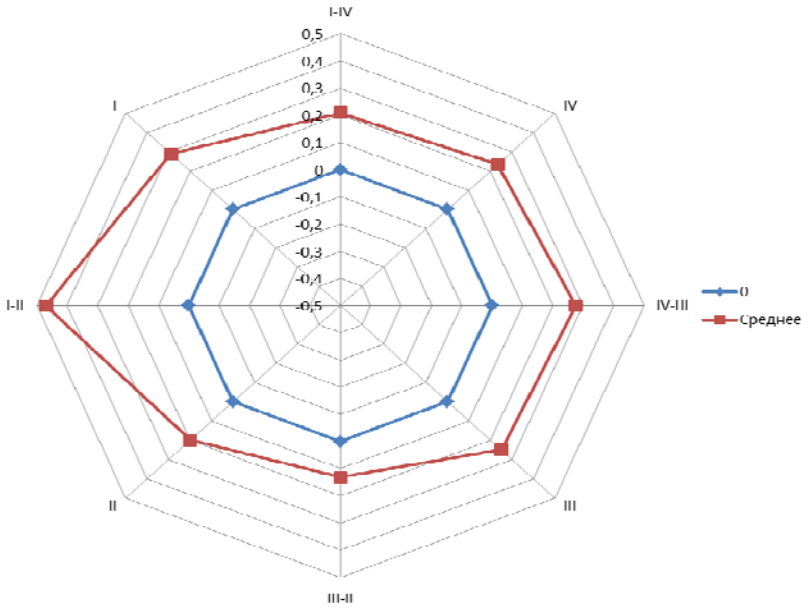


Рис. 3. Значения деформаций теплозащитного покрытия корпуса в продольном направлении в зависимости от плоскостей стабилизации стыковочного агрегата, мм

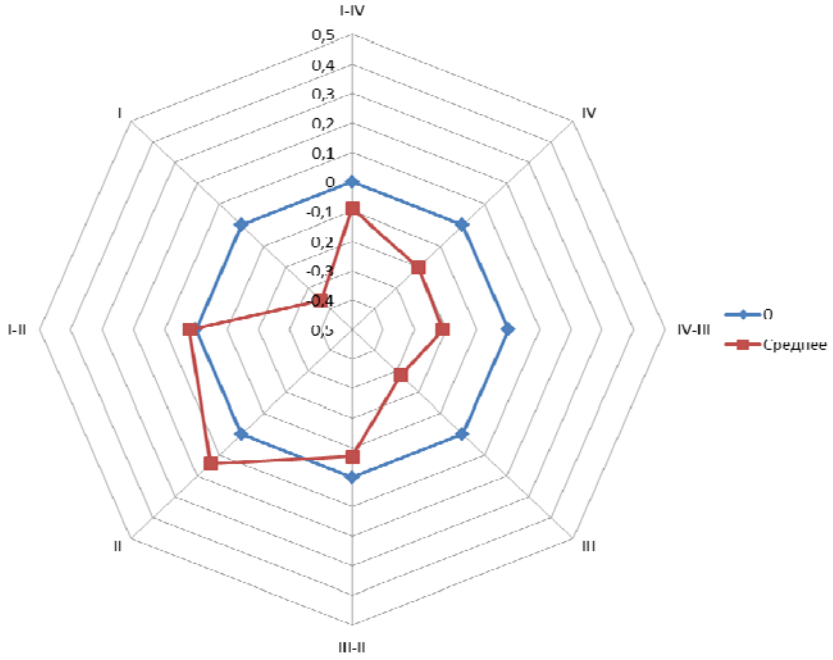


Рис. 4. Значения деформаций теплозащитного покрытия люка крышки в продольном направлении в зависимости от плоскостей стабилизации стыковочного агрегата, мм

Результаты исследования позволили выдать рекомендации разработчику и производителю стыковочного агрегата, повысить надежность многоразовых конструкций.

Список литературы

1. *Сыромятников В.С.* Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 216 с.
2. Отчет по результатам теплостатических испытаний и проверок агрегата стыковочного активного. ПАО «РКК Энергия», 2020. 1094 с.

ЗАМЕНА ЛИТЬЕВЫХ ДЕТАЛЕЙ ПРИБОРОВ ИЗДЕЛИЙ 11Ф732, 11Ф615 НА СБОРНЫЕ КОНСТРУКЦИИ ИЗ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА

А.В. Беляков, Д.А. Михайлов, А.С. Деткова

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В настоящее время в отделе 041, с целью улучшения и усовершенствования процесса изготовления бортовых приборов, проводится исключение операции литья корпусов приборов и их перевод на сборные конструкции, выполненные фрезерованием из магналия АМг6 без изменения габаритных и установочных размеров приборов.

При замене технологии изготовления литья корпусов на фрезерование и сборку из отдельных составных частей, будет получен существенный эффект по сокращению времени изготовления приборов, удешевлению стоимости с высвобождением ручного труда.

Конструкция цельного литого корпуса разбивается на отдельные детали с дополнительным введением мест механического соединения посредством крепежных деталей с одновременной заменой материала и, соответственно, доработкой конструкции в части недопущения превышения массы.

Так как работы по изменению конструкции подразумевают замену цельной детали на сборную, а также утоньшение элементов (для сохранения массы), при первичной проработке конструкции возможно ухудшение прочностных и динамических характеристик новой конструкции. С целью недопущения вышеозначенного проводится моделирование конструкций на прочность и стойкость к динамическим механическим воздействиям.

В связи с отсутствием необходимости повторного применения КЭМ перерабатываемых приборов в будущем, для сокращения трудоемкости, сроков и стоимости переработки (исключение необходимости полного изготовления приборов для испытаний) была предложена и закреплена технология работ, предусматривающая отсутствие построения полной *3D*-модели прибора, а только лишь модели перерабатываемого корпуса; принятие решения о работоспособности конструкции не по абсолютным значениям перегрузок на ЭРИ, а по относительным результатам сравнения АЧХ литого и сборного корпусов, без верификации моделей, с последующим подтверждением испытаниями корпусов, а именно:

1. Построение *3D*-модели сборного и литого корпуса с имитаторами масс
2. Построение КЭМ сборного и литого корпусов с имитаторами масс
3. Моделирование со сравнением АЧХ в контрольных точках (около 10)
4. Корректировка *3D*-модели сборного корпуса по результатам моделирования
5. Корректировка КЭМ сборного корпуса
6. Повторное моделирование с подтверждением возможности изготовления сборного корпуса по положительным результатам моделирования
7. Изготовление образца сборного корпуса
8. Проведение испытаний сборного и литого корпуса (со склада, с последующим использованием на штатных приборах) со снятием АЧХ в контрольных точках для подтверждения правильности принятых конструктивных решений и возможности применения по положительным результатам моделирования.
9. Выпуск извещений на внедрение сборного корпуса в штатную КД.

Кроме того, подтверждение правильности принятых конструктивных решений подтверждается ТИ 6-ти приборов представителей.

Подробное описание проведенных по вышеуказанной методике работ рассмотрен на примере корпуса прибора БЛСП.

Исходными данными данного исследования являются две *3D*-модели корпуса прибора БЛСП, разработанные в системе *Creo Element*/*Pro 3.0*.

Были смоделированы два варианта исполнения корпуса прибора БЛСП: корпус изготовленный методом литья из материала МЛ5 и корпус, предлагаемый к замене, изготовленный сборкой из фрезерованных деталей из алюминиево-магниевого сплава АМг6.

Критериями оценки правильности принятых конструктивных решений сборного корпуса являются:

– выполнение требований НТД по отсутствию резонансных явлений в частотном диапазоне от 5 Гц до 60 Гц;

– не превышение амплитуд при резонансах сборного корпуса по сравнению с корпусом, изготовленного литьем.

– подтверждение прочности конструкции корпуса путем моделирования на максимальные нагрузки с учетом коэффициентов безопасности в соответствии с нагрузками конструкторско-доводочных испытаний.

В ходе проведенного математического моделирования и анализа полученных данных, был сделан вывод, что предлагаемый вариант сборного корпуса прибора БЛСП – из фрезерованных деталей удовлетворяет критериям правильности примененных конструктивных решений и пригоден для использования в составе прибора БЛСП вместо литого корпуса.

Замена литьевых корпусов 25 приборов сборно-разборными, позволит перейти на прогрессивную технологию изготовления корпусов бортовых приборов с получением соответствующего технического результата.

Список литературы

1. *Писаренко Г.С., Яковлев А.П., Матвеев В.В.* Справочник по сопротивлению материалов. М.: Наукова думка, 1988. 736 с.
2. *Огородников О.М.* Компьютерный инженерный анализ в среде *ANSYS Workbench* [Электронный ресурс] // Екатеренбург: Техноцентр компьютерного инжиниринга УрФУ. 2018. 350 с. Режим доступа: https://cae.urfu.ru свободный.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА КОЭФФИЦИЕНТА ЭФФЕКТИВНОЙ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ СИСТЕМЫ ИЗОЛЯЦИИ

Маннанов Э.Р., Филин А.Г.

АО «Силовые машины»

Современные тренды развития электромашиностроения направлены на повышение единичной мощности электрических машин (ЭМ). Возможность разработки крупных электрических машин неотъемлемо сопряжена с развитием электротехнологий и электротехнических материалов, в частности, электроизоляционных материалов.

Изоляция стержней статора ЭМ – слоистая многокомпонентная система, которая включает в себя набор диэлектрических, полупроводящих и композитных материалов. Требования к свойствам материалов носят двойственный, и зачастую взаимоисключающий характер. Физические свойства определяются с помощью экспериментальной оценки на макетных образцах и путем сопоставления полученных данных с результатами, опубликованными в научно-технической литературе.

Существующая методика расчета позволяет оценивать среднюю температуру в обмотке в то время, как критическими параметрами для работоспособности изоляции являются максимальная температура в изоляции, перепад температуры по толщине изоляции и для коронозащитных покрытий важна максимальная температура на поверхности корпусной изоляции. Работоспособность электрической изоляции обеспечивается путем ограничения теплофизических параметров. Расчет температур в обмотке статора ЭМ производится на основе данных по коэффициенту теплопроводности системы изоляции, полученных по результатам макетных исследований системы изоляции. Недостатки данной методики связаны с дороговизной и трудоемкостью экспериментов, а также отсутствием возможности получить данные для системы изоляции на материалах, которые находятся в стадии разработки. Все это обуславливает необходимость разработки средств автоматического математического расчета с целью многовариантных расчетов для проведения анализа возможностей увеличения теплопроводности систем изоляции электрических машин за счет оптимизации конструкции и применения современных материалов с требуемыми свойствами, с учетом конструктивных особенностей и технологических допусков.

В рамках исследования авторами разработана программа для расчета эффективной теплопроводности системы изоляции. Основные конструктивные элементы стержня статорной обмотки и системы бокового уплотнения по ширине паза для *Global VPI* и *Resin Rich* включает в себя плетенный медный стержень, внутреннее и внешнее коронозащитное покрытие, корпусную изоляцию и уплотнительные прокладки.

Программа позволяет запустить *2D* полевой расчет в *Elcut* после ввода исходных данных в таблице *Excel* (*MS Office*). Принцип построения программы для решения стационарной задачи теплопередачи в системе изоляции заключается в том, что изоляция рассматривается, как совокупность зон, обладающих конструктивными и технологическими особенностями. В качестве варьируемых параметров выступают толщины материалов, теплопроводности материалов, воздушный зазор, площадь зоны контакта прокладки, периодичность прокладки, ступенчатость стенки паза. Для моделирования ступенчатой стенки паза используется программный генератор случайных чисел, распределенных по нормальному закону с медианой, равной номинальному положению стенки паза, и средним квадратичным отклонением 0,2 мм. С использованием генератора вычисляется координата торца каждого листа статора заданной толщины. Расчет выполняется автоматизировано после ввода исходных данных, а также имеется возможность изменения количества расчетов с целью обоснованной выборки по случайному разбросу «высот» листов стенки паза.

Методика расчета основана на моделировании теплового поля между медными проводниками и стенкой паза методом конечных элементов. Расчетная область представляет собой композицию материалов от поверхности меди элементарных проводников стержня до стенки паза. На горизонтальных границах расчетной области граничное условие

не устанавливается, что фактически означает действие граничного условия II рода – нулевой тепловой поток в направлении, нормальном к границе.

Алгоритм программы позволяет принять в расчет прямую и волнообразную прокладку в системе изоляции статорной обмотки, поэтому программа применима для расчета эффективной теплопроводности систем изоляции как технологии *Resin Rich*, так и *Global VPI* (см. рис. 1).

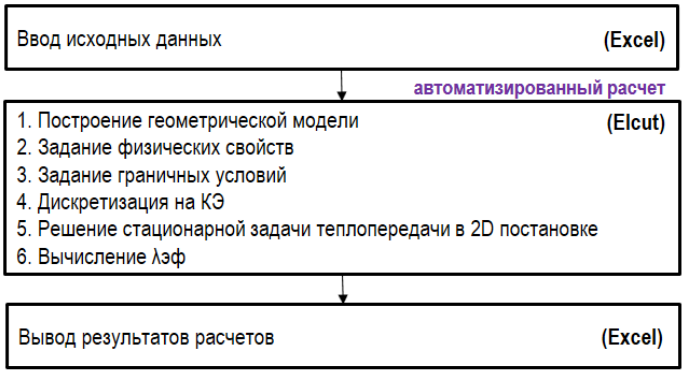


Рис. 1. Алгоритм расчета

Разработка также применима для проведения параметрических исследований и для анализа возможностей увеличения теплопроводности системы изоляции (см. рис. 2, 3). В расчетах использовались значения теплопроводности материалов системы изоляции, которые были определенны в ходе выполнения работ по проекту.

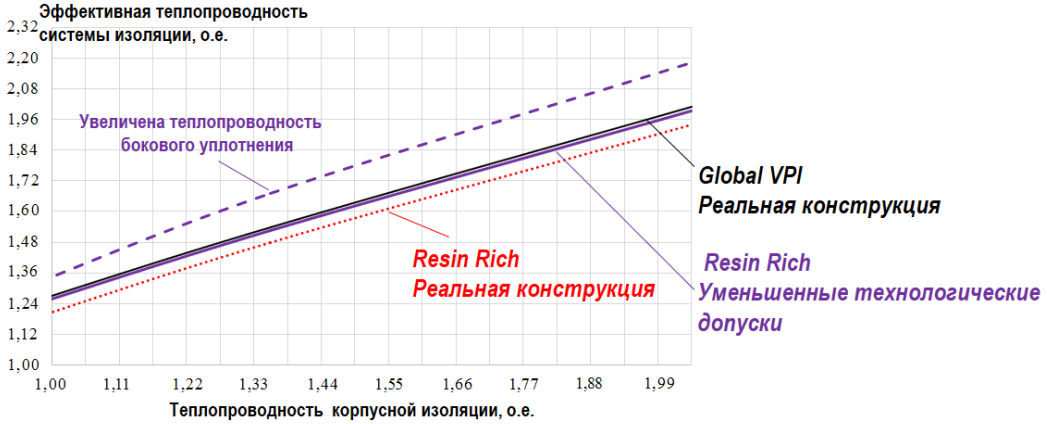


Рис. 2. Анализ возможностей увеличения теплопроводности системы изоляции для технологии *Resin Rich* с ленточным короногасящим покрытием

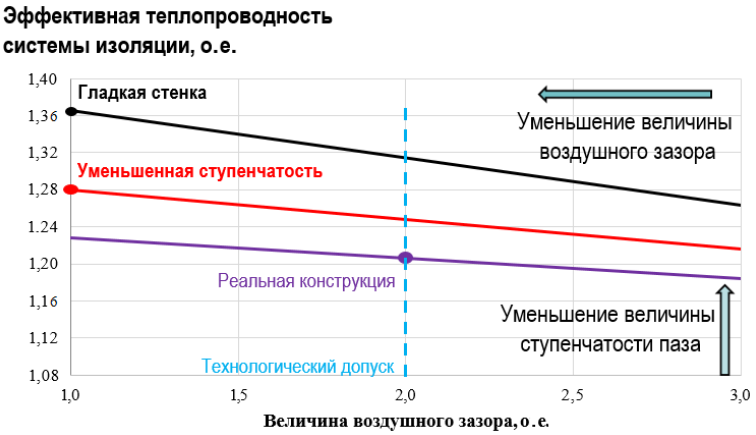


Рис. 3. Влияние технологических допусков на эффективность теплопроводности системы изоляции статорной обмотки ЭМ

Основные выводы по результатам расчетов:

– увеличение воздушного зазора в боковом уплотнении при укладке обмотки и эксплуатации ЭМ (технология) оказывает существенное влияние на теплопередачу в системе изоляции;

– двукратное уменьшение технологического допуска на воздушный зазор может обеспечить дополнительный прирост эффективности теплопередачи в системе изоляции до 7%;

– основным путем повышения эффективной теплопроводности системы изоляции является повышение теплопроводности корпусной изоляции;

– повышение теплопроводности бокового уплотнения может обеспечить дополнительный прирост эффективной теплопроводности системы изоляции (технология *Resin Rich*).

Стоит отметить, что разработка высокоэффективна для оценки вносимого вклада конструктивных элементов в эффективную теплопроводность системы изоляции статорной обмотки относительно базовой теплопроводности. На рис. 4 приведена расчетная оценка вклада элементов конструкции в термическое сопротивление системы изоляции обмотки статора ЭМ с воздушным охлаждением для технологии *Resin Rich*.

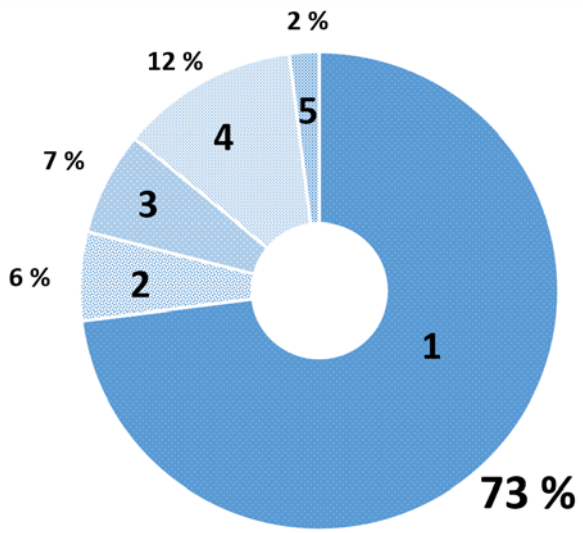


Рис. 4. Вклад элементов конструкции в термическое сопротивление системы изоляции, %: 1 – корпусная изоляция; 2 – ступенчатый паз статора; 3 – воздушный зазор; 4 – гофрированная прокладка; 5 – коронозащитное покрытие

Снижение уровня нагрева обмотки статора и уменьшение перепадов температур по толщине корпусной изоляции наиболее эффективно за счет повышения теплопроводности корпусной изоляции.

Заключение

Несмотря на то, что в идеальной конструкции (гладкая стенка паза статора) возможности повышения теплопроводности весьма эффективны, технические решения ограничены возможностью их практической реализации. Для обеспечения эффективности выполнения технических решений в области повышения теплопроводности должны быть проработаны и обеспечены технологические мероприятия по снижению допусков на укладку, их контролю и оценке в процессе укладки обмотки и эксплуатации ЭМ.

В рамках исследования: разработана программа для расчета коэффициента эффективной теплопроводности системы изоляции; проведен анализ возможностей увеличения теплопроводности системы изоляции для технологии *Resin Rich* и *Global VPI*; определены ключевые элементы системы изоляции, определяющие возможность повышения

теплопередачи в обмотке и разработаны рекомендации для повышения эффективной теплопроводности системы изоляции статорной обмотки ЭМ; приведены примеры расчетов эквивалентной теплопроводности системы изоляции статорной обмотки линейки ЭМ с воздушных охлаждением; обновлена база данных теплофизических свойств материалов системы изоляции для ЭМ с воздушным охлаждением.

Предложенная методика расчета коэффициента эффективной теплопроводности системы изоляции и соответствующая ей программа позволяют сократить сроки и экономические затраты при получении достоверного знания о теплопередаче в указанной области с конечной целью определения теплового состояния обмоток ЭМ.

Список литературы

1. *Степанов В.В. Петреня Ю.К., Андреев А.М., Костельов А.М., Маннанов Э.Р., Талалов В.А.* Влияние свойств компонентов на эффективную теплопроводность полимерных композитных материалов // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2018. Т. 11. № 4. С. 85–94. DOI: 10.18721/JPM.11408
2. *Андреев А.М., Дубицкий С.Д., Муравьева Т.Н., Шикова Т.М.* Моделирование теплофизических свойств электрической изоляции со стохастической геометрией расчетной области // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2016. № 4. С. 89–97. DOI 10.5862/JEST.254.10

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ МАГНИТОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ ПОСТОЯННОГО ТОКА И МЕТОД ИДЕНТИФИКАЦИИ ЕЕ ПАРАМЕТРОВ

Ронжин И.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Актуальность темы заключается в том, что в настоящее время в математической модели магнитоэлектрического двигателя постоянного тока (МЭД) применяется единый электромагнитный коэффициент. Уточнение математической модели позволит повысить точность определения параметров МЭД.

Целью работы является:

1. Уточнение математической модели МЭД путем замены *единого электромагнитного коэффициента, применяемого в расчетах статических характеристик электродвигателя постоянного тока, двумя различными коэффициентами: коэффициентом электро-механической скоростной связи и коэффициентом моментной характеристики.*

2. Разработка метода идентификации параметров уточненной математической модели магнитоэлектрического *двигателя постоянного тока.*

В соответствии с теорией электрических машин [1], динамический процесс работы электродвигателя в общем случае описывается следующей системой дифференциальных уравнений:

$$L\frac{dI}{dt} + RI + k_{\text{эм}}\omega = U;$$

$$k_{\text{эм}} I - M_{\text{с}} = J\frac{d\omega}{dt}.$$

где L – индуктивность обмоток якоря; R – активное сопротивление якоря; U – напряжение питания, подаваемое на МЭД; J – момент инерции вращающихся частей, приведенный к валу двигателя; $M_{\text{с}}$ – статический момент или момент сопротивления, который в общем случае равен сумме нагрузочного момента M и момента сухого трения МЭД $M_{\text{с.т.}}$ ($M_{\text{с}} = M + M_{\text{с.т}}$); ω – угловая скорость вращения вала МЭД.

В некоторых публикациях [2] для моделирования МЭД используются два разных коэффициента $C_{\text{е}}$ и $C_{\text{м}}$, однако использование такой модели предполагает знание значения магнитного потока полюсов Ф, который не входит в перечень паспортных данных МЭД.

В других публикациях [3] пользуются разными обозначениями *коэффициента электромеханической скоростной связи* МЭД $K_{\text{э}}$ *и коэффициента моментной характеристики* МЭД $K_{\text{м}}$*, однако в системе единиц измерений СИ эти коэффициенты считают равными.*

Исследуя труды [4-6] по моделированию большого количества рулевых машин, был сделан вывод, что параметры реальных МЭД часто отличаются от номинальных заявляемых данных. Повысить точность математической модели МЭД возможно путем применения вместо одного *единого электромагнитного коэффициента двух различных коэффициентов математической модели: коэффициента электромеханической скоростной связи МЭД* $K_{\text{э}}$ *и коэффициента моментной характеристики* МЭД $K_{\text{м}}$*, предполагая их неравенство.*

В случае замены коэффициентов, уравнения приобретут следующий вид:

$$L\frac{dI}{dt} + RI + K_{\text{э}}\omega = U;$$

$$K_{\text{м}} I - M - M_{\text{с.т}} = J\frac{d\omega}{dt}.$$

Методы идентификации параметров L и J математической модели МЭД, влияющих только на динамические процессы работы МЭД, хорошо отработаны и общеизвестны [7],

поэтому настоящая работа посвящена разработке метода идентификации параметров, влияющих на статические режимы работы МЭД.

Экспериментальные данные МЭД ДП32-25-4-27-IM3681-P11-Д31 [8], полученные с помощью экспериментальной установки, после статистической обработки, приведены в таблице.

Экспериментальные данные статических характеристик ЭДПТ

M, Н·м	ω, рад/с	I, А
0,00	437	0,13
0,01	433	0,32
0,01	430	0,50
0,03	427	0,72
0,04	425	0,87
0,05	421	1,06
0,06	419	1,25

Статические характеристики ЭДПТ при $\Phi = \text{const}$ описываются следующими соотношениями:

$$\omega = \omega_0 - K_\omega M;$$
$$I = I_0 + K_I M,$$

где ω_0 – максимальная угловая скорость при отсутствии момента сопротивления, создаваемого на вале ЭДПТ; K_ω – коэффициент изменения угловой скорости под воздействием момента, создаваемого на вале ЭДПТ; I_0 – минимальный потребляемый ток при отсутствии момента, создаваемого на вале ЭДПТ; K_I – коэффициент приращения потребляемого тока под воздействием момента, создаваемого на вале ЭДПТ.

Для идентификации всех искомых параметров на основании метода наименьших квадратов были получены необходимые уравнения:

$$\begin{cases} -\sum_{i=1}^{n} \omega_i + n\,\omega_0 - K_\omega \sum_{i=1}^{n} M_i = 0; \\ \sum_{i=1}^{n} \omega_i M_i - \omega_0 \sum_{i=1}^{n} M_i - K_\omega \sum_{i=1}^{n} M_i^2 = 0; \end{cases}$$

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^{n} I_i - nI_0 - K_I \sum_{i=1}^{n} M_i = 0; \\ \sum_{i=1}^{n} I_i M_i - I_0 \sum_{i=1}^{n} M_i - K_I \sum_{i=1}^{n} M_i^2 = 0; \end{cases}$$

С другой стороны, математическая модель статического режима работы электродвигателя постоянного тока, описывается следующими уравнениями:

$$K_\text{м} = 1/K_I;\ M_\text{с.т} = I_0 K_\text{м};$$
$$K_\text{э} = U/(\omega_0 + K_\omega M_\text{с.т});$$
$$R = K_\omega K_\text{э} K_\text{м}.$$

Проводя вычисления, были получены следующие значения параметров: $K_э$, $K_м$, R и $M_{с.т}$: $K_э$=0,0616 В· с/рад; $K_м$=0,0537 Н·м/А; R=0,98 Ом; $M_{с.т}$=0,00723 Н·м. Параметры $K_э$ и $K_м$, как это и ожидалось, имеют близкие, но неравные значения.

Графики зависимости скорости вращения вала электродвигателя и тока, потребляемого МЭД ДП32-25-4-27-IM3681-P11-Д31 от момента, создаваемого на его вале, полученные в результате моделирования статического режима работы МЭД с параметрами, определенными в процессе идентификации, а также данные экспериментов приведены на рис. 2.

Как видно из рис. 2, расчетные графики и данные экспериментов практически совпадают, что указывает на корректность уточненной математической модели МЭД, а также высокую точность и эффективность разработанного метода идентификации ее параметров.

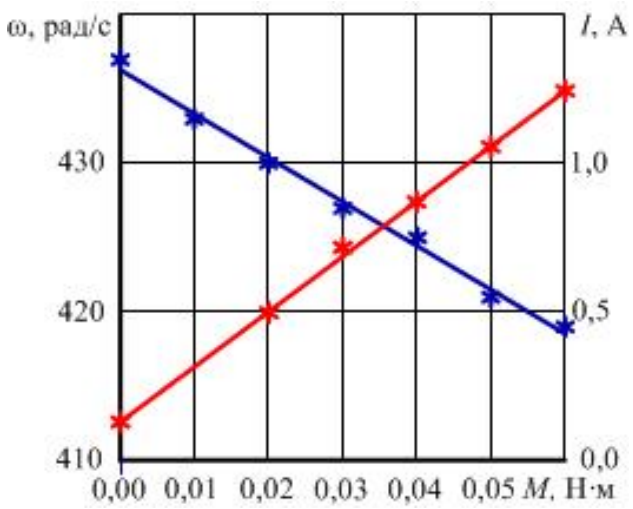


Рис. 2. Экспериментальные и расчетные графики $\omega = \omega(M)$ и $I = I(M)$:
———— – расчет; *** – эксперимент**

Как видно из рис. 2, расчетные графики и данные экспериментов практически совпадают, что указывает на корректность уточненной математической модели МЭД, а также высокую точность и эффективность разработанного метода идентификации ее параметров.

Список литературы

1. *Волков Н.И., Миловзоров В.П.* Электромашинные устройства автоматики: Учеб. для вузов по спец. «Автоматика и телемеханика». 2-е изд., перераб. и доп. М.: Высш. Шк., 1986. 334 с.
2. *Проскуряков В.С. Соболев С.В.* Электрические машины постоянного тока: Учеб. пос. «Электротехника». М.:ГОУ ВПО «Уральский государственный технический университет – УПИ им. первого Президента России Б.Н. Ельцина», 2008. 41 с.
3. Лыков А.Н. Системы управления электроприводами. Пермь: Изд-во Перм. гос. техн. ун-та, 2009. 191 с.
4. *Белоногов О.Б.* Итерационные методы статического анализа двухдроссельной электрогидравлической рулевой машины ракетных блоков // Космическая техника и технологии. №2 (21), 2018. С. 93-105.
5. *Белоногов О.Б.* Итерационные методы статического анализа четырехдроссельной электрогидравлической рулевой машины ракетных блоков // Космическая техника и технологии. №2 (25), 2019. С. 115-126.
6. *Белоногов О.Б.* Методы статического анализа электрогидравлических рулевых машины ракетных блоков // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2015. №5. С. 18-29.
7. *Глазырин А.С., Боловин Е.В.* Разработка и лабораторное апробирование метода идентификации параметров электродвигателей на основе разностных схем // Известия Томского политехнического университета. 2012. Т. 321. № 4. С. 112-115.
8. Номенклатурный каталог продукции // Электроприводы, электродвигатели ЗАО «МЭЛ», 2017. 223 с.

МЕТОДИКА ВОССТАНОВЛЕНИЯ ДИНАМИКИ СТЫКОВКИ ТРАНСПОРТНЫХ КОРАБЛЕЙ И МОДУЛЕЙ ПО ДАННЫМ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ И РЕЗУЛЬТАТАМ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Ерохина Е.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

После каждой стыковки к Российскому сегменту (РС) Международной космической станции (МКС) транспортных кораблей (ТК), модулей выполняется послеполетный анализ динамики стыковки и расчет нагрузок на конструкцию МКС. Результаты этого расчета используются для мониторинга оставшегося ресурса МКС.

В ПАО «РКК «Энергия» разработана методика восстановления динамического процесса стыковки от момента первого контакта до создания жесткого соединения стыковочных агрегатов [1]. Исходными данными для нее являются телеметрическая информация (ТМИ), см. рис. 1, и видеоизображение стыковки (см. рис. 2), получаемые от самой системы стыковки и системы управления движением и навигации (СУДН). Результатом восстановления являются начальные условия стыковки – рассогласования стыковочных интерфейсов, их относительные скорости на момент первого контакта. Эта информация – исходные данные для моделирования динамики и расчета нагрузок на стыковочный порт с помощью математической модели [2]. Качество выполненного расчета оценивается путем сравнения значений параметров ТМИ реальной стыковки со значениями, полученными при математическом моделировании.

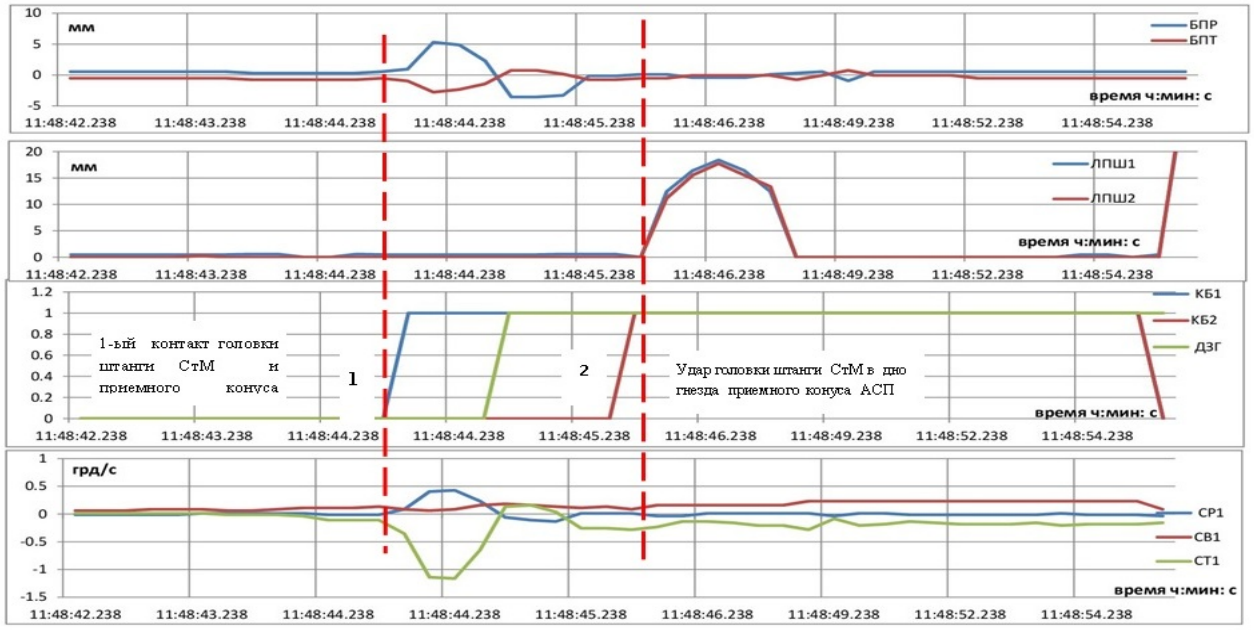


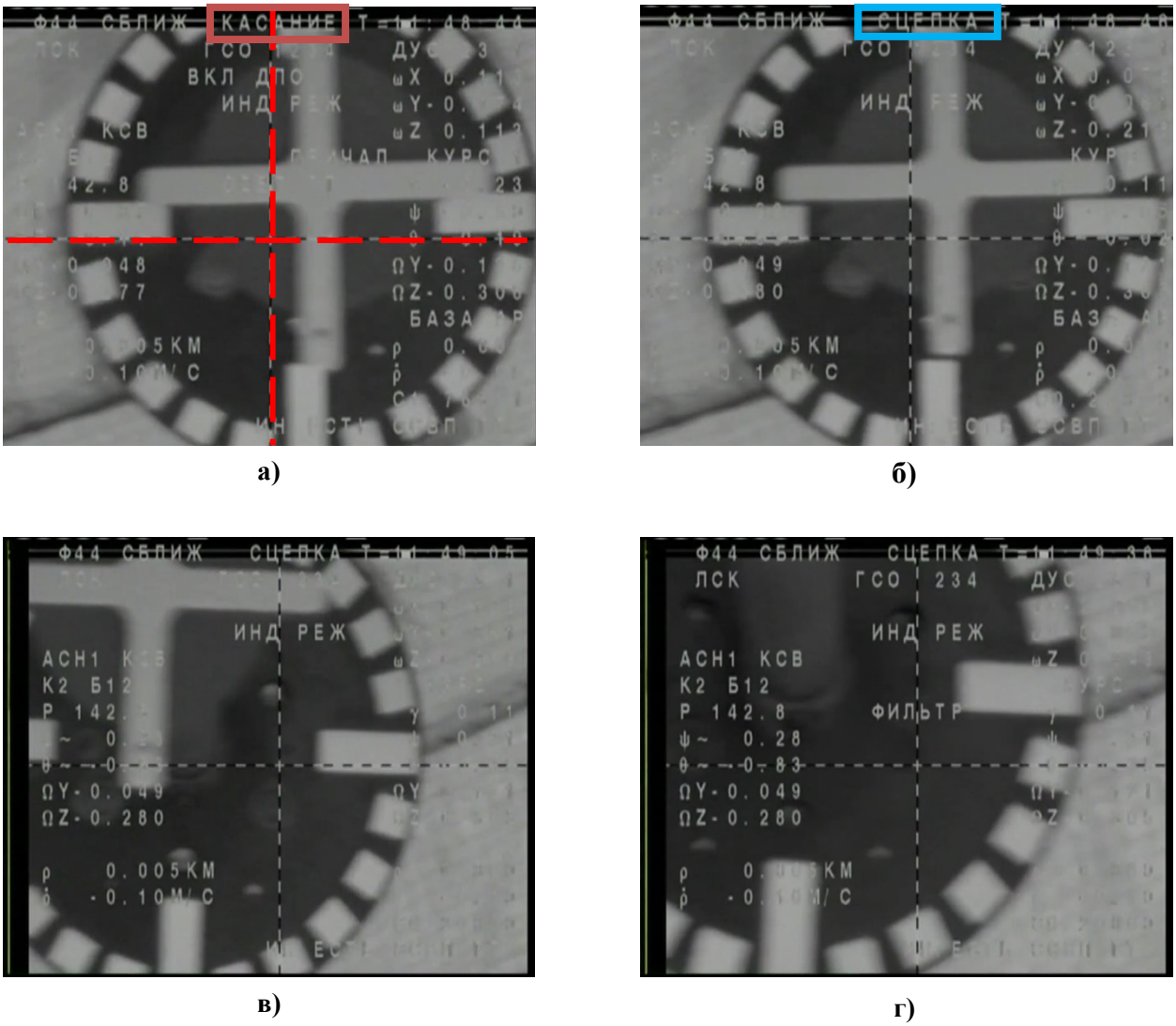
Рис. 1. Результаты обработки ТМИ системы стыковки и датчиков угловых скоростей СУДН от момента первого контакта до начала стягивания стыковочных плоскостей

Восстановление динамики реальной стыковки по статистическим данным и результатам математического моделирования относится к классу обратных задач и не имеет единственного решения. Для сужения диапазона возможных вариантов расчетных значений силовых контактных функций (СКФ) предлагается пользоваться следующими критериями качества восстановления динамики реального процесса стыковки:

– сравнение временных характеристик реального и расчетного динамических процессов стыковки,

– сравнение реальных и расчетных значений показаний датчиков ССВП или ССА-Г в характерных точках и на всем временном интервале от момента первого контакта до создания жесткого соединения,

– сравнение реальных и расчетных значений показаний ДУС ТК или модулей в характерных точках стыковки.



а) б)

в) г)

Рис. 2. Стоп- кадры с видами на контрольную мишень МИМ1:
а – «Касание», б – «Сцепка», в – начало стягивания стыковочных поверхностей,
г – контакт ограничителя стыковочного механизма и приемного конуса

В предлагаемой методике количество параметров, участвующих в восстановлении начальных условий 11: пять из которых относительные рассогласования интерфейсов, остальные шесть проекции линейной и угловых скоростей ТК. Количество параметров стыковки в исходных данных для инициализации программного кода увеличивается итерационно. Первая итерация – выполнение расчетов по начальным условиям, содержащим продольную скорость сближения ТК и МКС и линейное рассогласованию интерфейсов (промах). В случае совпадения расчетных и полетных параметров стыковки на временном интервале от момента первого контакта до начала стягивания стыковочных плоскостей, к этим трем параметрам стыковки добавляется следующий параметр стыковки. Какой именно параметр или параметры стыковки добавляются зависит от наличия ТМИ ТК и видеоизображения стыковки. Действия повторяются до тех пор, пока все критерии качества восстановления динамического процесса не дадут приемлемый результат. После этих операций выполняется расчет нагрузок на АСП соответствующего порта МКС

по восстановленным начальным условиям стыковки на всем временном интервале от момента первого контакта до окончания стягивания стыковочных плоскостей.

На рис. 3 приведен пример графиков расчетных СКФ и кинематических параметров движения ТК, полученных по результатам математического моделирования, для варианта начальных условий стыковки, давших лучший результат по показателям качества восстановления реального процесса стыковки.

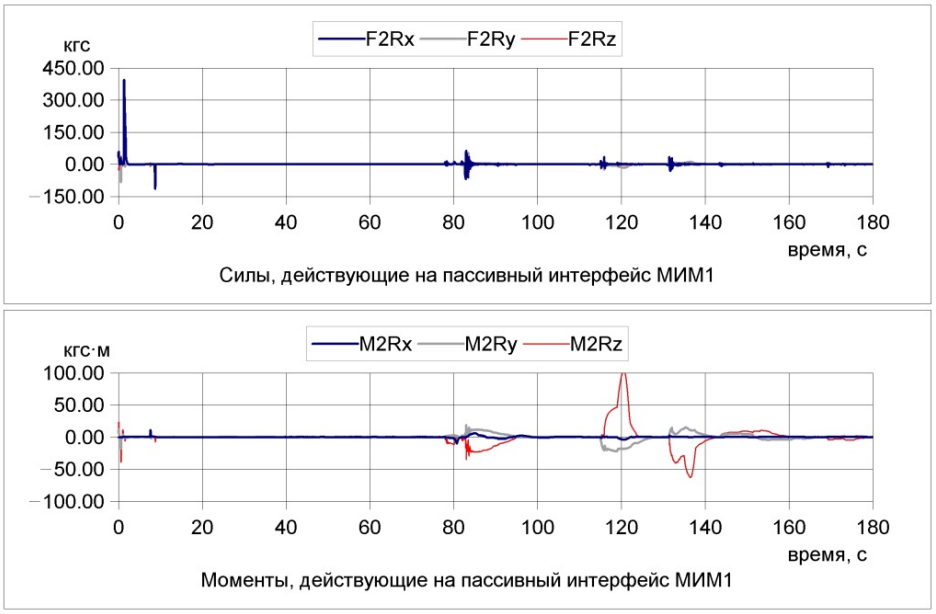


Рис. 3. Расчетные значения СКФ, полученные по восстановленным начальным условиям стыковки, от момента первого контакта до создания жесткого соединения

Описанная методика восстановления динамики стыковки транспортных кораблей и модулей по данным телеметрической и видеоинформации летных испытаний систем стыковки и результатам математического использовалась сто десять раз для анализа стыковок ТК Союз и Прогресс к МКС и один раз при стыковке модуля МИМ2 к модулю СМ МКС.

Список литературы

1. П39614. Отчет по летным испытаниям системы стыковки ССВП в полете «Союз ТМА-12». № 222 (10.04.2008).
2. *Яскевич А.В.* Комбинированные уравнения движения для описания динамики стыковки космических аппаратов с помощью системы «штырь-конус» // Изв. РАН. Космические исследования, 2007, Т. 45, №4. С. 325-336.

МОДЕЛИРОВАНИЕ УСТАНОВКИ РТОд И ШК НА МЛМ МАНИПУЛЯТОРОМ *ERA*

Мирхайдаров В.М., Андреев О.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

На Многофункциональный Лабораторный Модуль (МЛМ) установлен европейский космический манипулятор ERA. Шлюзовая камера (ШК) и Радиационный Теплообменник дополнительный (РТОд) доставлены на орбиту в составе модуля МИМ1. Их перенос и установка на МЛМ будет осуществляться манипулятором *ERA*.

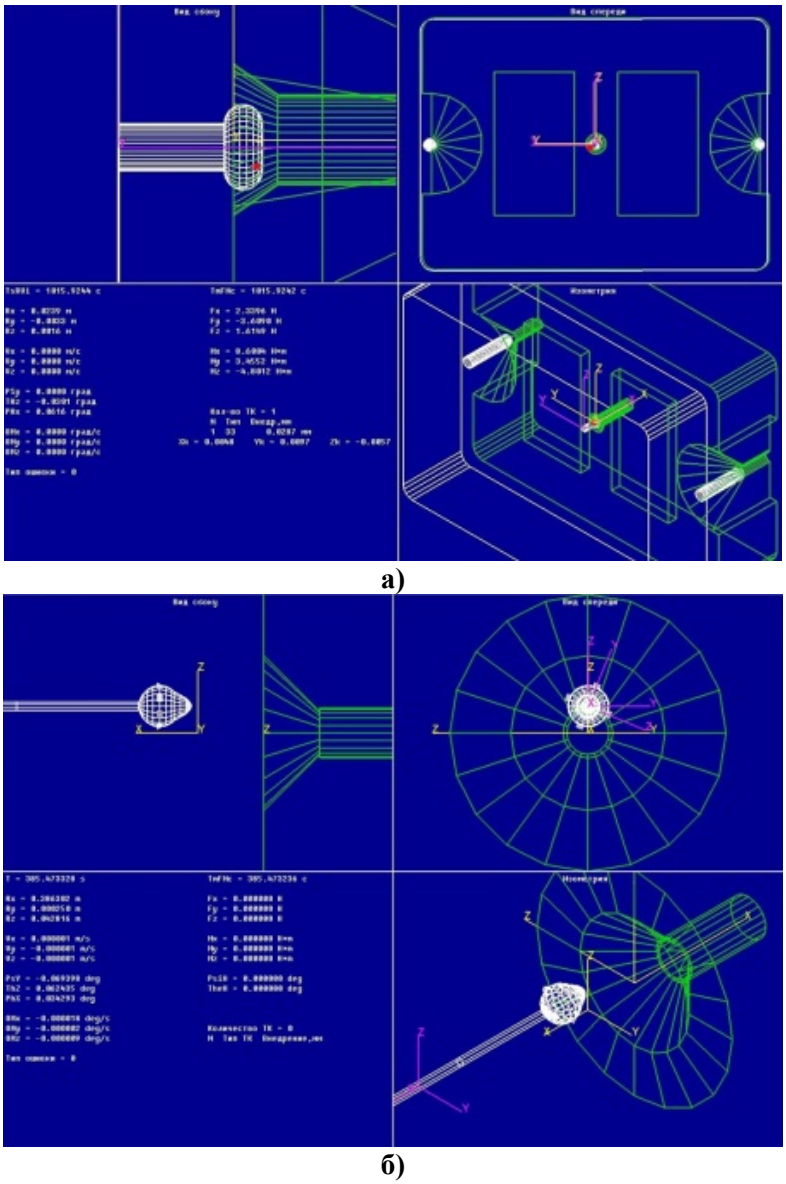
Управление манипулятором в супервизорном режиме осуществляет оператор, который находится на региональном посту управления внутри МЛМ. Он может выдавать команды на выполнение поступательных и угловых перемещений по отдельным направлениям движения манипулятора с помощью лэптопа Пульта Управления, используя видеоизображения с телекамер или звуковые указания внешних операторов, находящихся в зоне сборки. Команды выполняются манипулятором автоматически, а переход от одного движения к другому инициируется оператором. Установка ШК и РТОд на МЛМ выполняется в два этапа. На первом манипулятор, управляемый оператором, обеспечивает относительное боковое и угловое выравнивание устройств соединения и их осевое сближение вплоть до сцепки, то есть образования первичной механической связи. На втором этапе (после сцепки) осуществляется жесткое соединение устройств с помощью ручных замков или приводов агрегата. При этом шарниры манипулятора находятся в расслабленном состоянии.

В ПАО «РКК «Энергия» создан компьютерный стенд [1] для моделирования в реальном времени сборочных операций, выполняемых манипулятором *ERA*. Стенд состоит из трех взаимосвязанных подсистем, которые обеспечивают расчет движения исполнительного механизма манипулятора и перемещаемого полезного груза, моделирование видеоизображения с телекамер на мониторах рабочего места оператора, расчет сил и моментов контактного взаимодействия стыковочных интерфейсов. Управление манипулятором на математическом стенде осуществляется с использованием Имитатора Пульта Управления, который позволяет оператору подавать команды управления и настраивать параметры этих команд. Расположение мониторов математического стенда представлено на рис. 1 и максимально соответствует региональному посту оператора управления МЛМ.



Рис. 1. Внешний вид стенда

Устройства соединения РТОд и ШК имеют малые по сравнению с ними размеры и их видимость с помощью телекамер сильно ограничена. Это затрудняет оператору решение задачи наведения, поэтому модели изображений телекамер на стенде дополнены каркасными графическими *3D*-моделями, которые детально отражают относительное положение и контактное взаимодействие применяемых устройств соединения. Вид на экране этих моделей при установке радиатора и шлюзовой камеры приведен на рис. 2.



а)

б)

Рис. 2. Каркасные графические модели для поддержки оператора при установке (а) радиатора, б) шлюзовой камеры

На этапе отработки причаливания ШК для заданного ЕКА способа формирования команд оценивались варианты грубого и точного управления. При грубом, быстром управлении (осевое сближение без бокового и углового выравнивания интерфейсов) сцепка достигалась, но нагрузки могли достигать значений, предельных для *ERA*. При более точном и длительном управлении обеспечивался допустимый уровень нагрузок на манипулятор.

На рис. 3 показаны графики изменения кинематических параметров, контактных сил и моментов при точном управлении. На этапе выравнивания используются команды «*Step*» с малой амплитудой линейных и угловых перемещений. Сначала, примерно до 90-й с, выдачей двух команд устранялся боковой промах (1). На интервале 115–200 с выдавались команды для уменьшения угловых рассогласований (2). Для вхождения головки в приемный конус подается другая команда «*Insert*», инициирующая осевое сближение (3) со значительно большим перемещением. Сцепка достигается на 300-й сек, при этом контактные

силы и моменты не превышают уровней, допустимых для ERA. Каждая команда на перемещение («*Step*» или «*Insert*») выполняет отработку изменения относительного положения соединяемых интерфейсов по какой-то одной координате на величину, задаваемую оператором до начала моделирования операции**.** Для каждой команды задавалась соответствующая постоянная скорость изменения линейной или угловой координаты. Скорость изменения каждой координаты для команд «*Step*», используемых при выравнивании, была выбрана одинаковой. Скорость осевого сближения при выполнении команды «*Insert*» зависит от вида перемещаемого груза и соединяемых интерфейсов и определяется в результате предварительного исследования разработчиком миссий. Величина осевого перемещения для этой команды может уточняться в процессе отработки миссий с учетом контактного взаимодействия соединяемых устройств.

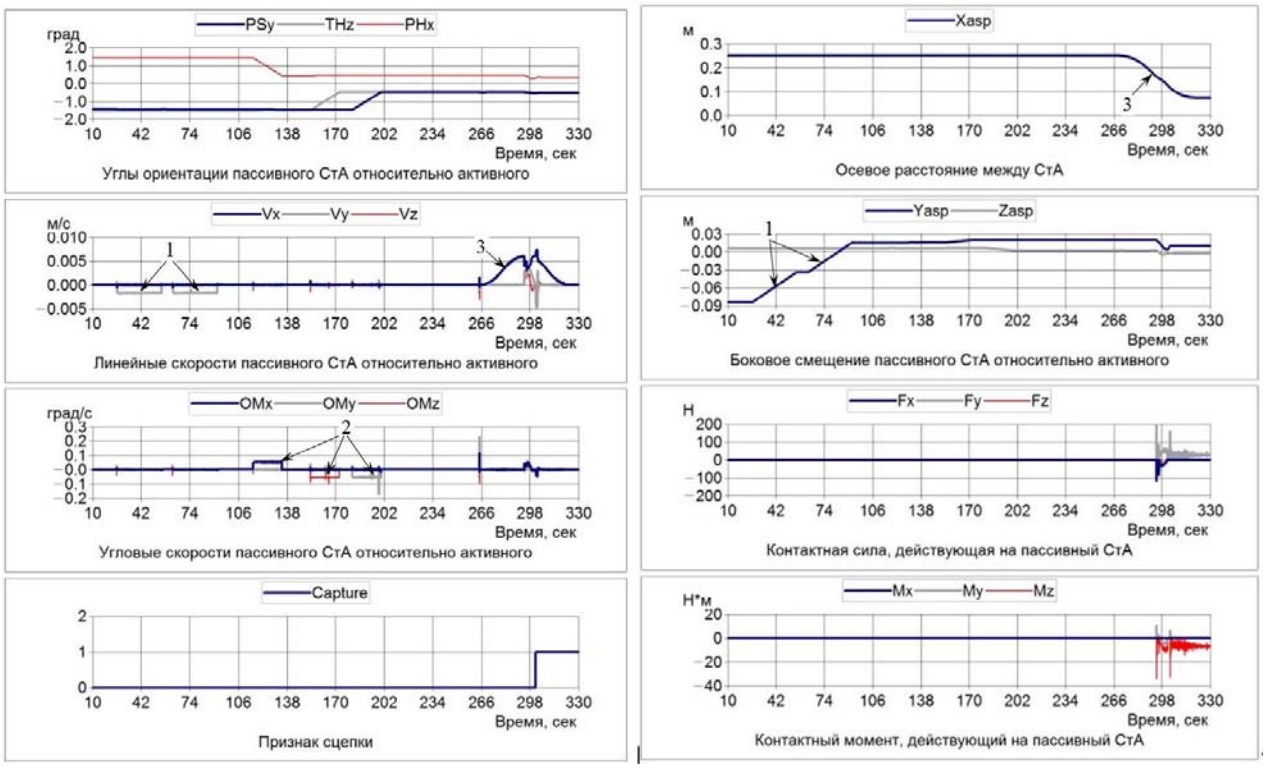


Рис. 3. Причаливание ШК с выравниванием.
Боковое выравнивание, сближение, контактные силы и моменты

Моделирование на стенде установки РТОд и ШК показало, что использование дополнительных каркасных графических моделей позволяет облегчить работу оператора, значительно снизить боковые и угловые рассогласования устройств соединения, а также уровень сил и моментов контактного взаимодействия, отобразить процесс их контактного взаимодействия с учетом податливости исполнительного механизма манипулятора. Первоначально предполагалось использование этих моделей только для выбора параметров команд управления и для начального этапа тренировок операторов. В настоящее время решается вопрос о введении их как вспомогательных средств отображения в штатный контур управления.

Список литературы

1. *Яскевич А.В., Лесков А.Г., Чернышев И.Е., Мирхайдаров В.М., Илларионов В.В., Морошкин С.Д.* Математический стенд для моделирования в реальном времени операций причаливания космических аппаратов // Труды международной научно-технической конференции «Экстремальная робототехника». СПб: Изд-во «Политехника-сервис». 2014. С. 182–186).

МОДИФИЦИРОВАННЫЙ АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ 3–УРОВНЕВЫМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕМ ДЛЯ СИСТЕМЫ СТАРТЕР–ГЕНЕРАТОР

Чепига А.А.

НИУ «МЭИ», г. Москва, Россия

В последнее время 3–уровневые преобразователи все чаще используются в источниках бесперебойного питания и электростанциях на возобновляемых источниках энергии благодаря высоким требованиям к эффективности и качеству выходного сигнала этих устройств [1].

Основным преимуществом 3-уровневой схемы с фиксированной нейтралью (*3L-NPC*) является низкий коэффициент гармоник выходного тока, что позволяет значительно упростить выходной фильтр или полностью отказаться от него. Транзисторы и диоды преобразователя *3-L* работают при половинном напряжении звена постоянного тока, поэтому он может быть построен на переключателях меньшего класса напряжения (например, 600 В вместо 1200 В), характеризующихся низким уровнем потерь и более высокой плотностью тока. Благодаря этому использование топологии *3L-NPC* позволяет значительно повысить эффективность преобразования на высоких частотах [2].

Снижение уровня гармонических искажений достигается за счет увеличения частоты переключения f_{sw}, что в свою очередь приводит к увеличению динамических потерь [3]. Многоуровневая схема позволяет решить эту проблему при относительно низком значении f_{sw} и, кроме того, снизить требования к синусоидальному фильтру, размеры и стоимость которого вносят значительный вклад в производительность всего изделия. Еще одним преимуществом 3L-топологии является низкий уровень излучаемых электромагнитных помех, что особенно важно для таких приложений как источники бесперебойного питания.

Для данной топологии преобразователей возможны следующие реализации схемы: с подключением к нейтральной точке через диоды и с Т-образным мостом. Разница между двумя конструкциями заключается в том, что в модуле с Т-образным мостом линия питания 0 В подключена к выходу модуля транзисторами. Это обеспечивает большую гибкость при реализации ШИМ, а возможность одновременного замыкания всех ключей, соединяющих линии питания с нагрузкой, может использоваться при аварийном отключении [4].

Преимущества этой топологии заинтересовали исследователей, и они начали активно использовать ее в качестве двунаправленного преобразователя для системы стартер-генератор, как показано на рис. 1.

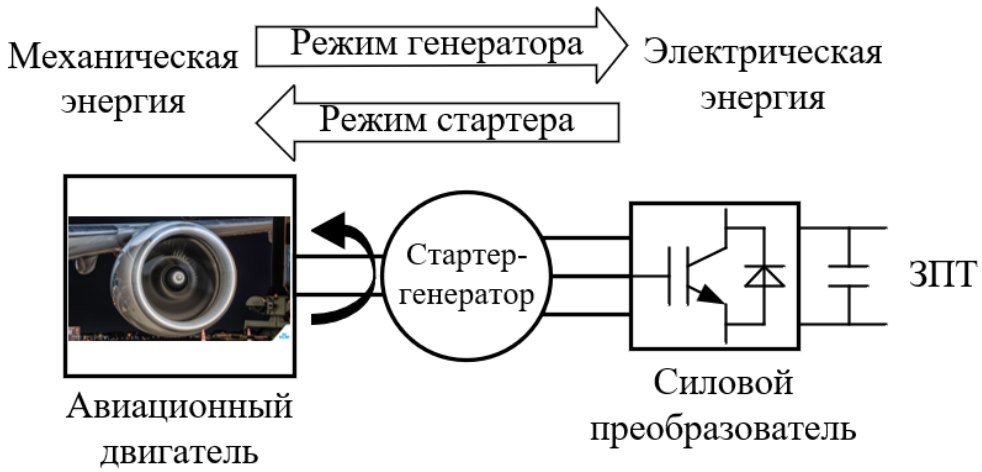


Рис. 1. Схема системы стартер–генератор

Система стартер–генератор состоит из синхронного двигателя с постоянными магнитами (СДПМ) и двунаправленного преобразователя, как показано на рис. 2. СДПМ

подключена к валу авиационного двигателя, а преобразователь передает энергию между электрической машиной и звеном постоянного тока (ЗПТ).

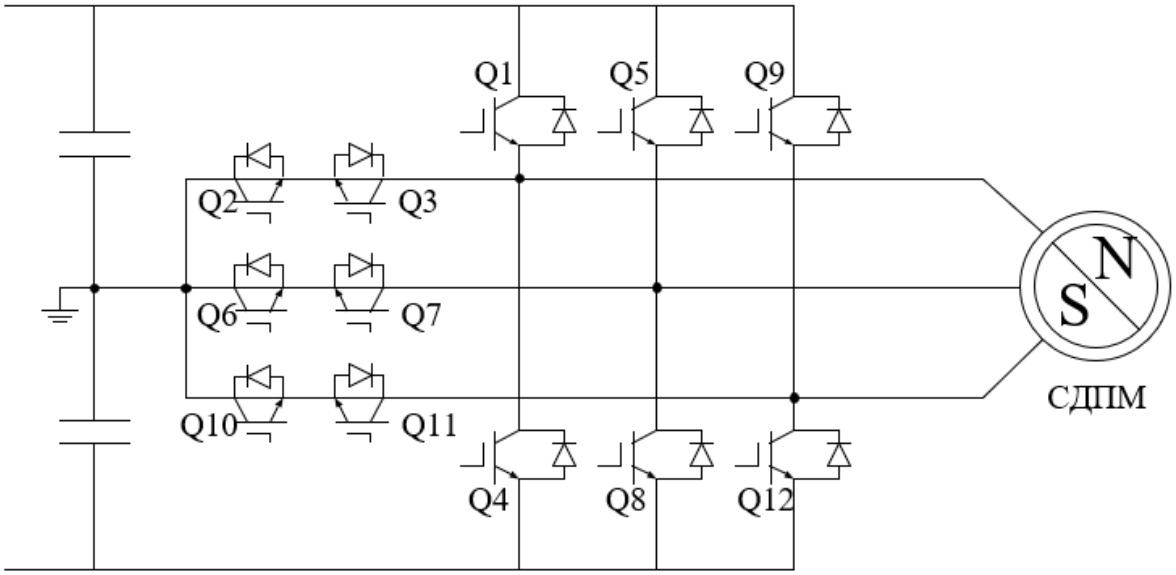


Рис. 2. Схема двунаправленного преобразователя на основе 3L-NPC

В данной работе рассматриваются как проблемы управления преобразователем 3L-NPC в режиме выпрямителя, так и проблемы баланса напряжения на конденсаторах постоянного тока. Для решения было предложено применить классическую векторную систему управления для двух основных режимов работы (активный выпрямитель и венский выпрямитель), а также ШИМ с компенсацией дисбаланса напряжения звена постоянного тока. С помощью разработанной универсальной системы управления этим преобразователем был проведен анализ потерь мощности, что позволяет выбрать оптимальный режим работы.

Список литературы

1. *Do D.H., Anuchin A.* An Improved SVPWM Strategy for Three-Level Neutral Point Clamped Converter Capacitor Voltage Balancing. 27th International Workshop on Electric Drives: MPEI Department of Electric Drives 90th Anniversary (IWED). 2020. Pp. 1-6, doi: 10.1109/IWED48848.2020.9069550.
2. *Kazemirova Y., Anuchin A., Shpak D., Safonov Y.* Analytical Solution to Voltage Balance Control in a 3-Level Neutral-Point-Clamped Inverter // IEEE 59th International Scientific Conference on Power and Electrical Engineering of Riga Technical University (RTUCON), 2018. Pp. 1-4, doi: 10.1109/RTUCON.2018.8659856.
3. *Anuchin, D. Shpak, Gulyaeva M., Aliamkin D., Zharkov A., Vagapov Y.* A PWM Strategy for the Minimisation of Losses in a 3-level T-type Voltage Source Inverter, 2018 International Symposium on Power Electronics // Electrical Drives, Automation and Motion (SPEEDAM), 2018. Pp. 703-708, doi: 10.1109/SPEEDAM.2018.8445367.
4. *Li C. et all.* A Modified Neutral Point Balancing Space Vector Modulation for Three-Level Neutral Point Clamped Converters in High-Speed Drives // IEEE Transactions on Industrial Electronics. Vol. 66, № 2. Pp. 910-921, Feb. 2019, doi: 10.1109/TIE.2018.2835372.

НОВЫЙ ПОДХОД К ПРОЕКТИРОВАНИЮ СМЕННЫХ ПАНЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ ГИДРОСИСТЕМ СОТР КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ И МОДУЛЕЙ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

Белоусов Н.И., Жарков М.Н.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Традиционно в состав систем обеспечения теплового режими (СОТР) входят несколько насосов, один или более обратных клапанов, фильтр, регулятор расхода жидкости, жидкостно-жидкостный теплообменник и радиатор (1). Компоновочно электронасосные агрегаты и обратные клапаны, а также фильтр выполнены в виде отдельных сборочных единиц, объединенных между собой трубопроводами посредством сварных соединений или фланцевых соединений с эластомерными уплотнениями. Указанные сборочные изделия установлены на кронштейн, который крепится к раме изделия. Поскольку радиатор обычно является несменным устройством, а регулятор расхода жидкости требует замены по ресурсу значительно реже, чем электронасосные агрегаты, конструктивно регулятор расхода жидкости установлен в одной сменной панели, а электронасосные агрегаты, фильтр и обратные клапаны – в другой сменной панели.

Существующий подход к проектированию сменных панелей электронасосных агрегатов – отдельное изготовление и испытания входящих в состав панели агрегатов в цехе-изготовителе, изготовление и испытания трубопроводов в другом цехе-изготовителе, монтаж сменной панели, перепроверка работы электронасосных агрегатов после сварки (обычно в цехе-изготовителе) обеспечивают длительный цикл изготовления, многочисленные межцеховые перевозки. Наличие соединительных трубопроводов приводит к значительным габаритным размерам сменных панелей, что сужает компоноввочные возможности и нерационально использует зоны космических кораблей и модулей орбитальных станций.

На рис. 1 приведена исходная гидравлическая схема панели насосов сменной (ПНС).

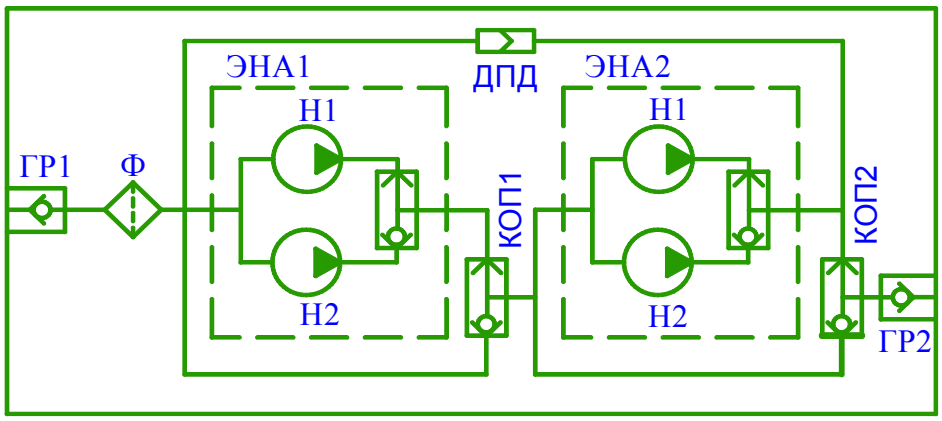


Рис. 1. Исходная гидравлическая схема ПНС

Новый подход к проектированию содержащих электронасосные агрегаты, обратные клапаны и фильтры сменных панелей СОТР состоит в том, что все агрегаты (электронасосы, обратные клапаны, фильтры) монтируются в один моноблочный корпус, а вместо соединительных трубопроводов используется система выполненных в корпусе каналов.

На рис. 2, 3 и 4 – приведены общий вид и разрезы конструкции агрегата, разработанной в соответствии с этой схемой Обратные клапаны размещены в глухих отверстиях моноблочного корпуса благодаря использованию дистанционных втулок между седлами, что позволило после монтажа обратного клапана в корпус заваривать установочное отверстие, герметизируя обратный клапан (3). Расположение соединительных каналов внутри моноблочного корпуса полностью соответствует заданной на рис. 1 гидравлической схеме, но за счет расположения всех сборочных единиц в одном корпусе существенно упрощено

после проведенной топологической оптимизации гидравлической схемы. Вследствие этого устраняется ряд стыков в составе панели, а все имеющиеся в корпусе каналы заглушены либо корпусами электродвигателей типа БК-2 (2) электронасосов, либо входным и выходным штуцерами, либо гидроразъемами. Ни одно из соединений между сборочными единицами не находится снаружи моноблочного корпуса.

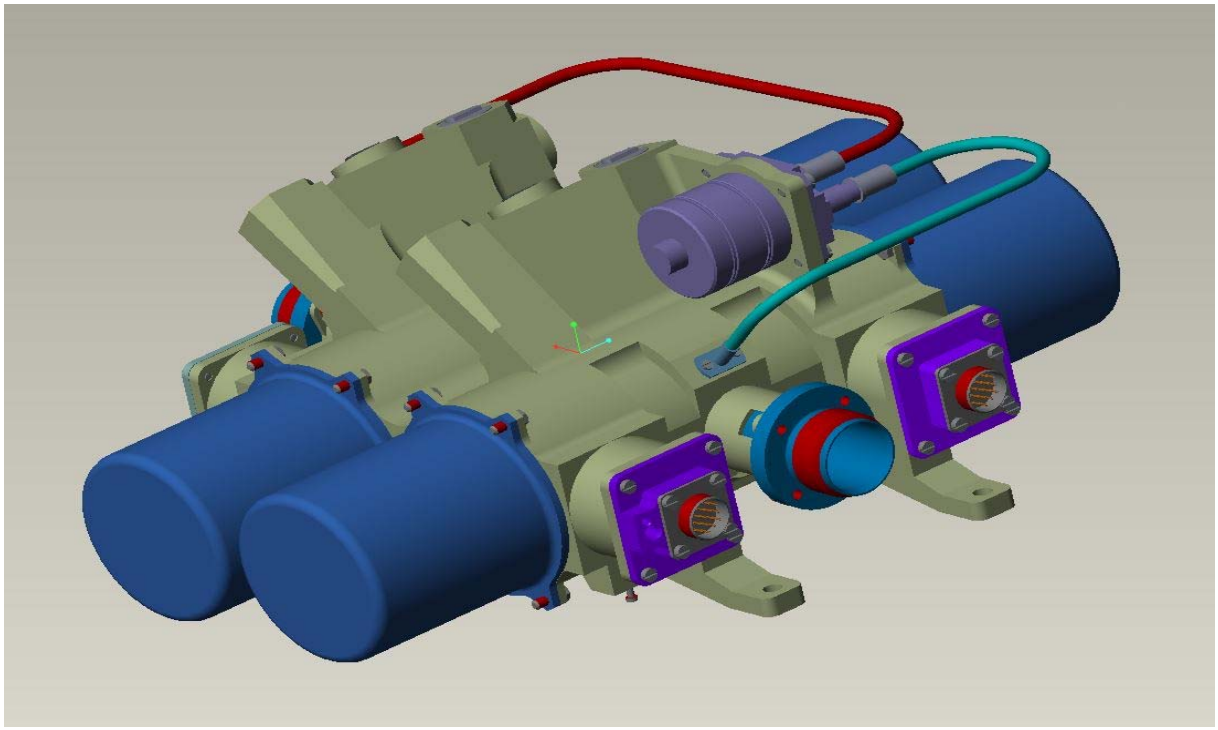


Рис. 2. Общий вид ПНС

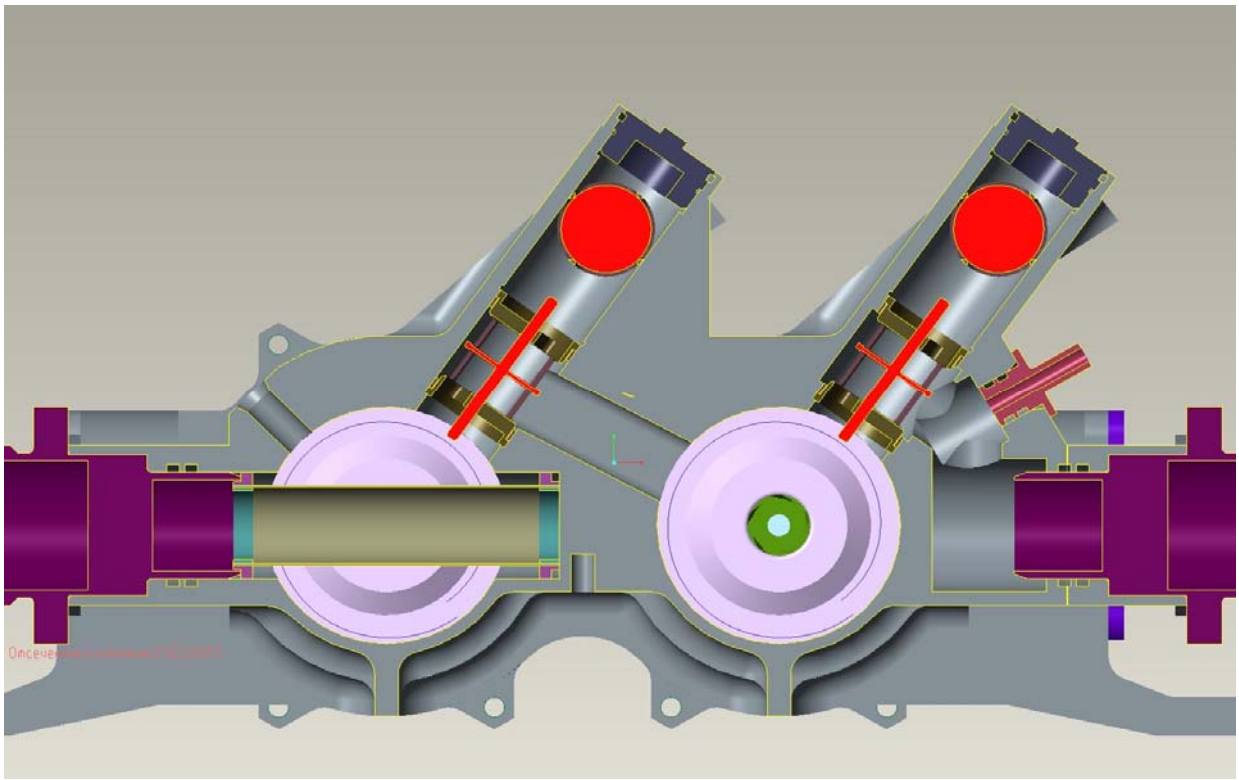


Рис. 3. Продольный разрез ПНС

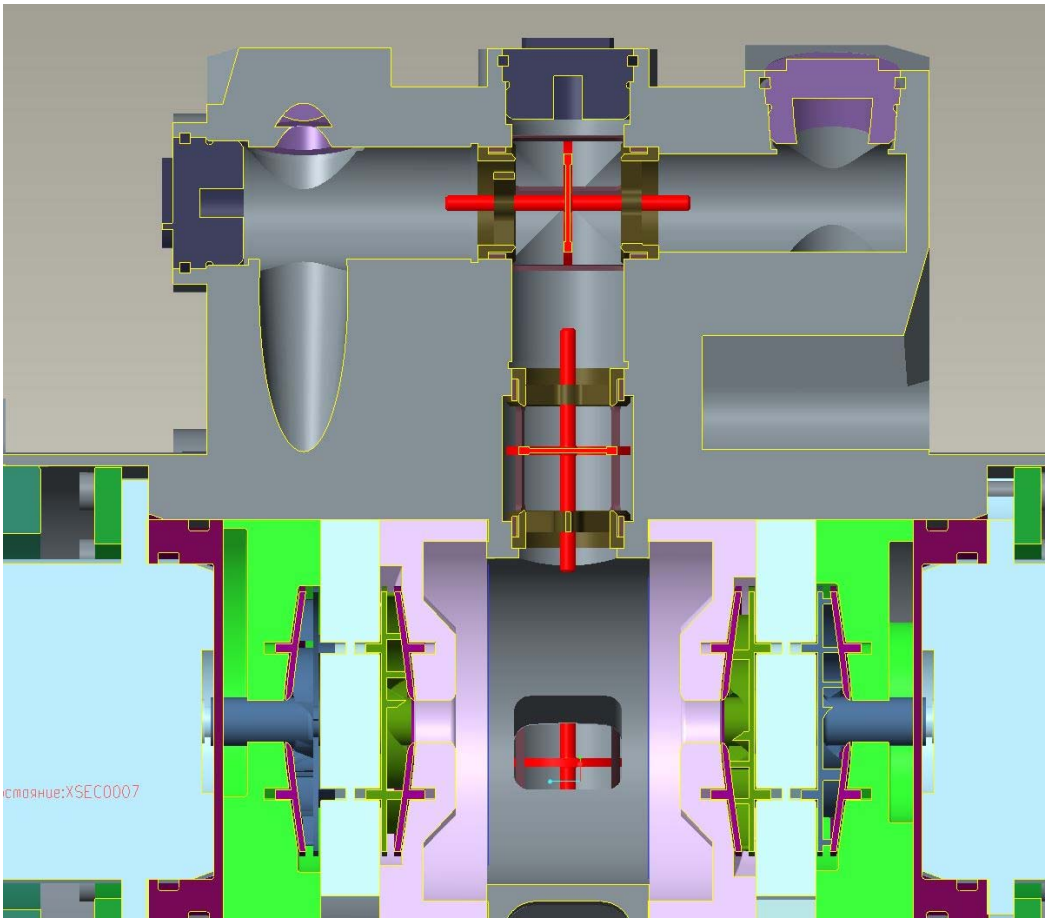


Рис. 4. Поперечный разрез ПНС

В результате применения нового подхода к проектированию разработано 2 комплекта документации для перспективных изделий – панель насосов сменная и блок насосов. Основными преимуществами спроектированных агрегатов являются следующие:

1. Существенное снижение габаритов устройств по сравнению с традиционными панелями, что расширяет компоновочные возможности панелей. Панель механически крепится на 4 точках, принадлежащих моноблочному корпусу, и имеет 2 штуцера для приварки (блок насосов) или 2 гидроразъема (панель насосов сменная).
2. Отсутствие соединительных трубопроводов в панели.
3. Существенное сокращение производственного цикла, поскольку изготовление электромеханических насосов и самой панели, а также испытания панели проводятся в одном и том же цехе-изготовителе, исключен ряд повторных проверок из-за отсутствия сварки в процессе сборки панели.
4. Снижение объема автономной отработки, поскольку исключается автономная отработка отдельных сборочных единиц – отработка проводится для всего изделия – блока насосов или панели насосов сменной.

Список литературы

1. *Бобков А.В.* Центробежные насосы систем терморегулирования космических аппаратов. Владивосток, Дальнаука, 2003. 217 с.
2. ОСТ В16 0.515.054-80. Электродвигатели постоянного тока бесконтактные серии БК-1, БК-2. Технические условия. Отраслевой стандарт. Издание официальное Гр №В5038, 1980. 53 с.
3. Дублированный электронасосный агрегат. Патент РФ №2711889 по кл. F04D13/14, 2020.

ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ ПОСТРОЕНИЯ ФИГУРНОГО ПАЗА МЕХАНИЗМА ЗАЩЕЛОК ПЕРИФЕРИЙНОГО СТЫКОВОЧНОГО АГРЕГАТА

Чернышев И.Е.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Стыковкой называется соединение космических аппаратов на орбите. Сцепка – это образование первичной механической связи между стыкующимися аппаратами [1]. Механизмы защелок обеспечивают образование этой связи, ее сохранение на протяжении процесса стыковки и прекращение для последующей расстыковки. Геометрический интерфейс механизмов защелок периферийных стыковочных агрегатов определен в Международном стандарте на системы стыковки *IDSS* [2]. Они расположены под направляющими выступами кольца стыковочного агрегата; над поверхностью выступов находятся только их запирающие звенья. В процессе сближения космических аппаратов ответные упоры одного аппарата, надавливают на запирающие звенья другого, отклоняя эти звенья с траектории своего движения и взводя удерживающие их пружины. Когда ответный упор оказывается ниже запирающего звена, оно под действием пружин возвращается в выдвинутое положение, блокируя обратное движение упора, не давая аппаратам разойтись.

Срабатывание механизмов защелок происходит за короткое время, поэтому движение запирающего звена реализовано как неуправляемое, происходящее под действием внешней силы, действующей на него со стороны ответного упора. Для улучшения условий сцепки сила сопротивления механизмов защелок и энергия, затраченная на осуществление сцепки, должны по возможности быть уменьшены. Это достигается уменьшением силы поджатия пружин, выдвигающих запирающие звенья, и уменьшением пути, который проходят эти звенья при сцепке. Сила поджатия пружин может быть снижена только до определенного уровня и примерно соответствует удвоенной массе звеньев механизма защелок, движущихся при сцепке. Это позволят сохранить работоспособность механизмов защелок при наземных испытаниях стыковочных агрегатов без обезвешивания этих звеньев. Корректно их обезвесить крайне затруднительно. С ответным упором запирающее звено контактирует посредством ролика, поэтому для уменьшения пройденного им пути центр ролика должен двигаться по траектории близкой к прямой линии, направленной по нормали к поверхности направляющего выступа – уменьшается путь запирающего звена от полностью выдвинутого положения до полностью отклоненного под направляющий выступ.

Кинематическая схема механизма защелок представлена на рис. 1.

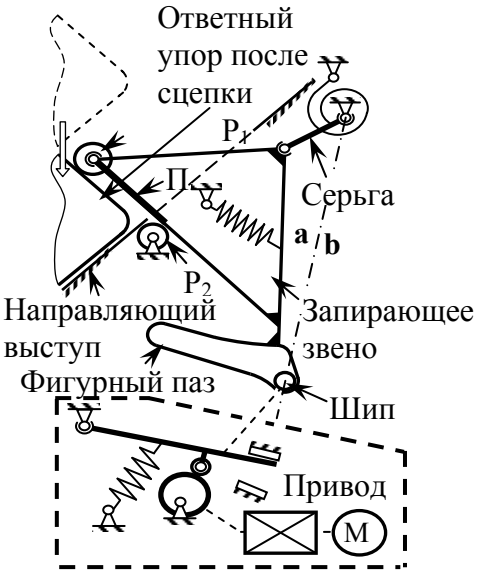
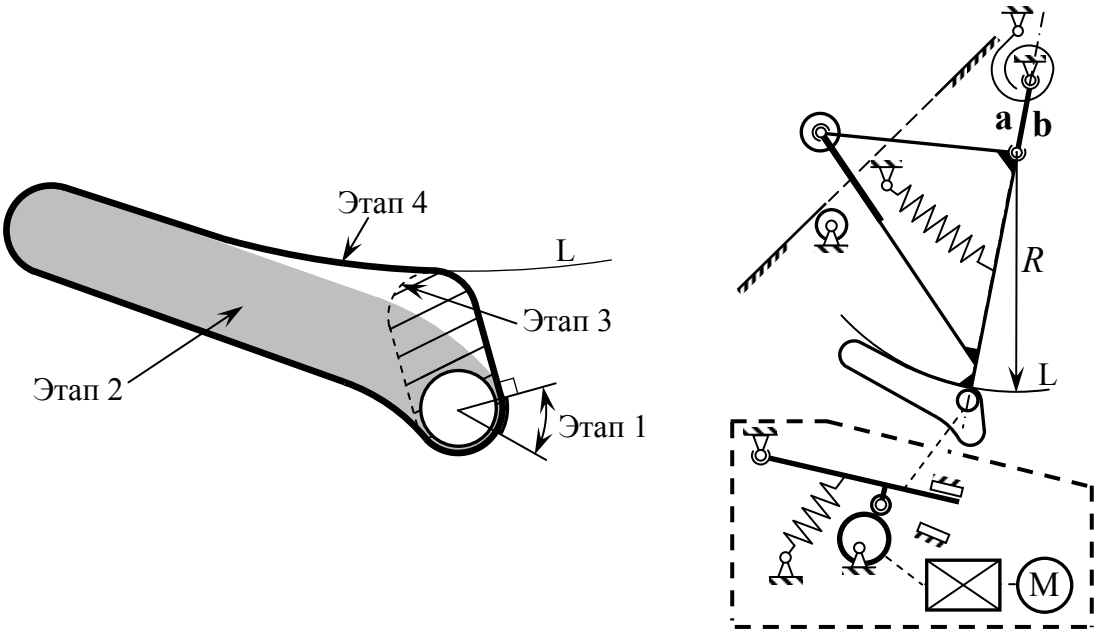


Рис. 1.

В ней можно выделить привод и рычажный механизм, который представляет собой последовательную кинематическую цепь, состоявшую из серьги и запирающего звена. Серьга соединяется с основанием и запирающим звеном вращательными шарнирами с одной степенью свободы. Движение запирающего звена относительно основания ограничивает элемент «шип-паз». Привод управляет положением шипа, которое определяет режим функционирования механизма защелок – «сцепка и ее сохранение» или «расцепление». Паз, взаимодействующий с шипом, выполняет несколько функций: 1) направляющая для формирования прямолинейной траектории движения ролика P_1 запирающего звена при сцепке; 2) компенсация внешней силы, действующей на запирающее звено со стороны ответного упора после сцепки, сохранение сцепки; 3) отсутствие препятствий движению запирающего звена при сцепке и расцеплении.

Исходными данными для проектирования фигурного паза является расположение шарниров серьги и шипа. Оно незначительно изменялось с момента изобретения этого механизма защелок в 1972 году [1, 3-5] и подлежит пересмотру с целью уменьшения габаритов этого механизма для улучшения компоновки верхних шарниров штанг в [6]. Фигурный паз претерпел изменения с 1972 года, но методика его построения в литературе не описана. Основные этапы построения фигурного паза описаны ниже.

Этап 1. Если фигурный паз полностью охватывает шип, являясь вращательным шарниром, то запирающее звено будет оставаться неподвижным вне зависимости от направления приложения внешней силы со стороны ответного упора. Это звено должно оставаться неподвижным после сцепки, если направление внешней силы, лежит в заданном диапазоне, который определяется погрешностью изготовления и сборки конструкции. Для этого определяется та часть паза (дуга), прилегающая к шипу, реакция со стороны которой позволяет компенсировать приложенную внешнюю силу (см. рис. 2, *а*).



а) **б)**

Рис. 2.

Этап 2. Выполняется построение той части паза, которая отвечает за движение ролика P_1 запирающего звена по прямой линии при сцепке. Используется траекторный способ. Центр ролика смещается с малым шагом от полностью выдвинутого положения до полностью отклоненного под направляющий выступ (в этом положении запирающее звено не препятствует скольжению ответного упора по направляющему выступу). На каждом шаге определяется положение шипа относительно запирающего звена. Полученная совокупность этих положений будет являться искомой формой паза. Если она будет внедряться в дугу,

отмеченную на первом этапе, то исходную прямую линию движения ролика следует заменить гладкой изогнутой, чтобы исключить такое внедрение.

Ответный упор при сцепке воздействует на ролик запирающего звена «сверху» и стремится повернуть это звено против часовой стрелки вокруг шарнира, связывающего его с серьгой. Вращению препятствует нижняя часть паза, если серьга находится в полуплоскости **a**, и верхняя – если в **b** (см. рис. 1). Особая конфигурация механизма защелок – серьга находится между полуплоскостями, направлена на шип. В этом случае паз перестает выполнять свою функцию формирования заданной траектории движения ролика запирающего звена. Для устранения этого эффекта дополнительно устанавливается на основании ролик P_2, взаимодействующий с нижней поверхностью П запирающего звена. Для более точного формирования траектории эта поверхность может быть криволинейной, но для упрощения изготовления предпочтение отдается прямолинейным поверхностям. Как правило, ролик P_2 формирует траекторию до полного отклонения запирающего звена под направляющий выступ, поэтому левая часть паза при сцепке не взаимодействует с шипом.

Этап 3. Начиная с [3] принято, что сцепка не сохраняется, если направление приложения внешней силы, действующей на запирающее звено со стороны ответного упора, выходит за границы заданного диапазона. Для того чтобы фигурный паз не препятствовал расцеплению, дуга, отмеченная на первом этапе, продлевается прямым участком (см. рис. 2, а). Такая форма более проста в изготовлении. Если направление внешней силы выйдет из заданного диапазона, то сила реакции стенки фигурного паза будет лишь частично компенсировать внешнюю силу, запирающее звено придет в движение – начнется процесс раскрытия. Аналогично происходит процесс раскрытия защелок приводом. Привод смещает шип в такое положение, в котором сила реакции, действующая со стороны шипа на фигурный паз, не может компенсировать внешнюю силу. Поэтому ответный упор имеет возможность отклонить запирающее звено с траектории своего движения и выйти из зацепления с ним, преодолев силы поджатия пружин, выдвигающих это звено из-под направляющего выступа.

Этап 4. Верхняя правая граница фигурного паза не задействована при штатной сцепке и расцеплении (левая верхняя граница недостижима, после установки ролика P_2). Но потенциальный контакт шипа с этой границей может привести к заклиниванию механизма защелок, препятствованию запирающим звеном сцепке или расцеплению. Поэтому граница делается недостижимой для контакта с шипом – она должна лежать не ниже линии L, показанной на рис. 2, б.

Заключение

Приведены основные этапы построения фигурного паза механизма защелок периферийного стыковочного агрегата, соответствующего Международному стандарту на системы стыковки *IDSS*. Рассмотренная последовательность действий может быть использована для построения паза после изменения расположения шарниров этого механизма, произведенного для достижения лучших габаритно-массовых характеристик. Детальное рассмотрение алгоритмов, используемых при выборе параметров механизма защелок, планируется представить в других работах.

Список литературы

1. *Сыромятников В.С.* Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение. 1984. – 216 с.
2. International Docking System Standard (IDSS) Interface Definition Document (IDD) [Электронный ресурс] / URL: https://internationaldockingstandard.com. Дата обращения 08.07.2021.
3. *Ratcliff L.P.* Patent US № 3820741. Latch Mechanism (assignee NASA, appl. №301039, filed Oct. 26, 1972, registered June 28, 1974).

4. *McFatter J., Keizer K., Rupp T.* NASA Docking System Block 1: NASA's new direct electric docking system supporting ISS and future human space exploration. //Proc/ of the 44th Aerospace mechanism symposium, NASA Glenn Research Center, May 16-18, 2018.pp. 471-484.URL: https://core.ac.uk/download/pdf/161999912.pdf. Дата обращения 08.07.2021.
5. *Dick B., Mauch N., Rupp T.* Capture Latch Assembly for the NASA Docking System. //Proc/ of the 44th Aerospace mechanism symposium, NASA Glenn Research Center, May 16-18, 2018. pp. 485-497. URL: http://aeromechanisms.com/wp-content/uploads/2018/05/20180002828.pdf. Дата обращения 08.07.2021.
6. *Яскевич А.В., Павлов В.Н., Чернышев И.Е. Рассказов Я.В., Земцов Г.А., Карпенко А.А.* Патент РФ № 2657623. Периферийный стыковочный механизм. (Патентообладатель ПАО «РКК «Энергия», заявка №2017119305, приоритет 01.06.2017, дата регистрации 14.06 2018, опубликовано 14.06.2018 Бюл. №17).

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ ОГРАНИЧИТЕЛЯ СКОРОСТИ ВЫДВИЖЕНИЯ КОЛЬЦА УПРУГО-АДАПТИВНОГО ПЕРИФЕРИЙНОГО СТЫКОВОЧНОГО МЕХАНИЗМА

Кобец В.Д.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

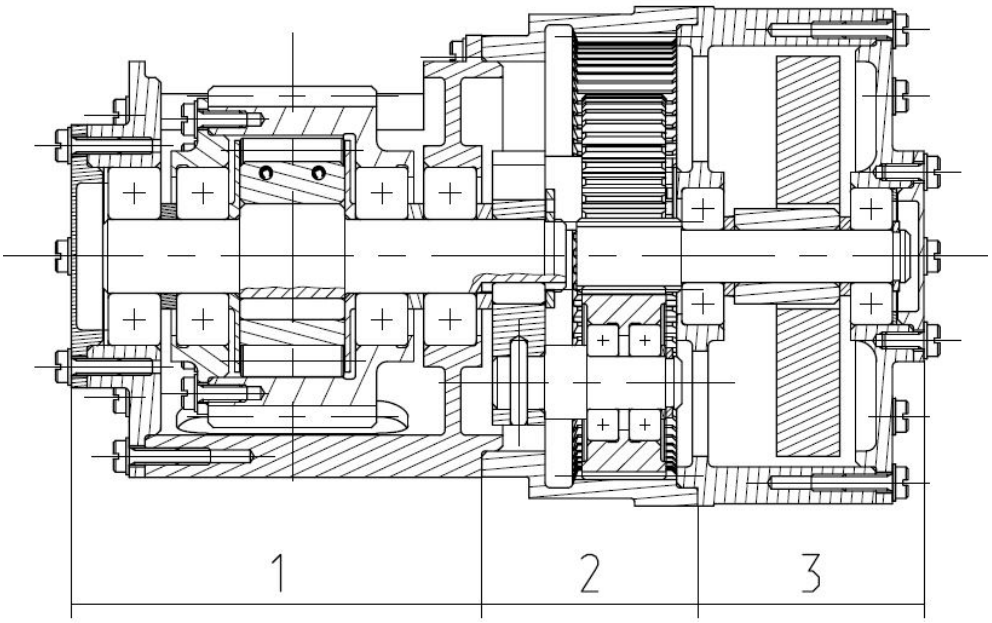
В настоящее время в РКК «Энергия» разрабатывается проект стыковочного агрегата, соответствующего *IDSS IDD* [1]. Частью этого агрегата является новый периферийный стыковочный механизм с накоплением кинетической энергии сближения (СтМ) [2].

В процессе анализа результатов динамического моделирования выдвижения и сцепки колец периферийного стыковочного механизма по модели [3] выявлено, что при некотором наборе начальных условий возможно ударное взаимодействие активного и пассивного колец стыковочных агрегатов с пиковым усилием, превышающим заданное значение в *IDSS*.

С целью ограничения силы ударного взаимодействия в конструкцию стыковочного механизма было предложено ввести демпфер, ограничивающий скорость выдвижения кольца на таком уровне, при котором сила ударного взаимодействия колец остается в рамках заданной в *IDSS*.

В результате анализа определено, что по сравнению с известным электромагнитным тормозом (ЭМТ) [4], механический фрикционный демпфер центробежного типа имеет меньшую массу. Для такого демпфера, отличающегося наличием обгонной муфты и интегрированного в конструкцию СтМ [5], в [6] предложено название «Ограничитель скорости выдвижения кольца» (ОСВК). Там же приведены кинематическая схема ОСВК, аналитическая методика расчета его параметров, оценка влияния на процесс выдвижения кольца, выполненная в результате моделирования.

В настоящем докладе рассматривается конструкция ограничителя скорости выдвижения кольца, представленная на рисунке, выбор параметров конструкции производился на основе выше описанной методики.



Конструкция ограничителя скорости выдвижения кольца

ОСВК сконструирован по модульной схеме. Он содержит в себе последовательно соединенные функциональный модуль обгонной муфты, функциональный модуль редуктора (мультиплексора) и функциональный модуль фрикционных кулачков.

Функциональный модуль обгонной муфты, указанный на рисунке 1 под номером 1, предназначен для реализации одностороннего действия тормозного момента (только во время выдвижения кольца).

Функциональный модуль редуктора, указанный на рисунке 1 под номером 2, предназначен для увеличения скорости вращения вала с фрикционными кулачками и снижения их массы, так как тормозной момент ОСВК пропорционален кубу передаточного числа, а массе фрикционного кулачка пропорционален только линейно [6]. Функциональный модуль редуктора выполнен в виде планетарной передачи.

Функциональный модуль фрикционных кулачков, указанный на рисунке 1 под номером 3, предназначен для создания тормозного момента. Фрикционные кулачки, вращаясь вместе с валом, прижимаются к неподвижному корпусу и создают на валу заданный тормозной момент.

Преимуществами разработанной конструкции являются:

– модульность конструкции, позволяющая менять тормозной момент;

– интеграция обгонной муфты в шестерню, входящую в зацепление с зубчатым венцом барабана намотки троса СтМ;

– технологичность по сравнению с ЭМТ;

– энергоэффективность (Вт/кг) по сравнению с ЭМТ.

В докладе представлены результаты экспериментальной отработки ОСВК на макетах, изготовленных методом аддитивной печати, с целью верификации выше описанной методики и конструкторской проработки.

Результаты экспериментальной отработки подтвердили, что достигнуты корректные номинальные параметры функционирования ОСВК – а именно экспериментально получен заданный коэффициент связи тормозного момента и квадрата скорости вращения входного вала ОСВК (и скорости движения кольца).

Список литературы

1. International Docking System Standard (IDSS) Interface Definition Document (IDD) – http:\\internationaldockingstandard.com
2. Патент РФ №2657623. Периферийный стыковочный механизм. Яскевич А.В., Павлов В.Н., Чернышев И.Е., Рассказов Я.В., Земцов Г.А., Карпенко А.А.; патентообладатель ПАО «РКК «Энергия», заявка 2017119305 от 01.07.2017; опубликовано 14.06.2018 г.
3. *Яскевич А.В.* Особенности динамики стыковки космических аппаратов при использовании периферийного механизма с накоплением кинетической энергии сближения // Космическая техника и технологии (ISSN 2308-7625). №4. 2019. С.109–120.
4. *Сыромятников В.С.* Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: «Машиностроение», 1984. 216 с.
5. Патент РФ №2739646. Ограничитель скорости относительного движения. Рассказов Я.В., Чернышев И.Е., Кобец В.Д., Гусев Г.А., Матчина Е.В., Егорова Н.Ю.; патентообладатель ПАО «РКК «Энергия», заявка 2020108587 от 26.02.2020; опубликовано 28.12.2020 г.
6. *Рассказов Я.В., Чернышев И.Е., Кобец В.Д.* Ограничитель скорости выдвижения кольца упруго-адаптивного периферийного стыковочного механизма // Космическая техника и технологии (ISSN 2308-7625). №4. 2020. С.44–55.

РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ РАЗГОННОГО БЛОКА «ДВИНА-КВТК» ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО РАКЕТОНОСИТЕЛЯ «АНГАРА-А5»

Носов А.С., Носова О.А.к.

АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева», г. Москва, РФ

В настоящее время во всем мире признано, что наиболее перспективными преобразователями вращательного движения в поступательное движение являются роликовинтовые механизмы (РВМ), имеющие различные конструкции. Чаще других используются планетарные роликовинтовые механизмы (ПРВМ), которые также имеют различные конструкции и исполнения. Отсюда актуальными являются всесторонние исследования этих механизмов, их модернизация и разработка новых конструкций для повышения эксплуатационных характеристик ПРВМ [1].

Целью настоящей работы является разработка планетарного роликовинтового механизма повышенной точности и надежности функционирования как исполнительного в электромеханическом приводе двигательной установки (ЭПДУ) кислородно-водородного разгонного блока «Двина-КВТК» для перспективного ракетоносителя «Ангара-А5» [9], обеспечивающего управление вектором тяги маршевого двигателя по командам системы управления для обеспечения заданных тактико-технических характеристик изделия, импортозамещение, снижения отрицательного влияния на окружающую среду.

Для достижения цели проведен комплекс экспериментальных работ, решены следующие задачи:

– Изготовлены опытные образцы различных комплектаций (рис. 2) [6,7];

– Изготовлен комплекс нестандартного оборудования для проведения испытаний (рис. 3) [5];

– Обоснован и разработан научно-методический подход к использованию разработанного механизма как исполнительного для электромеханического привода двигательной установки [3];

– Обоснованы результаты математического моделирования работы и эксплуатации управляемого электромеханического привода в системе управления вектора тяги маршевого двигателя [3];

– Обоснована и разработана методика выбора структуры, состава и параметров электромеханического привода двигательной установки [2, 4].

Разработан новый планетарный роликовинтовой механизм (рис. 1) повышенной точности и надежности функционирования, обоснована методика изготовления, а также выбора состава и параметров электромеханического привода [7].

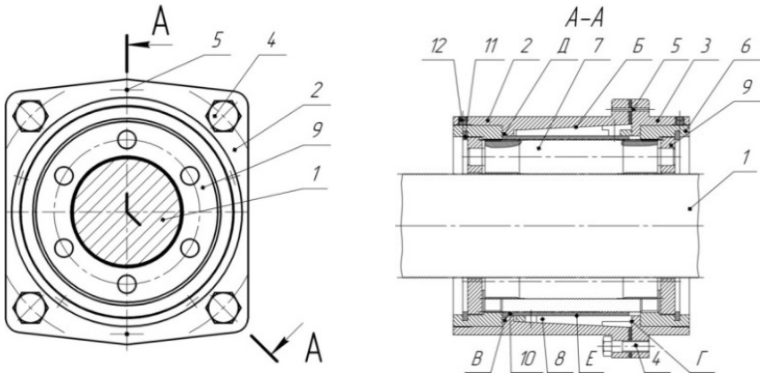


Рис. 1. Разработка новой конструкции БзПРВП
1 – винт; 2, 3 – сборочный корпус; 4 – крепежные винты; 5 – штифты; 6 – зубчатый венец; 7 – ролик; 8 – разрезная цанга; 9 – сепаратор; 10 – тонкостенная гайка;11 – стопорные кольца; 12 – стопорные винты.

Для отработки технологии изготовления, был изготовлен опытный образец исполнительного механизма электромеханического привода (рис. 2) [7].

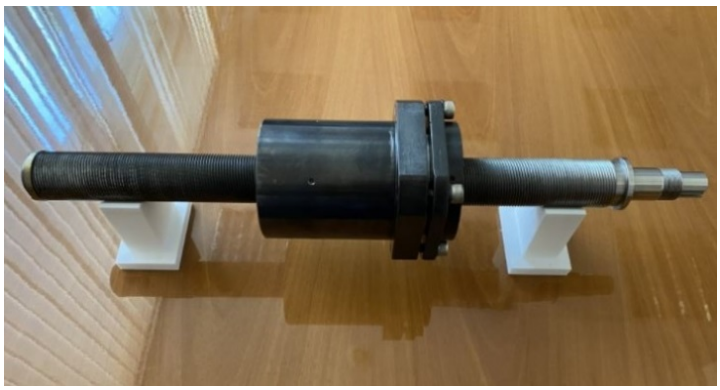


Рис. 2. Опытный образец

Для определения основных характеристик механизма разработана методика проведения испытаний, спроектирован, изготовлен и настроен испытательный стенд (рис. 3), с помощью которого мы определяем кинематическую точность, КПД, ресурс, скоростные характеристики. Проводились испытания при постоянной нагрузке 2,46 кН, 4,88 кН, 9,85 кН и 14,6кН. Предварительно проводится обкатка механизма.

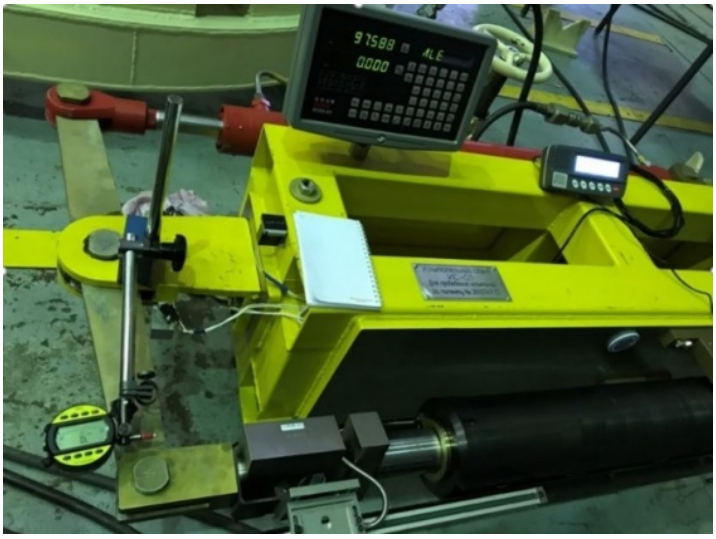


Рис. 3. Общий вид испытательной установки

В итоге проведенных комплекса теоретических, конструкторских и исследовательских работ достигнуты технические показатели разработанного планетарного роликовинтового механизма [2, 3, 4, 5]:

– Обеспечение работоспособности в диапазоне температур от -20ºС до +80ºС.

– Скорость перемещение штока при статических и динамических нагрузках не менее 120 мм/с.

– Надежная работоспособность при относительной влажности до 98% при температуре +80ºС.

– Привод не являться источником радиопомех (ГОСТ В 25803-91).

– Привод устойчив и прочен к воздействию вибраций.

Расчетным и экспериментальным путем установлено, что разработанный ПРВМ по сравнению с импортными аналогами обладает на 80% большей нагрузочной способностью и в 4 раза превосходит их по ресурсу.

Разработан метод определения рациональных размеров с полями допусков на сопрягаемые поверхности основных деталей ПРВМ. Проведенными расчетами доказана

эффективность разработанного метода – неравномерность давления от номинального значения не превышает 2–3%.

С помощью экспериментальных исследований определены основные эксплуатационные характеристики ПРВМ (жесткость, точность, КПД). КПД заявленного механизма равен КПД известного механизма. Точность заявляемого механизма выше точности известного механизма на 10…15% (по результатам испытаний под нагрузкой в пределах 7 мкм). Осевая жесткость заявляемого механизма выше осевой жесткости известного механизма на 5…8%. Для использования ПРВМ рекомендуется выполнять обкатку (приработку) механизма и только затем использовать его в работе.

Основные направления дальнейшего использования предполагаемых результатов в РКП:

Генеральным конструктором АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» принято решение включить данную разработку в программу испытаний при создании электромеханического привода двигательной установки кислородно-водородного разгонного блока «Двина-КВТК» для перспективного ракетоносителя «Ангара-А5» [9].

Результаты данной разработки [6, 7, 8] будут учитываться при создании высокоточных приводов для новых перспективных изделий ракетно-космической отрасли и в других отраслях машиностроения.

Список литературы

1. *Базгаев П.С., Мусатов Е.А., Сизов А.Н.* Следящий электромеханический привод отсечного золотника в электрогидравлической системе регулирования частоты вращения паровой турбины / Материалы Региональной научно-технической конференции. Сборник докладов т. 2, Издательство МГТУ имени Н.Э. Баумана. М, 2014. С. 123-130.
2. *Блинов Д.С., Василюк В.О.* О влиянии количества заходов резьбы винта и гайки планетарных роликовинтовых механизмов на их основные параметры. Машины и установки: проектирование, разработка и эксплуатация. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2016. № 6. С. 23-37.
3. *Блинов Д.С., Егоров О.В., Носов А.С.* Обзор известных конструкций беззазорных планетарных роликовинтовых механизмов и разработка новых конструкций с цельной тонкостенной гайкой. Справочник. Инженерный журнал. 2018. № 12. С. 17-26.
4. *Егоров О.В., Блинов Д.С., Носов А.С.* Разработка беззазорной планетарной передачи высокой точности. Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2018. Выпуск 5. С. 192-205.
5. Особенности разработки роликовинтовых передач в составе линейных актуаторов / Р.В. Пустозеров [и др.] Научный вестник костромского государственного технологического университета. 2013. № 2 (1). 17 с.
6. Планетарная роликовинтовая передача: патент 2613138 РФ / Варочко А.Г., Носов А.С. [и др.] Заявл. 01.10.2015; опубл. 15.03.2017. Бюл. №8.
7. Устройство для преобразования вращательного движения в поступательное движение: патент 2610747 РФ / Варочко А.Г., Носов А.С. [и др.] Заявл. 01.10.2015; опубл. 15.02.2017. Бюл. № 5.
8. Беззазорный планетарный роликовинтовой механизм: патент № 205598 РФ/ Носова О.А., Носов А.С. [и др.] Заявл. 17.03.2021; опубл. 22.07.2021 Бюл. №21.
9. Техническое задание на составную часть ОКР «Разработка электромеханического привода двигательной установки», К309-РБ КВТК-ТЗ.13-2020.

РЕЗУЛЬТАТЫ АНАЛИЗА ДИНАМИКИ ПЕРЕСТЫКОВКИ ИЗДЕЛИЯ НЭМ НА ОРБИТЕ С ПОМОЩЬЮ МАНИПУЛЯТОРА

Егоров С.Н.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Перестыковка космических аппаратов (КА) на орбите при помощи манипулятора перестыковки (МП) впервые получила активное применение в отечественном проекте ОС «Мир». Процесс происходит путем трех последовательных вращений изделия, два из которых условно названы маневрами «поворотов» и один «переносом» (рис. 1). После каждого маневра выдерживается временная пауза в несколько минут для успокоения колебаний.

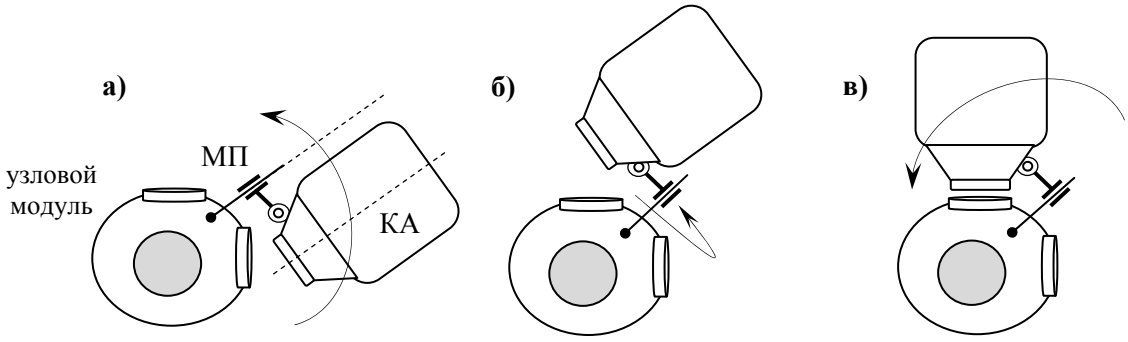


Рис. 1. Три последовательных вращения изделия (поворот, перенос, обратный поворот)

Замечательная особенность МП состоит в том, что он имеет всего лишь по одной вращательной степени свободы на концах одного твердого звена (руки). Изделие с МП, прибывшее к станции, способно после стыковки само себя «перенести» к любому из двух смежных портов и обратно. Это позволяет компактно выполнять сборку станции и экономить топливо.

В основе идеи лежит форма сферы узлового модуля, которая вписана в воображаемый куб. Ось переноса проходит через центр сферы и один из углов куба. Вращая объект относительно этой оси, он перемещается вокруг трех граней куба, по центру которых размещаются целевые порты.

Вся операция выполняется автоматически на фоне индикаторного режима станции в следующей последовательности:

– во время стыковки изделия, после сцепки, штанга стыковочного механизма (СтМ) втягивается и останавливается, когда между ответными стыками расстояние составляет 150 мм, выравнивающие рычаги максимально выдвинуты и удерживают изделие вдоль продольной оси приемного порта узлового модуля;

– рука МП на изделии, вращаясь относительно шарнира поворота, выполняет захват гнезда на корпусе узлового модуля головкой захвата в шарнире переноса;

– после освобождения штанги СтМ, совершается первый поворот КА на угол 55^{o}, его продольная ось встает параллельно оси переноса МП (рис. 1, а), что очень важно – обеспечивается минимальный момент инерции изделия относительно оси переноса;

– после переноса КА к целевому порту и обратного поворота, штанга СтМ выполняет сцепку, МП освобождает гнездо и выполняются операции по закрытию ответных стыков.

Механизмы поворота и переноса в шарнирах МП имеют одинаковые характеристики и выполнены по одной схеме (рис. 2). Активные приводы через дифференциал передают движение к пружинному механизму (ПМ) и далее на выходной вал, ПМ обеспечивает плавный старт и остановку КА и служит для сглаживания пиковых нагрузок. Он имеет ограниченный упорами рабочий ход $\pm 20^{o}$, что позволяет КА иметь допустимую прокачку максимум $\pm\ 4^{o}$ относительно осей выходных валов МП. Электромагнитный демпфер (ЭМД)

демпфирует колебания КА на временных паузах между маневрами. В приводах предусмотрены предохранительные муфты, они служат упорами при превышении допустимых прокачек и «срезают» предельные нагрузки на МП при нештатных ситуациях.

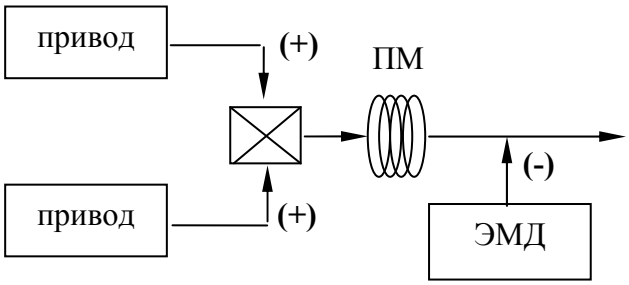


Рис. 2. Структурная схема механизмов поворота/переноса МП

Экспериментальная установка для отработки перестыковки состоит из макетов изделий. На ней отрабатываются только кинематические параметры процесса: подтверждение выполнения операции при заданной конфигурации выносных элементов, а также логика работы приборов. Например, при проведении испытаний [1] для изделия НЭМ выяснилось, что угол поворотов, из-за габаритных ограничений, должен составлять 70^{o}, а не 55^{o}. Параметры динамики процесса на установке не оцениваются: воспроизвести высокую инерцию объектов в условиях земного тяготения, практически, невозможно. Единственным выходом в такой ситуации является метод математического моделирования.

Первые версии компьютерных моделей перестыковки изделий на орбите были разработаны еще во времена проекта ОС «Мир» [2]. Они хорошо зарекомендовали себя, но обладали недостатком: анализ параметров проводился отдельно в каждом шарнире МП без учета влияния друг на друга. Тем не менее, они позволили разработчикам неоднократно вносить изменения в конструкцию шарниров МП (параметры угловой скорости выходных валов, демпфирования, настройки муфт в приводах, передаточных чисел передач и проч.).

Очередная версия модели для проекта ОС «Мир» была разработана в 2001 г. для анализа перестыковки изделия 361ГК [3], устранявшая недостаток моделей первых версий. В ее основе – рекуррентные уравнения динамики связанных твердых тел со структурой дерева или метод отдельных тел [4]. Этот метод так же был положен в основу разработки модели перестыковки для изделия НЭМ [5].

Существенной отличительной особенностью МП для НЭМ является увеличенная длина руки (1264 мм) по сравнению с длиной руки МП базовой конструкции для проекта ОС «Мир» (745 мм). Это обусловлено увеличенным радиусом сферы узлового модуля для РС МКС из-за установки на нем пассивных гибридных агрегатов. При проектировании МП для НЭМ предусматривалось полностью заимствовать конструкцию механизмов поворота/переноса МП с его базовой версии. Результаты моделирования показали ошибочность такого подхода (рис 3).



Рис. 3. Диаграмма изменения углов поворота и переноса при перестыковке НЭМ

После первого маневра НЭМ пружинный механизм в шарнире поворота закручивается до упоров, срабатывают предохранительные муфты в приводах, угол прокачки в результате достигает 12°. После переноса на втором повороте наблюдается аналогичная картина, угол прокачки после остановки достигает 7,5°. Маневр переноса не вызывает опасений, движение происходит, практически, равномерно, закрутка ПМ в механизме не превышает 10° и он на упоры не выходит на протяжении всего процесса.

Опасность высоких прокачек в шарнире поворота может проявится при выполнении второго маневра на финальной стадии операции (рис.1, в) – возможен удар ответных агрегатов, их контакт возникает при прокачке НЭМ 5,6° относительно центра шарнира.

Структура рекуррентных уравнений динамики позволила определить основную причину высоких нагрузок в шарнире поворота МП: приведенный момент инерции НЭМ относительно оси его поворота в 18,6 раз больше, чем относительно оси переноса. Отсюда и такая разница в динамике поведения звеньев в шарнирах. Это привело к главному выводу: параметры шарниров поворота и переноса МП не должны быть одинаковыми: скорость поворотов должна быть меньше, чем переноса.

После анализа было предложено увеличить редукцию в приводах шарнира поворота в 2,0 раза для снижения скорости маневра, первый поворот НЭМ выполнять на двух приводах, второй – на одном. Результат моделирования показан на рис. 4. Как видно, второй поворот происходит, практически равномерно, на его финальной стадии прокачка НЭМ не превысила 1,0°. По результатам моделирования было принято решение скорректировать КД на приводы в шарнире поворота МП для НЭМ, а также скорректировать циклограмму перестыковки.



Рис. 4. Диаграмма изменения углов поворота и переноса при перестыковке НЭМ с учетом измененных параметров приводов в шарнире поворота МП

Дальнейший анализ динамики перестыковки НЭМ проводился в следующих направлениях: оценка влияния на процесс орбитальной скорости МКС, поддержании ее ориентации, оценка процесса с учетом упругости конструкции НЭМ при перестыковке с раскрытыми батареями. Во всех случаях получены приемлемые результаты, влияние указанных факторов на динамику перестыковки НЭМ незначительный, коррекция параметров в шарнирах МП не требуется.

Список литературы

1. Технический отчет П45722 «Результаты первого этапа отработки операций перестыковки модулей НЭМ1 и НЭМ2 на установке ЭУ1319», 2014 г
2. Технический отчет П17780-045 «Анализ динамики процесса перестыковки изделий комплекса 27КС», 1984 г.

3. Технический отчет П36212-743 «Уточненная математическая модель процесса перестыковки с использованием АСПр», 2001 г.
4. *Иванов В.Н., Домбровский И.В., Набоков Ф.В., Шевелев Н.А., Шимановский В.А.* Классификация моделей систем твердых тел, используемых в численных расчетах динамического поведения машиностроительных конструкций. Вестник Удмурского университета, 2012 г., Вып. 2.
5. Технический отчет П47700-327П321 «Исследование динамики процесса перестыковки изделия 372П321.0000-0», 2018 г.

РОБОТОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ ОСВОЕНИЯ ЛУНЫ И ДРУГИХ ОБЪЕКТОВ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Дудоров Е.А.

АО «НПО «Андроидная техника» г. Магнитогорск, Россия

Освоение космического пространства, Луны и других объектов солнечной системы – наукоемкое и затратное мероприятие. В целях снижения затрат и рисков целесообразно для освоения космического пространства использовать робототехнические системы космического назначения (Далее – РТС КН). По аналогии существующего применения наземных робототехнических систем, задачи РТС КН облегчать либо заменять человеческий труд. Например, для выполнения: осмотровых операций космических аппаратов (КА); выполнения дозаправки в космическом пространстве, на орбитах планет и на самих планетах; автономного поддержания работоспособности КА, предназначенного для размещения в нем космонавтов; добычи полезных ископаемых, выполнения научных исследований и проведения прочих действий на поверхности Луны и планет солнечной системы.

Перспективы развития РТС КН для освоения Луны и других объектов дальнего космоса

В настоящее время существует множество сценариев освоения Луны. Для определения роли и места РТС в освоении Луны, их задач и, соответственно, технического облика РТС рассмотрены общие для всех возможных сценариев основные принципы и необходимые элементы лунной роботизированной инфраструктуры.

1. На первом этапе лунной программы, будут использоваться автоматические космические аппараты серии «Луна – 25, 27, 28 и 29». На этом этапе задачами РТС будут исследования районов посадки, отработка технологий и создание инфраструктуры «лунного полигона» для обеспечения второго, пилотируемого этапа лунной программы. Планы первого и второго этапов лунной программы России были разработаны с учетом преемственности, что позволяет в процессе реализации создавать и испытывать все более сложные системы и технологии, в частности, робототехнические системы.

2. Посадки всех космических аппаратов на Луну, как пилотируемых, так и автоматических, будут проводиться в заранее подготовленный район «лунного полигона» в окрестности Южного полюса, который должен иметь благоприятные природные условия освещенности и иметь полезные лунные ресурсы. В этом районе будет размещена российская космическая инфраструктура, включающая бытовой модуль с радиационной защитой, систему энергоснабжения, мобильные средства и научно-исследовательский комплекс. В дальнейшем «лунный полигон» будет постепенно расширяться и превращаться в российскую посещаемую лунную базу.

3. Предполагается длительное присутствие человека на Луне. Поэтому необходимо создать и эксплуатировать лунную инфраструктуру. Лунная инфраструктура должна обеспечивать полеты пилотируемых и грузовых кораблей по маршрутам Земля-Луна-Земля, устойчивые каналы связи, добычу и переработку полезных ископаемых на лунной поверхности, проведение научно-прикладных исследований и экспериментов. Для этого лунная инфраструктура должна включать в себя лунную орбитальную станцию (ЛОС), как средство-шлюз для транспортно-технических операций между Землей и поверхностью Луны, и научно-технологическую базу на лунной поверхности (лунную базу – ЛБ).

4. ЛОС и ЛБ скорее всего будут посещаемыми. Постоянное присутствие на них экипажа не предусматривается. Поэтому операции по их эксплуатации в беспилотном режиме будут возложены на ЦУП (дистанционно) и РТС КН, постоянно находящихся на ЛОС и ЛБ. На пилотируемых участках полета в виду их краткосрочности экипажам потребуется активная роботизированная поддержка разных РТС КН.

5. ЛОС, по-видимому, будет подобна околоземным орбитальным станциям. Исходя из опыта применения низкоорбитальных околоземных пилотируемых станций, можно представить себе технический облик ЛОС. Состав бортовых систем ЛОС будет аналогичен околоземным ОС (МКС, РОСС). В отсутствии экипажа техническое обслуживание и ремонт бортовых систем ЛОС, а также функциональное резервирование в нештатных ситуациях, которое на околоземных ОС выполнял экипаж, будет возложено на РТС КН. При этом, рутинные операции технического обслуживания и ремонта (ТОР для ВнуКД и ВнеКД) будут возложены на автономные мобильные манипуляторы, функционирующие в автоматическом режиме. Некоторые операции ТОР, требующие особо тонких манипуляций и с которыми не справятся другие РТС, будут возложены на мобильные антропоморфный робототехнические системы (АРТС), функционирующие в автоматическом или копирующем режимах. Также мобильные автономные АРТС смогут применяться в качестве функционального резерва в нештатных ситуациях, заменяя отсутствующий экипаж. Например, инспекция аварийных объектов, локализация источников возгорания или мест разгерметизации, ручной переход на резервный режим бортовой системы в случае возникновения нештатной ситуации и невозможности выдачи команды из ЦУПа по командной радиолинии, ручная реконфигурация системы и т.п. Для этого АРТС должны обладать широким функционалом поведенческих возможностей с элементами искусственного интеллекта. В сложных нештатных ситуациях с высокой степенью неопределенности, требующих сильного человеческого интеллекта, будут использованы АРТС, телеуправляемые оператором ЦУП в копирующем режиме**.**

6. На лунной базе также будут использоваться разные типы РТС КН. Внутри герметичных модулей их использование аналогично использованию на ЛОС. Для рутинных операций ТОР бортовых систем и научного оборудования будут использоваться автономные роботы-манипуляторы. Для особо тонких операций ТОР и обеспечения функционального резервирования при возникновении нештатных ситуаций будут использоваться АРТС в автоматическом или копирующем режиме управления. Для работы на внешней поверхности Луны (вне гермоотсеков) найдут применение различные транспортные и технологические роботы-манипуляторы, в том числе, мобильные АРТС на подвижной платформе. Последние будут применяться для выполнения особо тонких операций инспекции, исследований и ТОР.

7. Для обеспечения ЛБ возобновляемыми ресурсами потребуется создание на поверхности Луны роботизированных производств для сбора и переработки лунных полезных ископаемых.

Таким образом, в перспективных программах пилотируемого освоения Луны вне зависимости от выбранных сценариев потребуется использование РТС для эксплуатации лунной инфраструктуры.

Заключение

В результате успешной реализации программы автоматических миссий к 2030 году предполагается создание всех необходимых технологий, обеспечивающих многофункциональную и длительную работу посадочных модулей на лунной поверхности, которые будут способны выживать в течение долгого времени и проводить различные операции как автономном режиме, так и при непосредственном участии оператора (оператор в ЦУП на Земле, космонавт на орбите Луны, космонавт на поверхности Луны).

Чтобы повысить эффективность и безопасность работы пилотируемых миссий, обеспечить координацию автоматических космических аппаратов и пилотируемых комплексов, а также учитывая современные тенденции в мировой космонавтике, в список технологий необходимо добавить разработку антропоморфных или полуантропоморфных и манипуляционных роботов.

Функциональные возможности таких роботов, которые будут созданы в ближайшем будущем позволят выполнять: инспекцию, установку и обслуживание оборудования, помощь космонавтам внутри и вне корабельной деятельности. В перспективе робот сможет

функционировать на космическом аппарате, в орбитальных и планетных станциях, как в составе экипажа, так и в безэкипажном варианте.

Для реализации намеченных планов и создания упреждающего научно-технического задела в части решения вышеуказанных проблем развития ИИ и РТС, разработки соответствующих предложений и проектов нормативно-правовых документов (стандарты, методик оценки рисков, оценки соответствия, предложения по внесению изменений в нормативные документы при наличии нормативно-правовых барьеров) необходимо проведение на базе ЦНИИмаш комплексной НИР. Учитывая комплексный характер НИР, результаты которой затрагивают интересы многих организаций разработчиков и пользователей РТС, целесообразно привлечения к участию в НИР широкого круга заинтересованных исполнителей, как в части разработки РТС различного назначения, так и в части их применения в космической деятельности. В результате НИР должны быть определены и научно обоснованы следующие положения:

1) ключевые термины и понятия в области технологий искусственного интеллекта и робототехники, которые будут использоваться в космической отрасли как отраслевые стандарты;

2) целостная система взглядов на развитие технологий искусственного интеллекта и робототехники в космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, гармонизированная с перспективными планами и программами освоения космоса;

3) прогноз потребности космической отрасли в развитии ключевых технологий искусственного интеллекта и робототехники, оценка их современного состояния и направлений дальнейшего развития;

4) дорожная карта реализации целевых работ по робототехнике на МКС, РОСС и Луне в горизонте планирования 2030 г. 2040 г. и 2050 г.

Список литературы

1. *Дудоров Е.А., Сохин И.Г.* Предназначение и задачи робототехнических систем в российской лунной программе. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана (Москва), номер: 12(729), 2020 г. С. 3-15.
2. *Богданов А.А., Дудоров Е.А., Пермяков А.Ф., Рыбак Е.В., Сохин И.Г.* Искусственный интеллект в робототехнических системах космического назначения//Искусственный интеллект в космической технике. Состояние. Перспективы применения. Под редакцией докт. техн. наук А.Н. Балухто. М: «Радиотехника», 2021, с.237-316.

СТЫКОВОЧНЫЙ МЕХАНИЗМ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ

Шепелкин Н.А.

ПАО «РКК «Энергия» г. Королев, Россия

Идея модификации стыковочного механизма для осуществления стыковки космических кораблей возникла в результате анализа работы конструкции стыковочного механизма при взаимодействии с приемным конусом пассивного агрегата. Одним из недостатков существующих стыковочных механизмов типа «штырь-конус» [1] является жесткая опора при взаимодействии накладки ограничителя (2) с приемным конусом и малое расстояние между линией действия контактной силы (1) на накладку ограничителя и центром шарнира (3) стыковочного механизма (рис. 1). Из-за малого плеча этой силы снижается эффективность пружинных механизмов (4) и магнитных тормозов (5) бокового демпфера при поглощении энергии относительного бокового и углового движения стыкуемых космических аппаратов.

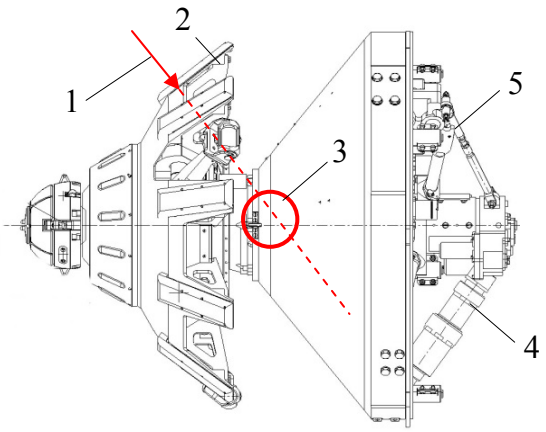


Рис. 1. Существующий стыковочный механизм типа «штырь-конус»

Дополнительным мотивом для переработки стыковочного механизма явилась необходимость обеспечения стыковки к укороченному конусу гибридного агрегата на модуле УМ. Анализ кинематики и динамики стыковки приведен в [2].

Первый вариант нового стыковочного механизма был реализован в виде экспериментальной установки с набором необходимого функционала для отработки новых решений, в частности перенос шарнира и новая тормозная муфта для привода стыковочного механизма, новое основание стыковочного механизма – обратный конус, разворот пружинных механизмов и рычагов демпферов перпендикулярно по направлению от накладки ограничителя. Были проведены динамические испытания на стенде для подтверждения правильности выбранных параметров конструкции.

Лабораторный образец стыковочного механизма включал в себя все необходимые устройства для выполнения функций первичной механической связи и выравнивания осей агрегатов при стыковке. На нем впервые была реализована конструкция подвижного ограничителя на пружинах сжатия вместо рычагов как в существующих стыковочных механизмах для ограничения относительных угловых движений осей агрегатов при втягивании штанги стыковочного механизма (рис. 2). Выравнивание осей агрегатов при помощи подвижного ограничителя (2) на пружинах сжатия (рис. 2б) в сравнении с выравниванием рычагами (1) (рис. 2а) позволяет использовать укороченный приемный конус (3), так как подвижный ограничитель выдвигается вперед и обеспечивает опору.

Конструкция стыковочного механизма была доработана с учетом замечаний, полученных в ходе испытаний его прототипов (рис. 4). В частности разработан привод стыковочного механизма (1) с двумя контактными устройствами (второе для контроля

готовности к стыковке фрикционной муфты), подвижный ограничитель (2) установлен на опоры линейного перемещения (3) с пружинами внутри направляющих штанг для выравнивания сжатого состояния пружины, привод защелок размещен внутри сферы шарнира (4),

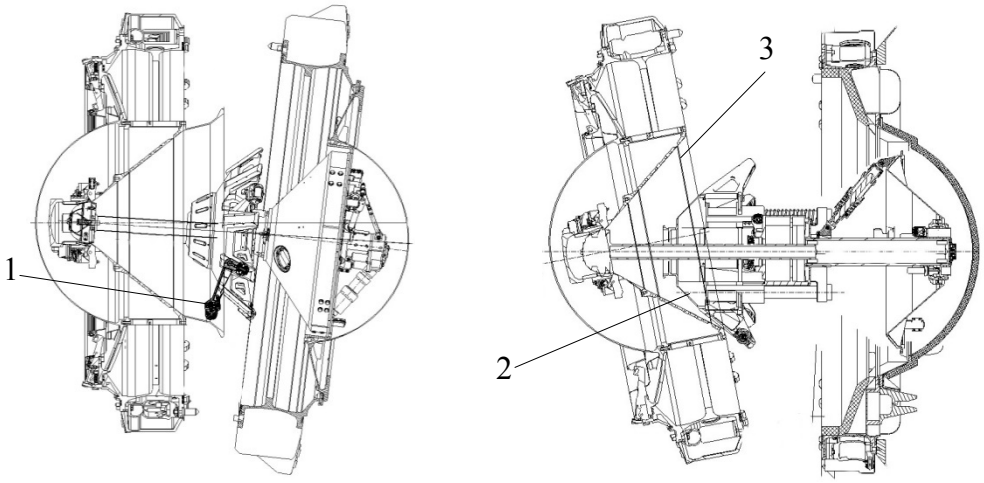


Рис. 2. Выравнивание осей агрегатов а) рычагами стыковочного механизма; б) подвижным ограничителем стыковочного механизма

реализована защита от попадания внутрь стыковочного механизма посторонних предметов на этапе выведения и аварийного спуска в виде кожуха (6).

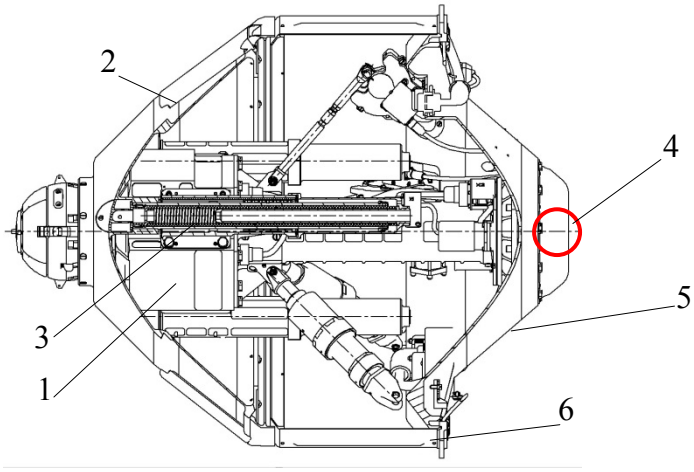


Рис. 3. Стыковочный механизм для перспективного транспортного корабля

В процессе изготовления нового стыковочного механизма были решены ряд технических вопросов, в частности навивка длинных пружин (L = 850 мм), эрозионная обработка сложных профильных деталей, сварка и обработка ЧПУ конусов основания (5) и подвижного ограничителя (2), ЧПУ обработка глубоких (L = 500 мм) внутренних профилированных поверхностей.

Оптимизация конструкции стыковочного механизма при проектировании в системе «Pro Engineer» и точное изготовление на станках ЧПУ позволили сократить число деталей иregулировок по сравнению существующим стыковочным механизмом.

Новая конструкция стыковочного механизма имеет совпадающие внешние габариты с прототипом и идентичные интерфейсы присоединения к агрегату стыковки, что упрощает его применение вместо используемых в различных модификациях стыковочных агрегатов.

Список литературы

1. *Сыромятников В.С.* Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение. 1984. – 216 с.
2. *Яскевич А.В.* Кинематическая схема стыковочного механизма типа «штырь-конус» для перспективных космических кораблей. //Космическая техника и технологии. 2017. № 4 (19). С. 95-100.

ТЕХНОЛОГИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРОПРИВОДА НАПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРА ПЕРЕГРУЗКИ ДИНАМИЧЕСКИХ ТРЕНАЖЕРОВ

Юфкин Е.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Динамический тренажер (центрифуга) – устройство, предназначенное для проверки возможности оборудования выдерживать перегрузки в определенном направлении. Практически все они имеют неуправляемый свободный подвес – при выходе главного привода на заданную скорость, в зависимости от перегрузки, кабина разворачивается утяжеленной частью (дисбалансом) к стене круглого зала. Оборудование в кабине получает заданную перегрузку в положении, как показано на рис. 1.

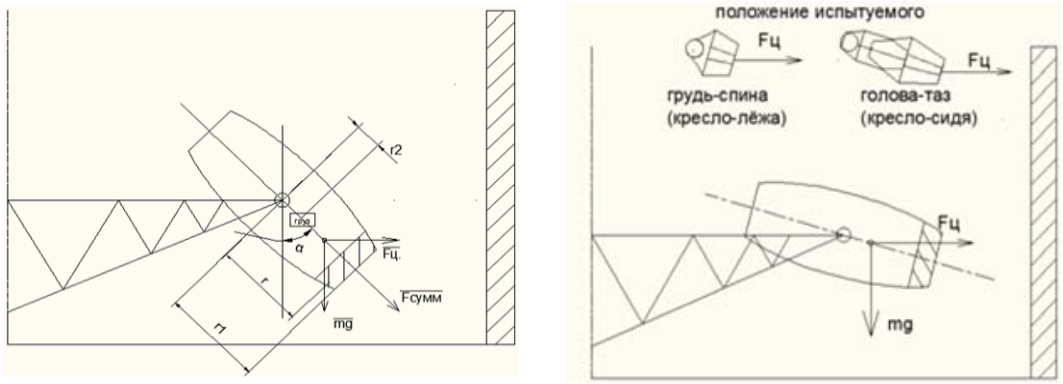


Рис. 1 Поворот кабины при вращении главного привода за счет дисбаланса

Основной недостаток неуправляемого свободного подвеса кабины – отсутствие возможности проведения испытаний, связанных с воздействием угловой перегрузки на оборудование. Указанный недостаток может быть устранен за счет установки в подвес кабины приводного электродвигателя, что значительно расширяет функциональные возможности динамического тренажера, позволяя управлять углом воздействия перегрузки по отношению к испытуемому оборудованию (как показано на рис. 2), за счет изменения положения кабины. Таким образом, мы можем управлять направлением вектора перегрузки по отношению к испытуемому грузу.

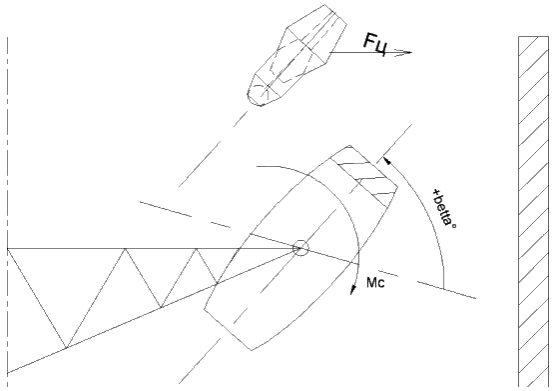


Рис. 2. Отклонение кабины от положения равновесия

Существуют однокоординатные и многокоординатные системы управления вектором перегрузки. В статье идет речь о простейшей однокоординатной системе.

В ходе проектирования электропривода решаются следующие основные задачи:

1. Получение математической модели объекта. Выбор двигателя прямого привода кабины и комплекта оборудования для его управления.
2. Разработка и исследование моделей электропривода с учетом выбранной аппаратной части.

3. Разработка алгоритма управления системы управления (СУ) прямого привода.

Первые две задачи связаны с проектированием силовой части электропривода. На этих этапах проводится анализ режимов работы главного привода тренажера, строятся нагрузочные диаграммы выбираемого двигателя подвеса кабины, проводятся расчеты, осуществляется предварительный выбор электродвигателя и комплекта оборудования для его управления. Электродвигатели выбираются из каталогов [1], а комплект оборудования для его управления выбирается из каталогов [2, 3]. При выборе приводного двигателя подвеса кабины самой сложной задачей является механический анализ объекта. В ходе механического анализа объекта были построены нагрузочные диаграммы привода подвеса кабины для трех режимов работы главного привода (20g, 7g и 2g). Все зависимости показаны на рис. 3.

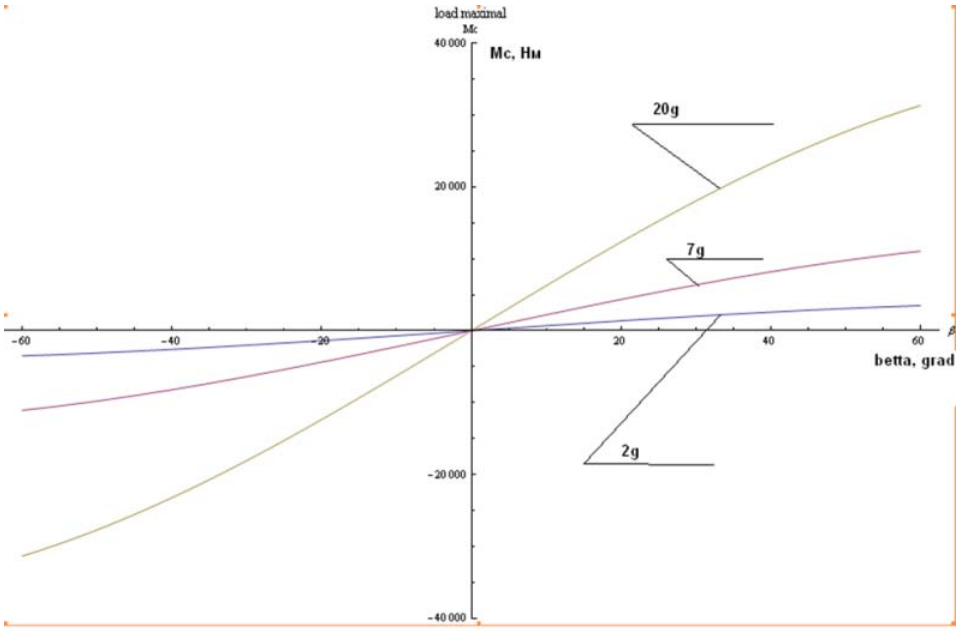


Рис. 3. Момент сопротивления при повороте кабины в различных режимах работы главного привода

По результатам выбора оборудования строится математическая модель исследуемого объекта в среде Matlab Simulink. Разработанная математическая модель и результаты работы системы представлены на рис. 3 и рис.4 соответственно.

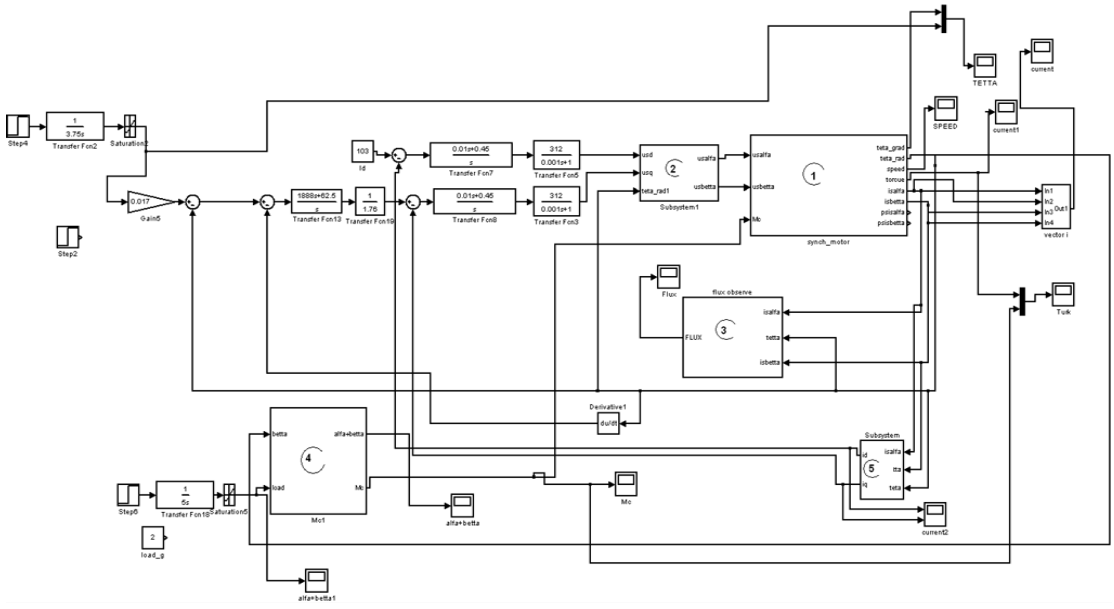


Рис. 3. Математическая модель электропривода подвеса с учетом выбранного оборудования

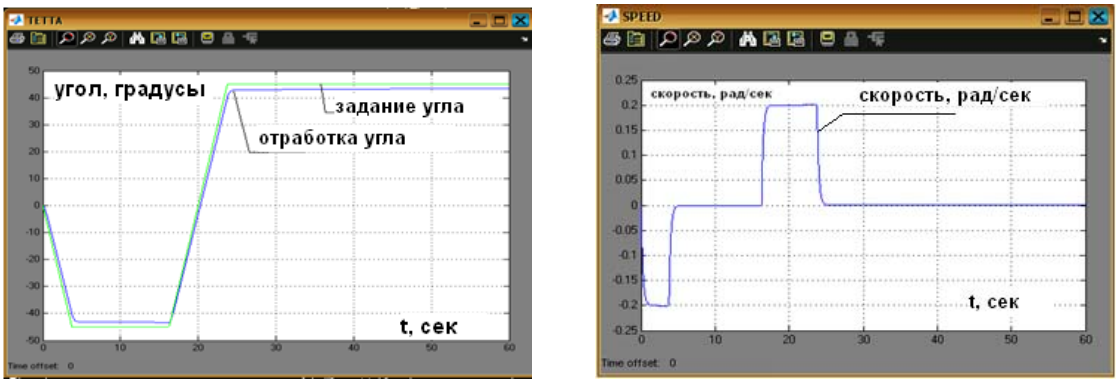


Рис. 4. Изменение угла поворота и скорости в функции времени при повороте кабины

При решении задачи 3 – разработка системы управления, необходимо также учитывать режимы работы главного привода тренажера и диапазоны углов поворота кабины. Схема алгоритма работы СУ показана на рис. 5.

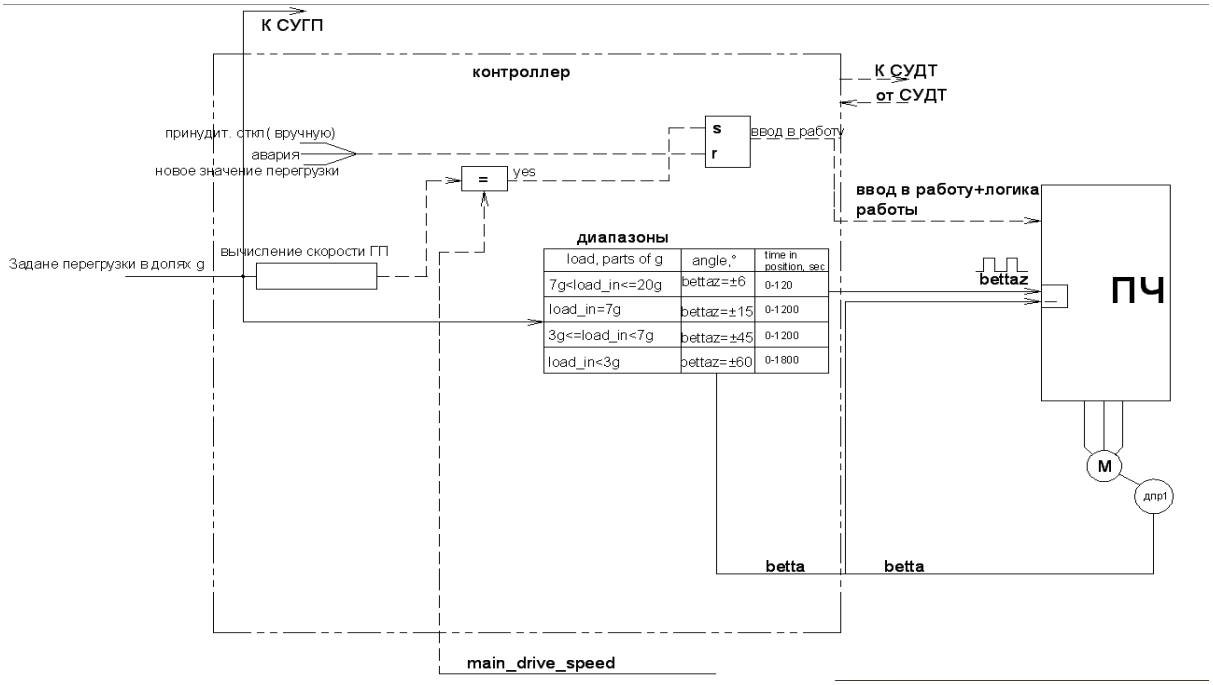


Рис. 5. Схема алгоритма работы СУ привода подвеса

Предлагаемая методика проектирования электропривода управления вектором перегрузки, может быть распространена и на более сложные тренажеры, имеющие три и более подвижные массы. При решении подобных задач усложнится процесс построения нагрузочных диаграмм электроприводов подвижных масс и алгоритма системы управления.

Список литературы

1. Open Loop Low Speed Control for PMSM in High dynamic applications. – изд. Aalborg Universitet.
2. Руководство по эксплуатации. – FR-A700/преобразователь частоты. – Номер по каталогу:19-3913-14-08-2007.
3. Руководство пользователя. – Unidrive SPM/универсальный модульный привод переменного тока для асинхронных электродвигателей и сервомоторов. – Номер по каталогу: 0471-0053-02.

ВЫЯВЛЕННЫЕ ОСОБЕННОСТИ ДИНАМИКИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ МГС ГИБРИДНЫХ СТА

Егоров С.Н.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Стыковка космических аппаратов (КА) на орбите – управляемый процесс их соединения, начинающийся от момента их первого контакта после сближения и, завершающийся замыканием плоскостей стыковочных агрегатов [1]. Образование первичной связи и последующее стягивание КА выполняет стыковочный механизм (СтМ) активного космического аппарата (АКА). В конце стягивания, привод механизма герметизации стыка (МГС) АКА приводит в движение активные крюки для зацепления с ответными пассивными крюками на пассивном космическом аппарате (ПКА). В результате образуется жесткий и герметичный стык между КА.

Компьютерное моделирование динамики работы МГС под нагрузкой в 60-70 гг. прошлого столетия не проводилось из-за отсутствия на момент разработки методической базы моделирования и мощных компьютеров. Причины, обусловившие разработку матмодели, явилась работа по модернизации механизма для пилотируемого транспортного корабля (ПТК) и выявленные несоответствия в работе МГС для гибридных СтА [2].

В гибридных СтА МГС состоит из двух независимых полукомплектов по 6 замков в каждом и управляемых каждый своим приводом. В замках размещаются сборки активного и пассивного крюков (рис. 1, 2) и крепятся на корпусе стыковочного агрегата, чередуясь друг за другом, вдоль периметра стыковочной плоскости КА. В одном полукомплекте они попарно связаны друг с другом канатными ветвями и образуют замкнутую кинематическую цепь (рис. 3). Полукомплекты получили условное название внутренней и внешней цепи из-за особенностей размещения канатных ветвей вдоль периметра стыковочной плоскости. Канаты внутренней цепи имеют силу предварительного натяжения 400,0 кгс, внешней – 450,0 кгс

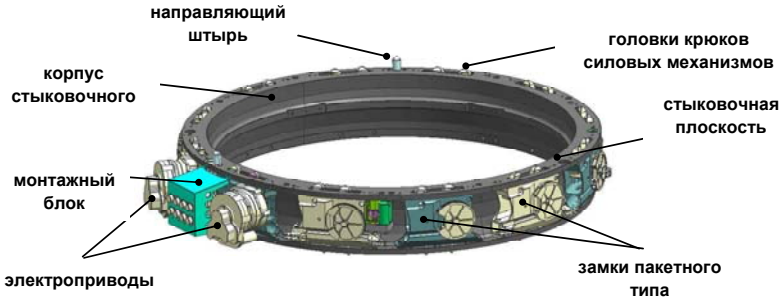


Рис. 1. Замки в корпусе СтА

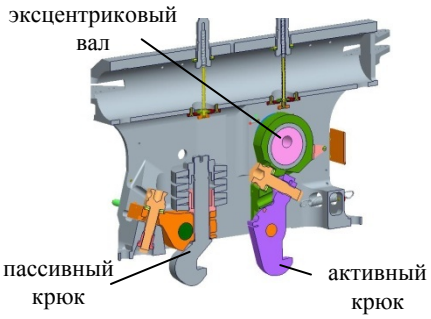


Рис. 2. Активный и пассивные крюки в замке

Привод инициирует движение всех барабанов, связанных с эксцентриковыми валами замков, а валы преобразуют вращательное движение в поступательное активных крюков для зацепления с пассивными. Сборка активного крюка с эксцентриковым валом представляет собой аналог кривошипно-шатунного механизма (КШМ) [3]. Поэтому, для модели МГС КШМ принят как основа расчетной схемы активного крюка. Пассивный крюк представляет собой поступательную пару. Его жесткость определяется жесткостью тарельчатой пружины, имеющей предварительную подтяжку, и конструкции (рис. 4). Расчетная схема всей кинематической цепи составлена из дискретных приведенных масс барабанов, связанных упругими связями.

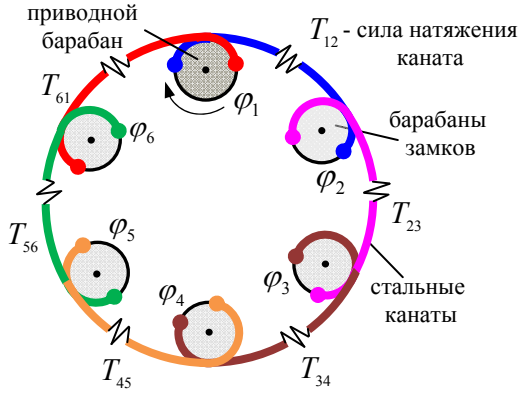


Рис. 3. Кинематическая схема полукомплекта

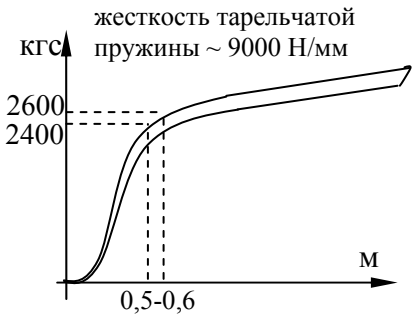
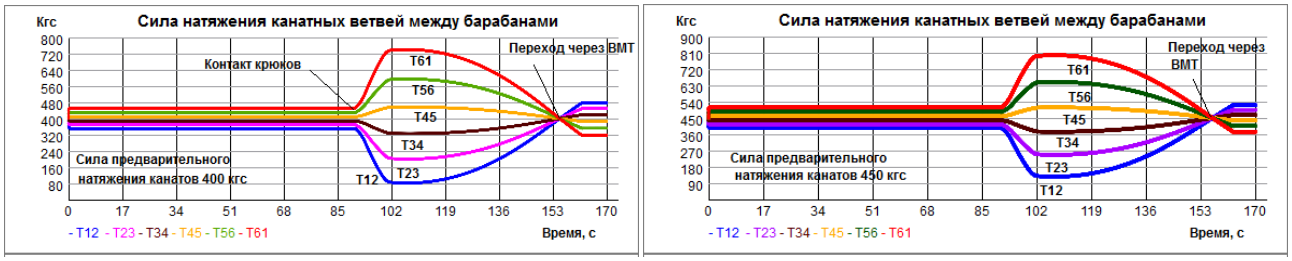


Рис. 4. Вид характеристики жесткости пассивного крюка с учетом гистерезиса

При этом принято допущение: массы не обладают упругостью, а упругие связи не обладают массой. Принятые допущения позволяют составить уравнения движения для каждой дискретной массы цепи и объединить их в одну систему [4].

В основе решения контактной задачи крюков (определение направления и величины силы взаимодействия) лежит аппроксимация контактных поверхностей геометрическими примитивами [5]. Решение задачи математического внедрения поверхности активного крюка в поверхность пассивного вдоль оси их совместного движения в зацепленном состоянии определяет контактную силу по заданной жесткостной характеристике пассивного крюка.

Результаты моделирования функционирования каждого полукомплекта МГС для гибридных СтА под нагрузкой (при обжатии стыков) показывают, что привод, вращая приводной барабан, создает разницу натяжений набегающего и сходящего с барабана канатов, причем $T_{61} > T_{12}$ (рис. 3, 5). Изменение сил натяжений в остальных канатах имеет другой характер: сила натяжения каната, сходящего с барабана больше силы натяжения каната набегающего (рис. 5), за счет чего они и движутся. Соблюдается закон сохранения: алгебраическая сумма сил натяжений всех канатов остается неизменной на протяжении всего процесса (в модели канаты представлены идеальными пружинами). Канат, набегающий на приводной барабан, получает максимальную силу натяжения по сравнению с остальными, а канат, сходящий с него, получает максимальное ослабление.



а) внутренняя цепь **б) внешняя цепь**

Рис. 5. Изменение сил натяжений канатов в каждом полукомплекте МГС при работе под нагрузкой

Максимальная сила натяжения наиболее нагруженного приводного каната во внешней цепи больше, чем во внутренней. Это объясняется разницей сил их предварительного натяжения. Моделирование показывает, что приращения сил натяжений всех канатных ветвей не зависят от величины предварительного их натяжения. При приближении эксцентриковых валов активных крюков к верхней мертвой точке (ВМТ) силы натяжений канатных ветвей стремятся к величине предварительного натяжения, а после перехода через ВМТ, перед остановкой привода, характер изменений сил меняется на обратный.

Стальные канатные ветви МГС очень ответственные звенья механизма, их ресурсная прочность играет ключевую роль при эксплуатации в условиях переменных циклических нагрузок. Анализ причин несоответствия [2] на изделии МЛМ (обрыв нагруженного приводного каната диаметром 4,5 мм на агрегате АСА-М при наземных испытаниях) показал, что сила натяжения в канате, по экспериментальным данным, достигала 900,0 кгс при максимально допустимом значении 850,0 кгс. Моделирование подтвердило эти данные, а также способы устранения несоответствия.

Облегчение массы СтА представляется возможным за счет уменьшения высоты замков вдоль его продольной оси, что влечет за собой и уменьшение высоты корпуса самого агрегата, это приводит к уменьшению радиуса барабанов. Путем моделирования получена зависимость: при увеличении радиуса максимальный момент нагрузки на выходном валу привода увеличивается, но при этом максимальная сила натяжения наиболее нагруженного каната уменьшается, а менее нагруженного увеличивается, и наоборот. Указанная зависимость закономерна: при увеличении плеча действия сил реакций канатных ветвей, на приводном барабане увеличивается момент нагрузки на привод. При этом на остальных барабанах требуется меньше усилий для преодоления сопротивлений в тарельчатых пружинах пассивных крюков, как следствие – уменьшение сил реакций в канатах. В гибридных СтА уменьшение радиуса барабана на 5,0 мм без дополнительных конструктивных изменений возможно для обоих цепей, но не более, т.к. нагрузки на канатные ветви и привод существенно увеличиваются.

Интересный результат получен после анализа влияния величины эксцентриситета валов активных крюков на динамику функционирования МГС. Результаты моделирования показали, что уменьшение величины эксцентриситета даже на 1,0 мм существенно снижает нагрузки на механизм. Для самых неблагоприятных сочетаниях параметров максимальная сила натяжения наиболее нагруженного каната для внешней цепи не превышает 770,0 кгс (для внутренней 709,0 кгс), момент нагрузки на выходном валу привода не превышает 53,0 кгс м при максимальном значении 60 кгс м. Изменение величины эксцентриситета влечет за собой изменение хода активного крюка. Поэтому, в этом случае, необходимо, определенным образом, менять настройку выступания крюков над ответными стыками для обеспечения условий их зацепления. Для гибридных СтА величина эксцентриситета составляет в номинале 4,0 мм при радиусе барабана 70,0 мм. Моделирование показывает, что для данной величины радиуса предпочтительней всего (с точки зрения нагрузок на механизм) на валах активных крюков иметь меньшую величину эксцентриситета, а именно 3,0 мм, что конструктивно возможно.

В МГС для ПТК внесены следующие конструктивные изменения: уменьшена высота корпуса агрегата и замков, что привело к уменьшению радиуса барабанов на 8,0 мм. Канаты заменены, для надежности, на более прочные с диаметром 5,6 мм, введены дополнительные роликовые опоры для канатных ветвей. Сила их предварительного натяжения принята 500,0 кгс для обоих цепей. Моделирование показывает, что это значение безосновательно завышено: максимальное натяжение приводного каната достигает значения 910,0 кгс, а момент нагрузки на валу привода составляет 61,3 кгс м при самых неблагоприятных сочетаниях параметров. Предпочтительнее было бы снизить силу предварительного натяжения канатов до величины 400,0 кгс, как и у гибридных СтА. В этом случае наибольшая сила натяжения канатов не превышает 796 кгс, снижается и максимальный момент на приводе до 59 кгс м. А если, дополнительно, уменьшить эксцентриситет на валах активных крюков до 3,0 мм, то максимальная сила на приводном канате не превысит 740 кгс м, а момент на приводе не превысит 50 кгс м.

Разработанная модель функционирования МГС гибридных СтА позволила выявить особенности динамики механизмов такого типа и определить ряд зависимостей и ограничений на проектные параметры. Данная модель будет положена в основу разработки модели другого процесса: расстыковки КА.

Список литературы

1. *Сыромятников В.С.* Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: «Машиностроение», 1984 г.
2. Технический отчет П51496-77КМЛ «Экспериментальные данные, полученные при анализе причины несоответствия при испытаниях механизма герметизации стыка стыковочного агрегата АСА-М 77КМЛ.890Ю7000-0, 2021 г.

3. *Колчин Н.И.* Механика машин, том 1. Структура и кинематика механизмов. Геометрический и кинематический анализы и синтез механизмов «Машиностроение», Ленинград, 1971 г.
4. *Кожевников С.Н.* Динамика машин с упругими звеньями, Изд-во Академии наук Украинской ССР, Киев, 1961 г.
5. *Yaskevich A.* Real time math simulation of contact interactionduring spacecraft docking and berthing. – Journal of Mechanics Enginneering and Automation, Volum 4, Number 1, January 2014 (Serial Number 31), David Publishing Company, pp. 1-15.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ИЗОЛЯЦИИ

Маннанов Э.Р., Филин А.Г.

АО «Силовые машины»

Системы штатного термоконтроля теплового состояния обмотки статора электрической машины (ЭМ) зачастую не предоставляют информацию по среднему и максимальному перепадам температуры по толщине изоляции, максимальной температуры меди стержней обмотки статора, средней температуры на поверхности изоляции, поэтому расчетное определение картины температурного поля в системе изоляции является актуальной задачей проектирования ЭМ. Достоверное знание о локальных температурных максимумах и градиентах температур по толщине изоляции способствует принятию обоснованных конструктивных решений при проектировании, что, в свою очередь, позволяет минимизировать локальные перегревы и повысить надежность системы изоляции.

В рамках исследования авторы анализируют полученные экспериментальные данные и результаты математического моделирования теплофизических процессов для конструкции системы изоляции статорных обмоток ЭМ мощностью 225МВт, выполненной по технологиям Global VPI и Resin Rich для выявления нагруженных критических зон в элементах конструкции изоляции.

Численное моделирование

Для оценки теплового состояния электрической изоляции статорных обмоток ЭМ с воздушным охлаждением и принятии обоснованных конструктивных решений, в настоящем исследовании рассматривается система изоляции в пазовой части статорной обмотки и системы бокового уплотнения по ширине паза для зоны выхода обмотки из паза для технологии Global VPI. Выкладка паза для технологии Global VPI включает в себя внутреннее коронозащитное покрытие, корпусную изоляцию, полупроводящую ленту, упругую прокладку, пазовую коробку, между листами сердечника используется клей.

С целью повышения надежности ЭМ с воздушным охлаждением, в данной работе разработана выкладка система изоляции для конструкции ЭМ мощностью 225 МВт, реализованной по технологии Resin Rich с применением системы коронозащиты. Важным отличием в выкладке паза статора является наличие с одной стороны гофрированной вместо упругой прокладки.

Учитывая решаемые задачи, требуется выполнить тепловой расчет для пазовой части, выхода обмотки из паза и лобовой части статора ЭМ с воздушным охлаждением мощностью 225 МВт применительно к технологиям Global VPI и Resin Rich для различных вариантов конструкции в номинальном режиме работы, а также произвести сравнительную оценку данных технологий изготовления обмотки.

В качестве расчетной программы для теплового расчета выбран пакет ANSYS. Исходными данными для его проведения служат результаты электромагнитного (тепловыделения) и вентиляционного (распределение расходов и скоростей воздуха в каналах) расчетов. Основное условие сопоставления двух технологий изготовления системы изоляции – сохранение электромагнитных нагрузок в обмотке и сердечнике статора посредством сохранения геометрических размеров медных проводников обмотки статора и геометрии паза.

В силу тепловой симметрии расчетная область ограничена плоскостями симметрии зубца в тангенциальном направлении, а также 8-ю основными пакетами сердечника статора в аксиальном направлении. Модель пазовой части активной зоны, включающая сердечник и обмотку статора, была верифицирована посредством эксперимента, проведенного на испытательном стенде в косвенном режиме работы машины (режим короткого замыкания), по результатам которого было установлено расхождение опытных и расчетных данных 1 % [1].

Модель статора ЭМ в месте выхода обмотки из паза в пакете ANSYS представлена на рис. 1. На рис. 2 представлена картина температурного поля обмотки и сердечника статора в зоне выхода обмотки из паза. Полученная картина температурного поля для исследуемой области позволяет вычислить средний и максимальный перепад температуры по толщине изоляции на расчетных участках: пазовая, лобовая части и место выхода обмотки из паза; максимальную температуру меди верхнего и нижнего стержня обмотки статора, среднюю температуру на поверхности изоляции. Уровень средних перепадов температур по толщине изоляции для технологий Resin Rich и Global VPI на расчетных участках обмотки статора на 20 % ниже возможной границы зоны риска появления расслоений в изоляции [1-2].

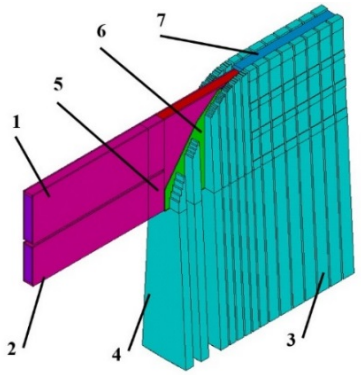


Рис. 1. Модель статора ЭМ: 1 – верхний стержень обмотки статора; 2 – нижний стержень обмотки статора; 3 – основные пакеты сердечника статора; 4 – торцевые пакеты сердечника статора; 5 – поверхность, закрытая замазкой, расположенной между соседними стержнями в месте выхода обмотки статора из паза; 6 – изоляционная коробка;7 – клин пазовый

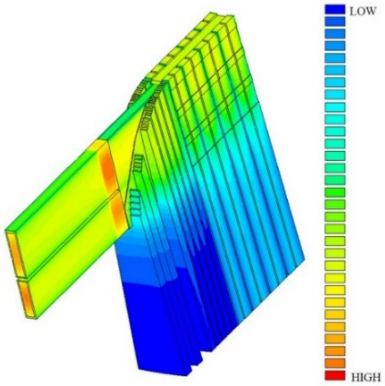


Рис. 2. Картина температурного поля в зоне выхода обмотки из паза

Экспериментальное исследование теплового состояния обмотки статора ЭМ мощностью 225 МВт с воздушным охлаждением производилось посредством штатного температурного контроля, а также дополнительного оснащения машины оптоволоконными термодатчиками. На рис. 3 изображена принципиальная схема расположения оптоволоконных датчиков в верхнем стержне обмотки статора по длине, а также штатного термосопротивления (ТС). Место расположения оптоволоконного датчика, штатного ТС, а также термопары, регистрирующей температуру зубца сердечника статора, в поперечном сечении верхнего стержня статора схематично изображено на рис. 4.

В табл. 1 сведен анализ расчетных данных и результатов эксперимента по определению теплового состояния верхних стержней обмотки статора ЭМ мощностью 225 МВт с воздушным охлаждением посредством оптоволоконных датчиков, находящихся под корпусной изоляцией стержней применительно к технологии изготовления Global VPI.

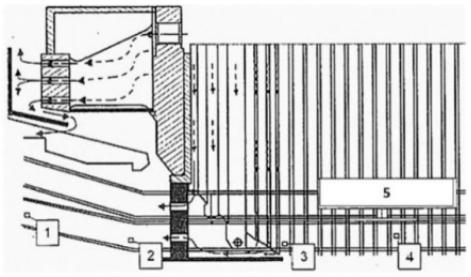


Рис. 3. Схема расположения оптоволоконных датчиков в верхнем стержне обмотки статора по длине: 1 – лобовая часть, 2 – граница пазовой и лобовой частей, 3 – вблизи скоса крайних пакетов, 4 – верхний стержень по меди 1/3 по высоте. Поз. 5 – штатное ТС

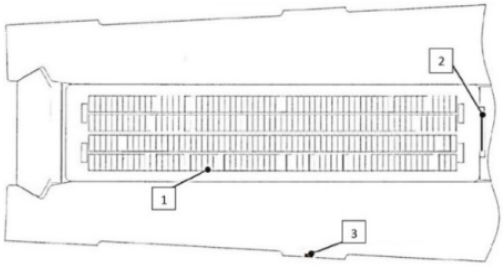


Рис. 4. Схема расположения температурных датчиков в пазовой зоне статора ЭМ: 1 – оптоволоконный датчик, 2 – термометр сопротивления, 3 – термопара

Представленное ниже расхождение расчетных и опытных данных объясняется условиями проведения натурных испытаний: с пониженным расходом в статорном контуре охлаждения, вызванным вынужденными изменениями в узлах вентиляционного тракта машины, а также расположением вентиляционных распорок в каналах зубцов основных пакетов. Дополнительно требует более детальной проработки вопрос распределения добавочных потерь в обмотке статора в зоне выхода обмотки из паза.

Табл. 1. Анализ расчетных данных и результатов эксперимента

Участок обмотки статора	Температура расчетная по отношению к замеренной, %
Верхний стержень по меди 1/3 по высоте	89,3
Вблизи скоса крайних пакетов	86,2
Граница пазовой и лобовой частей	97,7
Лобовая часть	92,2

Результаты рассчитанного теплового состояния системы изоляции, изготовленной по технологии Resin Rich выполнены в свете модернизации системы изоляции с целью повышения надежности ЭМ с воздушным охлаждением и сведены в таб. 2.

Табл. 2. Сравнительный анализ расчетных данных

Участок обмотки статора	Средний перепад температуры по толщине системы изоляции Resin Rich по отношению к расчетной Global VPI, %
Верхний стержень по меди 1/3 по высоте	109,6
Граница пазовой и лобовой частей	112,3

Наличие воздуха в системе бокового уплотнения стержней в пазовой части статора по причине применения гофрированных прокладок снижает эквивалентный коэффициент теплопроводности системы изоляции, находящейся на пути основного теплового потока от проводников обмотки к поверхности охлаждающих каналов, что несущественно ухудшает тепловое состояние изоляции, изготовленной по технологии Resin Rich.

Заключение

В настоящей работе произведено математическое моделирование теплового состояния обмотки статора ЭМ с воздушным охлаждением мощностью 225 МВт для конструкции изоляции, выполненной по технологии Global VPI, и варианта конструкции для технологии Resin Rich с ленточными полупроводящими покрытиями. По результатам проведенных расчетов следует заключить:

1) При переходе на технологию Resin Rich тепловое состояние обмотки статора в сравнении с технологией Global VPI ухудшается несущественно, что обусловлено увеличением перепада температуры по толщине системы изоляции;

2) Уровень средних перепадов температур по толщине изоляции для технологий Resin Rich и Global VPI в лобовых частях, в зоне выхода из паза и в пазовая части обмотки статора не превышает возможной границы зоны риска появления расслоений в изоляции;

3) Исходя из уровня расчетных и замеренных значений температур в системе изоляции, для обеспечения ее работоспособности требуется применение электроизоляционных материалов класса нагревостойкости F;

4) Основная возможность снижения уровня нагрева обмотки статора заключается вуменьшении перепадов температур по толщине корпусной изоляции, что наиболее эффективно осуществляется за счет повышения теплопроводности корпусной изоляции.

Список литературы

1. Technique for calculating the thermal conductivity coefficient of the insulation system / E.R. Mannanov, A.G. Filin, V.O. Belko // Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering Conference (EIConRusNW), 2021 IEEE NW Russia. – 2021. – pp. 1193-1196, DOI: 10.1109/ElConRus51938.2021.9396705.
2. *Андреев А.М., Дубицкий С.Д., Муравьева Т.Н., Шикова Т.М.* Моделирование теплофизических свойств электрической изоляции со стохастической геометрией расчетной области // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2016. № 4. С. 89–97. DOI 10.5862/JEST.254.10

КИНЕМАТИКА И ДИНАМИКА УПРУГО-АДАПТИВНОГО ПЕРИФЕРИЙНОГО СТЫКОВОЧНОГО МЕХАНИЗМА

Яскевич А.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Для сцепки периферийных стыковочных агрегатов необходимо совместить плоскости их стыковочных колец, чтобы защелки, расположенные на направляющих элементах кольца стыковочного механизма (СтМ), вошли в зацепление с ответными упорами пассивного агрегата. Для ускорения совмещения плоскостей колец используются различные приемы. В активном периферийном агрегате АПАС [1] стыковочное кольцо разворачивалось навстречу кольцу пассивного агрегата под действием сил контактного взаимодействия за счет дифференциальных связей в кинематических цепях механизма. В СтМ IBDM [2, 3] и NDS [4, 5], разработанных соответственно европейским космическим агентством и NASA совместно компанией Boeing, используется активная сцепка, когда стыковочное кольцо выдвигается вперед навстречу кольцу пассивного агрегата электроприводами в периферийных кинематических цепях. Эти механизмы имеют сложное управление, пассивные устройства демпфирования у них отсутствуют. Поглощение энергии сближения активного космического аппарата производится электродвигателями, работающими в генераторном режиме. Инерция их роторов и трение в передачах лишь частично компенсируют малый момент сопротивления в этом режиме. Поэтому управляемая активная сцепка значительно сужает допустимый диапазон начальных условий стыковки – промахов и скоростей в момент первого контакта агрегатов.

Предлагается кинематическая схема периферийного СтМ, которая обеспечивает стыковку в значительно более широком диапазоне начальных условий. Ее основой является платформа Гью – Стьюарта (Gough-Stewart) [6, 7]. Конструктивная реализация ее параллельных периферийных кинематических цепей далее для краткости называется штангами. Кинематику и функционирование упруго-адаптивного СтМ [8] отличают следующие основные особенности.

– Штоки штанг представляют собой винты, которые могут двигаться поступательно и вращаться относительно своих продольных осей. Эти движения преобразуются во вращение валов спиральных пружин.

– При максимально выдвинутых штоках платформа имеет наименьшую подвижность, что ухудшает сцепку. Поэтому стыковочный механизм имеет три фиксированных положения: **конечное,** в котором штоки полностью втянуты; **переднее**, в котором они максимально выдвинуты и **исходное** – некоторое промежуточное перед началом стыковки. Фиксация механизма в конечном или исходном положении обеспечивается блокировкой отдачи сжатых пружин.

– Стыковочный механизм втягивается в конечное положение тремя тросами, приводимыми в движение одним электроприводом. При этом пружины штанг накапливают энергию, которая впоследствии используется для приведения механизма из конечного в исходное, а затем из исходного в переднее положение.

– При обнаружении контакта колец агрегатов датчиками механизма блокировка отдачи всех пружин снимается, штоки всех штанг выдвигаются, и кольцо механизма быстро перемещается вперед навстречу кольцу пассивного агрегата для сцепки с ним. Подстройка кольца стыковочного механизма под положение кольца пассивного агрегата осуществляется за счет податливости пружин.

– После сцепки отдача пружин вновь блокируется, энергия сближения космического аппарата аккумулируется без возврата в механическую систему (штоки штанг только втягиваются).

На упрощенной кинематической схеме (рис. 1) пары штанг СтМ показаны универсальные шарниры 1, корпуса штанг 2, штоки-винты 3, шарико-винтовые преобразователи 4, пружины 5, управляемые обгонные муфты 6, контактные устройства 7,

стыковочное кольцо с направляющими выступами 8, датчик совмещения колец 9, корпус механизмов защелок 10, трос 11, барабан намотки троса 12, силовой редуктор 13, электропривод устройства стягивания 14. Управляемые обгонные муфты 6 имеют два состояния, соответствующие включенной или выключенной блокировке отдачи пружин. Вместе с пружинами они образуют устройства аккумулирования энергии. Блок управления стыковочным механизмом обеспечивает обработку сигналов датчиков, переключение управляемых обгонных муфт, включение и выключение электропривода.

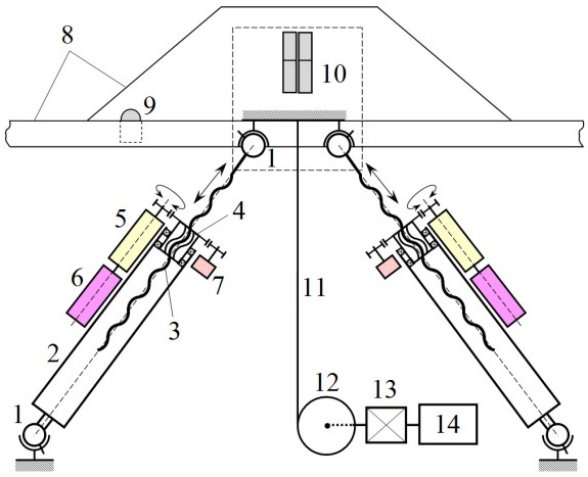


Рис. 1. Упрощенная кинематическая схема пары штанг накапливающего энергию стыковочного механизма

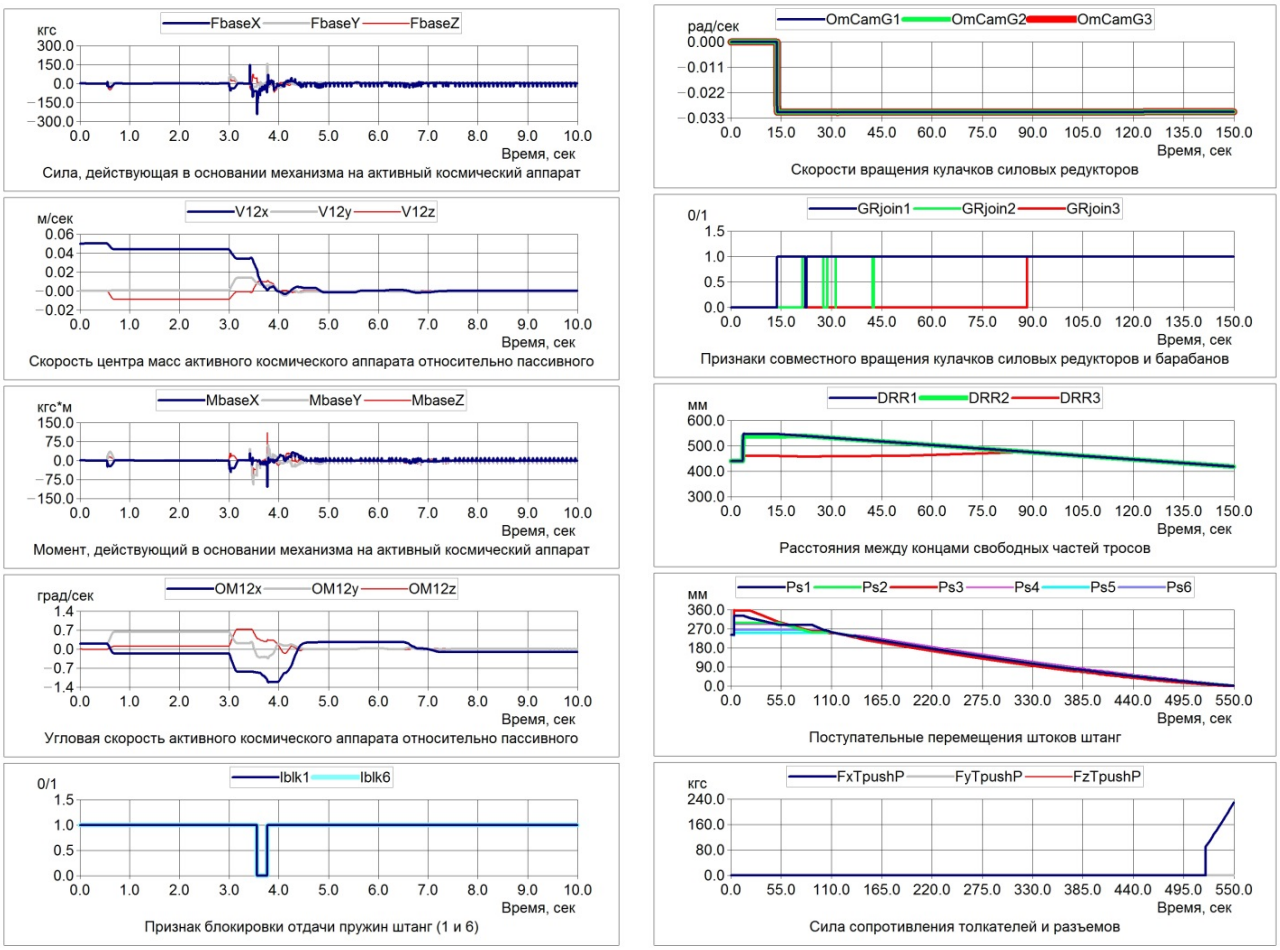
При выдвижении в исходное положение перед началом стыковки блок управления механизмом переключает все управляемые обгонные муфты в состояние снятой блокировки отдачи пружин и задает вращение привода в направлении, соответствующем увеличению свободной длины тросов. Штоки штанг выдвигаются под действием сжатых пружин. Сигнал с контактного устройства каждой штанги формируется, когда ход штока достигает величины, соответствующей исходному положению стыковочного механизма. При появлении такого сигнала в какой-нибудь штанге блок управления переключает состояние ее управляемой обгонной муфты, включая блокировку отдачи пружины. При блокировке пружин всех штанг стыковочный механизм фиксируется в исходном положении.

В начале стыковки при перемещении стыковочного кольца под действием контактных сил свободные длины штоков штанг могут уменьшаться, отклоняясь от своих исходных положений. Блок управления интерпретирует потерю сигнала контактного устройства хотя бы в одной штанге как наличие первого контакта колец агрегатов и переключает все управляемые обгонные муфты в состояние, обеспечивающее снятие блокировки отдачи пружин своих штанг. Это приводит к быстрому выдвижению кольца навстречу пассивному стыковочному агрегату.

Блок управления определяет факт сцепки по срабатыванию трех датчиков совмещения колец, и переключает управляемые обгонные муфты всех штанг в состояние блокировки отдачи пружин. После этого штоки штанг могут только втягиваться, а пружины – накапливать потенциальную энергию, преобразованную из кинетической энергии сближения активного космического аппарата. Через фиксированный интервал времени после сцепки, достаточный для полного поглощения энергии сближения, блок управления подает сигнал на электропривод устройства стягивания, для вращения барабанов в направлении уменьшения свободной длины тросов, прикрепленных к стыковочному кольцу. СтМ механизм движется в направлении своего конечного положения, плоскости стыков агрегатов и стыкуемые космические аппараты соответственно сближаются.

В докладе рассматриваются способ увеличения хода штанг для улучшения сцепки, функционирование основных устройств СтМ – пружины с обгонной муфтой, привода, тросового устройства стягивания. Приводятся графики, иллюстрирующие особенности динамики стыковки при центральном ударе с максимальной скоростью, а также достижение

сцепки (рис. 2а), выравнивание и стягивание стыковочных агрегатов (рис. 2б) при больших боковых и угловых промахах. Они подтверждают возможность стыковки во всем диапазоне начальных условий, определенных международным стандартом [9]. Результаты моделирования отображаются также с помощью динамической мнемосхемы – компьютерного интегрированного средства визуализации.



а **б**

Рис. 2. Динамика стыковки с использованием упруго-адаптивного периферийного СтМ: а – сцепка и поглощение энергии; б – выравнивания и стягивание стыковочных агрегатов

Список литературы

1. *Сыромятников В.С.* Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение. 1984. – 216 с.
2. *Claessens D., Preud'Homme F., Paijmans B.* Development of the international berthing and docking mechanism compatible with the international docking system standard. // Proc. of the 63rd International Astronautical Congress IAC-2012. October 1-5, Naples, Italy, IAC-12,B3,7,9,x15451.
3. *Dittmer H., Gracia O., Caporicci M., Paijmans B., Meuws D.* The International berthing Docking Mechanism (IBDM): Demonstrating full compliance to the International Docking System Standard (IDSS) // Proc. of the 66th International Astronautical Congress IAC 2015. October 12–16, Jerusalem, Israel, Paper ID: 30720. IAC-15,B3,7,7,x30720.
4. *Ghofranian S., Chuang L-P., Motaghedi P.* The Boeing Company, Spacecraft Docking System. // Patent US20150266595 A1, September 24, 2015.
5. *McFatter J., Keizer K., Rupp T.* NASA Docking System Block 1: NASA's new direct electric docking system supporting ISS and future human space exploration. //Proc. of

the 44th Aerospace mechanism symposium, NASA Glenn Research Center, May 16-18, 2018. pp. 471-484.
6. *Gough V.E., Whitehall S.G.* Universal tyre test machine. // Proceedings of the FISITA Ninth International Technical Congress, May, 1962. – 1962. – P. 117-137.
7. *Stewart D.* A platform with six degrees of freedom // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. – 1965. – Vol. 180, Part 1, No. 15. – P. 371 – 386.
8. Патент № 2657623. Российская Федерация. Периферийный стыковочный механизм. Яскевич А.В., Павлов В.Н., Чернышев И.Е. Рассказов Я.В., Земцов Г.А., Карпенко А.А.*;* заявитель и патентообладатель – ПАО «РКК «Энергия»; дата регистр. 14.06 2018 г.
9. International Docking System Standard (IDSS) Interface Definition Document (IDD). URL: http://internationaldockingstandard.com.

Секция 7

Космическая баллистика, аэрогазодинамика, теплообмен, динамика переходных процессов и нагружения

Председатель – руководитель Центра д.т.н. *Улыбышев Ю.П.*

РАССМОТРЕНИЕ ЧЕТЫРЕХПУСКОВОЙ СХЕМЫ ПОЛЕТА ПТК-М К ЛУНЕ С УЧЕТОМ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ

Беляева Е.К.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

На сегодняшний день мировая пилотируемая космонавтика устремилась к Луне. Страны-лидеры ракетно-космической отрасли разрабатывают лунные программы, обеспечивающие исследование Луны, доставку человека на окололунную орбиту и лунную поверхность.

Россия ведет разработку собственной лунной программы. Для организации лунной экспедиции на данный момент рассматривается вариант запуска пилотируемой миссии к Луне с помощью четырехпусковой схемы полета с использованием ракет-носителей тяжелого класса «Ангара-А5В». Такая схема запуска позволит вывести на орбиту перспективный пилотируемый транспортный корабль (ПТК), лунный взлетно-посадочный комплекс (ЛВПК) и кислородно-водородные транспортные корабли (КВТК). Программа предполагает использование облегченного корабля «Орел», который назвали «Орленком» (ПТК-М) [1].

В случае четырехпусковой схемы с использованием РН «Ангара-А5В» первая ракета выводит ЛВПК на околоземную орбиту. В течение месяца он ожидает запуска второй ракеты с КВТК на околоземную орбиту в окрестность ЛВПК. Далее КВТК стыкуется с ЛВПК, КВТК осуществляет разгонный импульс для перехода на транслунную траекторию и отделяется. После прилета в окрестность Луны ЛВПК переходит на круговую полярную окололунную орбиту. Третья ракета осуществляет запуск ПТК-М с космонавтами на борт околоземной орбитальной станции (ОС), где они ожидают запуск четвертой ракеты с КВТК. После запуска четвертой ракеты ПТК-М с космонавтами отстыковывается от ОС и стыкуется с КВТК, выведенным на околоземную орбиту в плоскость ОС. Аналогично схеме доставки ЛВПК на окололунную орбиту, осуществляется доставка ПТК-М на круговую окололунную полярную орбиту. Затем ПТК-М стыкуется с ожидающим его ЛВПК для дальнейших операций по высадке экипажа на лунную поверхность. Предполагается, что экипаж проведет на Луне около двух недель, затем с помощью двигательной установки ПТК-М вернется на Землю.

Между запусками каждой из ракет четырехпусковой схемы должен быть интервал не менее одного месяца, связанный с подготовкой стартового стола.

Для обеспечения полета ПТК-М к Луне по оптимальной траектории необходимо, чтобы угол между направлением на Луну и плоскостью орбиты ОС в момент выполнения отлетного импульса удовлетворял возможности выхода на транслунную траекторию [2]. Частота выполнения отлетных импульсов с орбиты ОС определяется скоростью вращения Луны вокруг Земли и скоростью прецессии плоскости орбиты ОС [3]. Например, с орбиты МКС (51,6°) выход на транслунную траекторию возможен раз в 10 суток.

Для обеспечения стыковки на полярной окололунной орбите требуется, чтобы плоскость транслунной траектории ПТК-М в момент прилета к Луне совпадала с плоскостью орбиты ЛВПК. Возможность перелета на эту орбиту при старте от Земли возникает один раз за половину лунного месяца или 13.65 суток [2].

Из этих ограничений очевидно, что полное повторение условий старта ПТК-М на сформированную окололунную орбиту ЛВПК составляет 136,5 суток.

Для реализации четырехпусковой схемы высадки на Луну в работе рассмотрена последовательность всех операций и определены возможности по парированию НШС, связанных с невыведением на орбиту в заданное время, не запуском или переносом старта каждой из четырех ракет транспортной системы.

Список литературы

1. Проект ракеты для доставки космонавтов на Луну представят на утверждение Путину // Lenta.ru. URL: https://lenta.ru/news/2016/04/13/angara/
2. *Левантовский В.И.* Механика космического полета в элементарном изложении. М: Наука, 1974. 487с.
3. *Егоров В.А., Гусев Л.И.* Динамика перелета между Землей и Луной. М: Наука, 1980, 544 с.

СХЕМА ВЫХОДА ИЗ НЕШТАТНОЙ СИТУАЦИИ ПРИ ПОЛЕТЕ ПТК-М НА ПОЛЯРНУЮ ОКОЛОЛУННУЮ ОРБИТУ

Беляева Е.К.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Одним из направлений расширения деятельности пилотируемой космонавтики является построение Лунной базы в приполярных областях. Для безопасного возвращения экипажа на Землю необходимо рассмотреть способы парирования нештатных ситуаций (НШС), которые могут произойти в процессе миссии.

В работе предложен способ по парированию НШС, связанной со срывом выполнения тормозного импульса в окрестности Луны, необходимого для перехода на полярную круговую окололунную орбиту.

При проведении пилотируемых полетов на Луну по программе «Аполлон» выходу из рассматриваемой НШС уделялось особое внимание, так как отказ двигательной установки, а следовательно, неисполнение тормозного импульса в окрестности Луны приводила к потере экипажа. Для выхода из НШС и возвращения экипажа к Земле предусматривалось использование траекторий свободного возвращения (ТСВ). Этот подход был использован 21 декабря 1968 года, когда американский корабль «Апполон-8» впервые в истории человечества осуществил пилотируемый полет к Луне. Параметры траектории космического корабля (КК) «Апполон-8» выбирались исходя из условия свободного возвращения, обеспечивающего в случае невыполнения тормозного импульса для перехода на окололунную орбиту безопасное возвращение экипажа на Землю после облета Луны (рис. 1). Использование ТСВ в случае НШС при срыве тормозного импульса предусматривались так же при стартах «Апполон-10», «Апполон-11» и «Апполон-12» [1].

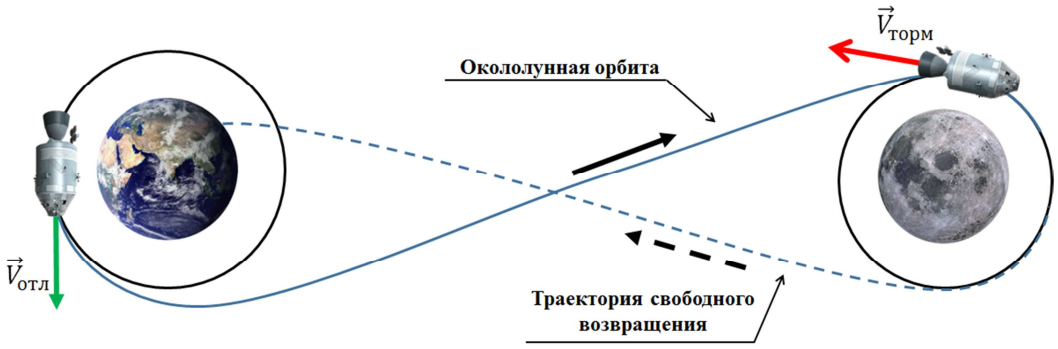


Рис. 1. Баллистическая схема ТСВ

Особенностью такого способа парирования НШС является его применимость только для траекторий, наклонение которых близко к лунному экватору. Так, в случае полета КК «Апполон-8» наклонение орбиты к плоскости экватора Луны составляло 12°[1]. Предельное допустимое наклонение для траекторий свободного возвращения относительно плоскости экватора Луны составляет 18°.

Начиная с Аполлон-13, миссии к Луне осуществлялись по гибридной траектории и в случае НШС, связанной с невыполнением тормозного импульса у Луны, КК возвращался к Земле, но с промахом в 80 тыс. км. Для возвращения экипажа на Землю необходимо было использовать энергетику лунного корабля, производя дополнительные коррекции для перехода на ТСВ (рис. 2). Гибридная траектория позволяла легко сформировать орбиту вокруг Луны, которая проходила над необходимым районом посадки (кратер Фра Мауро) [1]. Такие траектории в свою очередь позволяют несколько увеличить наклонение относительно лунного экватора в сравнении с траекториями свободного возвращения, например, для КК «Аполлон-15» $i_Л = 35°$.

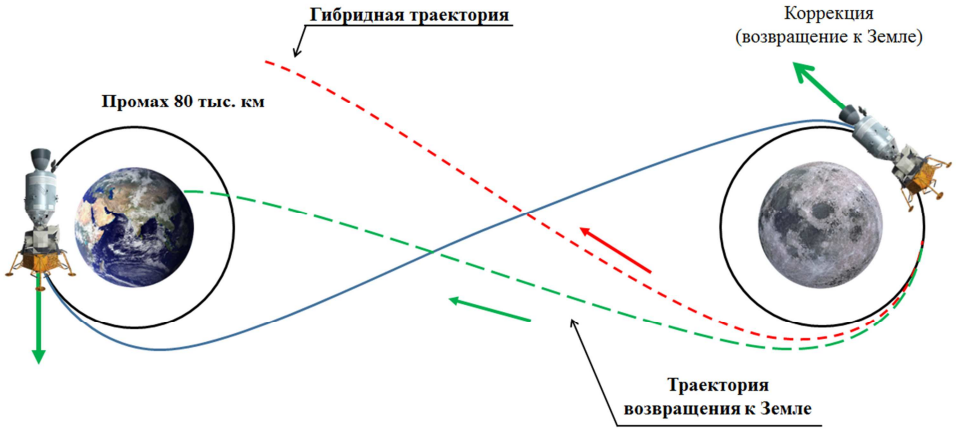


Рис. 2. Баллистическая схема гибридной траектории

Как уже упоминалось, будущие окололунные орбиты пилотируемых кораблей должны быть близки к полярным орбитам. При полете на полярные окололунные орбиты в случае невыполнения тормозного импульса дальнейшая траектория КК становится перпендикулярна плоскости Земля–Луна, что исключает возможность использования ТСВ, как в программе «Аполлон». Использование гибридных траекторий нецелесообразно, так как с их помощью невозможно обеспечить выведение КК на полярную окололунную орбиту, а изменение наклонения с 90° до наклонения ТСВ требует больших затрат характеристической скорости, которыми КК не обладает.

Предлагается способ возвращения экипажа на Землю в случае НШС, связанной с невыполнением тормозного импульса для перехода на круговую окололунную орбиту. Полет к Луне осуществляет орбитальный блок в составе межорбитального буксира и пилотируемого транспортного корабля (ПТК). В районе периселения орбиты прилета межорбитальный блок должен выполнить тормозной импульс для формирования круговой полярной окололунной орбиты. В случае невключения двигательной установки межорбитальный буксир отделяется и ПТК за счет собственной энергетики осуществляет возврат экипажа на Землю. Предполагается, что ПТК осуществляет тормозной импульс V1 через небольшой промежуток времени после отделения межорбитального буксира в окрестности периселения с целью перехода на промежуточную высокоэллиптическую окололунную орбиту [2]. Находясь на этой орбите, КК в течение примерно четырех суток ожидает появления возможности для возвращения к Земле [3]. При этом выполнение отлетного импульса V2 осуществляется за счет энергетических возможностей самого корабля после прохождения апоселения промежуточной орбиты (рис. 3).

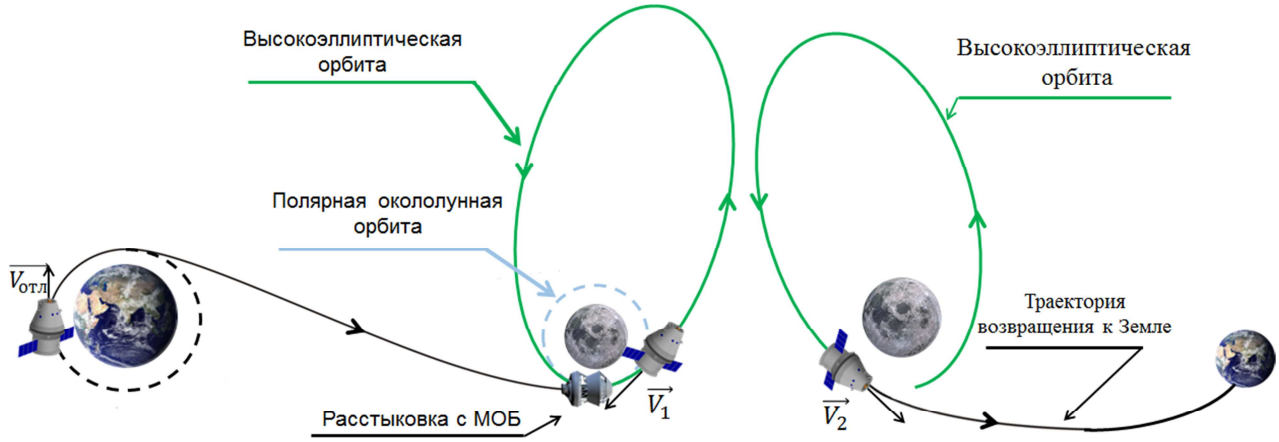


Рис. 3. Баллистическая схема разработанного метода

Разработанный метод позволяет парировать нештатную ситуацию, связанную со срывом выполнения тормозного импульса в окрестности Луны, при реализации полетов пилотируемого транспортного корабля на полярные окололунные орбиты, при этом суммарные затраты топлива ПТК на проведение всех необходимых маневров не превышают рабочих запасов корабля, определяемых из бюджета заправки [2].

Список литературы

1. Мировая пилотируемая космонавтика. История. Техника. Люди / Под ред. Ю.М. Батурина. М.: РТСофт, 2005.
2. *Муртазин Р.Ф., Беляева Е.К.* Способ управления космическим кораблем при полете к Луне. Патент Российской Федерации № 2734705. 2020. Бюл. № 30.
3. Основы теории полета космических аппаратов / Под ред. Г.С. Нариманова. М.: Машиностроение, 1972.

ДИНАМИКА ОТДЕЛЕНИЯ ТРАНСПОРТНОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОРАБЛЯ ОТ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ СЛОЖНОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ КОНФИГУРАЦИИ В НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЯХ

Богомолов Н.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Отделение транспортного пилотируемого корабля (ТПК) от орбитальной станции (ОС) – сравнительно короткий, но весьма ответственный этап экспедиции, поскольку столкновение данных объектов друг с другом может привести к отказу бортовых систем, разгерметизации, повреждению теплозащитного покрытия корабля и другим катастрофическим для экипажа последствиям. В связи с этим, целью анализа отделения ТПК от ОС является организация их безударного относительного движения на основе исследования динамики указанного процесса [1].

При разработке алгоритмов отделения ТПК от ОС учитывается множество различных параметров, в число которых, в частности, входят массо-центровочные и инерционные характеристики объектов, возможные конфигурации комплекса, используемые средства отделения, особенности работы систем управления. Соответственно, каждый алгоритм обладает своими ограничениями (например, допустимыми ориентациями и значениями угловой скорости ОС на момент начала отделения от нее ТПК), при несоблюдении которых безударный увод корабля от станции не гарантируется.

В процессе отделения от ОС сложной пространственной конфигурации ТПК даже в штатном случае может двигаться в непосредственной близости от модулей, ферм, радиаторов, солнечных батарей, манипуляторов и прочих элементов конструкции. Тем не менее, особого внимания заслуживает проблема организации безударного отделения ТПК от ОС в нештатных ситуациях (НШС).

К числу наиболее вероятных НШС на борту станции относятся возгорание, загрязнение атмосферы токсичными элементами, разгерметизация и потеря управления. При неблагоприятном развитии событий НШС последних двух типов могут привести к невозможности соблюдения ограничений штатных процедур расстыковки. Данное обстоятельство обуславливает целесообразность создания и внедрения специальных алгоритмов отделения ТПК от неориентированной и нестабилизированной ОС.

В работе на примере ТПК «Союз МС» и Международной космической станции актуальной конфигурации, соответствующей включению в состав комплекса многоцелевого лабораторного модуля «Наука», изложен общий принцип построения алгоритмов отделения и показано, как модификация действующих процедур расстыковки позволяет увеличить предельное значение модуля начальной угловой скорости, при которой увод корабля обеспечивается безударно при произвольной ориентации ОС и подвижных элементов ее конструкции [2, 3].

Список литературы

1. *Анфалов А.С., Богомолов Н.В., Борзых С.В.* Моделирование процесса отделения пилотируемых кораблей от крупногабаритных орбитальных станций // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. №5. С. 67–74.
2. *Анфалов А.С., Богомолов Н.В., Борзых С.В.* Алгоритмы отделения транспортного пилотируемого корабля «Союз МС» от Международной космической станции // Космонавтика и ракетостроение. 2017. №1(94). С. 24–29.
3. *Бакулин В.Н., Богомолов Н.В., Борзых С.В.* Алгоритм отделения ТПК «Союз МС» от нестабилизированной Международной космической станции // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2019. №4. С. 48–54.

АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ РАСЧЕТА ДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ЭКСПЛУАТАЦИИ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Титов В.А., Лиходед А.И., Сидоров В.В., Бондаренко А.Ю.

АО «ЦНИИмаш», г. Королев, Россия

Представлен анализ особенностей расчетного определения динамических нагрузок на различных этапах эксплуатации ракет космического назначения при различных типах внешних воздействий.

1. Анализируются преимущества и недостатки использования метода разложения решения по тонам колебаний и метода прямого интегрирования дифференциальных уравнений при решении динамических задач.

Метод прямого интегрирования дифференциальных уравнений более универсален и позволяет решать нелинейные задачи, определять нагрузки при смене граничных условий конструкции, изменении параметров системы. Некоторые затруднения при использовании этого метода связаны с учетом диссипативных свойств, однако этот метод чаще используется в явно нестационарных задачах, где влияние диссипации мало.

Следует отметить, что модальный метод также может использоваться при скачкообразной смене граничных условий или параметров системы, однако в этом случае при каждой смене граничных условий или параметров системы необходимо путем переразложения решения по новому базису собственных тонов колебаний обеспечивать непрерывность полей перемещений и скоростей системы.

При этом для улучшения сходимости решения по тонам колебаний, особенно при действии на систему сосредоточенных сил и моментов, необходимо использовать либо метод выделения квазистатической составляющей [1], либо расширять базис собственных функций соответствующими «резидиал-векторами», «статическими» функциями, ортогонализируемыми к учитываемым тонам колебаний [2].

2. Специфические вопросы возникают при определении нагрузок на изделия от кинематических воздействий. Эта задача характерна для определения нагрузок при железнодорожной транспортировке объектов на космодромы, на основе замеренных ускорений на ложементах и по объекту.

В случае, если на объект действует N перемещений qn(t) в точках xn в заданных направлениях, структура решения w(x,t) будет иметь следующий вид:

$$w(x,t)=\sum_{i=1}^{N} q_i(t) w_{0i}(x)+w_{д}(x,t) \tag{1}$$

где $w_{0i}(x)$ – статические решения от единичных перемещений в точках x_i ,

$$Lw_{0i}(x)=0 \quad \text{при условиях} \quad w_{0i}(x_j)=\begin{cases}1 & \text{при} \quad j=i \\ 0 & \text{при} \quad j\neq i\end{cases} \quad (i,\ j=1,2,...,N), \tag{2}$$

где Lw_{0i} – статический оператор, $w_{д}(x,t)$ – динамическая составляющая, удовлетворяющая нулевым условиям по перемещениям в направлении заданных кинематических воздействий на объект $q_i(t)$ (i = 1, 2, …, N).

С учетом представления (2) уравнение движения объекта примет вид

$$m\ddot{w}_{д}+Lw_{д}=-\sum_{i=1}^{N} m\ddot{q}_i w_{0i}. \tag{3}$$

Так как на практике чаще всего перемещения q_i (t) получаются путем двойного интегрирования замеренных ускорений $\ddot{q}_i(t)$, то небольшие погрешности в ускорениях могут приводить к значительным погрешностям в перемещениях со временем.

Вместе с тем, на практике можно избежать описанных проблем, если транспортируемый объект закрепляется в транспортном средстве статически определимым путем и замеряемые ускорения допускают смещение объекта как твердого тела. Это означает, что для расчета нагрузок должно использоваться максимум шесть базовых замеров ускорений (по два в поперечных направлениях, по одному в продольном и крутильном направлениях). В этом случае в качестве статических решений в (1) используются шесть тонов твердого тела [3]. При этом напряженное состояние объекта и силовые факторы в объекте, получаемые путем дифференцирования перемещений по координатам, не будут зависеть от перемещений, а будут определяться только ускорениями.

3. Обсуждаются динамические модели конструкций при расчете нагрузок от акустических и пульсационных воздействий, имеющих случайный характер. Чем более высокочастотный характер носит внешнее воздействие, тем сложнее обеспечить адекватную расчетную модель для определения перегрузок конструкции и ее напряженно-деформируемого состояния.

Максимальные спектральные плотности акустических воздействий, оказывающие существенное вибродинамическое нагружение элементов конструкции, лежат в диапазоне от 100 до 600 Гц. Для этих целей разрабатываются детализированные конечноэлементные модели, позволяющие достаточно полно описывать несущие конструкции и все приборное оборудование с учетом специфики узлов его крепления.

В ряде случаев возникают задачи, связанные с заменой более затратных акустических испытаний на вибрационные для отдельных сборок, приборных панелей и т.п. [4].

В этом случае проводится сравнительный расчетный анализ спектральных плотностей виброускорений конструкции и оборудования при акустическом воздействии и нормативном случайном вибрационном воздействии с использованием одной и той же расчетной КЭ модели. Если среднеквадратичные виброускорения по конструкции и оборудованию при акустическом воздействии ниже, чем при вибрационном, может быть допущена замена акустических испытаний вибрационными.

4. Рассматриваются вопросы решения динамических задач предварительно статически нагруженных конструкций.

К таким конструкциям относятся, в первую очередь, баки горючего и окислителя РН, работающие в условиях наддува, солнечные батареи с предварительным натягом полотнища панелей и т.п. Особенностью этих задач является необходимость учета проекций мембранных усилий на нормальную поверхность пластины или оболочки. Расчеты показали, что для типовых топливных баков РН при наддувах 3-5 ати частоты нижних гидроупругих тонов колебаний могут повышаться на 5-7%.

Динамические характеристики типовых солнечных батарей, полотно которых натянуто с помощью специальных пружин, могут увеличиваться на порядок и более, по сравнению с ненатянутыми. Как показали расчеты, частоты первых тонов колебаний ненатянутой батареи равны 0,002 Гц. Натяжение увеличивает низшие частоты конструкции более чем в 40 раз до 0.085 Гц.

5. При расчете нагрузок на атмосферном участке движения РКН с учетом ограничения по αq (произведения пространственного угла атаки α на скоростной напор q) следует проводить оценку влияния квазистатического изгиба изделия на увеличение локальных углов атаки и дополнительные аэродинамические воздействия. Это может оказаться существенным для РН, движущихся с большим скоростным напором ($q \approx 4000\text{-}5000$ кгс/м^2), и низкой частотой первого поперечного тона колебаний (~1 Гц). Проведенные оценки для проектных параметров отдельные РКН показали возрастание аэродинамических нагрузок на носовую часть конструкции до 10-15%. При этом имеет место аналогичное увеличение максимального изгибающего момента по длине конструкции, а также плеча аэродинамической силы из-за смещения центра давления к носику изделия [5].

6. При расчете АЧХ возникают проблемы, если конструкции состоят из разнородных материалов (например, металлическая оболочка с резиноподобным наполнителем),

имеющих существенно различные диссипативные свойства, эффективным способом является прямое решение стационарной задачи с использованием комплексных модулей E^* или жесткостей.

При этом задача сводится к решению алгебраической системы уравнений с комплексными коэффициентами относительно искомых кинематических параметров.

Следует отметить, что нестационарные задачи при использовании комплексных модулей впрямую не решаются, так как соответствующие однородные уравнения движения имеют фундаментальные решения, неограниченно возрастающие с ростом времени.

7. Как правило, гидроупругие колебания топливных баков ракет моделируются в виде осцилляторов, присоединенных к нижним шпангоутам баков [6]. Основное противоречие этой модели заключается в том, что при закреплении нижнего шпангоута бака через верхний шпангоут невозможно возбудить колебания жидкого топлива, хотя физически очевидна возможность такого возбуждения.

В связи с тем, что к топливным бакам (в изделиях) с обеих сторон обычно примыкают другие отсеки, они могут возбуждаться через нижние и верхние шпангоуты.

Поэтому в качестве альтернативного аналога, моделирующего движение топливного бака по *j*-ому тону колебаний, может использоваться система, состоящая из сосредоточенной массы m и двух продольных пружин различной жесткости, расположенных справа и слева от сосредоточенной массы.

Проведено исследование диапазонов применимости традиционной модели гидроупругих колебаний топливных баков с использованием осцилляторов, присоединенных к их нижним шпангоутам. Показано, что разработанная альтернативная модель топливных баков обеспечивает корректное определение силовых воздействий на верхние и нижние шпангоуты при гидроупругих колебаниях баков с различными уровнями заправки, и продемонстрировано совпадение полученных расчетных результатов с результатами расчетов по полной конечноэлементной модели баков с топливом.

Приведен метод обеспечения корректного задания внешних активных сил, действующих на конструкцию бака, при его моделировании механическими аналогами.

8. Существенные особенности возникают при использовании полярных (цилиндрических или сферических систем координат (СК) в процессе конечноэлементного моделирования задач о собственных колебаниях оболочек с жидкостью и осесимметричных упругих тел в связи с наличием в относительных деформациях множителя $1/r$. Вычисления форм колебаний в элементах, узлы которых имеют координату $r \to 0$, может приводить к некорректным результатам.

Существуют следующие пути, позволяющие исключить этот эффект:

– для узлов и элементов, лежащих вблизи оси Z цилиндрической системы координат, изменить исходную систему координат на декартову прямоугольную систему координат;

– использовать при КЭ моделировании способ «выколотой» малой области в окрестности особых точек (полюсов оболочек и осесимметричных тел), не влияющей на собственные частоты и формы колебаний.

Список литературы

1. *Кармишин А.В., Лиходед А.И., Паничкин Н.Г., Сухинин С.Н.* Основы отработки прочности ракетно-космических конструкций. М.: Машиностроение, 2007. 480 с.
2. MD Nastran. Dynamic Analysis User's Guide. MSC Software Corporation, 2010.
3. *Лиходед А.И.* Динамика конструкций и определение нагрузок: учебное пособие. Королев: АО «ЦНИИмаш», 2020. 239 с.
4. *Сидоров В.В.* Методика выбора эквивалентных виброрежимов для отработки прочности малых космических аппаратов при акустических нагрузках // Космонавтика и ракетостроение. 2013. Вып.1(70). С. 63–68.

5. *Титов В.А.* Оценка влияния квазистатического изгиба конструкции ракеты-носителя на нагрузки в зоне прохождения максимального скоростного напора // Космонавтика и ракетостроение. 2013. № 1(70). С.76–82.
6. *Бондаренко А.Ю., Лиходед А.И., Сидоров В.В.* Построение механических аналогов подконструкций с учетом действующих на них активных сил // Математическое моделирование. 2020. Т. 32. № 8. С. 106–118.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ДОСТАВКИ ЛУННОГО ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОГО КОМПЛЕКСА НА НИЗКУЮ ОКОЛОЛУННУЮ ОРБИТУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ WSB-ТРАЕКТОРИЙ

Гаранин О.Д.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

При проектировании траекторий космических миссий основной проблемой является минимизация суммарных затрат характеристической скорости. Для уменьшения затрат характеристической скорости при полете к Луне рассмотрено использование низкоэнергетических WSB-траекторий (англ. Weak Stability Boundary – на границе слабой устойчивости) [1]. Данная схема впервые была реализована для японского космического аппарата Hiten [2]. WSB-траектория является аналогом биэллиптической траектории в условиях ограниченной задачи четырех тел. Космический аппарат поднимается на высоту около 1,5 млн. км от Земли в район точки либрации L1 системы Земля–Солнце. Синергия двух гравитационных полей приводит к подъему перигея до радиуса орбиты Луны и, соответственно, к уменьшению подлетной скорости относительно Луны. За счет этого возможна экономия характеристической скорости при выдаче тормозного импульса при подлете к Луне [3].

В докладе излагается исследование возможности полета лунного взлетно-посадочного комплекса (ЛВПК) на полярную низкую окололунную орбиту. Рассматривается следующая двухпусковая схема. Первая ракета-носитель (РН) обеспечивает выведение связки «ЛВПК+РБ» (разгонный блок), вторая РН – кислородно-водородного разгонного блока (КВРБ), на низкую околоземную орбиту высотой 200 км. На этой орбите осуществляется стыковка связки «ЛВПК+РБ» и КВРБ. Далее выдается разгонный импульс dV1 до полной выработки топлива КВРБ на высокоэллиптическую орбиту высотой апогея около 50 тыс. км (рис. 1). После оборота по этой орбите выдается доразгонный импульс dV2 за счет двигательной установки РБ, после которого осуществляется полет в окрестность точки L1. После полета за сферой действия Земли космический аппарат движется по направлению к Луне. При подлете к Луне выдается тормозной импульс dV3 для выхода на целевую окололунную орбиту.

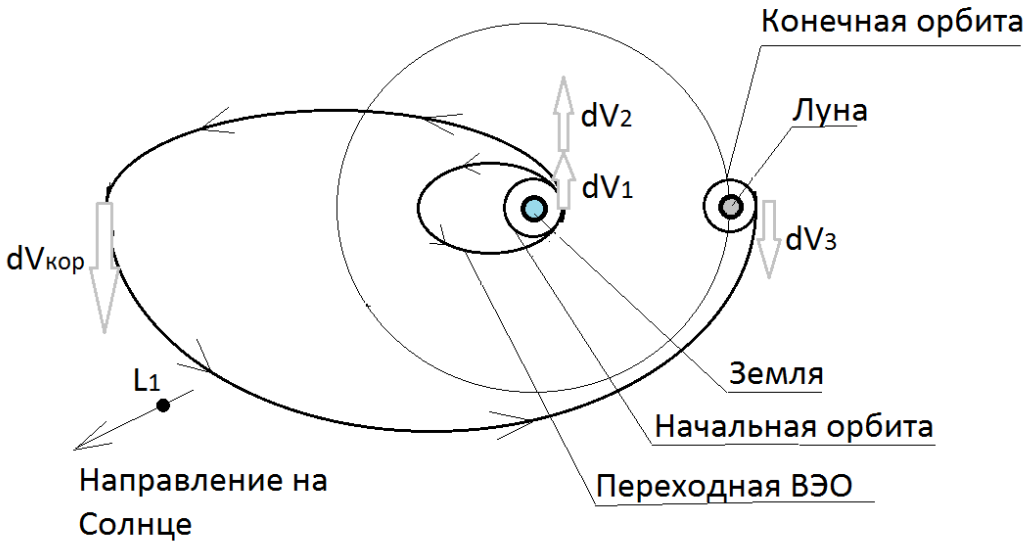
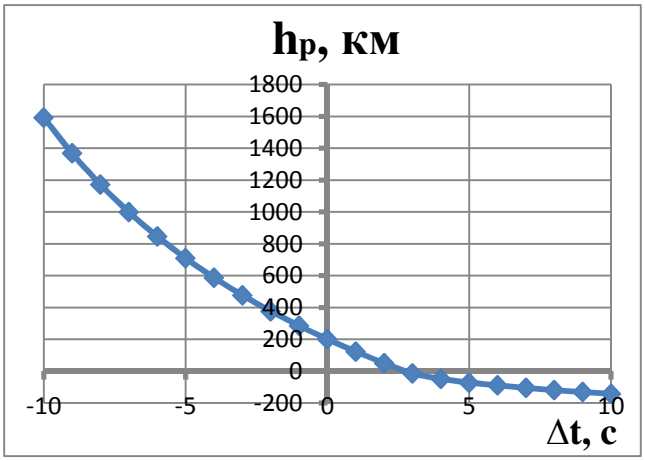


Рис. 1. Схема WSB-траектории: ВЭО – высокоэллиптическая орбита

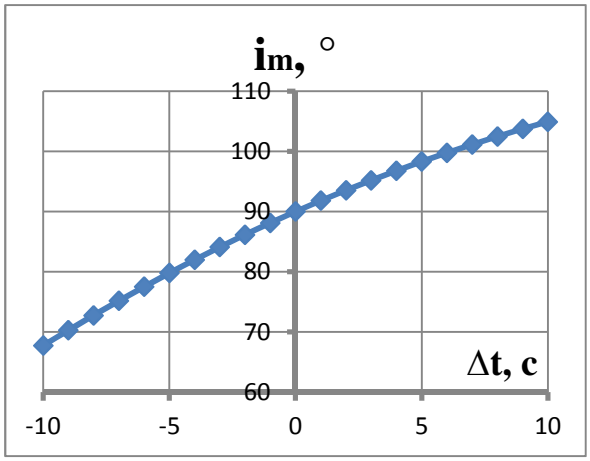
Использование WSB-траектории при полете на низкую окололунную орбиту позволяет сэкономить около 150-200 м/с характеристической скорости по сравнению с полетом по «классической» траектории. Однако WSB-траектории обладают рядом существенных недостатков. Одним из них является длительное время полета – около трех месяцев, по сравнению с 3-5 сутками для «классических» траекторий. Также существенным недостатком является крайне высокая чувствительность расчетной траектории к возмущающим факторам вследствие того, что космический аппарат длительное время находится за границей сферы действия Земли. В докладе излагается исследование влияния двух возмущающих факторов – временная ошибка при выдаче доразгонного импульса и ошибка времени старта. Ошибки исследуются относительно номинальной траектории.

В первом случае рассматривается уменьшенное на 0,5 секунды время работы двигательной установки при выдаче доразгонного импульса dV2. Это приводит к существенному отклонению траектории космического аппарата от номинальной, сближения с Луной не происходит. Для компенсации возмущения вводится импульс коррекции в апогее dVкор (рис. 1). Величина этого импульса составляет ~60 м/с, что показывает большую чувствительность траектории к данному типу возмущений.

Во втором случае исследуется влияние ошибки времени старта на параметры конечной окололунной орбиты. Варьирование в пределах ±10 секунд приводит к существенным изменениям параметров конечной орбиты (рис. 2). При отклонении в 3 секунды фактическая траектория пересекает поверхность Луны. Отклонение наклонения конечной орбиты от номинального значения может составлять десятки градусов. Для компенсации этих возмущений так же вводится импульс коррекции в апогее dVкор. Его величина при таких диапазонах изменения времени старта незначительна.



А



Б

Список литературы

1. *Edward A. Belbruno, John P. Carrico.* Calculation of Weak Stability Boundary Ballistic Lunar Transfer Trajectories [Электронный ресурс]. 2000. URL: https://astrogatorsguild.com/wp-content/papers/0800_wsb.pdf
2. *James K. Miller.* Lunar transfer design and the four body problem // 13th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Понсе [Электронный ресурс]. 2003. URL: https://www.researchgate.net/publication/275770839_AAS_03-144_LUNAR_TRANSFER_TRAJECTORY_DESIGN_AND_THE_FOUR_BODY_PROBLEM
3. *Ивашкин В.В.* Об оптимальных траекториях полета КА к Луне в системе Земля–Луна–Солнце [Электронный ресурс]. 2001. URL: https://keldysh.ru/papers/2001/prep85/prep2001_85.html

НЕКОРРЕКТИРУЕМЫЕ СИСТЕМЫ КА ПЕРИОДИЧЕСКОГО ОБЗОРА ПРИПОЛЯРНЫХ ОРБИТ С БОЛЬШОЙ ЗОНОЙ ОБЗОРА КА

К.т.н. Гасс А.Л., Калошин А.М.

АО «АВЭКС», г. Москва, Россия

Периодическим (с заданным разрывом в обслуживании) обзором [1, 2, 3] района обслуживания понимается такой вид обзора, когда любая точка района обслуживания попадает в зону обзора одного из космических аппаратов (КА) системы через промежутки времени не превышающие заданного значения, который называется временем разрыва в обзоре.

С развитием научно-технического прогресса и появлением микроэлектроники: микросхем, микропроцессоров и т.д. пошла тенденция к минимизации спутников, которые можно классифицировать по массе:

– пикоспутники – весом от 100 г до 1 кг;

– наноспутники – весом от 1 кг до 10 кг;

– микроспутники, или сверхмалые КА, – весом от 10 кг до 100 кг;

– миниспутники – весом от 100 кг до 500 кг.

Многие из них представляют собой единое целое и имеют сленговое название «летающие платы». А это означает, что появился целый класс некорректируемых минимизированных спутников или малогабаритных космических аппаратов (МКА).

Основной целью миниатюризации является снижение стоимости создания, развертывания и поддержания орбитальных СКА различного целевого назначения при сохранении высокой эффективности их использования, также уменьшение времени на их разработку, проектирование и развертывание.

В некорректируемых системах периодического обзора будем рассматривать две случайные величины:

1) положение КА в плоскости орбиты (быстроменяющаяся величина), имеющая периодический характер;

2) положение самой плоскости орбиты (медленноменяющаяся величина), имеющая вековой характер $\Delta\Omega_{ВЕК}$.

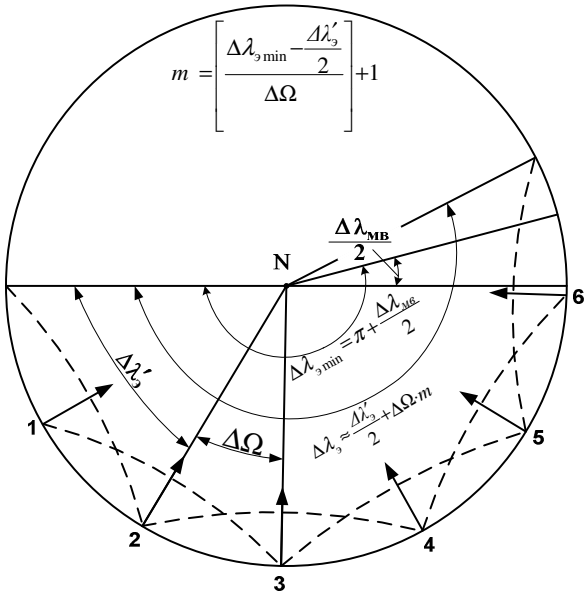


Рис. 1. Схема приполярных орбит некорректируемой системы КА периодического обзора

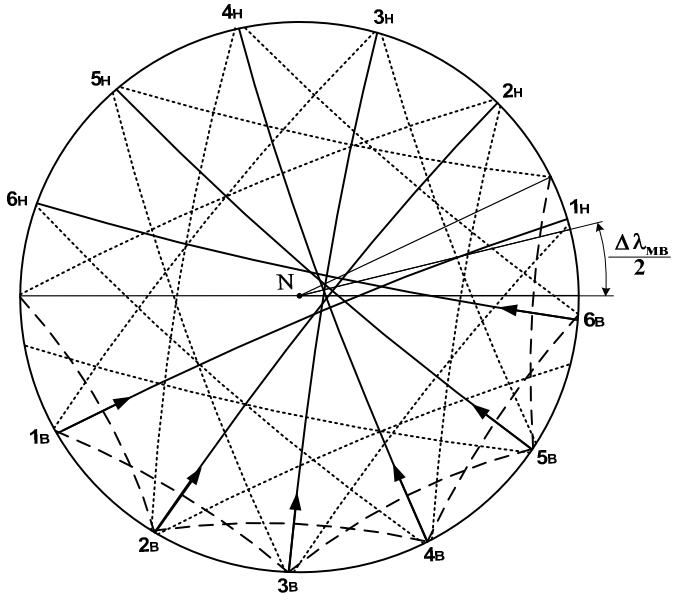


Рис. 2. Трассы полета и полосы обзора приполярных орбит некорректируемой системы КА периодического обзора

Для упрощения будем рассматривать, что в каждой плоскости орбиты размещается по одному КА и трасса полета КА пересекает экватор под прямым углом [4].

$$\mathbf{i = i_* = } arccos \frac{\mathbf{T_\Omega}}{\mathbf{T_{эф}}}. \quad (1)$$

где $\mathbf{T_\Omega}$ – драконический период обращения КА, $\mathbf{T_{эф}}$ – эффективные сутки, время полного оборота Земли относительно восходящего узла орбиты, $\mathbf{T_{эф} = \frac{2\pi}{\omega_3 - \dot{\Omega}}}$, $\mathbf{\omega_3 = 7.29 \cdot 10^{-5}\ c^{-1}}$ – угловая скорость вращения Земли, $\dot{\Omega}$ – угловая скорость прецессии восходящего узла орбиты, обусловленная влиянием нецентральности гравитационного поля Земли, которая приближенно может быть определена по формуле

$$\Omega = \frac{3\pi}{T_\Omega} \frac{\pi_2}{\mu p^2} cos i, \quad (2)$$

где $\mu = 398600.44\ км^3/с^2$, $\pi_2 = -1.7555 \cdot 10^{10}\ км^5/с^2$.

Тогда ширина полосы обзора, проходящая через экватор $\Delta\lambda'_э = 2\varphi_з$, причем $\Delta\lambda_{МВ} \le \varphi_з$. Для обеспечения компенсации вращения Земли за время разрыва в обзоре $\Delta\lambda_{э\min} = \pi + \frac{\Delta\lambda_{мв}}{2}$ (рис. 1). На рис. 2 изображены трассы полета и полосы обзора.

Для уменьшения времени разрыва в обзоре необходимо сблизить между собой смежные плоскости орбит на расстояние $\Delta\Omega \le (\Delta\lambda'_э - \Delta\lambda_{МВ})$ (рис. 1, 2 и 3), тогда $\Delta\lambda_э \approx \frac{\Delta\lambda'_э}{2} + \Delta\Omega \cdot m$, количество КА определяется $m = \left[\frac{\Delta\lambda_{э\min} - (\Delta\lambda'_э / 2)}{\Delta\Omega}\right] + 1 \cdot$ Время разрыва в обзоре всей поверхности Земли $(\mathbf{\Delta t_1})$ будет равно драконическому периоду, $\mathbf{\Delta t_1 = T_\Omega}$.

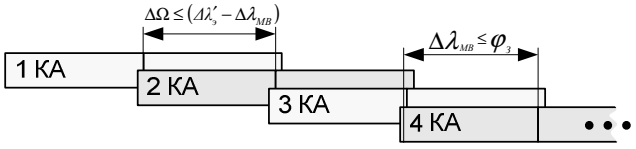


Рис. 3. Схема взаимного расположения полос обзора между КА

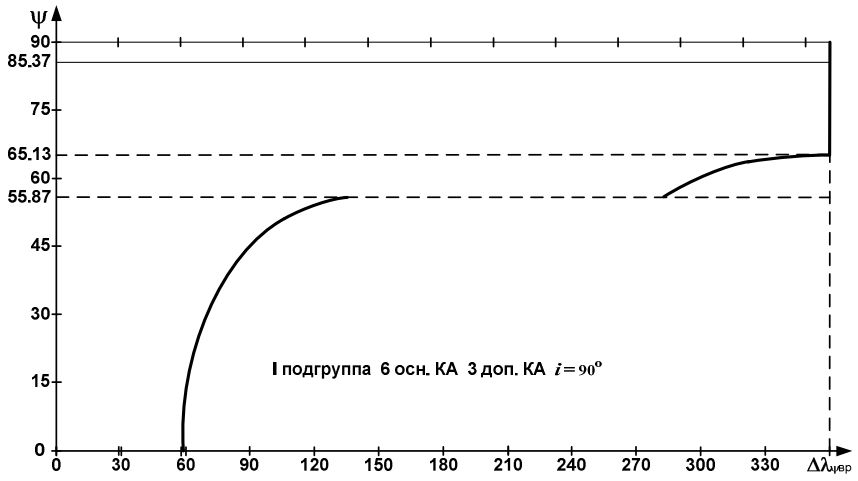


Рис. 4. Результат синтеза орбитального построения глобальной некорректируемой системы КА периодического обзора для приполярных орбит

Рассмотрим результат решения задачи синтеза орбитального построения некорректируемой системы КА, глобального периодического обзора для приполярных орбит с исходными данными: зона обзора КА $\varphi_З = 29.5^o$, определяется минимальным углом возвышения над горизонтом точки наблюдения $7^o \le \delta$ и критической высотой системы КА $H_{КР}$=1500 км. Тогда $i_* = 85.3687^o$; $T_\Omega = 6949.6805$ с. = 115.828 мин.; $\Delta\lambda_{МВ} = 29.0672^o$; $\Delta\lambda_{Э\min} = 194.5336^o$; $m = 6$ основных КА; $\Delta\lambda_Э \approx 203.5^o$; $\Delta\lambda_{Э\min} \le \Delta\lambda_Э$.

В таблице и на рис. 2 и 4 приведен результат синтеза орбитального построения глобальной некорректируемой системы КА периодического обзора для приполярных орбит.

Результат синтеза орбитального построения некорректируемой системы КА периодического обзора, $\varphi_З$ =29.5º и $H_{КР}$=1500 км для приполярных орбит

№ п\п	*i* (град)	π-*i*-$\varphi_З$ (град)	*i*-$\varphi_З$ (град)	$\Delta\lambda_{Э\min}$ (град)	$\Delta\lambda_{МВ}$ (град)	Осн. КА	Доп. КА	КА	$\Delta\Omega$ (град)
I	85.3687	65.1312	55.8687	194.5336	29.0672	6	3	9	29.0
Итого:						6	3	9	

Выводы

1. Некорректируемые системы КА периодического обзора для приполярных орбит способны обеспечить периодичность обзора, не превышающего более одного драконического периода и возможны только для КА с большой зоной обзора $\Delta\lambda_{МВ} \le \varphi_З$.

2. Время полного развертывания некорректируемой системы КА периодического обзора для приполярных орбит значительно меньше, чем детерминируемой системы КА (ДСКА), т.к. не требуется синхронизация между КА. При заранее подготовленных стартовых площадках может достигать около полусуток. Не требует совершать дополнительные маневры по изменению плоскости орбиты при развертывании системы КА.

3. Малые габариты, применение композитных материалов, отсутствие систем коррекции и удержания, делает некорректируемую систему КА менее заметной, более надежной, устойчивой, менее зависящую от работы наземных средств, следовательно, живучесть некорректируемой системы КА значительно выше, чем у ДСКА.

4. Время существования некорректируемых систем КА периодического обзора для приполярных орбит, без выведения дополнительных КА, существенно зависит от точности выведения КА.

5. Необходимо решить ряд задач по синтезу, развертыванию и поддержанию некорректируемых систем КА периодического обзора для приполярных орбит.

6. Для применения ракетного способа выведения некорректируемых систем КА периодического обзора приполярных орбит малогабаритных КА с малыми массами необходимо разработать ракеты носители и разгонные блоки легкого класса.

Список литературы

1. *Баринов К.Н., Мамон П.А.* Теория полета космических аппаратов. Ч. II. МО СССР, 1974. С. 346.
2. *Власов С.А.* Основы баллистического проектирования систем КА землеобзора: учеб. пособие. МО РФ, 1998. С. 94.
3. Расчет систем КА периодического обзора поверхности Земли: Методическое пособие. Ленинград: ВИКИ им. А.Ф.Можайского, 1987. С. 32.
4. *Сергеев М.С.* Возмущенное движение центра масс тела в поле притяжения и атмосфере Земли. МО СССР, 1967. С.102.

НЕКОРРЕКТИРУЕМЫЕ СИСТЕМЫ КА ПЕРИОДИЧЕСКОГО ОБЗОРА С РАЗНЫМИ НАКЛОНЕНИЯМИ

К.т.н. Гасс А. Л., Калошин А. М.

АО «АВЭКС», г. Москва, Россия

Периодическим (с заданным разрывом в обслуживании) обзором [1, 2, 3] района обслуживания понимается такой вид обзора, когда любая точка района обслуживания попадает в зону обзора одного из КА системы через промежутки времени не превышающие заданного значения, который называется временем разрыва в обзоре.

С развитием научно-технического прогресса и появлением микроэлектроники: микросхем, микропроцессоров и т.д. пошла тенденция к минимизации спутников, которые можно классифицировать по массе:

– пикоспутники – весом от 100 г до 1 кг;

– наноспутники – весом от 1 кг до 10 кг;

– микроспутники, сверхмалые КА, – весом от 10 кг до 100 кг;

– миниспутники – весом от 100 кг до 500 кг.

Многие из них представляют собой единое целое и имеют сленговое название «летающие платы». А это означает, что появился целый класс некорректируемых минимизированных спутников или малогабаритных космических аппаратов (МКА).

Основной целью миниатюризации является снижение стоимости создания, развертывания и поддержания орбитальных СКА различного целевого назначения при сохранении высокой эффективности их использования, также уменьшение времени на их разработку, проектирование и развертывание.

Некорректируемые системы КА (НСКА) периодического обзора с разными наклонениями формируются по принципу создания подгрупп КА с одинаковыми наклонениями, обеспечивающие периодический обзор определенного широтного пояса с периодичностью, не превышающей более одного драконического периода T_Ω, изображенные на рисунках 1, 2 и 3. Причем параметры прилегающей орбиты КА с тем же наклонением i_j отличаются друг от друга только долготами восходящих узлов (рис. 2), различия между ними можно рассчитать с помощью следующего выражения:

$$\Omega_{i+1} \le \Omega_i + \Delta\lambda_{\psi_{вр}} - \Delta\lambda_{мв}.$$

При этом нижняя широта обозреваемого широтного пояса северного полушария $\psi_{\text{Н}j} = i_j - \varphi_з$.

Причем ширина обзора $\Delta\lambda_{\psi\,\text{вр}}$ на широтах ψ_{Bj} северного и $-\psi_{Bj}$ южного полушария составляет не менее двух межвитковых расстояний, поэтому для каждого КА любой объект на поверхности Земли, находящийся внутри широтных поясов, попадает в зону обзора не менее двух раз, обеспечивающих стабильность времени разрыва обзора, не превышающего более одного драконического периода T_Ω для каждого КА. Причем в каждой плоскости некорректируемой орбиты должно выводиться не менее одного КА.

Так как система КА периодического обзора поверхности Земли является некорректируемой, то КА соседних плоскостей располагаются друг относительно друга псевдослучайным образом при этом максимальное смещение полос обзора при заданном положении плоскостей орбит не будет превышать одного межвиткового расстояния $\Delta\lambda_{мв}$, изображенного на рис. 3, которое обеспечивают стабильность времени разрыва обзора между соседними плоскостями орбит КА не превышающего более одного драконического периода T_Ω.

В качестве примера на широтах ψ_{Bj} и ψ_{Hj} северного полушария $\Delta\lambda_{\psi_{ВР}} = K \times \Delta\lambda_{МВ}$, изображенные на рисунках 1, 2 и 3 $K = 4$.

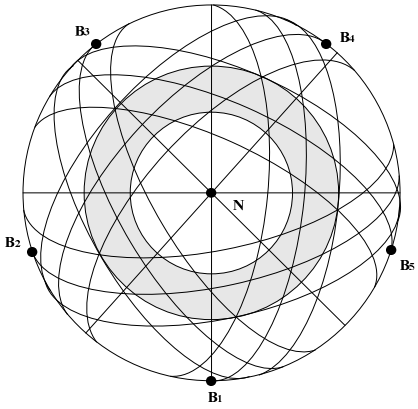


Рис. 1. Схема подгруппы КА с одинаковым наклонением с северного полюса

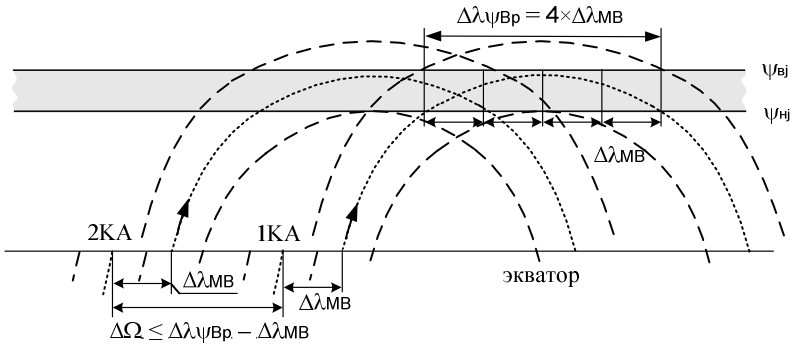


Рис. 2. Схема подгруппы КА с одинаковым наклонением с экватора

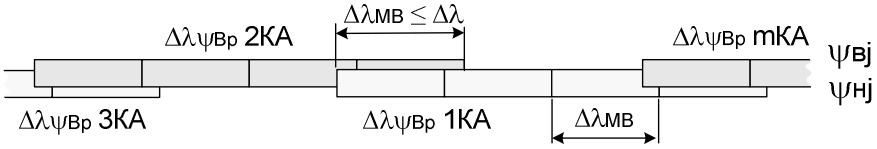


Рис. 3. Схема взаимного расположения полос обзора КА одной подгруппы

m – количество КА в одной подгруппе рассчитывается по формуле $m = \left[\frac{2\pi}{(K-1)\times\Delta\lambda_{мв}}\right] + 1$, где K – количество межвитковых расстояний, входящих в ширину полосы обзора $\Delta\lambda_{\psi_{вр}}$ одной подгруппы КА.

Аналогичным образом создаются подгруппы КА с наклонениями прилегающих широтных поясов, изображенные на рисунке 4, причем наслоение их должно быть не менее двух величин заданных допусков погрешностей выведения по наклонению Δi .

При функционировании некорректируемые системы КА периодического обзора с разными наклонениями, осуществляют контроль времени разрыва обзора широтного пояса

между каждой прилегающей парой КА с одинаковыми наклонениями и при превышении времени разрыва обзора более одного драконического периода T_Ω, осуществляют запуск дополнительного КА с близкими параметрами орбиты, долгота восходящего угла, которого находится между долготами восходящих углов пары КА одной подгруппы, между которыми превышено время разрыва обзора, а скорость прецессии выводимой плоскости КА должна соответствовать среднему значению скоростей прецессий этих плоскостей [4].

В зависимости от задач, как для кратковременного, так и для долгосрочного функционирования системы периодического обзора с разными наклонениями, среди конечного множества решений формирования системы выбирается система с минимальным числом КА.

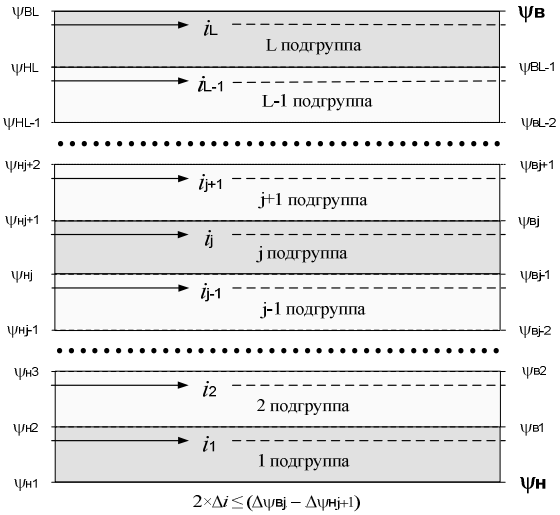


Рис. 4. Схема взаимного расположения полос обзора подгрупп КА

Выводы

1. Некорректируемые системы КА периодического обзора с разными наклонениями способны обеспечить периодичность обзора, не превышающего более одного драконического периода, возможны для КА с большой зоной обзора $\Delta\lambda_{MB} \le \varphi_з$ и для КА с малой зоной обзора $2\varphi_з < \Delta\lambda_{MB}$.

2. Время полного развертывания некорректируемой системы КА периодического обзора с разными наклонениями значительно меньше, чем детерминируемой системы КА (ДСКА), так как не требуется синхронизация между КА. При заранее подготовленных стартовых площадках может достигать менее суток. Требует совершать дополнительные маневры по изменению плоскости орбиты при развертывании системы КА для подгрупп с меньшими наклонениями, чем широты стартовых площадок.

3. Малые габариты, применение композитных материалов, отсутствие систем коррекции и удержания, делает некорректируемую систему менее заметной, более надежной, устойчивой, менее зависящую от работы наземных средств, следовательно, живучесть некорректируемой системы КА значительно выше, чем у ДСКА.

4. Время существования некорректируемых систем КА периодического обзора с разными наклонениями, без выведения дополнительных КА, существенно зависит от точности выведения КА.

5. Необходимо решить ряд задач по синтезу, развертыванию и поддержанию некорректируемых систем КА периодического обзора с разными наклонениями.

6. Для применения ракетного способа выведения некорректируемых систем КА периодического обзора с разными наклонениями для малогабаритных КА с малыми массами необходимо разработать ракеты носители и разгонные блоки легкого класса.

Список литературы

1. *Баринов К.Н., Мамон П.А.* Теория полета космических аппаратов. Часть II . МО СССР, 1974. С. 346.
2. *Власов С.А.* Основы баллистического проектирования систем КА землеобзора: учебное пособие. МО РФ, 1998. С.94.
3. Расчет систем КА периодического обзора поверхности Земли: методическое пособие. Ленинград: ВИКИ им. А.Ф. Можайского, 1987. С.32.
4. *Сергеев М.С.* Возмущенное движение центра масс тела в поле притяжения и атмосфере Земли. МО СССР, 1967. С.102.

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ СТАРТА НА ОСНОВЕ РАССМОТРЕНИЯ ВЛИЯНИЯ ВОЗМУЩАЮЩИХ ФАКТОРОВ ПРИ ВЫВЕДЕНИИ ОБ ПО БИЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ СХЕМЕ

Глушков П.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В данной статье рассмотрено влияние возмущающих факторов, таких как возмущения от гравитационного воздействия Луны и Солнца, солнечного давления, на параметры траектории выведения в зависимости от даты и времени пуска при выведении по биэллиптической схеме, влияние высоты заброса на максимальные отклонения орбитальных параметров.

Необходимость этого рассмотрения обусловлена, во-первых, существенностью влияния, и, во-вторых, тем, что эти возмущения не определяются и не учитываются СУ РБ и, следовательно, оказывают дополнительное влияние на точность выведения. Для расчетов использовались программы MATLAB и System Tool Kit.

Для примера показан кратко один из пунктов исследования: влияние гравитационных возмущений на месячном интервале.

Величина интервала обусловлена периодом обращения Луны, что позволяет оценить характер изменения возмущений. На рис. 1–3 приведены графики отклонения орбитальных параметров под действием Луны и Солнца как по отдельности, так и совместно. Четко видны двухнедельные максимумы и минимумы влияния Луны, которые соответствуют половине периода ее обращения, причем экстремумы отклонения периода не совпадают с экстремумами по апогею, перигею и наклонению.

Максимальные отклонения периода сравнимы по величине с инструментальной точностью выведения по прямой схеме, а по эксцентриситету и наклонению существенно превосходят.

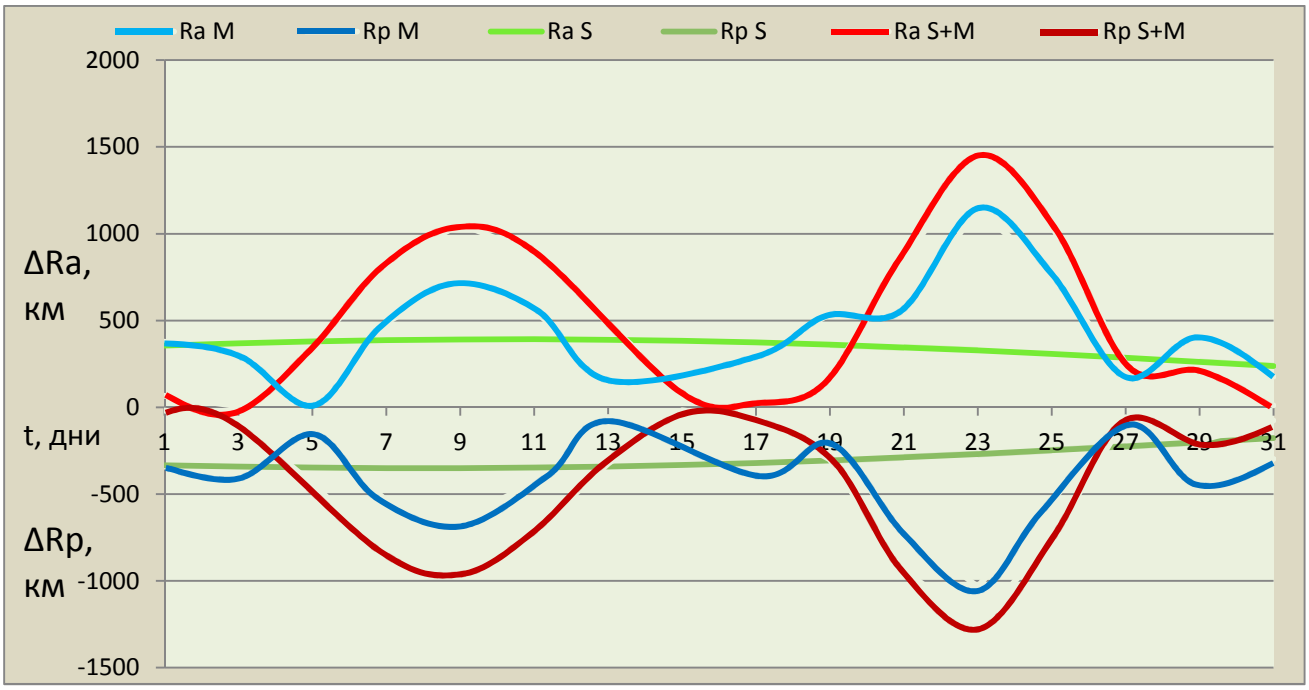


Рис. 1. Отклонения Rp и Ra

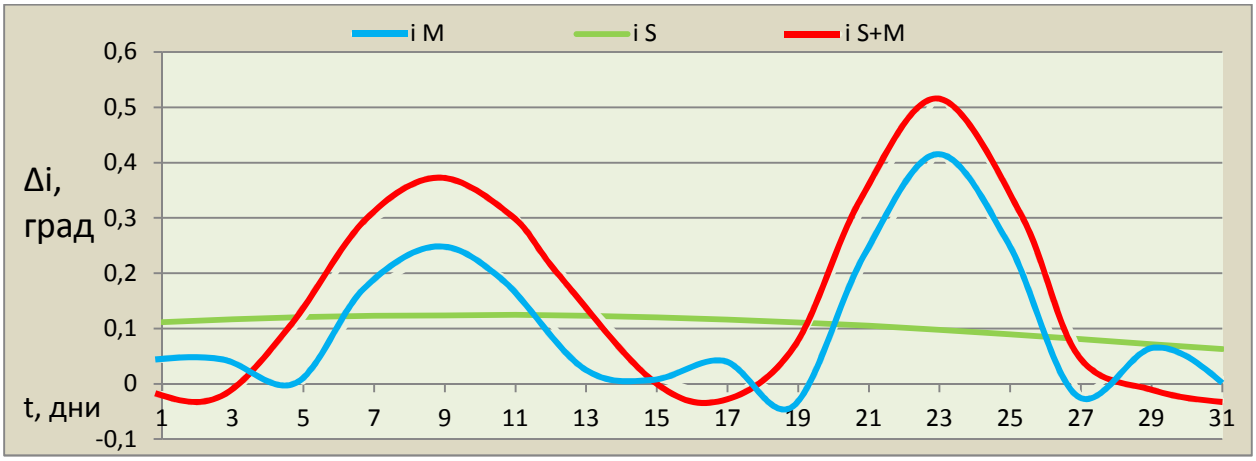


Рис. 2. Отклонения i

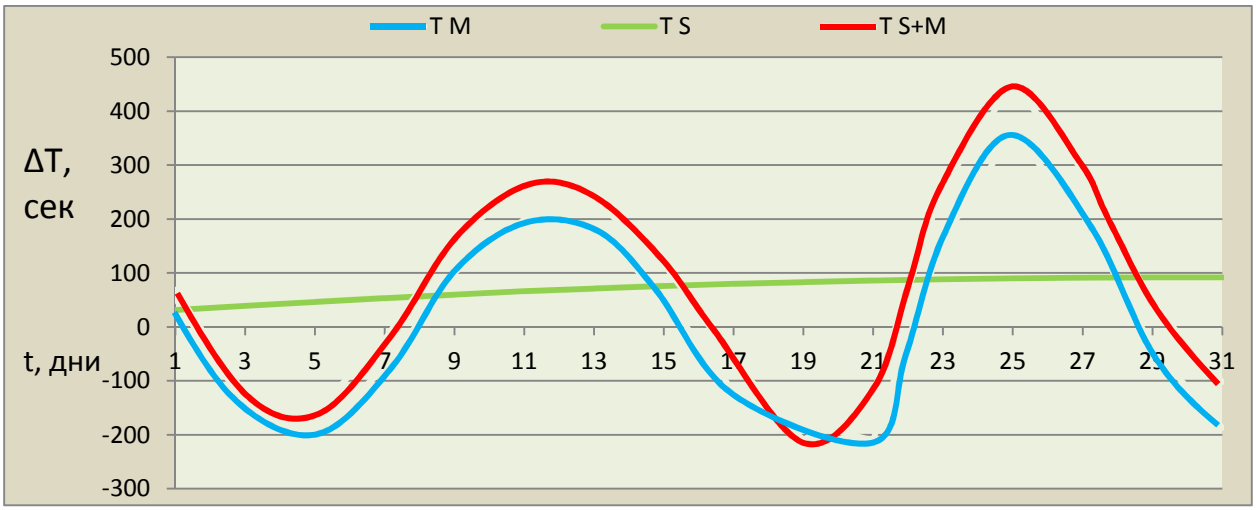


Рис. 3. Отклонения T

Какие выводы были сделаны в процессе всей работы:

а) влиянием солнечного давления на орбитальные параметры можно пренебречь;

б) влияние возмущения от Луны и Солнца весьма существенно, может быть сравнимо с отклонениями, вызываемыми работой СУ РБ, или даже превышать их;

в) возмущения от Луны и Солнца непосредственно добавляются к точностям орбитальных параметров, обеспечиваемых СУ РБ;

г) влияние возмущений от Луны и Солнца может быть уменьшено оптимальным подбором времени старта на конкретную дату с учетом ограничений, но не исключено вовсе.

Список литературы

1. *Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г.* Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 440 с.
2. *Эльясберг П.Е.* Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит, 1965. 540 с.
3. Астрономический ежегодник на 2019 год. СПб.: ИПА РАН, 2018. 693 с.

ОПТИМИЗАЦИЯ ДОЛГОВРЕМЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМОЙ НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ

Гунченко М.Ю.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Долговременное управление спутниковыми системами на высокоэллиптических орбитах (ВЭО) является современной и актуальной задачей и заключается в удержании их орбитальных элементов и параметров, характеризующих взаимные положения спутников относительно друг друга, в заданных пределах. При пассивном полете постоянно действующие возмущения (нецентральность гравитационного поля Земли, притяжение Луны и Солнца, давление солнечного света) приводят к нарушению структуры системы – значительным сдвигам относительных положений КА вдоль орбит, уходу трассы по долготе, значительному изменению высоты перигея. Как следствие – рассинхронизация полета КА, ведущая за собой невозможность выполнения целевой задачи. Существует изолированный метод управления каждым КА системы в отдельности, однако такой метод управления приводит к существенным затратам топлива в долгосрочной перспективе и трудноreализуемому парированию взаимной рассинхронизации при нештатном поддержании параметров орбиты хотя бы одного из КА системы.

Автором был разработан и представлен [1] метод долговременного управления спутниковой системой (СС) на ВЭО. Используемая стратегия управления подразумевает управление всеми КА как частью единой системы и основана на ее представлении в виде ориентированного графа, для которого может быть сопоставлена дискретная линейная система, описывающая динамику изменения относительных положений между всеми КА в окрестности номинальной орбиты (рис. 1).

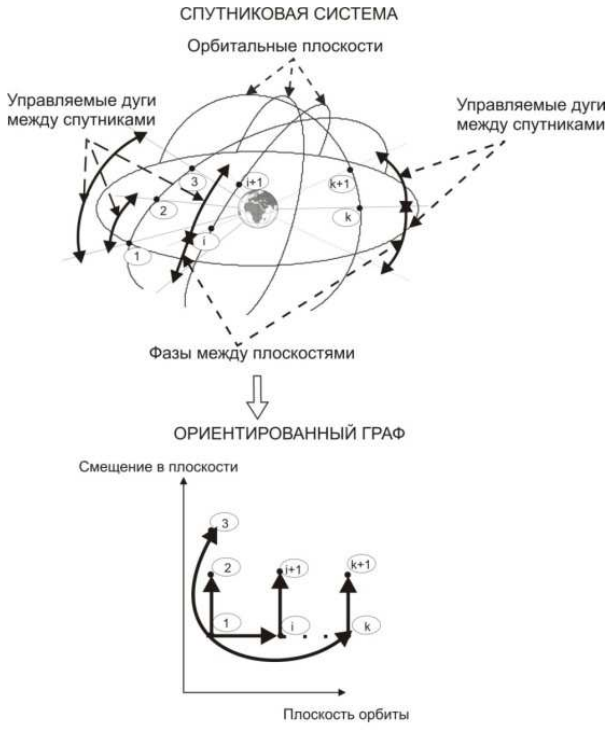


Рис. 1. Представление спутниковой системы в виде графа

Такой вариант организации СС в виде графа и соответствующая ей модель впервые были приведены в работе [2].

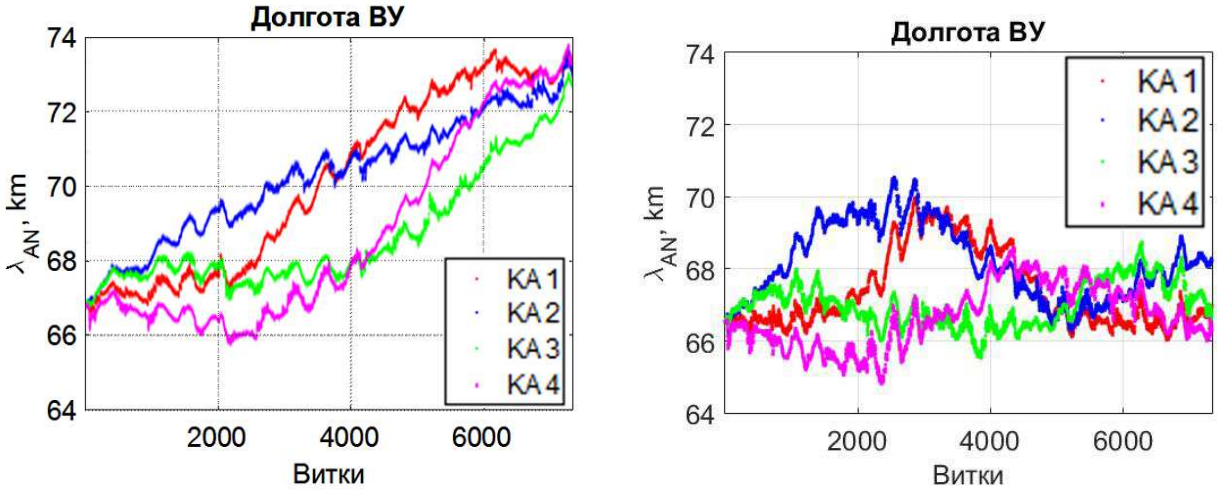
Вектором фазовых координат являются смещения положений КА вдоль орбиты (без учета периодических членов) относительно предписанных взаимных положений

и отклонения орбитальных периодов спутников относительно опорной орбиты. Такой подход позволяет использовать линейно-квадратическое управление, поскольку задача поддержания спутниковой системы является, в большей мере, задачей регулирования, а не терминального управления. Целью линейно-квадратического управления является удержание фазовых переменных в определенных пределах при приемлемом минимальном уровне расхода топлива на каждом КА. Такой подход позволяет варьировать параметры управления, позволяя тем самым достигать компромисса между точностью поддержания структуры системы и разумными расходами топлива. При этом нет необходимости сводить все отклонения к нулевой терминальной ошибке, поскольку при наличии последующих возмущений, погрешностей исполнения маневров через некоторое время они все равно возрастут.

В дальнейшем представленный метод был значительно доработан для учета ограничений по удержанию высоты перигея в заданном диапазоне, ограничения по месту приложения импульса и его длительности, минимизации ухода трассы по географической долготе за счет введения автоматически вычисляемых поправок по периоду. Так же была проведена значительная работа по анализу влияния начальных параметров орбиты КА на эволюцию всех элементов орбиты на всем сроке активного существования. Результаты анализа могут быть использованы для начального выбора параметров орбит каждого из КА системы для естественной минимизации отклонений этих параметров на всем сроке существования. И, как следствие, более точное поддержание орбит КА и минимизация топливных затрат на поддержание системы в целом.

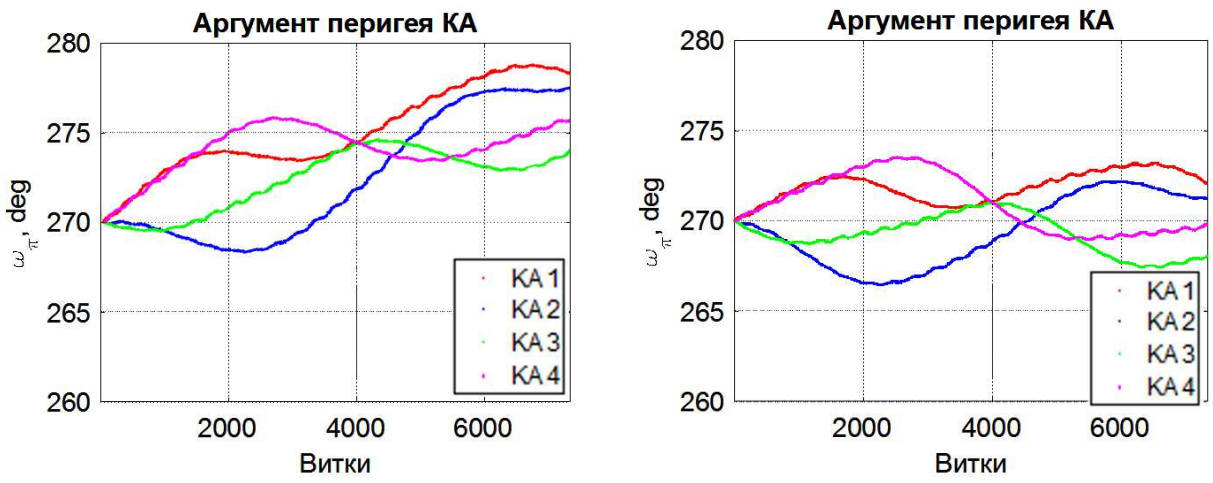
Было проведено моделирование поддержания СС из четырех КА на 12-часовых ВЭО типа «Молния» на 10-летнем сроке активного существования. Выбор начальных параметров орбит КА системы осуществлялся с учетом оптимизации их дальнейшей пассивной эволюции. Например, было подобрано наклонение орбиты, позволяющее аргументу перигея пассивно эволюционировать в пределах 270±4°. Что, в свою очередь, удерживает наземную трассу в заданном диапазоне, когда КА находится на приапогейных участках.

Результат оптимизации алгоритма для долготы ВУ и аргумента перигея КА системы проиллюстрирован на рис. 2 и 3 соответственно.



а) *б)*

Рис. 2. Эволюция долготы ВУ без оптимизации (*а*) и с оптимизацией (*б*)



а) *б)*

Рис. 3. Эволюция аргумента перигея без оптимизации (*а*) и с оптимизацией (*б*)

Видно, что доработанный алгоритм позволяет минимизировать пассивные отклонения явно некорректируемых параметров орбит КА системы от номинальных значений, заложенных при проектировании.

Высота перигея КА системы удерживается в диапазоне 1000±30 км, что показано на рис. 4.

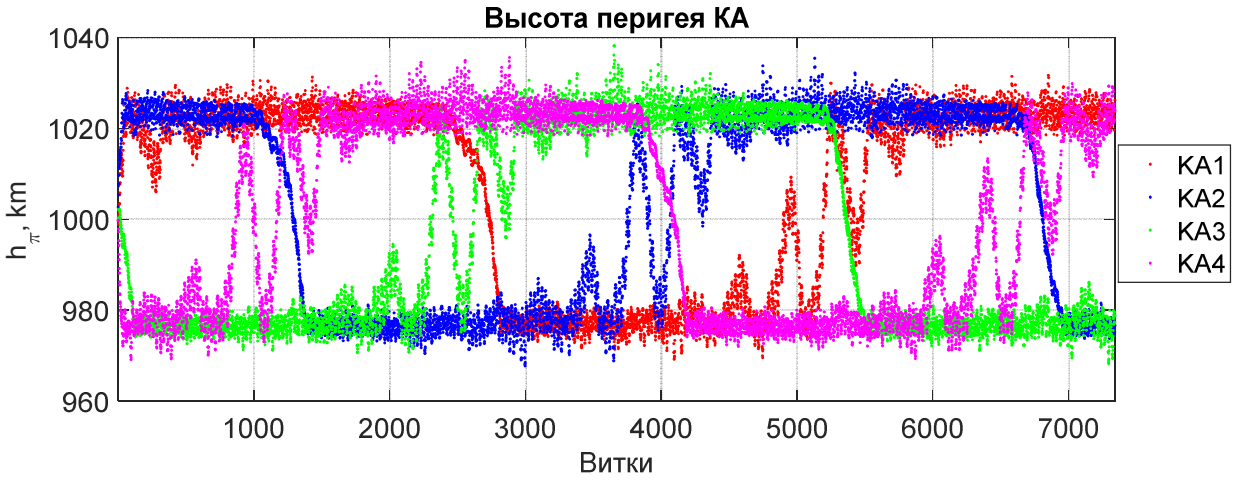


Рис. 4. Высота перигея орбит КА

Таким образом, все вышесказанное позволяет утверждать, что проведенная доработка и оптимизация алгоритма долговременного поддержания КА на ВЭО работоспособна и эффективна.

Список литературы

1. *Гунченко М.Ю., Улыбышев Ю.П.* Долговременное линейно-квадратическое управление спутниковыми системами на высокоэллиптических орбитах // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2018. №3. С. 128–139.
2. *Ulybyshev Y.* Long-Term Formation Keeping of Satellite Constellation Using Linear-Quadratic Controller // J. Guidance, Control and Dynamics. 1998. V. 21. № 1. P.109–115.

ОБОСНОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ОРБИТАЛЬНОГО ПЕРЕХОДА ГОМАНА РАЗРЫВОМ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ

Екимовская А.А., Лебедев В.В.

Центр физико-математического образования,
Благотворительный фонд «Образование+», Гимназия 5, г. Королев,Россия

Идея работы появилась после критики традиционных конструкций космических аппаратов (КА). Сейчас все чаще начинают применять малые КА [1]. Но в таких аппаратах нельзя разместить запас топлива даже для возвращения на Землю, не говоря о межорбитальных переходах. Возвратить КА на Землю можно без расхода топлива. В Ракетно-космической корпорации «Энергия» им. С.П. Королева разработан проект возвращения КА с помощью качающейся тросовой системы [2]. Но если качательное движение способно перевести КА на другую орбиту, то вращение и подавно повторит то же самое. В этой работе изучаются орбитальные переходы, требующие небольшой энергетики. Например, для возвращения КА на Землю с низкой орбиты достаточно уменьшить его скорость на 80-130 м/с [3]. В традиционных КА тормозной импульс получается от тормозной двигательной установки. В качательной тросовой системе импульс получается в момент определенного относительного движения. Это же можно сделать при вращении тросовой системы. Если два груза связать тросом и раскрутить, то скорости движения будут противоположно направлены друг другу. Раскрутку грузов можно провести как в космосе, если конструкции большие, так и на Земле, если габариты обтекателя ракеты-носителя позволяют. После выведения на орбиту грузы вращаются вокруг центра масс. Если трос разорвать в момент времени, когда один груз движется в ту же сторону, что и КА, а другой против, то первый груз получит разгонный импульс, а второй тормозной. При этом используется запасенная энергия вращательного движения. В работе предполагается, что тормозная скорость для возвращаемого КА равна 100 м/с. При таком условии даже пилотируемый аппарат может быть возвращен с орбиты [4]. Но тогда появилась задача о движении второго груза, ушедшего на эллиптическую орбиту с увеличенным апогеем. Какова будет его орбита? Можно ли будет маневрировать далее? Ответам на эти вопросы посвящена исследовательская работа. Расчетные формулы взяты из книги С.А. Мирера [4].

Самая простая тросовая система состоит из двух одинаковых грузов, связанных абсолютно гибким тросом. Трос предполагается невесомым. Это означает, что масса троса намного меньше массы грузов. Тросовая система закручивается на Земле или в космосе на орбите. Способ закрутки системы в этой работе не изучается, но является вполне осуществимым в современных условиях. Например, при орбитальной раскрутке большой тросовой системы для получения относительной скорости вращения грузов достаточно иметь радиус 100 метров, то есть трос длиной 200 м, и угловую скорость вращения 1 рад/с, то есть около 60 град/с. При разрыве троса в момент, когда скорость одного груза направлена против скорости орбитального движения центра масс системы, этот груз получит торможение 100 м/с. Этого достаточно для безопасного возвращения КА на Землю. Суть маневра торможения заключается в сообщении тормозного импульса в точке апогея. Тогда высота перигея уменьшится. Если перигей находится в атмосфере Земли, то аппарат возвращается, как возвращаются космонавты. Цель достигнута, но остался второй груз, который можно применить для других целей на другой орбите. Появилась задача определения орбиты груза, получившего разгонный импульс. Для решения этой задачи были применены реальные исходные данные: высота начальной круговой орбиты $h_1 = 200$ км, дополнительная разгонная скорость сонаправлена со скоростью центра масс до разрыва троса и равна $dV_1 = 100$ м/с. Надо определить высоту апогея эллиптической орбиты второго груза. Из работ [4, 5] были взяты расчетные формулы. На рис. 1 слева показана схема первого орбитального перехода груза, получившего разгонный импульс. Расчеты по формулам можно упростить, применив табличный редактор Microsoft Excel.

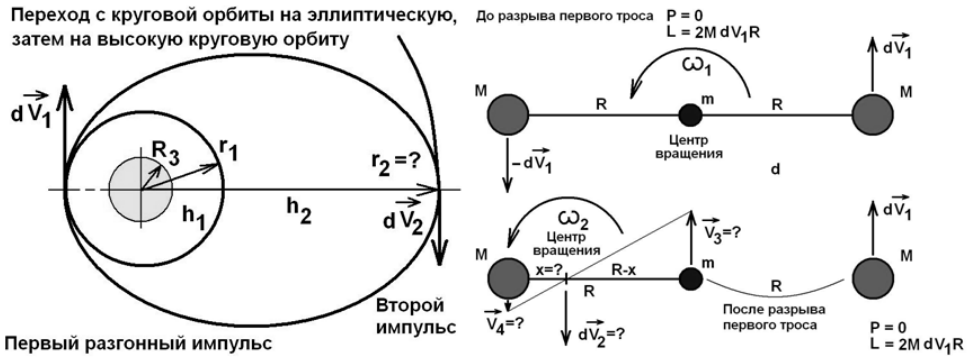


Рис.1. Орбитальный переход по схеме Гомана

Первый груз затормозился и вернулся на Землю. Второй груз перешел на эллиптическую орбиту. Закономерен вопрос о более высокой круговой орбите. Можно ли перевести второй груз с эллиптической орбиты на круговую, но более высокую, чем первая? Это известная схема Гомана для орбитального маневрирования, причем самого экономичного [4]. В традиционных КА такое маневрирование выполняется с помощью ракетных двигателей. Целью этой работы является отказ от топлива и замена химической энергии совершенно другим видом – энергией вращения тел. Сначала надо определить вторую разгонную скорость второго груза в точке апогея. Для этого применены формулы из той же книги [4]. Но теперь нужно воспользоваться формулой для определение второй разгонной скорости в апогее новой эллиптической орбиты:

$$dV_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}}\left(1-\sqrt{\frac{2r_1}{r_1+r_2}}\right). \qquad (1)$$

Конкретный практический пример остался прежним. К скорости dV_1 предъявлено требование dV_1=100 м/с, связанное с безопасным возвращением первого груза на Землю с орбиты высотой h_1=200 км над поверхностью Земли. Первый груз вернулся на Землю, а вторая часть системы, то есть два груза M и m, вращающиеся на втором тросе, перешли на эллиптическую орбиту с апогеем h_2=349 км над поверхностью Земли. У этих двух грузов, как новой вращающейся тросовой системы, есть запас вращательной энергии, которую можно использовать для дальнейшего маневрирования после разрыва второго троса. Появилась следующая задача. Как выполнить в апогее второй импульс для перевода КА, а точнее одного груза, на высокую круговую орбиту? При проведении тестового расчета оказалось, что груз M обязательно должен быть больше груза m, но на круговую орбиту надо переводить более легкий груз m.

Тросовая система из трех грузов позволила один груз вернуть на Землю после тормозной скорости 100 м/с, а на эллиптическую орбиту перевести два вращающихся груза, связанных вторым тросом. Массы грузов различны, обозначены буквами M и m. Вращение связанных грузов происходит вокруг общего центра масс, поэтому линейные скорости грузов различны. До этого момента массы M и m грузов предполагались произвольными. Теперь появилась очередная задача. Надо так подобрать соотношение масс M и m грузов, чтобы один из них при вращении имел линейную скорость вращения относительно центра масс, точно соответствующую второму импульсу в схеме Гомана. В рассмотренном примере эта скорость равна 98,7 м/с, но с тремя грузами эта скорость будет другой, потому что высота апогея изменилась (уменьшилась). В такой системе надо выполнить управляемый разрыв троса. Управляемый, потому что трос должен быть разорван в тот момент в апогее, когда относительная скорость вращения dV_2 груза сонаправлена со скоростью движения центра масс вращающейся тросовой системы по орбите. После разрыва троса этот груз получит требуемую добавочную скорость и перейдет на высокую круговую орбиту.

Отношение M/m масс грузов определяется формулой и зависит от отношения дополнительных скоростей dV_2/dV_1. Дополнительная скорость dV_1 задана, в расчетном примере

она равна 100 м/с. Однако вторая дополнительная скорость dV_2 в апогее эллипса зависит от искомого отношения M/m масс грузов. Получился замкнутый логический круг. Для определения отношения масс M/m надо знать вторую дополнительную скорость dV_2, но для определения второй дополнительной скорости dV_2 надо знать отношение масс M/m. Для решения такой «замкнутой» задачи был применен ручной итерационный метод. Итерации – это подбор отношения масс M/m, причем ручным способом, до тех пор, пока не будет выполнено равенство

$$\frac{M}{m} = \frac{dV_2}{dV_1 - dV_2}. \quad (2)$$

Выводы

1. Космическая тросовая система с тремя грузами позволяет выполнить маневр Гомана для перевода КА с низкой круговой орбиты на высокую.

2. Химическое топливо не требуется, используется только энергия вращения тросовой системы – это главное преимущество нового типа КА.

3. Раскрутить небольшую тросовую систему с малыми КА можно на Земле под обтекателем перед стартом ракеты-носителя, для больших конструкций раскрутку можно выполнять только в космосе на орбите, затратив топливо, но следующие маневры не требуют химического топлива.

4. Разработана программа Microsoft Excel расчета маневра Гомана, выполнен тестовый расчет тросовой системы с тремя грузами: высота начальной круговой орбиты 200 км, конечной круговой орбиты 344 км, первый возвращаемый на Землю груз получает торможение 100 м/с на низкой круговой орбите после разрыва первого троса, во второй вращающейся связке двух грузов 1/78 часть массы переводится на высокую круговую орбиту дополнительной скоростью 97,5 м/с, полученной от вращения второй части системы после разрыва второго троса.

5. Перспектива – изучение других вариантов тросовых систем.

Список литературы

1. *Меньшиков В.А., Перминов А.Н., Урлич Ю.М.* Глобальные проблемы человечества и космос. М.: Изд-во МАКД, 2010. 570 с.
2. *Осипов В.Г., Шошунов Н.Л.* Космические тросовые системы: история и перспективы // Земля и Вселенная. Космонавтика. 1998. №4.
3. *Микрин Е.А., Комарова Л.И., Орловский И.В., Евдокимов С.Н., Лукашевич А.И.* Особенности бортового баллистико-навигационного обеспечения спуска в системе управления транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА» // Пробл. управл. 2010. Вып. 6. С. 58–63.
4. *Мирер С.А.* Механика космического полета. Орбитальное движение: учебное пособие. М.: МФТИ (НИУ), 2013. Ч. 2.
5. Астрономические постоянные [Электронный ресурс]. URL: http://www.sai.msu.ru/neb/rw/cm_const.htm
6. *Екимовская А.А.* Механика космических тросовых вращающихся систем // X Международный конкурс научно-исследовательских и творческих работ учащихся. Москва: Российская академия естествознания (РАЕ) [Электронный ресурс]: https://school-science.ru/10/11/45529
7. *Екимовская А.А.* Применение табличного редактора Microsoft Excel для решения задачи о космической тросовой вращающейся системе // Материалы XXXI конференции «Современные информационные технологии в образовании»: научно-методическое издание. Фонд новых технологий в образовании «БАЙТИК», ИТО-Троицк-Москва, 2020. С.507–511. URL: https://lk-ito.bytic.ru/uploads/files/materials.pdf

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕФОРМАЦИИ ВЗЛЕТНОГО ЛОЖЕМЕНТА

Журин С.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В ходе экспериментальной отработки ВА ПТК запланированы вертолетные испытания. Непосредственно перед летным экспериментом макет ВА располагается на ложементе, изготовленном из вспененного пенополиуретана (ППУ ВВ). Характерный размер взлетного ложемента – до 10 м, масса макета ВА в сборе с испытательной оснасткой – до 11 т. Экспериментальное исследование характеристик деформации объекта из ППУ указанных параметров весьма затруднительно. Для принятия проектно-конструкторских решений предлагается использовать результаты математического моделирования деформации ложемента при взаимодействии с макетом ВА. В рамках данной работы разрабатывается математическая модель динамического нагружения конструкции из ППУ.

Основной целью является исследование устойчивости положения макета ВА, установленного на ложементе. Особенность задачи заключается в одновременном моделировании с течением времени деформации конструкции из вязкоупругого материала и движение жесткого макета ВА. Деформация ложемента возникает при механическом взаимодействии с поверхностью макета ВА. Вязкоупругая математическая модель деформации ППУ построена на основе методических экспериментальных исследований. В свою очередь ложемент воздействует на поверхность макета ВА, что отражается на параметрах движения. Движение ВА моделируется с учетом его массово-инерционных и центровочных характеристик.

На рис. 1. показан один из результатов моделирования. После укладки на ложемент макет ВА занимает указанное положение. Относительная деформация некоторых элементов ложемента составляет более 50%, при этом локально происходит как сжатие, так и растяжение материала.

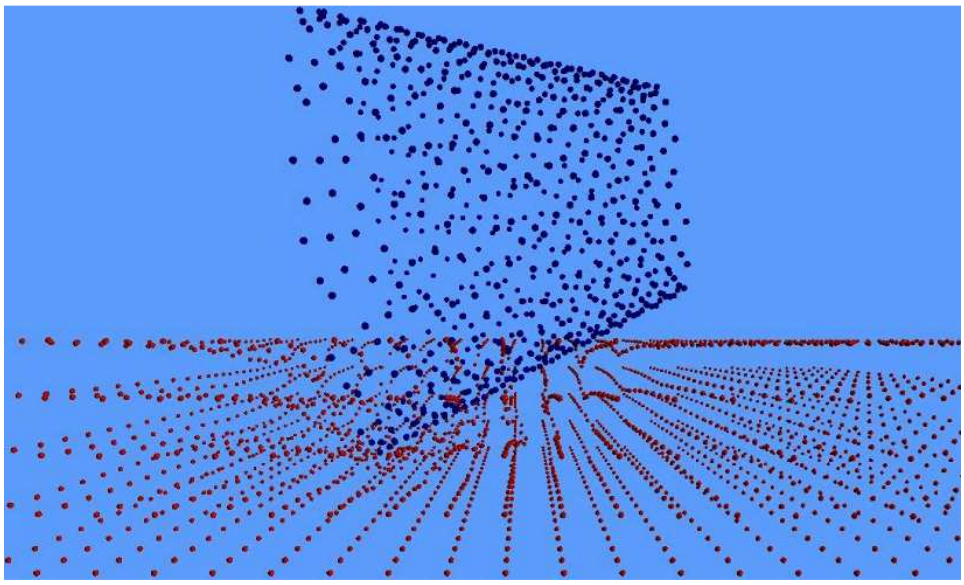


Рис. 1. Деформация взлетного ложемента при установке на него макета ВА

Список литературы

1. *Пановко Я.Г.* Введение в теорию механических колебаний. М.: Наука, 1991. 256 с.
2. *Косарев В.И.* 12 лекций по вычислительной математике: вводный курс. М.: Физматкнига, 2013. 240 с.

ОПТИМИЗАЦИЯ МНОГОВИТКОВЫХ ПЕРЕЛЕТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ДВИГАТЕЛЯМИ МАЛОЙ ТЯГИ В КОМБИНИРОВАННЫХ СХЕМАХ ВЫВЕДЕНИЯ НА ОКОЛОЗЕМНЫЕ ОРБИТЫ

Кветкин А.А., Петрухина К.В., Салмин В.В.

ФГАОУВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет), г. Самара, Россия

В настоящее время при выведении спутников на удаленные орбиты, включая геостационарную (ГСО), все чаще используются схемы комбинированного выведения, предусматривающие использование двигателей большой и малой тяги. Данная схема выведения позволяет увеличить массу полезной нагрузки при определенном увеличении времени перелета. Подтверждением этому послужили успешные примеры использования электроракетных двигателей малой тяги (ЭРД) на этапах довыведения на ГСО космических аппаратов (КА) AEHF-1, «Экспресс-АМ5», SES-9, Экспресс – 80 и 103.

При проектировании КА, содержащего в своем составе электроракетную двигательную установку (ЭРДУ), одной из ключевых проблем является оценка длительности выведения на целевую орбиту, затрат рабочего тела, формирование оптимальных баллистических схем перелета. Кроме того, для КА с солнечными ЭРДУ, возникает задача оптимизации перелетов с учетом светотеневой обстановки, с обеспечением минимума времени пребывания космического аппарата в тени Земли.

В общем случае комбинированная схема межорбитального перелета предполагает использование для формирования промежуточной орбиты верхней ступени ракеты-носителя, либо химического разгонного блока (ХРБ), довыведение с промежуточной на целевую орбиту осуществляется с помощью солнечной ЭРДУ (рис. 1).

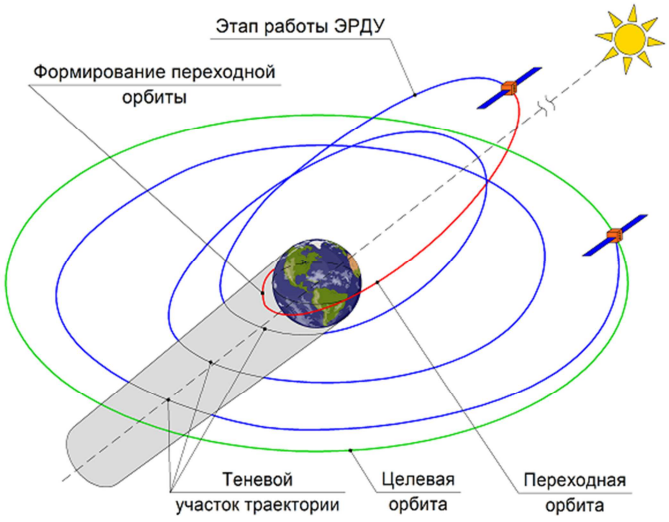


Рис. 1. Комбинированная схема выведения

Решение задачи оптимального управления элементами орбиты в строгой постановке, вытекающей из принципа максимума Понтрягина, связано с большими вычислительными трудностями, на первый план выходит проблема сходимости и устойчивости алгоритма решения краевой задачи и единственности решения. В связи с этим, **предлагается приближенно-оптимальный метод решения задачи**, основанный на редукции задачи оптимизации в строгой постановке к задаче локальной оптимизации. В задаче локальной оптимизации минимизируется не функционал динамической задачи, а его производная в каждый момент времени. При монотонном изменении производной подобная задача эквивалентна исходной[1]. Кроме того, локально-оптимальные решения тем ближе к оптимальным, чем меньше уровень безразмерного реактивного ускорения (малого параметра задачи) [1, 2].

Поставленная задача отыскания законов управления ориентацией вектора тяги КА с ЭРДУ сводится к задаче выбора локально-оптимального закона с последующей проверкой условия монотонности функционала.

Апробация приближенного метода оптимизации проводилась на примере некомпланарных перелетов типа «круговая орбита – круговая орбита», «эллиптическая орбита – круговая орбита». В качестве эталонных взяты результаты В.Н. Лебедева [1] и В.Г. Петухова[3]. **В результате разница по времени перелета между решениями, полученными с помощью**

предлагаемого метода, и точными результатами довольно мала и составляет ~0,02-1,6% [4]. Небольшая величина погрешности позволяет рассматривать локально-оптимальные управления в качестве хорошего начального приближения для решения вариационных задач механики полета с малой тягой, а также для проектно-баллистических расчетов и оценок.

С помощью предложенного метода получены результаты решения частных задач синтеза проектных баллистических характеристик для комбинированных схем перелетов на геостационарную орбиту:

1. Исследована задача довыведения геостационарного спутника связи, оснащенного ЭРДУ, с переходной эллиптической орбиты, формируемой третьей ступенью РН [4]. Для определения оптимальных с точки зрения минимального времени перелета параметров переходной орбиты проведено моделирование с перебором высоты апогея промежуточной орбиты на интервале h_a = [40000; 80000] км для i = 28 и h_a = [70000; 110000] км для i = 51,6°. Высота перигея принята равной $h_п$ = 200 км. Результаты перебора высот апогея орбиты для двух наклонений выявили оптимальные значения. В случае с наклонением i_0 = 28° оптимальная высота апогея составляет 60000 км, для i_0 = 51.6° это значение возрастает до 93000 км. Влияние сопротивления атмосферы Земли на время перелета незначительно, так как сила аэродинамического сопротивления не превышает по модулю величину тяги ЭРДУ, действует в течении непродолжительных участков в окрестности перигея орбиты первых 3-4 витков.

2. Проведены работы по решению задачи определения баллистических схем перелета на орбиты КА типа «Молния» и «Глонасс», на основе космической транспортной системы, включающей в себя РН типа «Союз-2», блок выведения типа «Волга» и электроракетный транспортный модуль (ЭРТМ) [5]. В ходе проектно-баллистических расчетов были найдены параметры переходной орбиты, формируемой РБ, потребные запасы рабочего тела ЭРТМ, время перелета, зависимости орбитальных параметров от времени.

3. Выполнен проектно-баллистический анализ увеличения энергетических возможностей перспективных РН при перелетах на геостационарную орбиту за счет использования комбинированной схемы выведения. С учетом того, что масса выводимой на ГСО полезной нагрузки для РН «Союз-5» и «Ангара – А5» с РБ «ДМ» составляет 2,5 и 3,6 т соответственно, применение комбинированной схемы перелета позволяет повысить массу ПН на ГСО до 3,5 и 5,3 т соответственно. Время перелета будет зависеть от выводимой массы ПН, тяги ЭРДУ и для принятых исходных данных составит ~95–146 сут. В случае формирования промежуточной орбиты с помощью РН (без использования РБ) масса выводимой ПН сопоставима с таковой при схеме выведения с РБ, однако время перелета существенно возрастает и лежит в пределах 185–260 сут.

4. Для обеспечения минимизации времени нахождения КА с ЭРДУ на теневых участках траектории предложена методика приближенного расчета начальных условий старта [6], которая в кратком виде приведена ниже:

1) формируется массив проектно-баллистических характеристик;

2) задается интервал поиска по дате старта и разбивается с определенным шагом;

3) область поиска $\omega_{п0}$ и Ω_0 разбивается на сетку в интервале [0…360]°;

4) для выбранных дат старта проводится моделирование серии перелетов на сетке параметров $\omega_п$ и Ω;

5) в среде Excel производится обработка результатов и поиск оптимальных параметров начальной орбиты методом сканирования по сетке.

В соответствии с предложенной методикой был осуществлен поиск оптимальных начальных условий старта в 2020 г. [6]. Высотные характеристики начальной орбиты приняты следующими: $Hп_0$ = 500 км, Ha_0 =35800 км. В дополнении к этому выполнено три цикла расчетов для различных наклонений начальной орбиты i_0 = 75, 51,6, 28°. В ходе анализа массива результатов моделирования выявлено:

– в году наблюдается два «окна» старта, в которых обеспечивается минимальное время перелета при оптимальных параметрах начальной орбиты;

– длительность «окон» старта равна трем месяцам, периодичность – 6 месяцам;

– по мере уменьшения наклонения «окна» старта сдвигаются ближе к концу года;

– для дат, соответствующих «окнам» старта, оптимальные сочетания $\omega_{п0}$ и Ω_0 лежат в широких интервалах, составляющих до нескольких десятков градусов;

– при оптимальных сочетаниях $\omega_{п0}$ и Ω_0 выбор даты старта не оказывает существенного влияния на время перелета, разница по времени лежит в пределах 1%;

– сочетания $\omega_{п0}$ и Ω_0 оказывают на время перелета значительно большее влияние, чем выбор даты старта (увеличение времени перелета на 12% для наихудших сочетаний).

– наличие тенденции на увеличение относительной разницы по времени перелета между оптимальными и неоптимальными начальными условиями перелета с уменьшением наклонения начальной орбиты.

Для автоматизации расчетов баллистических параметров перелета космического аппарата под действием малой тяги был разработан программный комплекс NEOS. Он позволяет рассчитывать баллистические параметры компланарных и некомпланарных перелетов космических аппаратов с малой тягой с круговых и эллиптических на любые замкнутые околоземные орбиты.

Список литературы

1. *Моисеев Н.Н.* Элементы теории оптимальных систем. М.: Наука, 1975. 528 с.
2. *Лебедев В.Н.* Расчет движения космического аппарата с малой тягой. М: ВЦ АН СССР, 1968. 108 с.
3. *Петухов В.Г.* Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами // Космические исследования. 2004. №3 (42). С. 260–279.
4. *Салмин В.В., Петрухина К.В., Кветкин А.А.* Расчет приближенно-оптимальных перелетов космического аппарата с двигателями малой тяги с высокоэллиптической на геостационарную орбиту // Космическая техника и технологии. 2019 № 4 (27). С. 94–108.
5. *Салмин В.В., Кветкин А.А., Русских А.С.* Выбор баллистических схем полета и формирование проектного облика электроракетного транспортного модуля для выведения полезных нагрузок на околоземные орбиты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020 №4 (19). С. 58–69.
6. *Салмин В.В., Петрухина К.В., Кветкин А.А.* Приближенный расчет начальных условий старта космического аппарата с солнечной электроракетной двигательной установкой при перелетах с высокоэллиптической на геостационарную орбиту // Вестник московского авиационного института. 2021. № 1(28). С. 147–160**.**

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ МОДЕЛИ НАВЕДЕНИЯ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РБ

Колодий В.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В основе системы управления движением и навигацией (СУДН) РБ лежит использование корректируемой инерциальной навигационной системы (ИНС). ИНС обеспечивает на каждом шаге процесса управления расчет текущего положения центра масс РБ путем интегрирования системы уравнений движения РБ с использованием информации от акселерометра.

Коррекция ИНС производится по информации от внешнего датчика: АСН. Ввиду того, что первый маневр РБ для выхода на опорную орбиту должен начинаться через очень короткое время после отделения РБ от РН, ИНС функционирует во время выведения РБ в составе РН, при этом начальная выставка ИНС по ориентации и положению центра масс РБ производится на СК.

Выведение РБ на целевую орбиту представляет собой последовательность из нескольких активных участков (АУ) – участков работы МД, разделенных участками пассивного полета РБ.

В качестве полетного задания (ПЗ) вводятся следующие данные для каждого АУ принятой схемы выведения:

– время включения МД;

– характеристическая скорость АУ;

– требуемый ВС РБ на момент отделения от РН;

– программа ориентации РБ на АУ;

– параметры пересчета ПЗ по отклонениям фактического ВС РБ от номинального.

Программа ориентации РБ представляет собой коэффициенты линейной функции изменения во времени углов тангажа и рыскания РБ относительно некоторой принятой инерциальной системы координат.

Пересчет ПЗ позволяет парировать ошибки выведения РН, инструментальные ошибки СУ и ошибки реализации маневров схемы выведения РБ путем коррекции времени включения МД, характеристической скорости и программы ориентации РБ для всех предстоящих АУ относительно текущего момента времени.

Пересчеты ПЗ выполняются в заданные моменты времени после выведения РБ на орбиту и после завершения предпоследнего АУ. Параметры пересчета, закладываемые в составе ПЗ на СК, включают:

– моменты времени проведения пересчетов ПЗ;

– номинальные ВС РБ для каждого момента пересчета ПЗ;

– матрицы коррекции параметров ПЗ по отклонениям компонент фактического ВС от номинального для каждого момента пересчета ПЗ.

Необходимое количество пересчетов ПЗ, а также моменты времени их проведения определяются на этапе разработки конкретной схемы выведения КА на целевую орбиту.

При схеме выведения с завершением предпоследнего АУ в сфере действия АСН (на высотах до 2000 км) коррекция ПЗ по данным АСН выполняется на всех критически важных этапах. Например, при стандартной схеме выведения на ГСО с тремя включениями МД последний пересчет ПЗ для третьего АУ выполняется после окончания второго АУ на высоте менее 1000 км.

Список литературы

1. *Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г.* Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. М.: Наука, 1987. 440 с.
2. *Новиков А.В., Тихонов В.Л., Литвинов В.С.* Методы анализа точности выведения ракет-носителей. Д.: ЛИРА, 2014. 278 с.

НИЗКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ЛУННЫЕ ПЕРЕЛЕТЫ

Константинов М.С.[1], Николичев И.А.[2]

[1]НИИ ПМЭ МАИ_1, г. Москва, Россия
[2]НИИ ПМЭ МАИ _2, г. Москва, Россия

Основной идеей низкоэнергетических лунных перелетов можно считать использование совместного гравитационного влияния Земли, Луны и Солнца на траекторию КА для уменьшения требуемых затрат топлива. Несмотря на большое количество работ, посвященных низкоэнергетическим лунным перелетам (например, [1–9]), их теория никак не может рассматриваться как завершенная. Проблема разработки эффективного метода нахождения таких траекторий не может считаться решенной. Настоящее исследование предлагает метод проектирования низкоэнергетических лунных траекторий, которые проходят через окрестности точек либрации L_1 и L_2 системы Земля–Луна или таких траекторий, которые можно получить непрерывным продолжением из траекторий, проходящих через эти окрестности.

Постановка задачи. Известна высота и наклонение околоземной круговой орбиты. Известна высота конечной круговой окололунной орбиты (H_f). Требуется найти характеристики оптимальной двухимпульсной схемы перелета КА с околоземной на окололунную орбиту. Критерием оптимизации рассматривается величина второго импульса скорости. Выбираемыми параметрами схемы перелета рассматриваются: долгота восходящего узла околоземной орбиты (Ω), аргумент широты точки старта с околоземной орбиты (u_o), радиус апогея оскулирующей орбиты (r_a), на которую чисто разгонный импульс скорости при страте с околоземной орбиты переводит КА, время перелета (t_p) и время старта с околоземной орбиты (T_{st}). Считается известной эпоха старта (год старта).

Для описания движения КА используется модель ограниченной задачи четырех тел. Вся траектория КА разбивается на геоцентрический и селеноцентрический участки, на которых учитывается притяжение трех небесных тел (Земли, Луны и Солнца). В рассматриваемой постановке транспортная задача заключается в попадание КА в точку окрестности Луны с высотой H_f над лунной поверхностью:

$$H(T_{st}, r_a, \Omega, u_o, t_p) = H_f\,, \tag{1}$$

При выполнении записанного условия величина и направление второго импульса скорости однозначно определяется вектором селеноцентрической скорости КА в конечной точке траектории перелета. Сформулированную задачу можно рассматривать как задачу математического программирования в пространстве пяти выбираемых параметров, с одним ограничением типа равенства (1) и ограничениями типа неравенства, обеспечивающим нестолкновение КА с Луной и Землей.

Предполагаем, что КА попадает в окрестность Луны через «горловины» в окрестности точек либрации системы Земля–Луна L_1 и L_2. Последовательно рассматриваются варианты использования этих точек. Полагаем, что для рациональной траектории перелета справедливы следующие предположения: линия узлов начальной геоцентрической орбиты близка к линии узлов лунной орбиты (Ω близка к нулю или к 180^o), точка старта с околоземной орбиты близка к плоскости орбиты Луны.

На 1-м этапе находятся такие параметры схемы полета $T_{st,}$ r_a, Ω, u_o и такой момент времен t_1, которые обеспечивают попадание КА в окрестность точек либрации. Конкретнее, задача этапа формулируется так: в пространстве пяти перечисленных параметров найти такой их набор, при котором в выбираемый момент времени t_1 минимальна сумма трех величин: $\Sigma\Delta = \Delta L + |r_\alpha - r_{\alpha L}| + |r_\alpha - r_{\alpha L}|$, где ΔL – расстояния КА от точки либрации, $|r_a - r_{aL}|$ – модуль разницы радиуса апогея геоцентрической оскулирующей орбиты и

оскулирующего апогея орбиты точки либрации и $|r_p - r_{pL}|$ – модуль разницы радиуса перигея геоцентрической оскулирующей орбиты и оскулирующего перигея орбиты точки либрации. Алгоритм анализа был выбран следующим. Для каждой точки либрации фиксируются значения Ω и u_o (0 или 180^o) и анализируется траектории движения КА как функции двух параметров схемы перелета (T_{st} и r_a). Эти параметры перебираются с достаточно малым шагом. Шаг по дате старта – 1 час, шаг по r_a – 10 тыс. км в диапазоне 1…1,5 млн. км. Для каждой пары значений этих параметров интегрируется система дифференциальных уравнений, описывающих движение КА в ограниченной задаче четырех тел. Находится такой момент времени, когда сумма $\sum\Delta$ минимальна. Анализ зависимости $\sum\Delta$ как функции T_{st} и r_a дает возможность выбрать относительно небольшое число дат старта для рассматриваемой эпохи, используя которые есть возможность осуществить пролет окрестности точки либрации с попаданием в окрестность Луны. Эти даты и значения параметра r_a для них рассматриваются как начальное приближение при поиске низкоэнергетических траекторий перелета.

На 2-м этапе $\sum\Delta$ рассматривается, как функция четырех переменных T_{st}, r_a, Ω, u_o. Находится безусловный минимум $\sum\Delta$ как функции этих переменных (используется метод локального поиска) и время попадания КА в окрестность точки либрации t_1, соответствующее этому минимуму. Далее траектория КА рассматривается состоящей из геоцентрического и селеноцентрического участков. В точке перехода от геоцентрического участка к селеноцентрическому вводится в рассмотрение корректирующий импульс скорости. При этом число выбираемых параметров схемы перелета увеличивается на 4 единицы (величина импульса скорости ΔV_c, его склонение α и прямое восхождение δ, время сообщения КА этого импульса скорости t_{geo}). При этом условие выполнение транспортной задачи (1) трансформируется в условие:

$$H(T_{st}, r_a, \Omega, u_o, t_{geo}, \Delta V_c, \alpha, \delta, t_2) = H_f, \qquad (2)$$

где t_2 – время движения на селеноцентрическом участке.

На 3-м этапе находятся такие ΔV_c, α, δ и t_2, при которых КА подлетает к Луне на расстояние, равное высоте окололунной орбиты. Остальные параметры схемы перелета (аргументы функции в (2)) не варьируются, при этом t_{geo} считается равным t_1.

Следующие три этапа разработанного алгоритма основаны на методе проекции градиента, при котором обеспечивается постоянное достижение заданной высоты подлета к Луне. Критерием оптимизации рассматривается сумма величин корректирующего импульса скорости и импульса скорости при переходе на окололунную орбиту. Этапы различаются числом оптимизируемых параметров схемы перелета. От этапа к этапу это число увеличивается от 4 (ΔV_c, α, δ и t_2) до 5 (t_{geo}, ΔV_c, α, δ и t_2) и, наконец, до 9 (T_{st}, r_a, Ω, u_o, t_{geo}, ΔV_c, α, δ и t_2).

На последнем этапе алгоритма из числа выбираемых параметров схемы перелета исключается величина корректирующего импульса скорости. Она итерационно уменьшается, Удовлетворение условия (2) обеспечивается выбором остальных аргументов функции.

Как пример рассматривается задача перелета на окололунную орбиту высотой 100 км с околоземной орбиты высотой 200 км и наклонением 51.6^o. Эпоха старта – 2024 год. Анализируется вариант пролета точки либрации L_2. Принято, что Ω=0, u_o =0. На рис. 1 представлены изолинии суммы $\sum\Delta$ как функции дня старта (ось абсцисс, рассмотрены первые 2920 часов 2024 года) и r_a (ось ординат). Приведены изолинии, на которых $\sum\Delta$ меньше 1 млн. км. Анализ рисунка показывает, что для рассматриваемого диапазона дат старта в 2024 года существует несколько областей дат старта, при использовании которых можно обеспечить пролет КА в окрестности точки либрации.

На рис. 2 показана полученная траектория перелета в геоцентрической эклиптической системе координат для даты старта 5.386 апреля 2024 года. Используются следующие параметры схемы перелета: величина импульса скорости при старте с околоземной орбиты 3197.702 м/с; радиус апогея оскулирующей орбиты после старта с околоземной орбиты

1.2696 млн. км; долгота восходящего узла околоземной орбиты -0.0759°; аргумент широты точки старта -12.4675°; время перелета 87.523 суток. Максимальное удаление КА от Земли КА 1.475 млн. км.

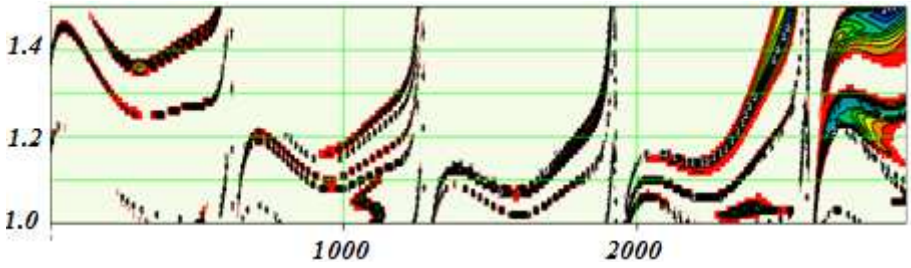
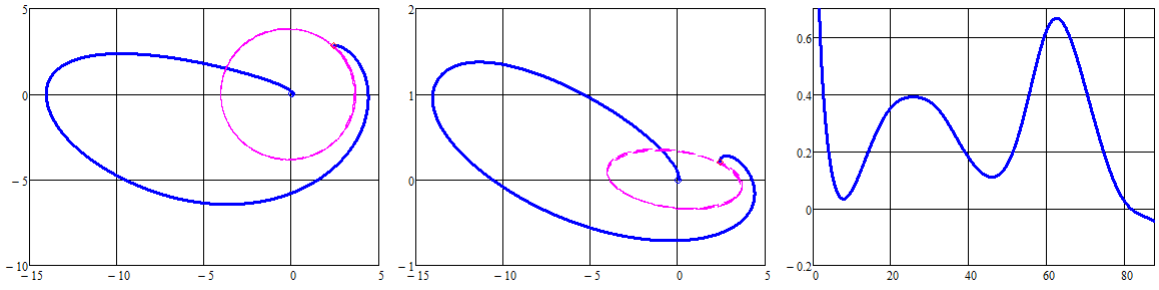


Рис. 1. Изолинии ∑Δ на плоскости: дата старта (ось абсцисс) - r_a. (ось ординат)



а) *б)* *в)*

Рис. 2. Траектория перелета в геоцентрической эклиптической системе координат: проекция на плоскость эклиптики (а); на плоскость x-z (единица расстояния 100000 км) (б) и изменение безразмерной константы энергии оскулирующей селеноцентрической орбиты как функции времени полета (в)

На рис.2*в* видно, что в конце перелета (на 81.4 сутки полета) эта константа энергии оскулирующей селеноцентрической орбиты становится отрицательной и монотонно уменьшается до выхода на конечную орбиту. Происходит «захват» КА Луной. Требуемый импульс скорости для перехода на конечную окололунную орбиту 637.420 м/с. Минимальное расстояние КА от точки либрации вдоль траектории перелета равно 18626 км. Оно достигалось на 86 сутки полета. В этот момент константа энергии селеноцентрической орбиты уже отрицательна.

Работа выполнена при поддержке гранта Правительства РФ (постановление Правительства РФ №220 от 09.04.2010), Соглашение №075-15-2019-1894 от 03.12.2019.

Список литературы

1. *McCarthy B.P., Howell K.C.* Cislunar Transfer Design Exploiting Periodic and Quasi-Periodic Orbital Structures in the Four-Body Problem // 71st International Astronautical Congress, The CyberSpace Edition, October 12–14, 2020.
2. *Scheuerle S.T., McCarthy B.P., Howell K.C.* Construction of Ballistic Lunar Transfers Leveraging Dynamical Systems Techniques // AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Lake Tahoe, California (Virtual), August 9–12, 2020.
3. *McCarthy B.P., Howell K.C.* Trajectory Design Using Quasi-Periodic Orbits in the Multi-Body Problem // 29th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Ka'anapali, Maui, Hawaii, January 13–17, 2019.
4. *Ивашкин В.В.* О траекториях полета точки к Луне с временным захватом ее Луной // Доклады Академии наук. 2002. Т. 387. №2. С. 196–199.

5. *Belbruno E.A., Carrico J.P.* Calculation of Weak Stability Boundary Ballistic Lunar Transfer Trajectories // Proceedings of the AIAAJ'AAS Astrodynamics Specialist Conference held August 14–17, 2000, Denver, Colorado, Paper AIAA 2000-4142, AIAA/AAS, 2000.
6. *Belbruno E.A., Miller J.K.* Sun-Perturbed Earth-to-Moon Transfers with Ballistic Capture // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. V. 16. № 4. P. 770–774, July–Aug. 1993.
7. *Koon W.S., Lo M.W., Marsden J.E., Ross S.D.* Low Energy Transfers to the Moon // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 2001. V. 81. № 1. P. 63–73.
8. *Miller J.K.* Lunar Transfer Trajectory Design and Four Body Problem// AAS 03-144. p 11 Conference: 13th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting At: Ponce, Puerto Rico. URL: https://trs.jpl.nasa.gov/bitstream/handle/2014/6390/03-0226.pdf?sequence=1
9. *Parker J.S., Anderson R.L.* Low-energy Lunar Trajectory design. Published by John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, 2014. 398 p.

АЛГОРИТМЫ ДИНАМИЧЕСКОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯ И ТЕХНОЛОГИИ ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ НА GPU В РЕШЕНИИ ЗАДАЧ МАРШРУТИЗАЦИИ

Кравченко В.С.[1, 2], Иванюхин А.В.[1, 2]

[1]НИИ ПМЭ МАИ, г. Москва, Россия
[2]Российский университет дружбы народов, г. Москва, Россия

С момента начала освоения космического пространства произошло значительное расширение технических возможностей космических аппаратов (КА). Вслед за этим идет усложнение и решаемых задач, все больше внимания уделяется сложным, комплексным миссиям по изучению астероидов, групп спутников планет и глубокого космоса. Ставятся задачи по мониторингу и транспортировке объектов космического мусора в околоземном пространстве. Все эти задачи, как правило, связаны с облетом группы объектов, и проработка таких миссий включает этап выбора маршрута, как последовательности посещаемых целей.

Как известно, задачи маршрутизации имеют комбинаторный характер, единого алгоритма их решения нет. Подходов достаточно много, и все они обладают своими достоинствами и недостатками [1, 2].

В данной работе рассматривается возможность свести проблему маршрутизации к двум алгоритмическим задачам: задачи коммивояжера и задачи о рюкзаке [1, 2]. Обе эти задачи хорошо изучены и относятся к классу NP-сложных задач. Для определения в них глобально-оптимального решения нужно использовать алгоритм полного перебора, однако при практически значимом количестве вариантов это оказывается не доступно для современной вычислительной техники.

Для снижения вычислительной сложности необходимо отказаться от поиска глобального оптимума и организовать перебор потенциальных комбинаций по более рациональному правилу. Одним из таких правил является алгоритмическое динамическое программирование, дискретный вариант известного метода Р. Беллмана [1, 2]. Этот метод хорошо зарекомендовал себя в задачах на графах, имеет глубокую алгоритмическую проработку и обладает внутренним параллелизмом.

Цель задачи коммивояжера – найти оптимальный маршрут перемещений между заданным набором положений, при этом затраты на перемещение известны. В случае перемещения между движущимися объектами затраты на перемещения становятся непостоянными, и должны вычисляться на каждой итерации поиска маршрута.

В данной работе затраты на перемещение (перелет) оцениваются с помощью решения задачи Ламберта. При этом рассматривается два варианта постановки: задача сопровождения, с выравниванием скорости с исследуемым объектом и пребыванием в его окрестности некоторое время, и задача пролета, соответствующая мгновенному совмещению координат космического аппарата и исследуемого объекта.

В случае постановки с сопровождением объекта (рис. 1*а*) решается задача Ламберта с оптимизацией дат старта и подлета, а затраты на перемещение определяются по следующим формулам:

$$\Delta\vec{V}_{ij}^{1} = \vec{V}_{ij}^{L}(t_i^1) - \vec{V}_i(t_i^1), \tag{1}$$

$$\Delta\vec{V}_{ij}^{2} = \vec{V}_j\left(t_j^0\right) - \vec{V}_{ij}^{L}\left(t_j^0\right), \tag{2}$$

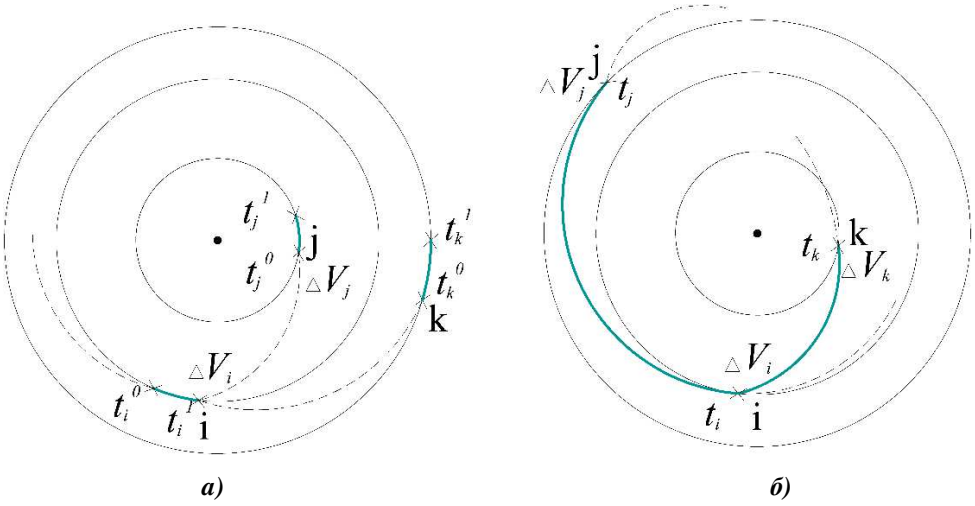
$$\Delta V_{ij} = \left|\Delta\vec{V}_{ij}^{1}\right| + \left|\Delta\vec{V}_{ij}^{2}\right|, \tag{3}$$

где $\vec{V}_j(t_j^0), \vec{V}_i(t_i^1)$ – скорости *j*-го и *i*-го объекта в момент подлета t_j^0 и отлета t_i^1; $\vec{V}_{ij}^{L}(t_i^1), \vec{V}_{ij}^{L}\left(t_j^0\right)$ – скорости в момент t_i^1 отлета от *i*-го и подлета к *j*-му t_j^0 объекту, полученные

из решения задачи Ламберта, $\triangle V_{ij}^1, \triangle V_{ij}^2, \triangle V_{ij}$ – начальный, конечный и суммарный импульсы скорости.

Для задачи пролета (рис.1*б*) затраты на перемещение задаются импульсом скорости у каждого посещаемого объекта, определяемым разностью скоростей из задач Ламберта для перелета от *j*-го к *i*-му и от *i*-го к *k*-му:

$$\triangle V_i = \vec{V}_{ji}^{L}(t_i) - \vec{V}_{ik}^{L}(t_i)\,. \tag{4}$$



а) *б)*

Рис. 1. Задача сопровождения (а) и задача облета (б)

Помимо динамического характера определения затрат существенной особенностью является ограниченность суммарной характеристической скорости на борту КА. Постановка задачи коммивояжера не позволяет учесть этот параметр в процессе выбора маршрута напрямую. И это ограничение возможно удовлетворить только той или иной формой отсечением части решений.

Решить эту проблему можно, введя приоритеты в выборе объектов и учете ограниченности ресурсов, перейдя к еще одной классической комбинаторной постановке – задаче о рюкзаке. Основной целью данной задачи является из заданного множества объектов со свойствами «стоимость» и «вес» собрать некоторое подмножество объектов с максимальной полной стоимостью, при этом суммарный «вес» рюкзака ограничен.

Можно рассмотреть несколько практически значимых постановок относительно задачи рюкзака. Первой постановкой служит отвод космического мусора с некоторой «стоимостью» на заданную орбиту. За стоимость мы принимаем индекс опасности R [3] за «вес» затраты скорости, требуемый для совершения сопровождения или пролета. Также можно использовать задачу рюкзака в рамках задачи облета астероидного пояса, принимая за «стоимость» научный интерес [4, 5] или реальную прогнозируемую стоимость полезных ископаемых на астероиде [7].

Поскольку на каждой итерации построения маршрута необходимо многократно решать задачу Ламберта, встает вопрос об эффективной организации этого элемента.

Сама по себе задача Ламберта является классической задачей небесной механики [9, 10]. Ее можно представить следующим образом: найти кеплеровскую орбиту, проходящую через две точки пространства с радиус-векторами r_1 и r_2 в моменты времени t_1 и t_2. То есть это краевая задача для ограниченной задачи двух тел:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{|\mathbf{r}|^2}\frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|}, \quad \begin{cases} \mathbf{r}(t_1) = \mathbf{r}_1, \\ \mathbf{r}(t_2) = \mathbf{r}_2, \end{cases}.$$

Известно большое количество методов ее решения. Однако, для постановок с многократным ее решением наибольший интерес вызывают подходы с возможностями масштабного распараллеливания. В работе для этого используется вариант решения на основе массивного и динамического параллелизма на GPU [9]. Такое решение позволяет решать в раз быстрее относительно центрального процессора (CPU), так как реализация на графическом процессоре позволяет решать параллельно большое количество задач.

Программирование на GPU имеет свои особенности, по сравнению с программированием на CPU. Графический процессор в отличие от центрального процессора, имеет большое количество ядер для обработки информации, однако у GPU ядра на порядок медленнее. Таким образом, вычисления на графическом процессоре подходят для задач, требующих большого количества одинаковых вычислений с разными входными параметрами. В работе [9] было проведено тестирование, показывающее на каких объемах GPU может конкурировать в скорости вычислений с CPU. Так как мы имеем две сложные комбинаторные задачи, массивный параллелизм на GPU имеет преимущества в скорости.

Как правило, в приложениях с ускорением на GPU последовательная часть рабочей нагрузки выполняется на ЦП, который оптимизирован для однопоточной производительности, в то время как ресурсоемкая часть приложения выполняется параллельно на тысячах ядер графического процессора. С помощью CUDA разработчики кодируют на популярных языках, таких как C, C ++, Fortran, Python и MATLAB, и выражают параллелизм через расширения в форме нескольких ключевых слов.

Таким образом, в работе проводится сравнение подходов к решению задачи маршрутизации с помощью алгоритмов динамического программирования для задач отвода космического мусора и облета астероидного пояса на основе динамического программирования, с использованием GPU для массивного вычисления параметров перелета. Для иллюстрации предлагаемой методики приводятся результаты полученных решений.

Работа выполнена при поддержке гранта Правительства Российской Федерации, выделяемого из федерального бюджета для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных организациях высшего образования, научных учреждениях и государственных научных центрах Российской Федерации (VII очередь, постановление Правительства РФ №220 от 09.04.2010). Соглашение №075-15-2019-1894 от 03.12.2019.

Список литературы

1. *Дасгупта С., Пападимитриу Х., Вазирани У.* Алгоритмы. М.: МЦНМО, 2014. 391 с.
2. *Сесекин В.Н., Ченцов А.А., Ченцов А.Г.* Задачи маршрутизации перемещений. СПб.: Лань, 2011. 256 с.
3. *Anselmo L., Pardini C.* An index for ranking active debris removal targets in LEO // 7th European Conference on Space Debris 2017. SDC7-paper152.
4. *Слюта Е.Н.* Физико-механические свойства и гравитационная деформация металлических астероидов // Астрономический Вестник. 2013. Т. 47. Вып. 2. С. 122–140.
5. *Слюта Е.Н.* Форма малых тел Солнечной системы // Астрономический Вестник. 2014. Т. 48. Вып. 3. С. 234–256.
6. *James T.* Deep space commodities: Exploration, production and trading. Switzerland: Springer International Publishing, 2018. 205 с.
7. Asterank: сайт. URL: http://www.asterank.com/ (дата обращения: 01.07.2021).
8. Space-Track: сайт. URL: https://www.space-track.org/ (дата обращения: 01.07.2021).
9. *Kravchenko V.S., Ivanyukhin A.V.* Massively parallel solution of the Lambert problem // Journal of Physics Conference Series. Т. 1925.
10. *Sangra D.d.l.T., Fantino E.* Review of Lambert's Problem. // 25Th International Symposium on Space Flight Dynamics. Munich, Germany.

КРИТЕРИИ ФОРМИРОВАНИЯ ТРАЕКТОРИЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Куреев В.Д., Миняев С.И., Черниченко В.Б.

АО «Корпорация «МИТ», г. Москва, Россия

Доклад посвящен задаче формирования траекторий исследовательских баллистических ракет (ИБР) по интегральным и пиковым параметрам тепловых потоков и скоростных напоров, воздействующих на объект испытания (ОИ), поскольку максимальные значения этих показателей являются одними из основных при оптимизации характеристик (материалов, геометрии и т.д.) конструкции корпуса ОИ и определении допустимых условий работы его систем.

Показано, что переход при формировании траекторий ИБР от стандартного вида задания двухкомпонентных целевых условий выведения ОИ (в виде модуля скорости входа и угла входа в атмосферу) к новым скалярным показателям (в виде интегральных параметров тепловых потоков или пиковых значений скоростных напоров, воздействующих на ОИ) позволяет качественно расширить возможности ИБР по имитации штанного применения ОИ при заданных внешнебаллистических ограничениях в отношении трасс летных испытаний (ЛИ).

Для решения поставленной задачи применяется математический аппарат внешнебаллистического и теплового проектирования.

Ключевые слова: Летные испытания, исследовательская баллистическая ракета, штатная баллистическая ракета (ШБР), объект испытаний, целевые условия выведения, модуль скорости и угол входа в атмосферу, тепловой поток, скоростной напор, внешнебаллистическое проектирование, тепловое и прочностное проектирование.

При проектировании траекторий ИБР в качестве конечных условий традиционно задаются требуемые условия входа ОИ в атмосферу на высоте ее условной границы (например, на высоте h=80 км). В качестве параметров требуемых условий входа ОИ в атмосферу используются: скорость и угол входа в атмосферу.

В задачи ЛИ входит проверка ОИ в критической точке требуемых условий входа в атмосферу. Эта точка, как правило, соответствует воздействию на ОИ максимальной интегральной нагрузки по тепловым потокам. Пиковая нагрузка по скоростным напорам (и, соответственно, максимальная перегрузка, определяющая требования по прочности ОИ) могут реализовываться как на траектории в критической точке, так и на иных «крутых» траекториях, находящихся на верхней границе допустимых условий по углам входа. При решении задачи для однозначности предположим, что пиковые нагрузки по скоростным напорам также реализуются на траектории в критической точке.

Для обеспечения пуска ИБР в критическую точку требуемых условий входа на испытательной трассе используется доработанная специальным образом ИБР с возможностью введения баллистической паузы перед включением последней (как правило, третьей) ступени и наведения последней ступени в конечную точку в режиме так называемого «пикирования».

Упомянутые выше доработки ИБР требуют ее оснащения дополнительными системами, корректировки алгоритмов системы управления (СУ) и изменения технологии подготовки к пуску, что в целом снижает надежность ракеты и вероятность успешного проведения ЛИ.

Кроме того, существенные ограничения на возможность реализации критических условий входа с использованием ИБР вносит наличие оптимально расположенных выделенных районов падения отделяющихся частей ракеты (ОЧР).

Вместе с тем, ИБР на испытательной трассе может реализовать требуемый угол входа, но со скоростью входа меньшей требуемой, либо реализовать близкую к требуемой скорость входа, но с углами входа меньшими или большими требуемого.

Предлагаемый в докладе подход основывается на двух гипотезах.

Гипотеза № 1 заключается в том, что требуемая для ОИ максимальная интегральная нагрузка по тепловым потокам может быть достигнута в области условий входа со скоростью входа несколько меньшей требуемой, но с углом входа также меньше требуемого, что обеспечивается БР на испытательной трассе.

Гипотеза № 2 заключается в том, что требуемая для ОИ пиковая нагрузка по скоростным напорам может быть достигнута в области условий входа со скоростью входа несколько меньшей требуемой, но с углом входа больше требуемого, что также обеспечивается БР на испытательной трассе.

Проверка справедливости гипотез № 1 и 2 проведена путем математического моделирования. Определены траектории, позволяющие провести испытания с использованием БР на испытательной трассе с нагрузками на ОИ на ПУТ, эквивалентными требуемым условиям входа для ОИ.

В таблице приводятся данные по параметрам квазиэквивалентных траекторий ИБР на испытательной трассе.

№ п/п	Условия пуска	Условия входа в атмосферу		Максимальный скоростной напор $q_{\max}$, кг/м/с^2	Приведенный интегральный тепловой поток $\hat{Q}_\Sigma$, б/р
		Скорость, м/с	Угол, град		
1	Требуемые условия для ОИ	7300,0	-23,0	$3.15\cdot10^5$	$247\cdot10^{10}$
2	Испытательная трасса	4980	-63.2	$3.11\cdot10^5$	$70.9\cdot10^{10}$
3	Испытательная трасса	5060	-64.4	$3.20\cdot10^5$	$73.4\cdot10^{10}$
4	Испытательная трасса	5460	-6.0	$0.738\cdot10^5$	$214\cdot10^{10}$
5	Испытательная трасса	6020	-6.8	$0.846\cdot10^5$	$264\cdot10^{10}$

Примечание: Расчет скоростного напора и приведенного интегрального теплового потока производится по формулам:

$$q(t) = \frac{\rho(t)V^2(t)}{2} \text{ [кг/м/с}^2\text{]}, \quad (1)$$

$$\hat{Q}_\Sigma = \int_0^{t_{\text{апут}}} V^{3,25}\big(h(t)\big)\rho^{0,5}(h(t))dt \text{ [б/р]}. \quad (2)$$

При этом для показателя $\hat{Q}_\Sigma$ в термин т.н. «приведения» вкладывается смысл исключения зависимости данного показателя от массовых, инерционных, геометрических и др. параметров ОИ.

Из анализа данных, приведенных в таблице, следует:

– траектории 2 и 3 являются наиболее близкими (квазиэквивалентными) к траектории 1 по показателю максимального скоростного напора $q_{\max}$;

– траектории 4 и 5 являются наиболее близкими (квазиэквивалентными) к траектории 1 по показателю приведенного интегрального теплового потока $\hat{Q}_\Sigma$.

Выводы

1. В докладе представлено решение задачи формирования траекторий исследовательских баллистических ракет на основе параметров тепловых потоков и скоростных напоров при типовых весовых, энергетических и конструктивных параметрах

гипотетической трехступенчатой ракеты, а также для одного из вариантов примерной дальности полета для испытаний.

2. В целом представленный в докладе материал доказывает возможность применения выше рассмотренного подхода, который позволяет провести испытания с использованием ИБР на испытательной трассе с нагрузками на ОИ на ПУТ, эквивалентными требуемым условиям входа для ОИ.

БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ С ПРИМЕНЕНИЕМ ИТЕРАЦИОННОГО МЕТОДА

Малов Е.А., Панчук П.В.

МГТУ им Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Текущие потребности стремительно развивающегося коммерческого, исследовательского и образовательного секторов в космосе, а также возможности современных технологий, позволяют говорить о спросе на оперативные пусковые услуги малогабаритных космических аппаратов. Для удовлетворения этого спроса могут быть применены ракеты-носители, использующие схему пуска «воздушный старт», так как он предоставляет следующие преимущества:

– отсутствие необходимости в масштабной инфраструктуре для пуска;

– увеличение количества используемых зон, отчужденных под падение отработавших ракетных блоков;

– возможность увеличения доступных направлений для запуска космических аппаратов;

– снижение аэродинамических потерь, вследствие разреженности атмосферы на высоте полета самолета-носителя;

– некоторое уменьшение требуемых энергетических затрат на достижение требуемой высоты и скорости, вследствие наличия собственной скорости и высоты самолета-носителя при пуске РН.

Наиболее полно вышеперечисленные преимущества раскрываются в системах «Пегас» (Pegasus) разработки OrbitalScienceCorporation и LauncherOne, созданной VirginOrbit. В качестве летающих космодромов эти системы используют модифицированные авиалайнеры Stargazer (Lockheed L-1011 TriStar) и Boeing 747-400 соответственно.

Так как для достижения орбиты большее значение имеет скорость, то ключевое отличие предлагаемого нами проекта от вышеперечисленных заключается в применении в качестве пусковой платформы сверхзвуковых истребителей для выведения ракеты-носителя в высокоэнергетический полет. Так на раннем этапе предполагается применение истребителя МиГ-21МТ с максимальной скоростью в 2 Маха (2397,6 км/ч) и максимальной нагрузкой около одной тонны. Возможно масштабирование с применением куда более быстрого (3 Маха) и грузоподъемного (до четырех тонн) самолета – истребитель-перехватчик МиГ-25.

Современные методы баллистического анализа с использованием аналитических методов дают возможность на ранних этапах проектирования определиться с общей компоновкой носителя, однако проводятся с учетом накопленного опыта, преимущественно для ракет, запускаемых с поверхности. Вследствие отсутствия большого количества опубликованных экспериментальных данных, возникает сложность в применении такого подхода. Поэтому, вместе с аналитическим методом, при проектировании таких ракет носителей целесообразно будет применить и численный расчет для проверки анализа и оптимизации ранее полученных проектных решений.

Для решения этой задачи была разработана программа в среде MATLAB, при создании которой были решены следующие задачи:

– создание физической модели ракеты и ее окружения;

– создание программы имитатора системы управления ракетой на основе гибкой траектории;

– массовый расчет ракетных блоков с учетом заложенных проектных и конструктивных параметров;

– обеспечение возможности расчета ракет с разным количеством ракетных блоков;

При создании физической модели приоритет отдавался тщательной проработке аэродинамической составляющей, так как она вносит весомый вклад в динамику полета,

более существенный, чем у ракет, стартующих с земли, вследствие наличия значимой подъемной силы.

Созданная программа позволила доказать возможность запуска ненулевой полезной нагрузки на орбиту с использованием исходной конструкции, а также проанализировать воздействие аэродинамических параметров на величину выводимой нагрузки (рис. 1), что позволит при получении экспериментальных данных об аэродинамических параметрах уточнить величину выводимой полезной нагрузки.

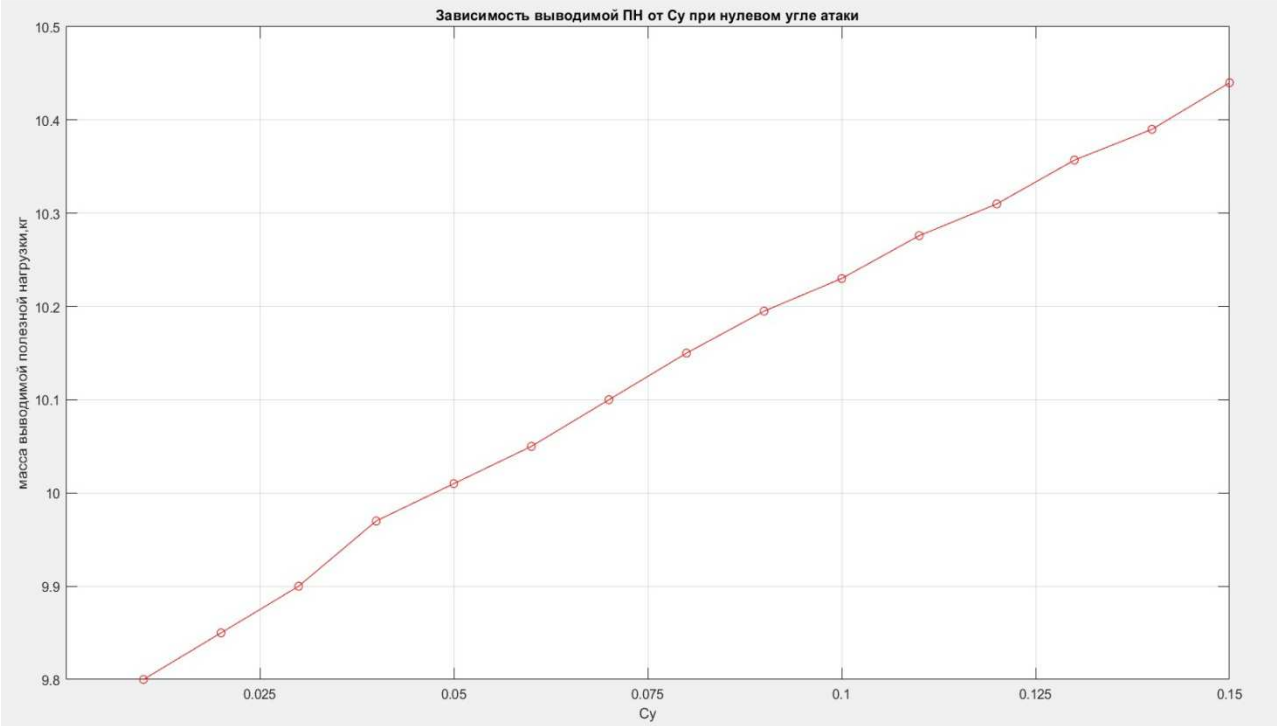


Рис. 1. Зависимость выводимой полезной нагрузки от Cy при нулевом угле атаки

Список литературы

1. Труды 63-й Всероссийской научной конференции МФТИ. 23-29 ноября 2020 г. Технологическое предпринимательство. Москва: МФТИ, 2020. 35 с.
2. *Мухамедов Л.П., Кириевский Д.А.* Приближенная методика проектировочного баллистического расчета первых ступеней ракет-носителей // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2020, № 6. С. 67–77. DOI: 10.18698/0536-1044-2020-6-67-77
3. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры.
4. *Эльясберг П.Е.* Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.
5. *Яцухно Д.С., Суржиков С.Т.* Метод расщепления по физическим процессам в задаче моделирования обтекания перспективного высокоскоростного летательного аппарата // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 1. С. 20–33. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-1-20-33
6. *Бочкарев А.Ф.* Аэромеханика самолета. Динамика полета. 1985 г.
7. Самолет МиГ-21УМ с двигателем Р11Ф2С-300 (Тип-69). Техническое описание. Книга I. Летные характеристики самолета. 1975 г.

ВЕРОЯТНОСТНО-СТАТИСТИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ДОПУСТИМЫХ НАГРУЗОК, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА КОСМОНАВТОВ ПРИ ПОСАДКЕ НА ЗЕМЛЮ ПОСЛЕ ДЛИТЕЛЬНОГО ПРЕБЫВАНИЯ В КОСМОСЕ

к.т.н. Межин В.С. (ветеран труда ПАО «РКК «Энергия»), Шевченко Л.Г.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Конструкция каждого спускаемого аппарата пилотируемого космического корабля в процессе проектирования оптимизируется на воздействие характерного «номинального» случая нагружения космонавтов при посадке, которая характеризуется наивысшей вероятностью реализации. Для того, чтобы определить условия расчетного случая нагружения, проводится детальный анализ поведения различных систем корабля и окружающих условий. В процессе проведения этих анализов определяются вероятностные характеристики распределения всех возможных условий посадки, связанных с нормальными и касательными составляющими векторов скоростей спускаемого аппарата в процессе его посадки. Данные, приведенные в указанных тезисах, базируются на результатах, представленных в работах (Somers J., Fujimoto K., Brinkley J., McFarland S., Whirte R. и др.) [1–5].

Предполагая, что все случайные параметры имеют нормальное распределение, а также тот факт, что количество пусков в год не более 4, были определены номинальные (штатные) и нештатные (аварийные) пороговые уровни [1]. Значения пороговых уровней приведены в табл.1.

Табл. 1. Сравнение возможных штатных и нештатных распределений уровней нагружения для пилотируемого космического корабля

Уровень непревышения нагрузок	Процент реализации штатных случаев нагружения	Процент реализации нештатных случаев нагружения	Экспериментальная частотность реализации нештатных случаев	Количество нештатных реализаций (при четырех полетах в год)
$P \le \mu + 1.5\sigma$	93.3	6.7	1 из 15	Каждые 4 года
$P \le \mu + 2\sigma$	97.7	2.3	1 из 44	Каждые 11 лет
$P \le \mu + 2.5\sigma$	99.4	0.6	1 из 161	Каждые 40 лет
$P \le \mu + 3\sigma$	99.9	0.14	1 из 769	Каждые 200 лет

Все случаи посадки, вероятность реализации которых меньше, чем $(\mu + 1.5\sigma)$, (здесь μ – вероятностное среднее значение случайной величины, подчиняющейся «нормальному» закону распределения, σ – среднее квадратическое отклонение случайной величины от среднего значения) считаются штатными. Случаи посадки, вероятность реализации которых находится в диапазоне от $(\mu + 1.5\sigma)$ до $(\mu + 2.5\sigma)$, считаются нештатными. Все случаи посадки, вероятность реализации которых превышает $(\mu + 2.5\sigma)$, не рассматриваются в качестве проектных, так как составляют не более 0,6% всех возможных случаев нагружения и могут реализоваться 1 раз в 40 лет.

Корректное определение динамических нагрузок требует разработки и последующей верификации подробных динамических моделей конструкции пилотируемого космического

корабля. Однако, прежде чем принять и использовать на практике любую конечно-элементную модель (КЭМ), она должна быть верифицирована. Следовательно, должны быть верифицированы обобщенные КЭМ спускаемого аппарата для основных режимов нагружения «приводнение» и «приземление».

Верификация обобщенных расчетных математических моделей спускаемого аппарата в целом должна состоять из следующих этапов [2]:

а) верификация КЭМ корпуса спускаемого аппарата для случая приводнения;

б) верификация КЭМ корпуса спускаемого аппарата для случая приземления;

в) верификация КЭМ манекенов космонавтов совместно со средствами их фиксации;

г) верификация обобщенных КЭМ для случаев приводнения и приземления.

По результатам большого объема проведенных исследований специалистами NASA было установлено, что все математические модели спускаемого аппарата, используемые в программе, верифицированы.

В случае приземления спускаемого аппарата пилотируемого космического корабля на воду или на твердые участки земной поверхности на космонавтов могут воздействовать импульсные нагрузки очень высокого уровня, которые передаются через днище и кресла пилотов. Если эти нагрузки не уменьшить до приемлемого (с точки зрения переносимости пилотами) уровня, то их воздействие может привести к серьезным травмам пилотов.

Полученные в упомянутых выше испытаниях данные по нагружению манекенов, такие как перегрузки, силы, моменты, сравнивались с соответствующими критериями выживаемости и возможностью травмирования космонавтов.

«Стержнем» этих критериев является динамическая модель человека – «Модель Бринкли» [3]. Эта модель верифицирована и хорошо работает как колебательный контур с одной степенью свободы, имеющей собственную частоту 8–10 Гц при демпфировании, равном 10-12% критического демпфирования. Допустимость уровней воздействия определяется по приведенному ниже соотношению с использованием коэффициента β (при условии, что $\beta \leq 1$) (табл. 2):

$$\beta = \sqrt{\left(\frac{DR_x(t)}{DR_x^{lim}}\right)^2 + \left(\frac{DR_y(t)}{DR_y^{lim}}\right)^2 + \left(\frac{DR_z(t)}{DR_z^{lim}}\right)^2} < 1\ . \qquad (1)$$

где $DR_x(t)$, $DR_y(t)$, $DR_z(t)$ – действующие на космонавтов в произвольный момент времени эксплуатационные значения перегрузок по осям основной системы координат X,Y,Z [3]; $DR_x^{lim}(t)$, $DR_y^{lim}(t)$, $DR_z^{lim}(t)$ – соответствующие предельно допустимые перегрузки.

Табл. 2 Максимальные эксплуатационные значения квазистатических перегрузок, действующих на космонавтов при полете в составе САС

Пилотируемый космический корабль	DRx(t)	DRy(t)	DRz(t)	dt, сек
Командный модуль на 6 чел.	10,5	4,6	2,3	3,0

Для приведенных в табл.2 значений перегрузок условие (1) выполняется.

Максимальные допустимые нормативные «расчетные» (с учетом коэффициентов безопасности) и эксплуатационные значения перегрузок, действующих на космонавтов при аварийном полете и последующем приземлении (приводнении) приведены на рис.1.

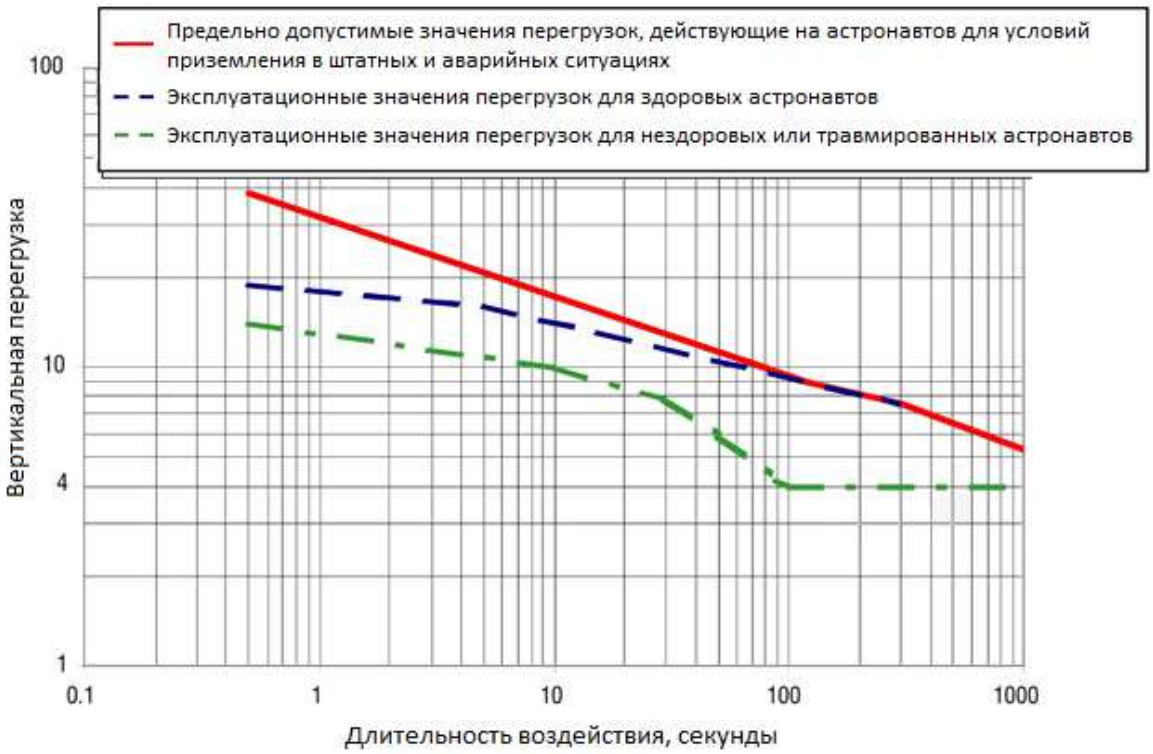


Рис. 1. Эксплуатационные и предельно допустимые значения перегрузок, действующих в центре масс космонавтов

По результатам проведенных исследований, созданная NASA рабочая группа определила критические травмы в нескольких частях тела, включая голову, лицо, грудь, верхние конечности, нижние конечности и позвоночник. Приведены результаты этих исследований, заданные с 95% вероятностью непревышения [4, 5].

Список литературы

1. *Somers J., at al.* Investigation of the THOR Anthropomorphic Test Device for Predicting Occupant Injuries during Spacecraft Launch Abort and Landing. 2014.
2. *Fujimoto K., at al.* Investigations on the Crew Injury Biomechanics and Spaceship Seats Safety Design for Human Space Flight. 2014.
3. *Brinkley J., Speckter L., Mosher S.* Development of acceleration exposure limits for advanced escape systems // Implications of Advanced Technologies for Air and Spacecraft Escape, NATO AGARD Proceedings, 1990.
4. *McFarland S., Dub M.* Suited occupant injury potential during dynamic spacecraft flight phases (AIAA 2010-6230) // 40th International Conference on Environmental Systems. 2010.
5. *Whirte R.* Development of an instrumented biofidelic neck for the NHTSA advanced frontal test dummy // Fifteenth International Conference on Experimental Safety Vehicles.

ВЛИЯНИЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА УГЛЫ КРЕНА И АТАКИ

Михайлов Е.А., Федоров В.Б.

Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск, Россия

В работе представлены результаты теоретического исследования по изучению влияния перемещения центра масс (ЦМ) осесимметричного летательного аппарата (ЛА) конической формы на изменения углов атаки и крена с учетом ограничений, накладываемых на конструкцию ЛА, таких как величины максимальных перемещений ЦМ и скоростей перемещения ЦМ. Предложен закон перемещения ЦМ для поворота ЛА на необходимый угол крена.

Рассмотрим влияние перемещения ЦМ ЛА вдоль оси y_o системы координат $x_o y_o z_o$, связанной с конструкцией ЛА, начало которой лежит в ЦМ, а оси параллельны осям симметрии ЛА x, y, z (рис. 1).

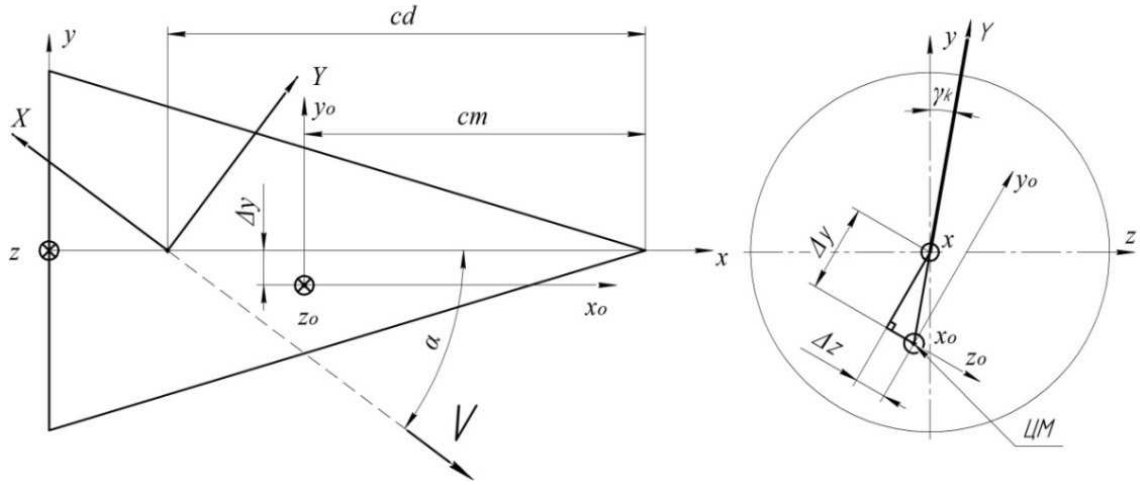


Рис. 1. Расчетные схема для определения углов атаки α и крена γ

Уравнение вращательного движения ЛА относительно оси z_o имеет вид:

$$\varepsilon_i = -(cd - cm)\left[\left(C_y^i \cos\frac{\alpha_i \pi}{180} + C_x \sin\frac{\alpha_i \pi}{180}\right) + \Delta y_i\left(C_y^i \sin\frac{\alpha_i \pi}{180} - C_x \sin\frac{\alpha_i \pi}{180}\right) + m_{zo}^{\omega}\frac{\omega_i l}{|V|}\right]\frac{qS}{I_{zo}}, \quad (1)$$

где ε_i – угловое ускорение ЛА относительно оси z_o; cd – координата центра давления от носка ЛА вдоль оси x_o; cm – координата ЦМ от носка ЛА вдоль оси x_o; $C_y^i = C_y^{\alpha}\alpha$ – коэффициент подъемной силы, C_y^{α} – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки α_i; C_x – коэффициент лобового сопротивления; m_{zo}^{ω} – коэффициент демпфирующего момента относительно оси z_o; l – длина ЛА; V – скорость полета ЛА; ω_i – угловая скорость ЛА относительно оси z_o; q – скоростной напор; S – площадь миделя; I_{zo} – момент инерции ЛА относительно оси z_o; Δy_i – перемещение ЦМ вдоль оси y_o, заданное законом:

$$\begin{cases} \Delta y_i = V_{\Delta y}^{\max} t, t \in [0, t_{перем}] \\ \Delta y_i = \Delta y_{\max}, t \in [t_{перем}, \infty] \end{cases} \quad (2)$$

где $V_{\Delta y}^{\max} = \dfrac{\Delta y_{\max}}{t_{перем}}$ – максимальная скорость перемещения ЦМ вдоль оси y_o; $\Delta y_{\max}$ – максимальное перемещение ЦМ вдоль оси y_o, $t_{перем}$ – минимальное время перемещения ЦМ вдоль оси y_o с максимальной скоростью. Для решения уравнения (1) был применен метод конечных разностей.

В качестве исходных данных были использованы следующие величины: $cd = 0{,}67$ м; $cm = 0{,}65$ м; $C_y^{\alpha} = 0{,}1$; $C_x = 0{,}235$; $\Delta y_{\max} = 0{,}01$ м; $m_{zo}^{\omega} = 0{,}13$; $q = 45$ кПа; $S = 0{,}2$ м^2; $I_{zo} = 2$ кг$\cdot$м^2; $V_{\Delta y}^{\max} = 0{,}02$ м/с; $t_{перем} = 0{,}5$ с.

В результате численного расчета установлено, что ЛА выставится на балансировочный угол атаки $\alpha_k = 1{,}14°$, при этом время установления равновесия составляет 8 с.

Движение ЛА по крену, с предварительно установленным балансировочным углом атаки предлагается описывать уравнением имеющим вид:

$$\varepsilon_{\gamma}^{i} = C_y \frac{qS}{I_{xo}} yz_i \cdot \sin\left(\frac{\pi}{180}\left(\gamma_i - \gamma_k^i\right)\right), \tag{3}$$

где $C_y = C_y^{\alpha}\alpha_k$ – коэффициент подъемной силы; I_{xo} – момент инерции ЛА относительно оси x_o; yz_i расстояние от центра давления до ЦМ в плоскости $y_o z_o$; $\gamma_k^i = a\tan\left(\dfrac{\Delta z_i}{\Delta y_i}\right)$ – угол, относительно которого будут происходить колебания по крену, в случае $\Delta z_i = const$ и $\Delta y_i = const$ и угол положения равновесия по крену в случае изменения Δz_i по специальному закону.

Для поворота ЛА на необходимый угол крена и остановки его в этом положении предлагается смещать ЦМ в направлении оси z_o не мгновенно, в отличие от работ [1, 2], а по закону (рис. 2), состоящему в общем случае из шести участков и описываемого уравнениями:

$$\begin{cases} \Delta z_i = V_{\Delta z}^{\max} t_i, t \in [0; t_1] \\ \Delta z_i = \Delta z_{\max} = const, t \in [t_1; t_2] \\ \Delta z_i = \Delta z_{\max} - k \cdot V_{\Delta z}^{\max} t_i, t \in [t_2; t_3] \\ \Delta z_i = \Delta z_{t_3} + k \cdot V_{\Delta z}^{\max} t_i, t \in [t_3; t_4] \\ \Delta z_i = \Delta z_{i-1} = const, t \in [t_4; t_5] \\ \Delta z_i = \Delta z_{t_5} - k \cdot V_{\Delta z}^{\max} t_i, t \in [t_5; t_6] \end{cases} \tag{4}$$

где k – параметр, подбираемый итерационно для достижения условия $\varepsilon_{\gamma}^{t_4} = 0$; $V_{\Delta z}^{\max} = \dfrac{\Delta z_{\max}}{t_{перем}}$ – максимальная скорость перемещения ЦМ вдоль оси z_o; $\Delta z_{\max}$ – максимальное перемещение ЦМ вдоль оси z_o.

В этой работе были использованы следующие значения величин: $I_{xo} = 1$ кг$\cdot$м^2, $V_{\Delta z}^{\max} = 0{,}01$ м/с; $\Delta z_{\max} = 0{,}005$ м; $t_{перем} = 0{,}5$ с.

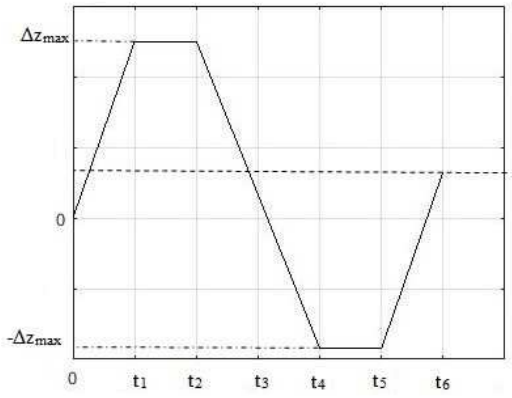


Рис. 2. Закон изменения перемещения Δz_i

В случае, когда $t_2 = t_3$ и $t_4 = t_5$ ЛА за $t_{пов} = t_6 = 2\,\text{с}$ повернется по крену на угол $\gamma_k^1 = 2{,}56°$, т.е. на максимально возможный угол при минимальном времени поворота. Для поворота на большие углы необходимо увеличивать промежутки времени $\Delta t = t_3 - t_2 = t_5 - t_4$. Анализ влияния Δt на изменение γ_k с учетом заданных параметров ЛА в диапазоне $\gamma_k \in \left[\gamma_k^1; 90°\right]$ показал, что имеется нелинейная зависимость $\gamma_k(\Delta t)$, которую можно аппроксимировать полиномом имеющим вид:

$$\gamma_k(\Delta t) = -0{,}032\Delta t^3 + 1{,}246\Delta t^2 + 3{,}781\Delta t + 2{,}56. \qquad (5)$$

Графики изменения угла крена γ, угловой скорости ω_γ и углового ускорения ε_γ ЛА со значением $\Delta t = 1\,\text{с}$ представлены на рисунке 3.

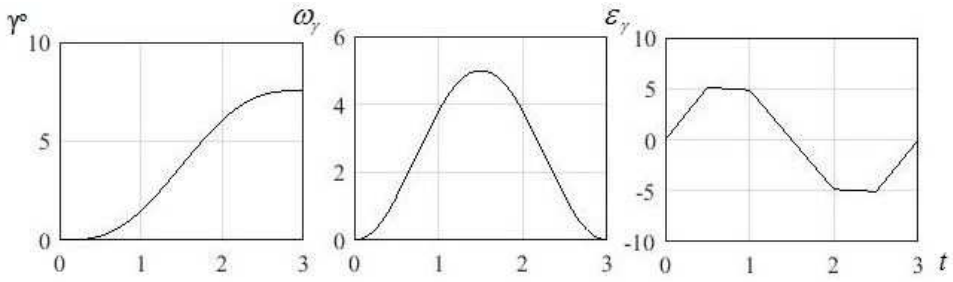


Рис.3. Графики изменения угла крена γ, угловой скорости ω_γ и углового ускорения ε_γ с параметром $\Delta t = 1\,\text{с}$

При необходимости поворота ЛА на угол крена в диапазоне $\gamma_k \in \left[0; \gamma_k^1\right]$ (при этом $\Delta t = 0$)в законе (1) необходимо уменьшить $\Delta z_{\max}$ при неизменном времени $t_{перем}$, т.е. опустить экстремумы на графике, представленном на рис. 2. Анализ показал, что для этого диапазона имеется линейная зависимость, имеющая вид:

$$\gamma_k^i\left(\Delta z_{\max}^i\right) = \Delta z_{\max}^i \cdot \gamma_k^1 / \Delta z_{\max}^1, \qquad (6)$$

где $\Delta z_{\max}^1 -$ максимально возможное перемещение ЦМ вдоль оси z_o, которое равно $\Delta z_{\max}^1 = 0{,}005\,\text{м}$ для рассматриваемого ЛА. Для всего диапазона $t_{пов} = t_6 = 2\,\text{с}$.

Таким образом, в данном исследовании выявлено влияние перемещения ЦМ осесимметричного ЛА на углы крена и атаки с учетом ограничений, накладываемых на величину максимально возможного перемещения ЦМ и скорости его перемещения. Выявлено что ЛА устанавливается в положении равновесия по углу атаки при смещении ЦМ вдоль оси y_o. Для установления равновесия ЛА по крену предложен закон смещения ЦМ вдоль оси z_o. Предложено регулировать угол крена γ_k в диапазоне $\gamma_k \in \left[0;\gamma_k^1\right]$, меняя $\Delta z_{\max}^i$, а в диапазоне $\gamma_k \in \left[\gamma_k^1;90°\right]$ – меняя время Δt.

Список литературы

1. *Афанасьев В.А.* Пространственное управление беспилотным летательным аппаратом за счет перемещения центра масс // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сборник трудов XIX Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов, Самара, 15-17 июня 2016 г. – Самара, Изд-во СНЦ РАН, 2017. Ч. I. С. 3–6.
2. *Афанасьев В.А.* Управление перемещением центра масс беспилотного летательного аппарата за назначенное время // Вестник технологического университета. 2016. Т.19. №14. С. 136–141.

НЕСТАЦИОНАРНАЯ ЗАДАЧА О ВЗАИМОДЕЙСТВИИ МЕМБРАНЫ С ВОЛНОЙ В АКУСТИЧЕСКОЙ СРЕДЕ

Локтева Н.А.[1], Нагибин Н.С.[2], Половнев А.Л.[2]

[1]НИУ МАИ, г. Москва, Россия
[2]ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В данной работе исследуются теоретические и экспериментальные методы определения акустических свойств круглых мембран. Хотя звукопоглощение и не является основной несущей функцией таких материалов (обычно их используют в качестве герметиков), но для оценки акустики всей системы целиком, необходимо также учесть и акустику каждой ее части и материала. Также, существует необходимость в математических моделях для описания и нахождения акустических свойств материалов, что, в свою очередь избавляет от необходимости каждый раз проводить дорогостоящий эксперимент для каждого материала в отдельности.

Цель работы состоит в том, чтобы на основе анализа экспериментальной, численной и теоретической частей, построить математическую модель, для описания акустических свойств материала и нахождения его, коэффициента звукопоглощения.

В качестве примера, частного случая, будет рассмотрен материал ЛАМКОТЕК, который планируется использовать в качестве герметичного слоя трансформируемой оболочки в перспективных пилотируемых модулях.

Работа состоит из двух больших разделов: экспериментальной и теоретической частей. В экспериментальную часть входит описание и проведение самого эксперимента, получение экспериментальных данных, описание экспериментальной установки, а также небольшой обзор по ранее применяемым методам определения акустических свойств материалов. Теоретическая часть включает в себя аналитический вывод математической модели расчета тонкой круглой мембраны, а также численный расчет частного случая тонкой круглой мембраны материала ЛАМКОТЕК, используемого в качестве герметика в перспективных космических аппаратах.

Аналитический способ определения звукопоглощающих свойств мембраны.

Рассматривается задача о колебании круглой мембраны вод воздействием плоской гармонической волны. Мембрана помещена в акустическую среду со скоростью распространения звука c. На мембрану воздействую плоская гармоническая волна, индуцируемая в среде «1» и имеющая амплитуду давления на фронте p_*. В результате взаимодействия волны и мембраны возникают следующие волны: отраженная с амплитудой давления p_{1u} и прошедшая в среду «2» с амплитудой давления p_2. Тогда амплитуда давления в среде «1» задается как:

$$p_1 = p_{1u} + p_*. \tag{1}$$

Основная задача состоит в том, чтобы определить параметр звукопоглощения волны как:

$$L_p = 20 \log_{10} \left(\frac{p_2}{p_1} \right) \tag{2}$$

Физические характеристики мембраны соответствуют характеристикам материала ЛАМКОТЕК.

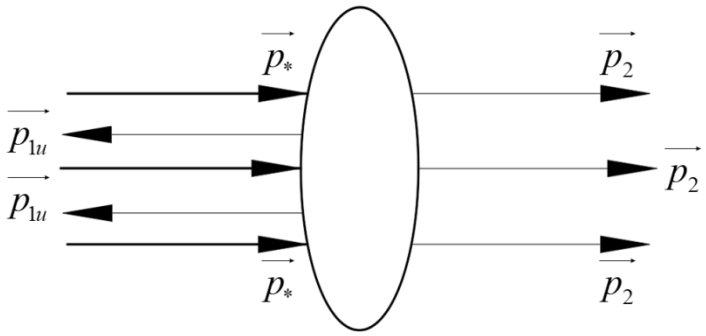


Рис. 1. Постановка задачи

Список литературы

1. *Горшков А.Г., Медведский А.Л., Рабинский Л.Н., Тарлаковский Д.В.* Волны в сплошных средах. 2004
2. *Trevor J. Cox and Peter D'Antonio.* Acoustic Absorbers and Diffusers, Theory, design and application. University of Salford, UK, 2007.
3. *Tor Erik Vigran.* Building Acoustics. 2008
4. *Бреховских Л.М.* Волны в слоистых средах. М.:Издательство «Наука», 1973.
5. *Араманович И.Г., Левин В.И.* Уравнения математической физики. М.: Издательство «Наука», 1969.
6. *Корн Г., Корн Т.* Справочник по математике для научных работников и инженеров. М.: Издательство «Наука», 1974.

АНАЛИЗ ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА И ЕГО СОСТАВНЫХ ЧАСТЕЙ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ВЕРТОЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ВВОДА ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ

Анфалов А.С., Овсянникова Н.Ю., Хомяков М.К.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Ключевой задачей пилотируемой космонавтики является обеспечение безопасного возвращения экипажа на землю на любом этапе выполнения миссии. В настоящее время для всех пилотируемых космических аппаратов на разных этапах приземления, в том числе в аварийных ситуациях, для снижения скорости движения и стабилизации используется парашютная система (ПС) [1]. Ввиду сложности и значимости этой системы обязательно проводятся испытания в максимально приближенных к реальным условиях ее эксплуатации.

При проведении указанных испытаний возвращаемый аппарат (ВА) пилотируемого транспортного корабля (ПТК) «Орел» на транспортировочной раме доставляется вертолетом в заданную точку, отделяется от нее и после участка автономного полета, в процессе которого аппарат должен занять в потоке определенное положение для обеспечения безопасного последовательного отделения крышки парашютного контейнера (КПК), под которой размещается вытяжной, тормозной и основной парашюты, и крышки узлов подвески (КУП), к которой крепится вытяжной блок, спускается на парашютах и приземляется в заданном районе падения.

При спуске ПТК «Орел» в атмосфере задействована система управления угловым движением [2], которая обеспечивает заданное положение аппарата в потоке перед введением ПС в штатном режиме посадки. Однако использование этой системы на испытательных сбросах ВА затруднено необходимостью передачи (формирования) вектора состояния на момент начала автономного движения и разогрева управляющих двигателей после сброса. Представленные материалы посвящены анализу условий ввода ПС, а также исследованию возможности стабилизации неуправляемого ВА около балансировочного угла атаки. Моделирование проводится с использованием программного продукта Euler [3].

Диапазон безопасного отделения крышек по углам атаки, полученный в результате моделирования их отделения в широком диапазоне начальных условий при разных режимах полета на этапе штатной эксплуатации составляет $\alpha_п$ от 8º до 25º, при пространственном угле крена $\varphi_п$ ~ 0, что соответствует управляемому движению около балансировочного угла. На больших углах атаки может произойти соударение крышек с корпусом ВА, на малых углах атаки и при отделении с подветренной стороны крышки попадают в спутный след ВА, что препятствует набору относительной скорости, а также способствует появлению значительной угловой скорости КУП [4, 5].

Программой вертолетных испытаний ПТК «Орел» предусмотрены два варианта испытаний ПС: имитация штатной (резервной) циклограммы развертывания ПС и случая транзитного введения ПС при аварии носителя на старте. Номинальные начальные условия для этих вариантов следующие:

Штатный ввод ПС ..... $V^{П}_0$ = 44,44 м/с (160 км/ч), H_0 =1,5 км;
Транзитный ввод ПС ..... $V^{П}_0$ = 16,67 м/с (60 км/ч), H_0 =5,5 км.

Предлагается использовать схему горизонтального крепления ВА к раме. С учетом того, что перед сбросом ВА вертолет имеет преимущественно горизонтальную скорость движения, а подвес с рамой за счет аэродинамического воздействия несколько отклонен от вертикали (в пределах 7 градусов), сразу после сброса ВА угол атаки оказывается близким к балансировочному углу. Это обеспечивает в первые 3 с автономного полета ВА приемлемые условия для отделения КПК и КУП в случае имитации транзитного ввода ПС, предполагающего выдачу команд на отделение крышек по временной метке. Отработка штатного (резервного) введения ПС предусматривает набор скорости движения ВА за счет

падения в поле тяготения Земли до соответствующего штатного значения скоростного напора и задействование средств отделения крышек по команде от бароблока, фиксирующего заданный уровень наружного давления. Таким образом, после отделения ВА от рамы имеет место продолжительный автономный полет ВА.

Моделирование показало, что пассивный полет ВА с высоты 5,5 км из исходного горизонтального положения характеризуется колебательным характером изменения угла атаки с амплитудой от -30 до 60 градусов, что не позволяет гарантировать успешное отделение КПК и КУП.

Уменьшению амплитуды колебаний ВА в районе балансировочного угла может способствовать дополнительный парашют, используемый в процессе автономного движения и отбрасываемый перед началом работы штатной ПС. При этом демпфирование угловой скорости возможно, если парашют крепится несколькими звеньями, которые соединяются со стропами парашюта через вертлюг.

Исследования показали, что использование стабилизирующего парашюта после отделения ВА от рамы действительно может значительно уменьшить амплитуду колебаний угла атаки и создать благоприятные условия для отделения КПК и КУП. Однако использование данного метода сопряжено с дополнительной проработкой проблем установки стабилизирующего парашюта, введения его в действие, отстрела перед снятием блокировки на работу бароблока и последующего нарастания возмущений.

На амплитуду колебания ВА влияет его начальное положение относительно земли и положение центра масс. Так вариант изменения крепления к раме ВА с горизонтального на вертикальное с дополнительным смещением центра масс ВА дальше от продольной оси позволяет уменьшить амплитуду колебаний ВА относительно вектора скорости набегающего потока до безопасного с точки зрения отделения крышек диапазона $\alpha_{п0}$ от 8 до 30 градусов.

Список литературы

1. *Knacke T.W.* Parachute recovery systems design manuals. USA.:UNKNO, 1992. 511 p.
2. *Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г.* Алгоритмы управления угловым движением спускаемого аппарата при возвращении от Луны // Известия РАН. Теория и системы управления. №3. 2017. С. 148–156.
3. Euler 11.13.02 Science Автоматизированный динамический анализ многокомпонентных механических систем. ЗАО «Автомеханика».
4. *Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Слободянюк Д.М.* Влияние конструктивных параметров крышки люка парашютного контейнера на ее аэродинамические характеристики и процесс отделения от возвращаемого аппарата // XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика СП Королева и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. М., 2021. Т.3. С. 124–126.
5. *Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Слободянюк Д.М.* Влияние интерференционных эффектов на аэродинамические характеристики возвращаемого аппарата и конструктивные элементы парашютной системы при их разделении // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2020. № 10(727). С. 54–64.

ДИНАМИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ КОРПУСА ТВЕРДОТОПЛИВНОГО УСКОРИТЕЛЯ В СИСТЕМЕ БЕЗОПАСНОГО СТАРТА КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Прудников Ф.Е., Волков Е.Н., Недбай А.Я.

АО «Корпорация «Московский институт теплотехники», г. Москва, Россия

В настоящее время в России при выводе грузов на околоземную орбиту используются ракеты-носители без стартовых ускорителей. Так как в этих ракетах сразу начинает работать первая ступень, как правило, на жидком топливе, то для отвода горячих газов на стартовой площадке организуется бетонная шахта, которую периодически надо очищать и ремонтировать [1]. Кроме того, при аварийной ситуации на первой ступени горючее ракеты падает на стартовую площадку, уничтожая все стартовое оборудование. С увеличением габаритов ракет-носителей эти потери многократно возрастают. Выходом из создавшейся ситуации является создание перспективной системы стартового оборудования [2] с использованием твердотопливных ускорителей, применение которых значительно повышает надежность и безопасность пуска космических кораблей. Как показала практика многочисленных полетов «Шаттлов», применение твердотопливных ускорителей в космических кораблях является перспективным направлением.

Предлагаемый стартовый комплекс может состоять из двух и более контейнеров, жестко закрепленных днищами к стартовому столу и имеющих газовую связь между собой. Твердотопливные ускорители устанавливаются в контейнеры и соединяются с кораблем-носителем с помощью двух шпангоутов. Внутренний диаметр контейнера может изменяться, в зависимости от класса ракеты-носителя. Выход ускорителя из контейнера осуществляется с помощью порохового аккумулятора давления, величину которого можно регулировать в зависимости от класса ракеты или необходимой высоты запуска ускорителя.

Представленная стартовая система запуска ракеты-носителя с твердотопливными ускорителями обладает следующими достоинствами:

– не надо делать шахты для отвода газов, что позволяет использовать любые гладкие площадки, как на земле, так и на море;

– на ускорителях ниже торца корабля-носителя стоят поворотные сопла, что позволяет сразу увести корабль в сторону от стартовой площадки и обеспечивает сохранность стартового оборудования;

– за счет газовой связи между контейнерами обеспечивается одинаковая осевая сила на ускорителях при старте;

– контейнеры имеют внутри систему термокомпенсации и защищают топливо ускорителей от солнечного нагрева и температурного перепада между зимой и летом.

Корпус ускорителя изготавливается в виде трехслойной оболочки с продольными ребрами. Это позволяет решить несколько задач: дает возможность использовать широкий класс легких заполнителей и снизить массу конструкции; допускает установку бортовой кабельной сети внутри ребер, что значительно повышает ее устойчивость к электромагнитному и рентгеновскому излучениям; позволяет значительно увеличить критическую осевую силу потери устойчивости при незначительном увеличении массы и в случае повреждения наружной оболочки твердыми частицами или мощным тепловым излучением принять на себя действие осевой силы.

При создании космических аппаратов необходимо обеспечить работоспособность твердотопливных ускорителей при воздействии на них стартовых нагрузок. Одной из таких наиболее опасных нагрузок является осевая сила, создаваемая за очень короткое время давлением пороховых газов, которая особенно опасна для корпусов двигателей, находящихся в «пассажирском» режиме. При этом, чем больше высота, на которую необходимо вытолкнуть ускоритель из контейнера, чтобы не повредить стартовое оборудование при запуске, тем больше должна быть осевая сила и, как правило, градиент ее нарастания.

Поэтому для проектируемых корпусов необходимо провести оценку уровня импульса осевой силы, которую они могут выдержать без потери устойчивости.

В работе [3] показано, что характер выпучивания упругих систем при быстром нагружении существенно отличается от аналогичного процесса при статическом приложении нагрузок. Это отличие объясняется сильным влиянием сил инерции на динамический характер потери устойчивости конструкции. Особенностью динамического процесса является то, что величины нагрузок, выдерживаемых корпусом без разрушения, могут быть значительно больше статических, и неучет этого фактора приводит к необоснованному увеличению массы ускорителя.

Для определения критической величины импульсной нагрузки используется критерий динамической устойчивости, предложенный в работе [4]. Согласно критерию, критическое значение линейно возрастающей осевой силы определяется следующим образом:

$$T_0 = \sqrt[3]{\left(T_{mn} V_T^2\right)/\omega_{mn}^2} + T_{mn}, \qquad t_0 = \sqrt[3]{T_{mn}/\left(V_T \omega_{mn}^2\right)} + T_{mn}/V_t \tag{1}$$

где T_{mn} – критическая осевая сила статической потери устойчивости по заданной форме с параметрами волнообразования m и n; ω_{mn} – частота собственных колебаний по этой же форме; t_0 – критическое время потери устойчивости; T_0 – критическое осевая сила динамической потери устойчивости; V_T – скорость нарастания осевой силы.

Для определения расчетных критических параметров потери устойчивости необходимо в каждом конкретном случае подобрать такие параметры волнообразования m и n, при которых правые части (1) будут минимальными.

Рассмотрим трехслойную цилиндрическую оболочку с несимметричными ортотропными слоями и легким заполнителем, подкрепленную продольными ребрами и упругим пустотелым цилиндром, при действии осевой силы линейно-возростающей по времени. Торцы оболочки шарнирно оперты, а внешняя поверхность нагружена постоянным давлением. Ребра связывают оба несущих слоя в осевом и радиальном направлениях и расположены сравнительно редко. Цилиндр представляется безинерционным упругим основанием Винклера, коэффициент постели которого определяется из уравнений трехмерной теории упругости [5].

Введем безразмерную систему цилиндрических координат, в которой за координатную поверхность принята срединная поверхность заполнителя. Тогда уравнения движения оболочки можно представить в виде

$$L_{i1}u_\alpha + L_{i2}\upsilon_a + L_{i3}w + L_{i4}u_\beta + L_{i5}\upsilon_\beta + \\ + \left(\delta_{i1} + \delta_{i3} + \delta_{i4}\right)\sum_{j=1}^{M}\left[l_{i1}^{(j)}u_{\alpha j} + l_{i3}^{(j)}w_j + l_{i4}^{(j)}u_{\beta j}\right]\delta\left(\beta - \beta_j\right) = 0 \tag{1}$$
$$(i = 1, 2, \ldots, 5),$$

где *Lij, lij* – дифференциальные операторы [5].

Решение уравнений (1) будем искать в виде

$$\left(\upsilon_\alpha \upsilon_\beta\right) = \cos\gamma\alpha\sum_{j=1}^{M}\left(A_{1n} - A_{4n}\right)\cos n\beta\sin\omega t; \\ \left(\upsilon_\alpha \upsilon_\beta\right) = \sin\gamma\alpha\sum_{n=0}^{\infty}\left(A_{2n}A_{5n}\right)\sin n\beta\sin\omega t;\ w = \sin\gamma\alpha\sum_{n=0}^{\infty}A_{3n}\cos n\beta\sin\omega t; \tag{2}$$

где $\gamma = m\pi/\alpha 0$; $\alpha 0 = L/R$; L – длина оболочки; *Aim* – постоянные коэффициенты; ω – частота колебаний.

Подставляя (2) в (1), получим неоднородную систему алгебраических уравнений

$$\sum_{i=1}^{5} a_{2i}A_{in} = 0;\ \sum_{i=1}^{5} a_{5i}A_{in} = 0;\ \sum_{i=1}^{5} a_{1i}A_{in} = -\frac{2-\delta_{0n}}{2\pi}\sum_{j=1}^{M}\left(b_{11}A_{1j} + b_{14}A_{4j}\right)\cos n\beta;$$
$$\sum_{i=1}^{5} a_{3i}A_{in} = -\frac{2-\delta_{0n}}{2\pi}\sum_{j=1}^{M}\left(b_{33}A_{3j} + b_{34}A_{4j}\right)\cos n\beta; \qquad (3)$$
$$\sum_{i=1}^{5} a_{4i}A_{in} = -\frac{2-\delta_{0n}}{2\pi}\sum_{j=1}^{M}\left(b_{41}A_{1j} + b_{43}A_{3j} + b_{44}A_{4j}\right)\cos n\beta;$$

Решая систему (3), получим

$$A_{kn} = -\frac{2-\delta_{0n}}{2\pi}\sum_{j=1}^{M}\left(B_{k1}A_{1j} + B_{k2}A_{3j} + B_{k3}A_{4j}\right)\cos n\beta_j; \qquad (k = 1,2,\ldots 5) \qquad (4)$$

где
$$B_{k1} = \left(b_{11}D_{1k} + b_{41}D_{4k}\right)/\Delta_1;\ B_{k2} = \left(b_{33}D_{3k} + b_{43}D_{4k}\right)/\Delta_1;$$
$$B_{k3} = \left(b_{14}D_{1k} + b_{34}D_{3k} + b_{44}D_{4k}\right)/\Delta_1;$$

Δ1, Djk – определитель и дополнение элемента ajk матрицы (3).

Так как в местах расположения ребер справедливы соотношения

$$\left(A_{1r}, A_{3r}, A_{4r}\right) = \sum_{n=0}^{\infty}\left(A_{1n}, A_{3n}, A_{4n}\right)\cos n\beta_r;$$

то, подставив в них выражение (4), получим систему 3M уравнений относительно A_{ij}

$$A_{1r} = -\sum_{n=0}^{\infty}\sum_{j=1}^{M}\frac{2-\delta_{0n}}{2\pi}\left(B_{11}A_{1j} + B_{12}A_{3j} + B_{13}A_{4j}\right)\cos n\beta_j\cos n\beta_r;$$
$$A_{3r} = -\sum_{n=0}^{\infty}\sum_{j=1}^{M}\frac{2-\delta_{0n}}{2\pi}\left(B_{31}A_{1j} + B_{32}A_{3j} + B_{33}A_{4j}\right)\cos n\beta_j\cos n\beta_r; \qquad (5)$$
$$A_{4r} = -\sum_{n=0}^{\infty}\sum_{j=1}^{M}\frac{2-\delta_{0n}}{2\pi}\left(B_{41}A_{1j} + B_{42}A_{3j} + B_{43}A_{4j}\right)\cos n\beta_j\cos n\beta_r;$$

(r = 1, 2,…, M).

Равенство нулю определителя системы (5) представляет характеристическое уравнение критических частот.

Для случая равномерно расположенных ребер (βj=2πj/M) коэффициенты при Aij не будут зависеть от индекса j и решение системы (5) можно представить в виде:

$$\left\{A_{1j}, A_{3j}, A_{4j}\right\} = \left\{A_1, A_3, A_4\right\}\cos\frac{2\pi jN}{M}, 0 \le N \le \frac{M}{2}, \qquad (6)$$

где N – целое число, характеризующее форму потери устойчивости.

Подставляя (6) в (5), получим однородную систему трех алгебраических уравнений

$$\frac{M}{2\pi}\sum\nolimits_k\left(B_{l1}A_1 + B_{l2}A_3 + B_{l3}A_4\right) - A_l = 0\left(l = 1,3,4\right), \qquad (7)$$

где суммирование производится по k, принимающего значения

$$k = Ms + N\left(s = 0,1,2...\right),\ k = Ms - N(s = 1,2,3...),$$

Характеристическое уравнение будет представлять равенство нулю определителя системы (7). Придавая m и N различные целочисленные значения, находим отдельно для

каждой пары чисел значения осевой силы потери устойчивости Tmn без учета сил инерции и собственную частоту ωmn ненагруженной оболочки. Построены зависимости критической силы от скорости нарастания осевой силы для различных значений модулей упругости материалов цилиндра и продольных ребер.

Список литературы

1. *Белошенко Б.Г., Кудрявцев О.Н., Пелипенко Л.Ф., Сенкевич М.В., Сырчин А.Ф., Хотулев В.А.* Эксперимент. Отработка газодинамики старта ракет-носителей с целью повышения его безопасности и надежности // Космонавтика и ракетостроение. 1996. Вып. 7. С. 105–115.
2. *Конюхов С.Н.* Минометный старт межконтинентальных баллистических ракет // Космонавтика и ракетостроение. 1996. Вып. 6. С. 83–88.
3. *Лаврентьев М.А., Ишлинский А.Ю.* Динамические формы потери устойчивости упругих систем // Докл. АН СССР. 1949. Т. 64. №6. С. 779–782.
4. *Амиро И.Я., Заруцкий В.А., Паламарчук В.Г.* Динамика ребристых оболочек. Киев: Наукова думка, 1983. 204с.
5. *Соломонов Ю.С., Георгиевский В.П., Недбай А.Я., Андрюшин В.А.* Прикладные задачи механики композитных цилиндрических оболочек. М.: Физмат, 2014. 408 с.

TENSOR TRAIN ФОРМАТ ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЯ БОЛЬЦМАНА

Алексеев А.К., Пятакова Ю.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

При численном решении задач высокой размерности ($d > 4$) приходится обрабатывать сеточные функции, принадлежащие многомерному пространству, при этом необходимая оперативная память растет экспоненциально по числу координат (размерности d) n^d. Этот эффект получил название «проклятие размерности».

Рассмотрим «проклятие размерности» на примере простейшего варианта одноатомного кинетического уравнения Больцмана:

$$\frac{\partial f}{\partial t} + \vec{\xi}\nabla f + g\nabla_{\xi} f = -I(f, f), \tag{1}$$

где $f^k(\vec{x}, \vec{\xi}) \in R^6$ – плотность распределения частиц по скоростям и координатам, которая на каждом временном слое k принадлежит шестимерному пространству (по трем направлениям и трем импульсам). Для численной реализации данной задачи количество координат d и количество возможных точек по каждой координате n требуют от нас n^d расчетных ячеек. Дальнейшее усложнение используемых моделей приводит к еще более высокому росту потребностей в оперативной памяти.

В последнее время наблюдается стремительный прогресс в использовании методов тензорного разложения [1–3] при решении задач, поставленных в пространствах больших размерностей. Один из данных методов, «тензорный поезд» (tensor train) [1, 2], был предложен для избавления от «проклятия размерности».

В рамках метода tensor train тензор размерности d (сеточная функция $f(i_1,...,i_d)$) аппроксимируется с помощью разложения в цепочку маломерных (второго и третьего порядков) тензоров, а именно:

$$f(i_1,...,i_d) = \sum_{j_1=1} ... \sum_{j_{d-1}=1} W_1(i_1, j_1) W_2(j_1, i_2, j_2) ... W_{d-1}(j_{d-2}, i_{d-1}, j_{d-1}) W_d(j_{d-1}, i_d), \tag{2}$$

где индексы $(i_1,...,i_d)$ соответствуют основным размерностям задачи, а индексы $(j_1,..., j_{d-1})$ соответствуют вспомогательным размерностям.

Предположим, что вдоль размерностей i_d мы используем n узлов, а вдоль вспомогательных размерностей $j_1 ... j_{d-1}$ используем m узлов. Для рассматриваемой аппроксимации с использованием d матриц третьего порядка потребуется $\sim d \cdot n \cdot m^2$ узлов, вместо n^d, необходимых при обычной аппроксимации. Это переводит экспоненциальную зависимость от размерности в линейную, что обеспечивает колоссальную экономию оперативной памяти.

В связи с открывшимися перспективами появился ряд работ, посвященных численному моделированию многомерных кинетических уравнений, в том числе Больцмана [4, 5], Власова [6]. В этих работах многомерные уравнения кинетического типа решаются с весьма умеренными затратами вычислительных ресурсов, соответствующими возможностям персонального компьютера.

Необходимым предварительным этапом перед использованием тензорных операций, описанных в работе [2], является построение некоторой стартовой аппроксимации тензорного разложения.

В данной работе рассматриваются методы приведения интегро-дифференциального кинетического уравнения Больцмана к TENSOR TRAIN формату.

Список литературы

1. *Oseledets I.V., Tyrtyshnikov E.E.* Breaking the curse of dimensionality, or how to use SVD in many dimensions // SIAM J. Sci. Comput. 2009. Vol. 31, №5. P. 3744–3759.
2. *Oseledets I. V.* Tensor-train decomposition // SIAM J. Sci. Comput. 2011. №33. P. 2295–2317.
3. *Hackbusch W., Kuhn S.* A new scheme for the tensor representation // J. Fourier Anal. Appl. 2009. №15. 706–722.
4. *Arnout M. P. Boelens, Daniele Venturi, Daniel M. Tartakovsky*. Tensor methods for the Boltzmann-BGK equation // arXiv:1911.04904v2.
5. *Chikitkin A.V., Kornev E.K., Titarev V.A.* Numerical solution of the Boltzmann equation with S-model collision integral using tensor decompositions // arXiv:1912.04582v1, 2019.
6. *Kormann K.* A Semi-Lagrangian Vlasov Solver in Tensor Train Form // SIAM Journal on Scientific Computing. 2015. 37(4): B613–B632.

ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ СОБСТВЕННОЙ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЫ НА РОССИЙСКОМ СЕГМЕНТЕ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ В ЭКСПЕРИМЕНТЕ «КОНТРОЛЬ»

Крылов А.Н.[1], Родичева А.А.[1], Кашковский А.В.[2]

[1]ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия
[2]ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск, Россия

Образование собственной внешней атмосферы (СВА) является одной из характерных особенностей функционирования космических аппаратов (КА) на орбите. Характеристики СВА, такие как давление, плотность и химический состав, отличаются от окружающего космического пространства и изменяются во времени. Причины этих изменений бывают как физические (набегающий поток атмосферы Земли, солнечная активность), так и технические (выбросы при работе корректирующих двигателей (КД), двигателей управления (ДУ) системы ориентации, системы жизнеобеспечения, продукты деградации поверхностей КА) [1].

СВА как отдельный фактор, влияющий на КА, требует систематического исследования следующих параметров: изменения плотности СВА во времени и пространстве; парциального состава СВА; скорости осаждения загрязнений. Космический эксперимент (КЭ) «Контроль» решает задачу исследования вариаций давления СВА орбитального комплекса «Российский сегмент Международной космической станции» (ОК РС МКС).

Целью настоящего исследования является анализ влияния источников газовыделения на изменение давления СВА на основе экспериментальных данных КЭ «Контроль» и оценка возможности верификации методик расчетов струйных течений и течений разреженного газа, в том числе дальнего поля струи и обратных течений. Измерения проводились с помощью научной аппаратуры «Индикатор-МКС», расположенной вблизи внешней поверхности МИМ2.

Рассмотрены такие источники газовыделения МКС, как работа корректирующих двигателей СМ, работа двигателей причаливания и ориентации ТГК «Прогресс», работа двигателей управления, стыковки и расстыковки кораблей посещения, продувки магистралей окислителя и горючего ТГК «Прогресс», а также ВКД и фоновые условия (в том числе на солнечной орбите).

В работе предложена приближенная методика моделирования набегающего потока атмосферы Земли, основанная на разбиении набегающего потока на две части и применения к ним корректирующих коэффициентов. С другой стороны, может быть выполнен полный расчет обтекания МКС с учетом затенения элементами конструкции и реальной внутренней измерительной зоны НА «Индикатор-МКС», но такие расчеты требуют значительных вычислительных и временных ресурсов. Для моделирования использовался метод прямого статистического моделирования Монте-Карло в модуле Aerojet для программного комплекса SALOME.

Для численного моделирования струйных течений КД СМ был применен многозонный подход. Такой подход является традиционным [2] для течений от струй реактивных двигателей в вакууме, т.к. они характеризуются резким изменением режима течения от сплошной среды до свободномолекулярного режима. Расчет течения в сопле и в ближнем поле струи выполнялся с использованием программного пакета FloEFD, для дальнего поля использовал [3].

В КЭ «Контроль» получен большой объем данных по вариациям давления в СВА в различных условиях эксплуатации ОК РС МКС. Это позволяет проводить как прогноз состояния СВА ОК РС МКС, так и оценку достоверности методик расчета струйных течений и течений разреженного газа, возникающих при стыковках и расстыковках кораблей посещения, а также при работе двигателей управления и коррекции ОК РС МКС.

Список литературы

1. *Панасюк М.И., Новиков Л.С.* Модель космоса: научно-информационное издание: В 2т. – Т.2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М.: КДУ, 2007. Т.2. 1144 с.
2. *Giordano D., Ivanov M.S., Kashkovsky A.V., Markelov G.N., Tumino G., Koppenwallner G.* Application of the numerical multizone approach to the Study of Satellite Thruster Plumes // J. Spacecraft and Rockets. 1998. Vol.35. № 4. P. 502–508.
3. *Kashkovsky A.V.* 3D DSMC computations on a heterogeneous CPU-GPU cluster with a large number of GPUs // 29th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics (RGD) (China, Xian, 13-18 Jul., 2014): Proceedings AIP Conference. 2014. Vol.1628. P. 192–198.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ИНТЕРФЕРЕНЦИОННОГО ОБТЕКАНИЯ КРЫШКИ ПАРАШЮТНОГО КОНТЕЙНЕРА ПРИ ОТДЕЛЕНИИ ОТ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПОВОРОТНОГО МЕХАНИЗМА

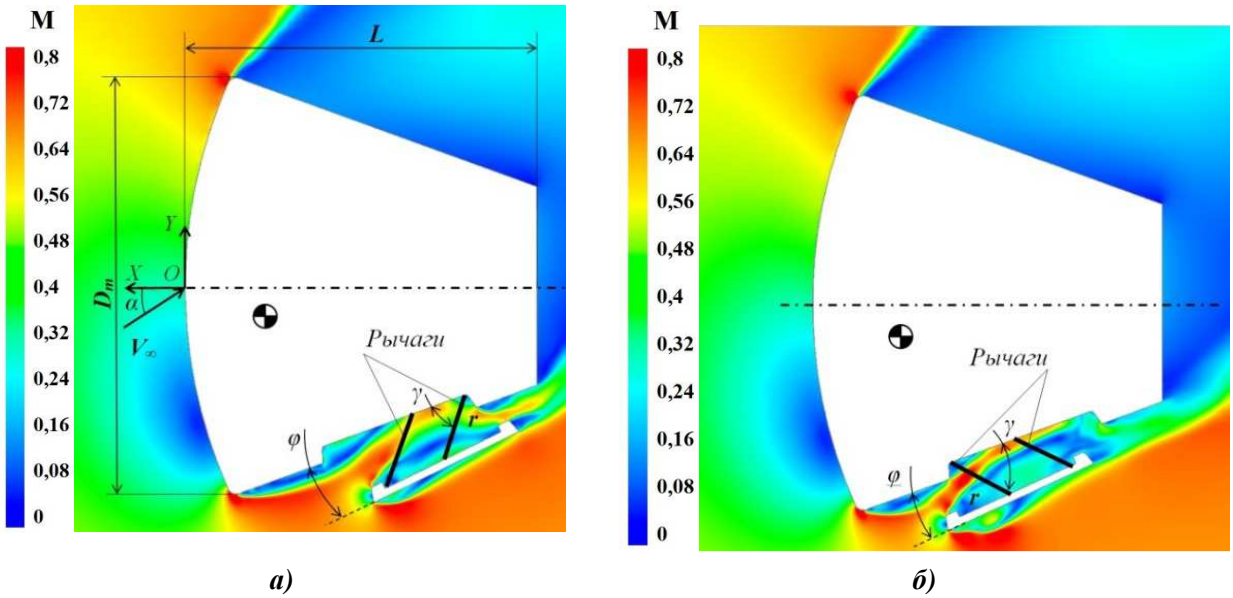
Журин С.В.[1], Калугин В.Т.[2], Слободянюк Д.М.[1, 2]

[1]ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия
[2]МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

На заключительном этапе полета космического возвращаемого аппарата (ВА) вводится в действие парашютная система (ПС). Элементы ПС уложены в парашютном контейнере, который закрыт от внешнего потока крышкой люка парашютного контейнера (КЛПК). Ввод в действие ПС начинается с отделения КЛПК от ВА. Взаимное движение ВА и КЛПК должно быть безударным.

Для принятия проектных решений механизма отделения КЛПК необходимо провести моделирование ее движения с учетом аэродинамической интерференции с ВА. Ранее проведены исследования отделения крышки при помощи пиросредств, которые показали, что существуют начальные условия, при которых может происходить соударение [1, 2]. Для устранения этого эффекта в данной работе рассматривается способ отделения КЛПК от ВА при помощи поворотного механизма (рис. 1), который представляет собой систему рычагов, соединенных с ВА и КЛПК шарнирами. Действие момента на рычаги определяет параметры движения КЛПК. При повороте рычагов на заданный угол γ механическая связь между ВА и КЛПК исчезает, действие рычагов прекращается, и КЛПК движется под действием аэродинамической и гравитационной сил. Таким образом, после отделения от ВА начальные кинематические параметры движения КЛПК задаются воздействием поворотного механизма.

Математическая модель обтекания подвижной крышки ПС построена с использованием программного комплекса FlowVision. Численное моделирование проводилось при числе Маха набегающего потока $\mathbf{M}_\infty = 0{,}6$. Параметры атмосферы соответствовали высоте полета $H = 5000$ м. Проведены систематические расчеты при вариации геометрических и кинематических характеристик поворотного механизма: длины рычага r, угла поворота рычага γ, направления поворота рычагов (по часовой или против часовой стрелке), угла поворота КЛПК φ относительно боковой поверхности ВА и скорости центра масс крышки V_0 в момент прекращения действия рычагов. Влияние силы тяжести в расчетах не учитывалось.



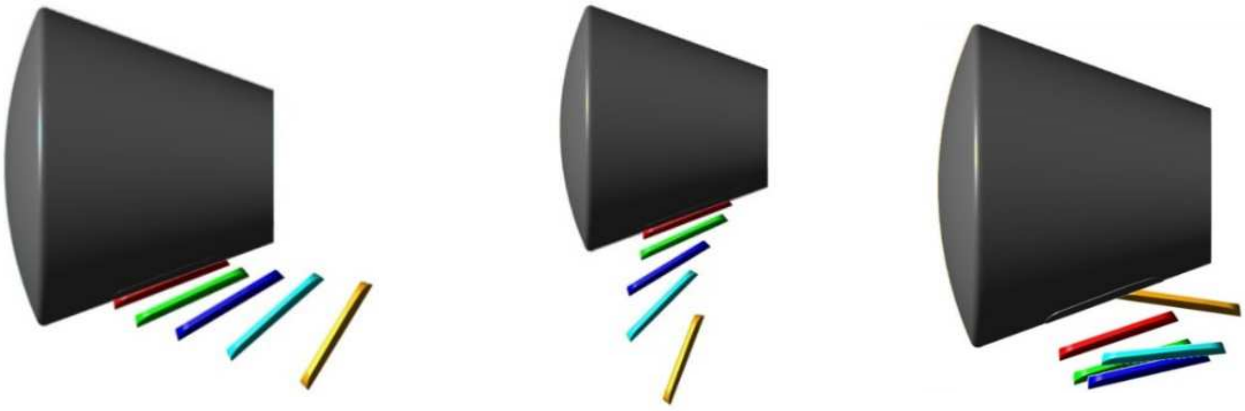
а) *б)*

Рис. 1. Поле распределения числа Маха вблизи ВА и КЛПК в момент разделения при повороте рычагов против часовой стрелки (*а*) и по часовой стрелке (*б*) (γ = 60°; V_0 = 10 м/с; r = 0,5 м)

Структуры течения в процессе отделения КЛПК при помощи рычагов, движущихся против часовой стрелки (рис. 1, *а*) и по часовой стрелке (рис. 1, *б*), носят сложный характер. Наблюдается картина распределения числа Маха при аэродинамической интерференции ВА и КЛПК.

После отделения от ВА крышка совершает сложное трехмерное движение. В зависимости от начальных условий при отделении траектория центра масс КЛПК может быть такова, что крышка окажется в отрывной зоне ВА с турбулентным возвратным течением. В таком случае повышается вероятность взаимного сближения и соударения ВА и КЛПК. Для повышения вероятности безударного отделения необходимо вывести крышку из области возвратного течения, создавая ей местный отрицательный угол атаки.

Результаты моделирования движения КЛПК относительно ВА при различных параметрах отделения с помощью поворотного механизма показаны на рис. 2, *а, б*. Для сравнения на рис. 2, *в* показан процесс отделения КЛПК с использованием пиросредств. Анализ положения КЛПК в различные моменты времени позволяет сделать качественную оценку вероятности соударения с ВА. При отделении КЛПК с применением поворотного механизма (рис. 2, *а, б*) движение крышки более предсказуемо и вероятность соударения значительно снижается. В случае поворота рычагов по часовой стрелке (рис. 2, *б*) КЛПК практически сразу попадает во внешний маловозмущенный поток, который воздействует на крышку так, что относительное расстояние между КЛПК и ВА возрастает быстрее, чем в случае, изображенном на рис.2, *а*. При плоскопараллельном отделении с использованием пиросредств (рис. 2, *в*) внешний поток воздействует так, что КЛПК остается вблизи боковой поверхности ВА, т.е. вероятность соударения остается высокой. Таким образом, применение способа отделения крышки с использованием поворотного механизма с вращением по часовой стрелке позволяет снизить вероятность соударения КЛПК и ВА в широком диапазоне углов атаки.



а) ***б)*** ***в)***

Рис. 2. Положения КЛПК при отделении от ВА с помощью поворотного механизма с раскрытием рычагов против часовой стрелки(*а*) и по часовой стрелке (*б*) и с помощью пиросредств (*в*) при α= 30° в различные моменты времени (■ - t = 0 с; ■ - t = 0,05 с; ■ - t = 0,1 с; ■ - t = 0,15 с; ■ - t = 0,2 с; ■ - t = 0,25 с)

Список литературы

1. *Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Слободянюк Д.М.* Влияние интерференционных эффектов на аэродинамические характеристики возвращаемого аппарата и конструктивные элементы парашютной системы при их разделении // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2020. №.10(727). С. 54–64.
2. *Аксенов А.А. и др.* Компьютерное моделирование течения и относительного движения возвращаемого аппарата и крышки люка парашютного контейнера в процессе их разделения на участке спуска // Космическая техника и технологии. 2015. №.2. С. 39–50.

СОСТОЯНИЕ И ПРОГНОЗ ТЕХНОГЕННОГО ЗАСОРЕНИЯ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

к.т.н., доц. Усовик И.В.

АО «ЦНИИмаш», г. Королев, Россия

Космический мусор – один из факторов осуществления космической деятельности, избежать которого невозможно. С каждым годом количество космических объектов на орбите неуклонно растет. Изменение тенденций в космической деятельности, а также орбитальные разрушения приводят к еще более существенному росту техногенного засорения околоземного космического пространства [1]. Моделирование космического мусора (КМ) является единственным способом оценки рисков, связанных с ненаблюдаемыми объектами КМ. В России разработана модель для прогнозирования и анализа космического мусора – Space Debris Prediction and Analysis (SDPA) [2], которая изложена в ГОСТ Р 25645.167-2005 «Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве» и опубликована в международных документах, в частности в стандарте ISO 14200.

Актуальность постоянного совершенствования модели КМ и уточнения ее параметров на основании новых экспериментальных данных и учета последних тенденций космической деятельности [3] определяется необходимостью оценки вероятности столкновений космических аппаратов с КМ разных размеров, которая увеличивается с каждым годом.

Научная новизна работы обусловлена тем, что в последние годы разработан ряд методик, позволивших расширить моделируемые размерные ряды объектов КМ и снизить границы минимальных учитываемых в модели размеров до 10 мкм (0,01 мм).

В докладе будут рассмотрены особенности отечественной модели космического мусора, дан анализ текущего состояния техногенного засорения околоземного космического пространства и представлены результаты его прогноза при различных сценариях осуществления космической деятельности, что представляет практическую значимость в контексте оценки рисков для будущей орбитальной группировки.

Список литературы

1. *Миронов В.В., Муртазов А.К., Усовик И.В.* Системные методы мониторинга околоземного космического пространства. Рязань, 2018. 312 с.
2. *Степанов Д.В., Усовик И.В.* Модель для прогнозирования и анализа космического мусора – Space debris prediction and analysis (SDPA): программа для расчета потока космического мусора относительно КА на заданной орбите. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2018665226, 03.12.2018.
3. *Усовик И.В.* Методика оценки долговременной эволюции техногенного засорения низких околоземных орбит при реализации активного удаления космического мусора: дис. … кандидата технических наук. М.: МАИ, 2015. 112 с.

ВОЗМОЖНОСТИ И ПЕРСПЕКТИВЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРЕВА В МОЩНЫХ ВЧ-ПЛАЗМОТРОНАХ ВГУ-3 И ВГУ-4

Колесников А.Ф., Чаплыгин А.В., Васильевский С.А.

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, г. Москва, Россия

В ИПМех РАН для широкого спектра аэрофизических исследований используются уникальные научные установки – индукционные ВЧ-плазмотроны ВГУ-3 и ВГУ-4 мощностью 1 МВт и 100 кВт [1]. Установки позволяют получать чистые высокоэнтальпийные потоки воздуха, азота и углекислого газа в диапазонах энтальпии 5–50 МДж/кг и давления торможения 10^3–10^5 Па при возможности непрерывной работы до 60 мин. Эти качества позволяют локально моделировать аэродинамический нагрев в области носового затупления различных спускаемых аппаратов для теплонапряженных участков траекторий входа в атмосферы Земли и Марса.

Плазмотрон ВГУ-4 эффективно применяется как для отборочных испытаний образцов теплозащитных материалов, так и для исследований механизмов термохимической деградации поверхности, изменений ее каталитических и оптических свойств. В докладе представлены методики и результаты определения эффективных коэффициентов рекомбинации атомов и излучательной способности материалов при высоких температурах поверхности. При этом локальное моделирование теплообмена в критической точке затупленного тела достигается за счет выполнения следующих трех необходимых условий [2]:

1) равны давления торможения в струе плазмотрона и на поверхности тела;

2) энтальпия на оси струи на внешней границе пограничного слоя перед моделью равна полной энтальпии в натурных условиях;

3) равны градиенты скорости на внешних границах пограничных слоев перед моделью и телом.

Первое условие реализуется за счет энерговклада в плазму, второе – за счет откачки вакуумной системой. Ключевым в методике является третье условие. В соответствии с теорией моделирования [3] и с учетом распределений термодинамических параметров в высокоэнтальпийной струе плазмотрона для конкретной точки траектории определяется эффективный радиус модели, на которой реализуется натурный тепловой поток. Фактическая геометрия эксперимента подбирается за счет выбора конического водоохлаждаемого сопла нужного диаметра и набора моделей, диаметр которых варьируется от 20 до 150 мм.

Представлено дальнейшее развитие методики определения каталитических свойств высокотемпературных поверхностей при Tw выше 2000 K с использованием новой цилиндрической модели диаметром 30 мм, позволяющей измерять тепловые потоки с учетом утечек тепла в водоохлаждаемую державку [4].

В условиях установки ВГУ-4 методом спектральной пирометрии определена температура нагреваемой в потоке плазмы поверхности теплозащитного материала с белым низкокаталитическим покрытием.

Обсуждаются результаты систематического экспериментального исследования теплообмена пластин в высокоэнтальпийных струях воздуха, истекающих из щелевых сопел ВЧ-плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4. Применялись медные пластины 50×50 и 100×100 мм, теплозащитная плитка размерами 150×150 мм, крупногабаритная панель из теплозащитных плиток 250×250 мм и четыре водоохлаждаемых щелевых сопла различной геометрии с выходными сечениями 40×8, 80×15, 120×9 и 200×30 мм. Определены геометрические конфигурации и теплофизические параметры экспериментов, в которых реализуются оптимальные условия нагрева и испытаний на термохимическую стойкость плоских поверхностей образцов теплозащитных материалов в высокоэнтальпийных струях ВЧ-плазмотронов.

Продемонстрирован эффект сверхравновесного нагрева поверхности теплозащитной плитки в потоке диссоциированного воздуха при переходе от низкокаталитического покрытия к участку, покрытому среднекаталитическим ниобием. При этом скачок температуры на границе двух материалов достигал 400 K.

Обсуждаются технические подходы к практическому моделированию нагрева тонких кромок и носков малого радиуса затупления.

Для фактической реализации условий локального моделирования теплообмена в дозвуковых высокоэнтальпийных струях ВЧ-плазмотрона необходимы данные об аэротермодинамических параметрах этих потоков в зависимости от мощности ВЧ-генератора, давления и расхода воздуха в разрядном канале. С этой целью в данной работе выполнено численное исследование зависимости параметров течения воздушной плазмы в разрядном канале плазмотрона ВГУ-3 диаметра 200 мм от давления p = 50, 100, 200 и 300 мбар, и мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию Nap = 100, 200 и 300 кВт. Для этих же режимов рассчитаны распределения параметров дозвуковых высокоэнтальпийных струй воздуха. На рисунке приведены профили энтальпии вдоль оси струи от выходного сечения разрядного канала для шести режимов работы ВЧ-плазмотрона ВГУ-3.

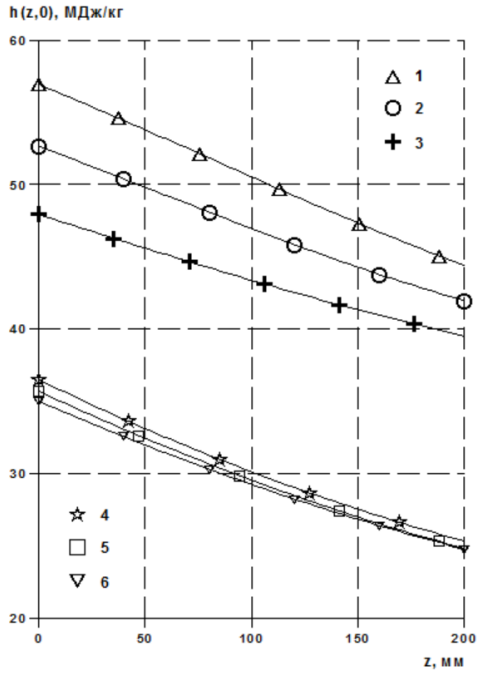


Рис. 1. Энтальпия вдоль оси свободной дозвуковой струи воздуха от среза канала плазмотрона ВГУ-3 для режимов: 1 – N_{ap}=200 кВт, p=50 мбар; 2 – 200 кВт, 100 мбар; 3 – 200 кВт, 200 мбар; 4 – 100 кВт, 50 мбар; 5 – 100 кВт, 100 мбар; 6 – 100 кВт, 200 мбар

В результате анализа большого объема расчетных данных для шести дозвуковых режимов работы ВЧ-плазмотрона ВГУ-3 предложена универсальная аппроксимация скорости в центре выходного сечения цилиндрического разрядного канала V_c, как многопараметрической функции от энтальпии потока h и давления в барокамере p.

С использованием этой универсальной корреляции и условий моделирования [3] определена область в координатах «энтальпия на внешней границе пограничного слоя – давление торможения» и соответственно границы скорости и высоты входа в атмосферу, для которых возможно локальное моделирование теплопередачи к точке торможения на поверхности тела с радиусом затупления носка 1 м. Для цилиндрических моделей с плоским носком, применяемых в ИПМех РАН для локального моделирования аэродинамического нагрева, установлена аналитическая зависимость эффективного радиуса от траекторных параметров – высоты и скорости.

Список литературы

1. *Гордеев А.Н., Колесников А.Ф.* Индукционные плазмотроны серии ВГУ // Актуальные проблемы механики. Физико-химическая механика жидкостей и газов. М.: Наука, 2010. С.151–177.
2. *Колесников А.Ф., Щелоков С.Л.* Анализ условий моделирования аэродинамического нагрева в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха ВЧ-плазмотрона ВГУ-4 // Изв. РАН. МЖГ. 2021. № 2. С. 91–96.
3. *Колесников А.Ф.* Условия моделирования в дозвуковых течениях теплопередачи от высокоэнтальпийного потока к критической точке затупленного тела // Изв. РАН. МЖГ. 1993. № 1. С. 172–180.
4. Патент на полезную модель № 205572 U1 Российская Федерация, МПК G01N 25/00. Устройство для измерения теплового потока к поверхности материала, нагретого в струе высокоэнтальпийного газа до высоких температур: № 2021109253: заявл. 05.04.2021: опубл. 21.07.2021 / И.В. Лукомский, А.В. Чаплыгин, А.Ф. Колесников; заявитель Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук.

ОБ ОТРАБОТКЕ И ВНЕДРЕНИИ ОДНОВИТКОВОЙ СХЕМЫ СБЛИЖЕНИЯ С МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИЕЙ

Чудинов Н.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Благодаря отработанной в последнее время двухвитковой схеме сближения появилась возможность доставлять экипажи и грузы на Международную космическую станцию (МКС) за минимальное время – 3 часа. Бортовой алгоритм системы сближения «Курс», используемый для вычисления коррекций, полностью автоматизирован и не предполагает участия экипажа в проведении расчетов и отработке импульсов. При возникновении НШС, связанной, например, с отказом системы «Курс», экипаж может довести сближение до стыковки в ручном режиме лишь на ближнем участке с дальности менее одного километра. Однако на дальнем участке единственным выходом из такой НШС остается организация повторного сближения минимум через сутки, что приводит к срыву быстрой стыковки и сдерживает внедрение быстрых схем в практику пилотируемых полетов.

Современные схемы сближения должны надежно обеспечивать быстрый доступ экипажа к орбитальной станции (ОС), в том числе при возникновении НШС на дальнем участке. Парирование таких НШС в оперативном порядке требует перехода на режимы ручного управления, для которых, как правило, необходимо создание специальных траекторий, согласованных с условиями наблюдения цели. Например, при полете пилотируемого корабля (ПК) «Союз Т-13» к ОС «Салют-7» на этапе дальнего сближения стояла задача вывести ПК так, чтобы экипаж увидел цель в момент выхода ее из тени. Это позволило космонавтам по визуальным наблюдениям станции ввести поправки в бортовую вычислительную машину и сократить рассогласование с целью в точке прицеливания [1]. Другим примером реализации ручных методов является отработка баллистического прецизионного сближения (БПС) с телеоператорным режимом управления (ТОРУ) на ОС «Мир» в 90-е годы. В рамках БПС предполагалось выведение корабля в окрестность станции на относительную дальность около 5 км в момент выхода из тени, после чего космонавт на станции доводил сближение до стыковки в ТОРУ (рис.1). Однако после столкновения корабля «Прогресс-М34» с модулем «Спектр» в ходе летной отработки этой схемы [2] ручные режимы больше не отрабатывались.

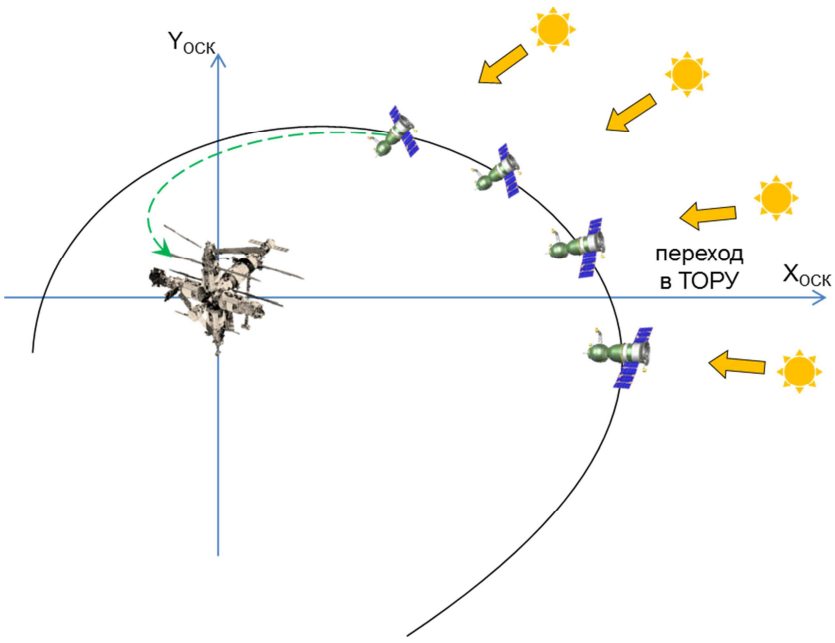


Рис. 1. Баллистическая схема сближения БПС+ТОРУ

Позже была разработана другая методика выполнения ручного сближения, основанная на коэллиптическом подходе. Особенность такого подхода состоит в том, что относительные траектории объектов, движущихся по коэллиптическим орбитам, представляют собой эквидистантные линии. Предполагалось, что корабль будет выводиться на орбиту, коэллиптическую орбите станции с разницей высот ~800 м, и дрейфовать к цели со скоростью ~1.4 м/с. При входе в поле зрения телекамеры станции оператор ТОРУ переводил корабль в облет и выполнял стыковку (рис. 2). Этот метод был успешно отработан на моделирующем стенде, однако в реальном полете реализован не был.

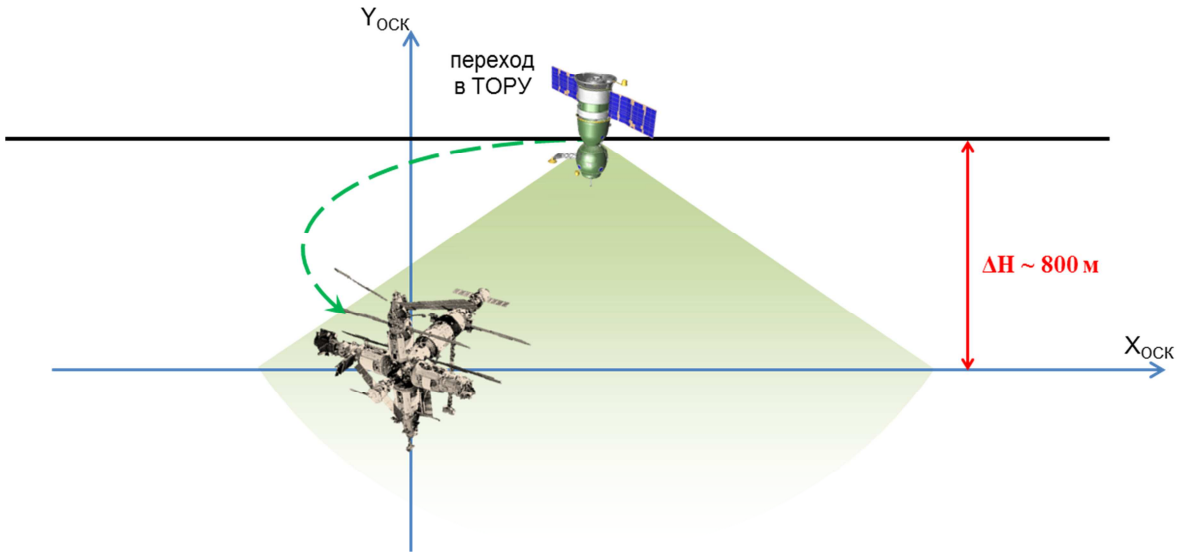


Рис. 2. Баллистическая схема сближения РКС+ТОРУ

При реализации описанных ручных методов специальные траектории, удовлетворяющие условиям наблюдения цели, создавались заранее. Используемый в настоящее время бортовой алгоритм на дальнем участке реализует произвольные траектории, что в случае НШС создает сложности для экипажа при выполнении коррекций вручную. Чтобы адаптировать быстрые схемы к ручным режимам требуется глубокое изменение принципов автономного участка и создание наиболее простой процедуры вычисления и выполнения импульсов сближения.

В работе предлагается схема с выведением ПК на промежуточную орбиту, коэллиптическую орбите цели. Такой подход обеспечивает удобство выполнения импульса перехода к цели вручную, т.к. точка его приложения находится на пересечении т.н. линии Гомана, когда цель наблюдается под углом 23° над местным горизонтом, и при этом импульс выполняется вдоль вектора скорости ПК (рис.3). Величина импульса зависит лишь от разницы высот коэллиптических орбит ΔH и определяется по формуле оптимального гомановского перехода

$$\Delta V = \sqrt{\frac{2\cdot\mu}{r_{\text{ПК}}}\cdot\frac{r_{\text{Ц}}}{r_{\text{ПК}}+r_{\text{Ц}}}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_{\text{ПК}}}}, \qquad (1)$$

где μ – гравитационный параметр, $r_{\text{ПК}}$– радиус коэллиптической орбиты ПК, $r_{\text{Ц}}$ – радиус орбиты цели, $r_{\text{Ц}} = r_{\text{ПК}} + \Delta H$.

Через полвитка после исполнения импульса перехода ПК оказывается в окрестности цели и выполняет торможение относительной скорости. За счет выбора разницы высот коэллиптических орбит можно обеспечить малые прицельные скорости, что существенно повышает безопасность стыковки. Переход с коэллиптической орбиты использовался, например, при сближении взлетного модуля лунного корабля Eagle с командным модулем корабля Apollo-11 на окололунной орбите [3].

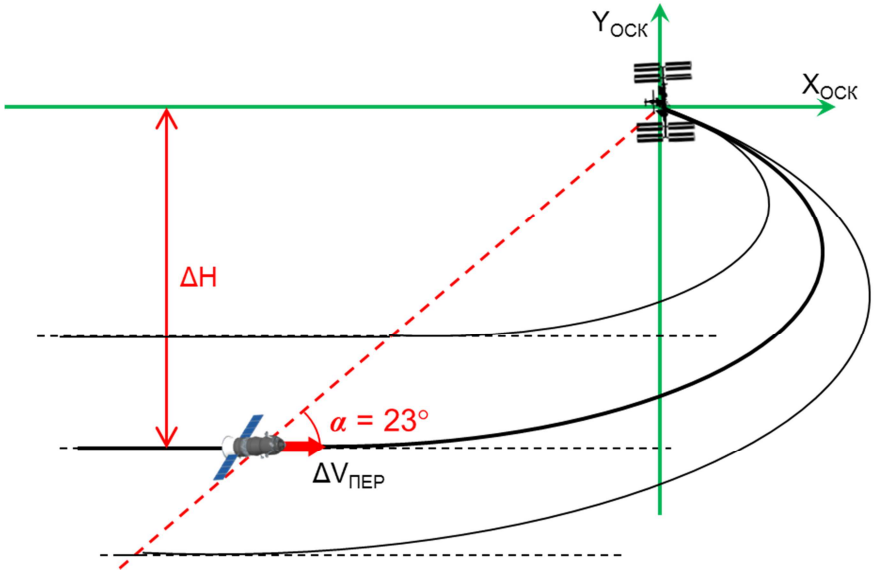


Рис. 3. Переход к цели в ручном режиме

Для подтверждения реализуемости ручного сближения при коэллиптическом подходе была проведена отработка методики на комплексном моделирующем стенде. По ее результатам можно констатировать, что при возникновении НШС на дальнем участке экипаж может осуществить сближение с целью без дополнительных затрат топлива и увеличения продолжительности полета. Минимальная длительность сближения по такой схеме составит около одного витка, а для расширения пусковых возможностей при сближении по такой быстрой схеме можно использовать квазикомпланарное выведение, когда оптимальный фазовый угол для сближения обеспечивается при рассогласовании плоскостей орбит ПК и цели [4]. Также выработанный подход может быть использован для стыковки элементов транспортной системы при полете к Луне по многопусковой схеме.

Список литературы

1. *Красильников А., Бранец В.* На «Союзе Т8» мы оказались не готовы к отказу «Иглы» // Новости космонавтики. 2013. Т. 23. Вып. 06(365). С. 70–71.
2. *Батурин Ю.М.* Мировая пилотируемая космонавтика. История. Техника. Люди. М.: РТСофт, 2005. 752с.
3. *Kennet A. Young, James D. Alexander.* Apollo Lunar Rendezvous // Spacecraft. 1970. Vol. 7(9). P. 1083–1086.
4. *Муртазин Р.Ф.* Схемы ускоренного доступа к орбитальной станции для современных космических кораблей. // Космические исследования. 2014. Т. 52. Вып. 2. С. 162–175.

КОРРЕКЦИЯ АНАЛИТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ ПАКЕТНОЙ СХЕМЫ КОМПОНОВКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГИБРИДНЫХ АЛГОРИТМОВ ГЛОБАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

Шкапов П.М.[1], Сулимов В.Д.[1], Сулимов А.В.[2]

[1]МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия
[2]Филиал МГУ им. М.В. Ломоносова в г. Севастополе, г. Севастополь, Россия

Современные подходы к исследованию аэрокосмических систем основаны на применении методов математического моделирования и компьютерных технологий, реализуемых на специализированных платформах [1, 2]. Одной из актуальных проблем является исключение различных резонансных режимов, приводящих к нежелательным повреждениям [3]. Реализуемые вычислительные технологии предъявляют высокие требования к характеристикам аналитических моделей. Накопленный опыт показывает, что прямое моделирование реальных систем, как правило, не обеспечивает требуемое качество соответствующих моделей; следовательно, необходима коррекция аналитических моделей с целью более точного описания динамики систем [4]. Технологически важной составляющей процедуры коррекции является процедура редукции модели [5]. Актуальным направлением исследований является разработка эффективных численных методов коррекции моделей систем с использованием модальных данных, полученных при измерениях [6–8]. Процедуры коррекции существенно связаны с формулировкой и решением соответствующей обратной задачи на собственные значения [9, 10]. Реализация процедур коррекции моделей систем предполагает учет ряда важных особенностей: корректность постановки обратной задачи, неполноту и зашумленность измеряемой информации, наличие в спектрах систем кратных частот и др. Во многих приложениях возникают обратные задачи, которые относятся к классу некорректно поставленных, что предполагает применение методов регуляризации [11, 12]. Следует отметить, что оценка влияния зашумленности входной информации на устойчивость решения обратных задач требует специальных исследований [11]. Критериальные функции обратных задач в общем случае являются многомерными, многоэкстремальными и не всюду дифференцируемыми. При вычислении каждого текущего значения критериальной функции в точках допустимой области могут потребоваться значительные вычислительные ресурсы. Этим обусловлена актуальность создания эффективных алгоритмов коррекции моделей систем по измеряемым модальным данным. Одним из основных подходов к решению обратных задач является оптимизационный [13–15]. Рассматриваемый подход основан на разработке и применении математических моделей исследуемых систем, численных методов определения основных динамических характеристик исследуемых систем, методов теории обратных задач, методов глобальной недифференцируемой оптимизации.

Методы решения задач глобальной минимизации многоэкстремальных функций к настоящему времени достаточно хорошо разработаны и находят широкое применение. Следует отметить, что эффективность детерминированных алгоритмов существенно ограничена их зависимостью от размерности задачи. Применение стохастических методов снимает проблему размерности задач оптимизации, однако при этом вычислительная стоимость поиска глобальных решений критически возрастает [16]. Стремлением сократить вычислительные затраты при решении задач глобальной оптимизации мотивированы исследования и разработка различных эвристик и алгоритмов поисковой оптимизации. Актуальным направлением является разработка гибридных методов глобальной оптимизации, объединяющих стохастические процедуры сканирования пространства переменных и локальный поиск с использованием детерминированных алгоритмов [17–19]. В работе [20] представлен гибридный подход к решению векторных задач глобальной оптимизации. К числу наиболее мощных современных стохастических алгоритмов глобальной оптимизации относится кратный алгоритм столкновения частиц (с построением

квазиоппозиций) QOM-PCA [21]. Работа современного алгоритма QOM-PCA основана на использовании аналогии с физическими процессами абсорбции и рассеяния частиц при ядерных реакциях. На начальном шаге выбирается пробное решение, которое затем модифицируется посредством стохастического возмущения, что позволяет найти новое решение. С помощью функции Fitness() дается сравнительная оценка нового и предыдущего решений, на основании которой новое решение может быть принято или отвергнуто. Если новое решение отвергнуто, то происходит переход к функции Scattering(), реализующей схему Метрополиса. Новое решение принимается, если оно лучше предыдущего (абсорбция); если найденное решение хуже предыдущего, то происходит переход в отдаленную область пространства поиска (рассеяние), что позволяет преодолевать локальные минимумы. Одним из путей повышения эффективности алгоритмов глобальной оптимизации является совершенствование процедуры локального поиска. Гибридный алгоритм объединяет эффективный стохастический алгоритм, сканирующий пространство переменных, и детерминированный алгоритм локального поиска. В состав результирующего гибридного алгоритма QOM-PCAHJ дополнительно входят стандартные процедуры Perturbation( ) и Small_Perturbation( ), а также процедуры локального поиска методом Хука–Дживса. Второй гибридный алгоритм CBM-PCAHJ интегрирует стохастический алгоритм столкновения частиц CBM-PCA (с централизованной выборкой) и детерминированный метод Хука–Дживса (локальный поиск). Разработано программное обеспечение, реализующее гибридные алгоритмы QOM-PCAHJ и CBM-PCAHJ.

Приведены численные примеры коррекции параметров аналитических моделей РН пакетной схемы компоновки по измеряемым входным данным. В первом примере рассматривалась ракета пакетной схемы, составленная из двух одинаковых блоков, описание которых приведено в работе [22]. Во втором примере рассматривалась РН тяжелого класса, характеристики которой близки к характеристикам РН «Ариан-5» [23]. Предполагается, что экспериментальное определение собственных форм не обеспечивает требуемой точности, поэтому регистрируемые данные представлены только ограниченным собственным спектром, соответствующим низшим собственным частотам колебаний объекта. Входная информация моделируется решением прямой задачи для объекта при некоторых фиксированных значениях коэффициентов жесткости межблочных связей. Предполагается также, что относительная погрешность входных данных не превышает 0,1%, шумы отсутствуют. Реализован подход, основанный на методе регуляризации Тихонова. Решение модельных задач коррекции жесткостных характеристик узлов межблочных связей по измеряемым входным данным получено с использованием гибридных алгоритмов глобальной недифференцируемой оптимизации, представленных в работах [24, 25], а также с использованием гибридного алгоритма QOM-PCAHJ. На основании полученных данных проведено уточнение значений жесткостных характеристик верхнего и нижнего поясов межблочных связей рассматриваемых РН. Точность полученного приближенного решения в обоих численных примерах согласована с точностью задания входной информации

Список литературы

1. *Pulecchi T., Casella F., Lovera M.* Object-oriented modelling for spacecraft dynamics: Tools and applications // Simulation Modelling and Theory. 2010. V. 18. № 1. P. 63–86.
2. *Zhang X., Ma W., Jiao X.* Secondary development and application of satellite dynamic simulation platform based on ABAQUS // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. № 436. 012012 (6 pp.).
3. *García-Pėrez A., Sanz-Andrės Á., Alonso G., Manguán M.C.* Dynamic coupling on the design of space structures // Aerospace Science and Technology. 2019. V. 84. P. 1035–1048.
4. *Arora V.* Comparative study of finite element method model updating methods // Journal of Vibration and Control. 2011. V. 17. № 13. P. 2023–2039.

5. *Mercer J.F., Aglietti G.S., Kiley A.M.* Model reduction and sensor placement methods for finite element model correlation // AIAA Journal. 2016. V. 54. № 12. P. 3941–3955.
6. *Межин В.С., Обухов В.В.* Сравнительный анализ методов экспериментального подтверждения конечно-элементных динамических моделей конструкции летательных аппаратов // Космическая техника и технологии. 2016. № 4 (15). С. 14–23.
7. *Lee E.-T., Eun H.-C.* Update of corrected stiffness and mass matrices based on measured dynamic modal data // Applied Mathematical Modelling. 2009. V. 33, № 5. P. 2274–2281.
8. Разработка расчетно-экспериментального метода модального анализа крупногабаритных трансформируемых космических конструкций / В.А. Бернс, В.Е. Левин, Д.А. Краснoруцкий, Д.А. Маринин, Е.П. Жуков, В.В. Маленкова В.В., П.А. Лакиза // Космические аппараты и технологии. 2018. Т. 2, № 3. С. 125–133.
9. *Liu X., Li J., Hu X.-Y.* Generalized inverse problems for part symmetric matrices on a subspace in structural dynamic model updating // Mathematical and Computer Modelling. 2011. V. 53, № 1–2. P. 110–121.
10. *Bartilson D.T., Jang J., Smyth A.W.* Finite element model updating using objective-consistent sensitivity-based parameter clustering and Bayesian regularization // Mechanical Systems and Signal Processing. 2019. V. 114. P. 328–345.
11. *Bleyer I.R., Ramlau R.* A double regularization approach for inverse problems with noisy data and inexact operator // Inverse Problems. 2013. V. 29. 025004 (16 pp.).
12. *Benning M., Burger M.* Modern regularization methods for inverse problems // Acta Numerica. 2018. V. 27. P. 1–111.
13. *Goncharsky A.V., Romanov S.Y.* Supercomputer technologies in inverse problems of ultrasound tomography // Inverse Problems. 2013. V. 29. № 7. 075004 (22 pp.).
14. *Van Leeuven T., Herrmann F.J.* A penalty method for PDE-constrained optimization in inverse problems // Inverse Problems. 2016. V. 32. № 1. 015007 (24 pp.).
15. *Li H., Schwab J., Antholzer S., Haltmeier M.* NETT: solving inverse problems with deep neural networks // Inverse Problems. 2020. V. 36. № 6. 065005 (23 pp.).
16. *Žilinskas A., Zhigljavsky A.* Stochastic global optimization: a review on the occasion of 25 years of Informatica // Informatica. 2016. V. 27. № 2. P. 229–256.
17. *Rios-Coelho A.C., Sacco W.F., Henderson N.A.* A Metropolis algorithm combined with Hooke–Jeeves local search method applied to global optimization // Applied Mathematics and Computation. 2010. V. 217. № 2. P. 843–853.
18. A hybrid approach to constrained global optimization / J. Liu, S. Zhang, C. Wu, J. Liang, X. Wang, K.L. Teo // Applied Soft Computing. 2016. V. 47. P. 281–294.
19. *Cao L., Xu L., Goodman E.D.* A collaboration-based particle swam optimizer for global optimization problems // International Journal of Machine Learning and Cybernetics. 2019. V. 10. P. 1279–1300.
20. *Lovison A., Miettinen K.* On the extension of the DIRECT algorithm to multiple objectives // Journal of Global Optimization. 2021. V. 79, № 2. P. 387–412.
21. *Torres R.H., Campos Velho H.F., da Luz E.F.P.* Enhancement of the multi-particle collision algorithm by mechanisms derived from the opposition-based optimization // Selecciones Matemáticas. 2019. V. 6 (2). P. 156–177.
22. *Колесников К.С.* Жидкостная ракета как объект регулирования. М.: Машиностроение, 1969. 298 с.
23. http://www.arianespace.com/site/launcher/launcher_index.html
24. *Шкапов П.М., Сулимов В.Д., Сулимов А.В.* Математическое моделирование и коррекция параметров ракеты пакетной схемы с использованием гибридных алгоритмов оптимизации // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2019. № 7. С. 20–29.
25. *Shkapov P.M., Sulimov A.V., Sulimov V.D.* Correction of analytical model for lateral-staging rocket with modal data using hybrid optimization algorithms // AIP Conference Series. 2019. V. 2171. № 1. 030013 (15 pp.).

ПРОБЛЕМЫ ИЗГОТОВЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ И ИХ РЕШЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Шувалова А.М., Трашков Г.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Модель для испытаний в аэродинамических трубах (далее – Модель) представляет собой масштабированную копию натурных летательных аппаратов или их элементов, отражающую определенные свойства подобия изделия: геометрическое подобие, упругое подобие, термическое подобие и т. д.

В некоторых случаях, например при проведении гиперзвуковых испытаний летательных аппаратов, необходимо учитывать свойство материалов, из которых изготавливается изделие: унос материалов, каталитичность поверхности, ее шероховатость и т.д. Эти свойства могут существенно влиять на аэродинамические характеристики летательных аппаратов.

Исследование, направленное на учет свойств материалов при испытаниях Моделей с заданными масштабами, должно в результате дать понимание того, какие материалы, с какими свойствами, необходимо использовать при проведении испытаний, чтобы эти свойства правильно отражали процессы, влияющие на аэродинамику изделия.

В классических методах производства аэродинамических моделей можно выделить следующие проблемы:

– высокая стоимость производства, поскольку это единичное производство и оснастка используется лишь 1 раз;

– часто присутствует большое расходование материала;

– долгий процесс изготовления;

– технологические сложности при изготовлении детали.

Аддитивные технологии, позволяют в ряде случаев избежать этих проблем. Однако возникает ряд других вопросов, требующих разрешения:

– невозможность рассчитывать прочностные нагрузки классическими методами из-за разных характеристик одного материала в зависимости от многих параметров печати;

– необходимость обработки поверхности напечатанных деталей, для получения необходимых характеристик шероховатости;

– необходимость создания методик и технологий для изготовления динамически подобных моделей.

К моделям для испытаний в аэродинамических трубах предъявляются достаточно жесткие требования:

– точность исполнения модели (строгое соблюдение соотношения всех размеров к оригинальному масштабу);

– шероховатость поверхности Ra= 0.4–0.8;

– тонкие стенки внешних поверхностей (для облегчения конструкции и возможности установки необходимого оборудования);

– необходимость быстрого проектирования и создания изделия и пр.

Этим требованиям, разумеется, должны удовлетворять и Модели, изготовленные с использованием технологий 3D-печати, в частности SLS-печати (селективного лазерного спекания).

Распространению технологии SLS-печати способствуют ее преимущества и новые возможности, которые она предоставляет. Однако ее развитию мешает малая изученность свойств, в частности внутренней структуры материала деталей.

По результатам исследований были даны рекомендации по созданию моделей для испытаний в аэродинамических трубах, напечатанных методом селективного лазерного спекания.

Список литературы

1. Исследование параметров анизотропии структуры материалов на основе полиамида при их изготовлении методом послойного лазерного спекания / Михалев П.А., Филимонов А.С., Королев А.Н., Шувалова А.М. // XLIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства: сборник тезисов. 2019. С. 189–190.
2. Исследование газопроницаемости углеродных алмазоподобных покрытий на деталях космического назначения из полиамидов с применением SLS технологий / Михалев П.А., Филимонов А.С., Королев А. Н., Шувалова А.М. // Новые подходы и технологии проектирования, производства, испытаний и промышленного дизайна изделий ракетно-космической техники: сборник трудов II Международной молодежной конференции. 2018. С. 239–241.

Секция 8

Проектирование средств выведения

Председатель – руководитель Центра *Богачев И.Е.*

ОПЕРЕЖАЮЩАЯ ЛЕТНАЯ ОТРАБОТКА КОМПЛЕКСА РАЗГОННО-ТОРМОЗНОГО БЛОКА И ДРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ ЛУННОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ НА РАКЕТАХ-НОСИТЕЛЯХ СРЕДНЕГО И ТЯЖЕЛОГО КЛАССА

Бычков А.Д.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Одной из важнейших стратегических целей российской пилотируемой космонавтики является исследование и освоение Луны [1]. Задачу первой пилотируемой экспедиции на Луну необходимо решить до 2030 года. Для достижения этой цели в настоящее время разрабатываются пилотируемый транспортный корабль (ПТК) и космический ракетный комплекс сверхтяжелого класса (КРК СТК). Доставку полезных нагрузок с околоземных орбит на окололунные планируется осуществлять с помощью разгонно-тормозного блока (РТБ).

Создание КРК СТК со всей необходимой наземной инфраструктурой является очень сложным, долгосрочным и дорогостоящим проектом. В настоящее время разрабатывается технический проект КРК СТК. Источник финансирования дальнейших работ не определен. Рассматриваются варианты кардинального изменения облика ракеты-носителя (РН) и переноса сроков создания КРК СТК. Кроме того, используемые в лунной программе РН должны решать и другие задачи, не связанные с лунной программой [2]. В связи с ростом конкуренции на мировом рынке пусковых услуг особенно остро стоит задача повышения экономической эффективности отечественных средств выведения, снижения стоимости выведения одного килограмма полезной нагрузки.

Поэтому особенно актуален поиск путей осуществления пилотируемых экспедиций на Луну до появления КРК СТК. При этом создание двух совершенно разных транспортных систем – с КРК СТК и без него – представляется неразумным, так как приведет к значительному увеличению общей стоимости всей программы. Целесообразно на всех этапах исследования и освоения Луны использовать одни и те же пилотируемые корабли и максимально унифицировать средства межорбитальной транспортировки.

Этому требованию отвечает транспортная система со сборкой лунного экспедиционного комплекса (ЛЭК) на низкой околоземной орбите. Лунный экспедиционный комплекс состоит из ПТК, лунного взлетно-посадочного корабля (ЛВПК) и РТБ с увеличенной заправкой.

Элементы ЛЭК могут длительное время храниться на орбите, поэтому перенос запуска или потеря любого элемента не приводит к потере других элементов [3]. Обеспечивается высокая надежность транспортной системы. Сборка, дозаправка и длительное хранение элементов ЛЭК осуществляются с помощью сборочно-заправочных космических аппаратов.

Транспортная система создается в два этапа:

1) опережающая летная отработка транспортной системы на РН среднего и тяжелого класса;
2) второй этап – адаптация элементов транспортной системы для РН СТК.

На всех этапах создания и эксплуатации системы ПТК выводится с помощью РН типа «Ангара». Космический комплекс с ПТК и РН типа «Ангара» создается в настоящее время на космодроме «Восточный».

На первом этапе беспилотные элементы ЛЭК выводятся РН «Ангара-А5», «Союз-5» или «Ангара-А5В». Необходимая масса топлива в баках РТБ обеспечивается дозаправкой РТБ на орбите с помощью дополнительных топливных блоков. Количество блоков определяется грузоподъемностью используемых РН.

После создания РН СТК для проведения экспедиции на Луну потребуется один пуск РН типа «Ангара» и два пуска РН СТК (одним пуском РН СТК выводится связка РТБ+ЛВПК, вторым пуском – еще один РТБ, используемый в качестве дополнительного

топливного блока для дозаправки). Возможно также использование многоразовых РН с меньшей грузоподъемностью и бóльшим количеством пусков.

Основным критерием выбора РН для лунной программы становится не масса полезной нагрузки, выводимая одним пуском, а стоимость выведения одного килограмма полезной нагрузки. Для выведения дополнительных топливных блоков могут быть использованы практически любые РН, если это экономически оправдано.

Предлагаемая транспортная система позволяет функционально объединить два основных направления развития российской пилотируемой космонавтики: орбитальную станцию и лунную программу, снижая общие затраты и повышая прикладное значение каждого из направлений.

Список литературы

1. Основные положения Основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу. Утверждены Президентом РФ 19.04.2013. № Пр-906 // Законы, кодексы и нормативно-правовые акты в Российской Федерации: сайт. URL: https.://legalacts.ru/doc/osnovnye-polozhenija-osnov-gosudarstvennoi-politiki-rossiiskoi-federatsii/ (дата обращения: 06.10.2021).
2. *Коптев Ю.Н., Кузнецов Ю.В.* Космос в открытом доступе. Военно-промышленный курьер. 2015. № 32 (598). С. 8–9.
3. *Бычков А.Д., Филин В.М.* Межорбитальная транспортная система с лунным экспедиционным комплексом, собираемым на низкой околоземной орбите с использованием ракет-носителей тяжелого класса // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. Вып. 9(69). DOI:10.18698/2308-6033-2017-9-1676

АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ ЛУННОГО ЭКСПЕДИЦИОННОГО КОМПЛЕКСА

Бычков А.Д., Попов Д.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Объектом исследования данной работы является лунный экспедиционный комплекс [1].

Для анализа внутренних силовых факторов лунного экспедиционного комплекса в условиях динамического нагружения на активных участках орбитального полета была разработана балочная конечно-элементная модель, характеристики которой получены из проектного облика орбитальных средств и прототипов существующих изделий.

Рассматривается два варианта ЛЭК: вариант 1 – с двухступенчатым разгонно-тормозным блоком, вариант 2 – с одноступенчатым разгонно-тормозным блоком.

Для разработки балочной модели ЛЭК (обоих вариантов) жесткостные параметры поперечного сечения балочных элементов, моделирующих элементы (отсеки) ЛЭК с приближенно постоянными параметрами, определяются по геометрическим характеристикам орбитальных средств ЛЭК и отсеков изделий-прототипов. При разработке балочной модели ЛЭК проведена оценка жесткостей отсеков на растяжение, сдвиг, кручение и изгиб. Схема варианта 1 балочной модели ЛЭК приведена на рис. 1. Схема варианта 2 балочной модели ЛЭК приведена на рис. 2.

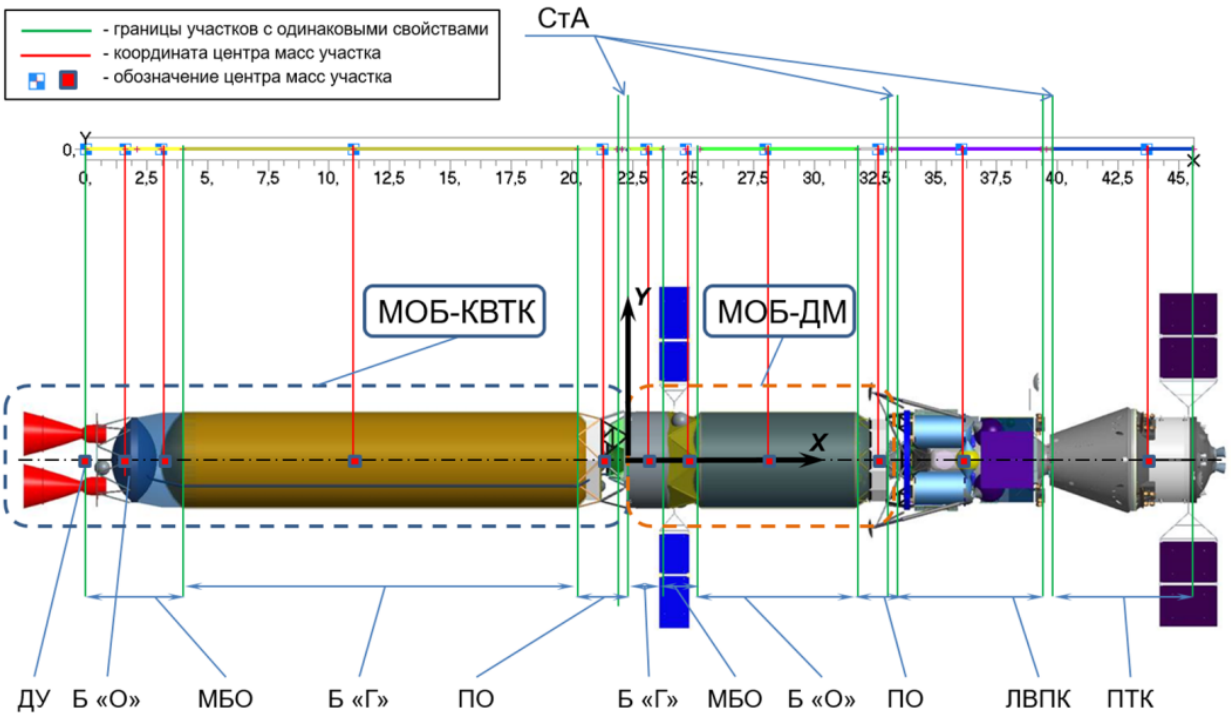


Рис. 1. Схема варианта 1 балочной модели ЛЭК с разбиением на участки

При разработке модели принято, что все стыковочные агрегаты (СтА) гибридные. На стыке кислородно-водородного разгонного блока тяжелого класса межорбитального буксира (МОБ-КВТК) и кислородно-керосинового разгонного блока межорбитального буксира (МОБ-ДМ) рассматривается применение крупногабаритных периферийных агрегатов стыковки (ПАС) новой разработки. Фактическая изгибная жесткость ПАС будет значительно больше, чем у гибридных СтА, что приведет к снижению нагрузок, росту собственных частот и улучшению управляемости ЛЭК.

При учете массово-центровочно-инерционных характеристик принимается, что масса и моменты инерции отдельного отсека прикладываются в одной точке – в центре масс соответствующего отсека. Массово-центровочно-инерционные характеристики компонентов топлива рассчитаны при условии, что компоненты топлива (КТ) «прижаты» к днищу против направления полета.

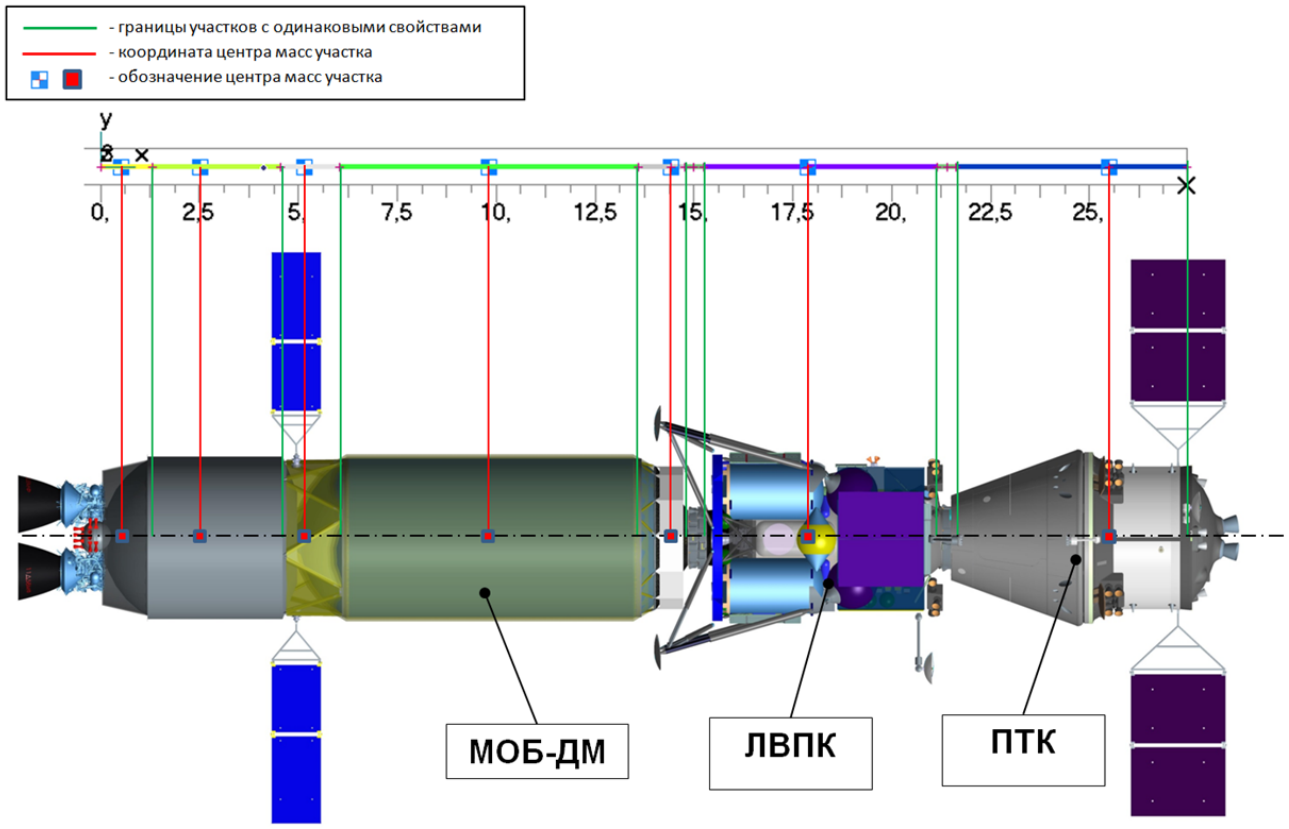


Рис. 2. Схема варианта 2 балочной модели ЛЭК с разбиением на участки

Колебания компонентов топлива учитываются только по первой частоте собственных колебаний КТ в наиболее наполненных баках. Моделируются колеблющиеся части КТ, как осцилляторы с соответствующими характеристиками [2] на начальный момент функционирования полностью собранного и заправленного ЛЭК. Неколеблющаяся часть КТ содержится в сосредоточенной массе отсека.

Основным (наихудшим) расчетным случаем принимается операция «быстрого» поворота ЛЭК на произвольный угол за минимальное время в процессе работы маршевых двигателей. Баки ЛЭК полностью заправлены.

Поворот ЛЭК выполняется за счет поворота двигателей МОБ-КВТК в карданном подвесе на максимальный угол за минимальное время. Двигатели работают в номинальном режиме. Максимальный угол поворота двигателей равен 6°. Минимальное время поворота двигателей принимается равным 0,5 с.

Дополнительно рассматривается случай установившихся колебаний на резонансных частотах упругих колебаний ЛЭК.

На основе полученных результатов можно сделать вывод о том, что:

– для варианта 1 ЛЭК максимальный изгибающий момент на стыковочный агрегат приходится на стык МОБ-ДМ – МОБ-КВТК. Максимальный изгибающий момент превышает несущую способность гибридных стыковочных агрегатов. Необходимы крупногабаритные периферийные агрегаты стыковки новой разработки.

– стыковочные агрегаты для варианта 2 ЛЭК могут быть созданы на базе гибридных СтА. Максимальный изгибающий момент не превышает несущую способность гибридных стыковочных агрегатов.

– на последующих этапах проектирования транспортной системы целесообразно рассмотреть следующие мероприятия по снижению нагрузок на ЛЭК:

а) уменьшение максимального угла поворота вектора тяги двигателя;

б) уменьшение скорости поворота вектора тяги двигателя на максимальный угол;

в) увеличение жесткости стыковочных агрегатов

г) для ЛЭК варианта 2 – торможение у Луны меньшим количеством.

Список литературы

1. *Бычков А.Д., Ковалев И.И., Попов Д.А.* Варианты проектного облика лунной пилотируемой транспортной системы с использованием околоземной орбитальной инфраструктуры // XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства (Москва, 30 марта – 2 апреля 2021 г.): сборник тезисов в 4 т. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. Т. 1. С. 64–65. URL: https.://bmstu.press/catalog/item/7200/ (дата обращения: 08.10.2021).
2. *Raouf A.* Ibrahim. Liquid Sloshing Dynamics: Theory and Applications. Paragraph 5 “Equivalent mechanical models”. Cambridge, New York: Cambridge University Press, 2005. P. 296–337.

ПРОЕКТ ПЕРЕОСНАЩЕНИЯ БОЕВОЙ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ ТИПА «ТОПОЛЬ-М» В РАКЕТУ-НОСИТЕЛЬ ЛЕГКОГО КЛАССА

Виссарионова Е.К.

Воткинский филиал «ИжГТУ имени М.Т. Калашникова», г. Воткинск, Россия

В современном мире спрос на ракеты-носители (РН) легкого и сверхлегкого классов существенно возрос, так как уменьшилась масса космических аппаратов (КА). На низкую околоземную орбиту стали часто выводиться микроспутники (массой от 10 кг до 100 кг) и наноспутники (массой от 1 кг до 10 кг).

К тому же в настоящее время актуальна задача завершения боевого дежурства и утилизации ракет стратегического назначения в связи с истечением гарантийного срока их эксплуатации. Предлагается переоборудовать межконтинентальную баллистическую ракету типа «Тополь-М» в РН для выведения КА.

Основными достоинствами являются решение вопроса утилизации снятых с вооружения МБР типа «Тополь-М», конверсионное использование материальных ресурсов и рациональное использование интеллектуального продукта военного назначения для решения гражданских задач освоения космического пространства.

Так как РН создается на базе уже существующей ракеты, не требуется проектирование, конструирование и производство всех ступеней ракеты, что существенно сокращает общую стоимость выведения полезного груза на космическую орбиту и время создания РН в целом.

В ходе переоборудования боевой ракеты в ракету космического назначения будут демонтированы боевые части. Предлагается снабдить ракету разгонным блоком (РБ), к РБ присоединить агрегатный отсек и головной блок, под обтекателем которого будет находиться КА. Экономическая целесообразность этого предложения не вызывает сомнений.

В настоящее время также рассматривается конверсионное использование подвижной пусковой установки боевых ракет стратегического назначения. Предлагается осуществлять пуск конверсионных ракет не на специализированном космодроме, а с любого ракетного полигона или открытой местности, подходящей для осуществления пуска. В этом случае сокращается время подготовки к старту и появляется возможность достаточно легко вывести КА на необходимую орбиту.

Для проектирования разгонного блока ракеты-носителя на базе МБР типа «Тополь-М» было составлено техническое задание.

Чтобы использовать транспортно-пусковой контейнер боевой ракеты для транспортировки и пуска РН необходимо, чтобы общая длина ракеты не увеличилась или увеличилась незначительно.

Данный разгонный блок должен позволять выводить КА массой до 600 кг на низкую околоземную орбиту, а КА массой до 400 кг – на солнечно-синхронную орбиту.

В качестве эскизного проекта был разработан разгонный блок на базе твердотопливного ракетного двигателя (РДТТ). Он включает в себя двигательную установку и переходный отсек, в котором находятся устройства и агрегаты для управления работой двигателя.

Управление разгонным блоком осуществляется отклонением вектора тяги относительно оси ракеты. Сопловой блок РДТТ состоит из четырех подвижных сопел на карданном соединении. Поворот сопла осуществляется с помощью приводного устройства.

Для минимизации коэффициента аэродинамического обтекания и исключения необходимости проведения аэродинамических испытаний ракеты с разгонным блоком предлагается размещение РБ проводить непосредственно под обводы головного обтекателя ракеты типа «Тополь-М».

В ходе выполнения проектных работ будут использоваться современные средства моделирования нагрузок и расчета прочности узлов РБ, такие как MathCad, WinMachine. Разработка рабочих чертежей будет выполнена в прикладной программе «Компас-3D».

Список литературы

1. *Виссарионова Е.К., Уразбахтин Ф.А.* К вопросу о возможности конверсионного использования межконтинентальной боевой баллистической ракеты в освоении космического пространства // Сборник тезисов работ Международной молодежной научной конференции XLVII Гагаринские чтения. 2021. М.: Издательство «Перо», 2021. С. 590–591.
2. *Карпенко А.В.* Легкая ракета-носитель «СТАРТ» («СТАРТ-1») // Военно-технический сборник «Бастион»: журнал оборонно-промышленного комплекса (Электронный ресурс). URL: http://bastion-karpenko.ru/start-rn (дата обращения: 06.10.2021).

К ВОПРОСУ О ВЫБОРЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПЕРСПЕКТИВНОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СРЕДНЕГО КЛАССА

Попов Д.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Объектом исследования данной работы является перспективная ракета-носитель (РН) среднего класса.

При проектировании РН были заданы следующие требования:

– выводимая масса полезного груза (ПГ) – не менее 20 т;

– двигатели первой ступени – РД-171МВ;

– использование стартового стола комплекса «Зенит» [1];

– ограничение на максимальную массу заправленной РН по максимальной несущей способности стартового стола.

Требуется определить проектные параметры двухступенчатой РН при заданном двигателе первой ступени, которые обеспечат максимальную массу полезного груза и оптимальное соотношение характеристических скоростей ступеней РН.

Для решения этой задачи необходимо определить зависимость массы ПГ от массы топлива и тяги второй ступени РН. Необходимо провести моделирование полета ракеты-носителя, решить пространственную задачу баллистики выведения с учетом основных возмущающих факторов [2] для некоторого дискретного множества сочетаний массы топлива и тяги второй ступени РН. Также необходимо учитывать ограничения по максимальной продольной перегрузке, максимальному скоростному напору и районам падения отделившихся частей (РПОЧ). Для сравнения вариантов принято, что ПГ выводится на квазикруговую орбиту высотой 200 км и наклонением 51,7° с космодрома «Байконур», учитываются типичные для РН ограничения на параметры траектории движения и районы падения первой ступени.

При определении массы ПГ принято, что на каждую 1 т массы топлива второй ступени приходится 40 кг массы конструкции, а на каждую 1 тс тяги – 20 кг массы конструкции двигателя.

Основными варьируемыми параметрами являются:

– максимальный угол атаки: на этапе полета первой ступени;

– максимальный угол тангажа: на этапе полета второй ступени;

– скорость разворота по тангажу: на этапе полета второй ступени.

Чтобы обеспечить требуемые параметры орбиты, решается краевая задача с двумя входными параметрами – коэффициентами линейно-временной программы тангажа второй ступени РН, и двумя выходными параметрами – высотой перигея и апогея.

Зависимость массы ПГ от массы топлива и тяги второй ступени РН для всего множества сочетаний массы и тяги строится без учета районов падения. Максимальный угол атаки во время работы первой ступени используется как свободный параметр для оптимизации траектории выведения по массе ПГ. После этого из множества сочетаний массы и тяги выбирается то, которое соответствует максимальной массе ПГ. Для этого сочетания выполняется прицеливание первой ступени в ближайший район падения. Краевая задача становится трехпараметрической [3]: входные параметры есть все основные варьируемые параметры, а выходные – высоты апогея и перигея, а также дальность РПОЧ от места старта РН.

В процессе поиска оптимального сочетания тяги и массы рабочего запаса топлива второй ступени для случая, не учитывающего РПОЧ, найден максимум массы ПГ: при массе заправляемых компонентов топлива на 125 т и тяге на 140 тс масса выводимого полезного груза равна 20,1 т.

Для этого сочетания массы и тяги координаты точки падения первой ступени без прицеливания в конкретный район оказались очень близки к одному из существующих

районов падения. Поэтому при использовании существующего района падения масса ПГ уменьшилась незначительно.

Исследование показало, что может быть создана ракета-носитель с энергомассовыми характеристиками, превышающими аналогичные РН в данном классе грузоподъемности, при выполнении ограничений на параметры траектории движения, заданные для РН, и использовании существующих районов падения первой ступени. Условиями создания такой РН является разработка маршево-управляющего двигателя второй ступени тягой 140 тс и модернизация пускового стола в части увеличения его несущей способности. Результаты проведенного исследования могут быть использованы в качестве исходных данных для ее разработки.

Список литературы

1. *Соловьев В.Н.* Космический ракетный комплекс «Зенит» глазами его создателей / Под ред. В.Н. Соловьева, Г.П. Бирюкова, Н.С. Кожухова, Н.И. Курсенковой. М.: Изд-во МАИ, 2003. 216 с.
2. *Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г.* Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. М.: Наука, 1987. 440 с.
3. *Kelley C.T.* Solving Nonlinear Equations with Newton's Method. Vol. 1. Fundamentals of Algorithms. Philadelphia, USA: SIAM, 2003. ISBN 0-89871-546-6.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ САМОЛЕТА-НОСИТЕЛЯ МиГ-21МТ

Вохмина М.В., Смирнов А.С., Шеремет В.Ф.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

В последнее десятилетие спрос на малые космические аппараты постоянно растет, цифровые технологии очень активно развиваются и требуют быстрых способов вывода на заданные орбиты, в связи с чем растут и потребности в легких и сверхлегких ракетах-носителях.

На рис. 1 представлен график изменения количества запусков космических аппаратов различных массовых категорий в год за период с 2001 по 2020 год.

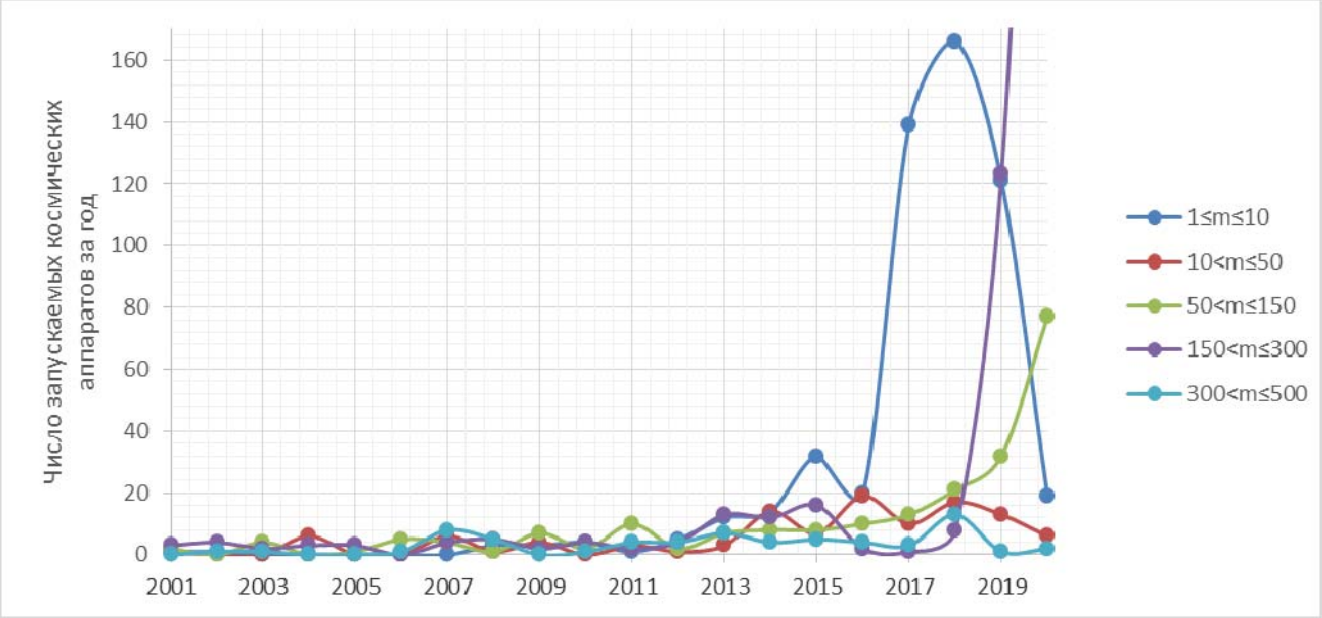


Рис. 1. Количество запускаемых КА различных массовых категорий

Практически все эксплуатируемые и разрабатываемые отечественные РН запускаются со стационарных наземных космодромов. В настоящее время активно разрабатываются проекты мобильных стартовых комплексов, которые могут создать конкуренцию на рынке пусковых услуг РН легких и сверхлегких классов.

Воздушный старт имеет большие преимущества перед традиционным запуском, а использование в качестве самолета-носителя существующих легких сверхзвуковых серийных самолетов без существенных доработок снижает время и затраты средств на проектирование, разработку, производство и эксплуатацию авиационно-космической системы.

Целью данной работы являлась проработка возможности проведения запуска ракеты-носителя сверхлегкого класса стартовой массой 750 кг с установкой на месте дополнительного подвесного топливного бака на самолете-носителе МиГ-21 модификации МТ (рис. 2).

В докладе рассмотрены основные проблемные вопросы создания такой авиационно-космической системы, и представлены результаты:

– изучения аналогов воздушного старта легких и сверхлегких ракет;

– решения задачи оптимального распределения массы ракеты-носителя по блокам;

– выбора типа, определения приблизительных характеристик и габаритов двигательной установки ракеты;

– разработки собственной баллистической программы на основе итерационного метода расчета с возможностью построения визуализации вывода полезной нагрузки на орбиту в среде Matlab.

Таким образом, в данной работе оценена возможность создания авиационно-космической системы на основе самолета-носителя МиГ-21МТ путем расчета возможных вариантов массовых характеристик ракеты-носителя. С помощью баллистической программы было доказано существование вариантов ракет-носителей, способных выводить ненулевую полезную нагрузку на нужную орбиту, но в таком случае, ссылаясь на анализ аналогов сверхлегких ракет, дошедших до этапа испытаний, мы можем сказать, что на данный момент изготовление конструкций ракетных блоков такой массы технически неосуществимо.

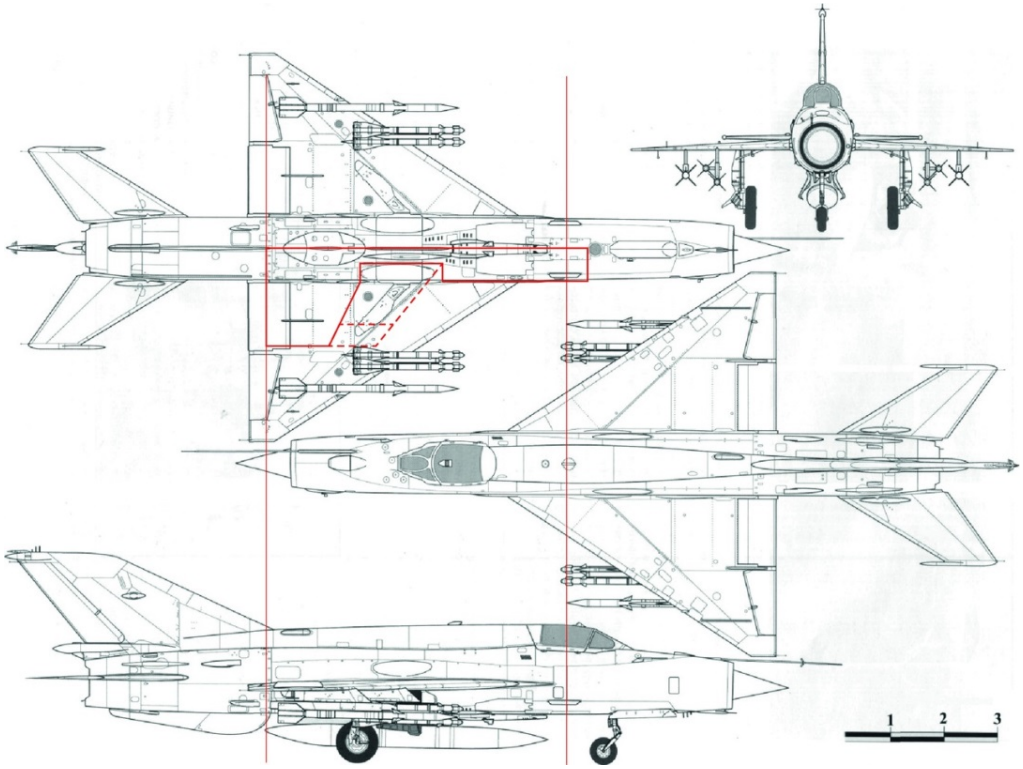


Рис. 2. Схема зоны размещения ракеты-носителя

Список литературы

1. *Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П.* Теория ракетных двигателей: учебник для студентов машиностроительных специальностей вузов/ Под ред. В.П. Глушко. М.: Машиностроение, 1980. 533 с.
2. *Добровольский М.В.* Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для вузов / Под ред. Д.А. Ягодникова. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 488 с.
3. *Дорофеев А.А.* Проектирование и расчет параметров и характеристик камеры ракетного двигателя: учебное пособие. М.: Логос, 2002. 52 с.
4. *Зрелов В.Н., Серегин Е.П.* Жидкие ракетные топлива. М.: «Химки», 1975. 320 с.
5. *Куренков В.И.* Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: учеб. пособие / Л.П. Юмашев; ред. Д.И. Козлов; В.И. Куренков. Самара: Издательство СГАУ, 2005. 239 с.
6. *Сидельников Р.В., Тропин А.Б.* Аэродинамика ракет. Расчеты и исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов на ЭВМ: Программно-методический учебный комплекс. Челябинск: Издательство ЧГТУ, 1997. 55 с.

7. Труды 63-й Всероссийской научной конференции МФТИ. 23–29 ноября 2020 года. Технологическое предпринимательство. М.: МФТИ, 2020. 35 с.
8. *Эльясберг П.Е.* Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.

Секция 9

Проектирование автоматических космических комплексов и систем

Председатель – заместитель генерального директора, главный конструктор по автоматическим космическим комплексам и системам *Фролов И.В.*

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С ДЛИТЕЛЬНЫМ СРОКОМ СУЩЕСТВОВАНИЯ НА НИЗКИХ ОКОЛОКРУГОВЫХ ОРБИТАХ

Волоцуев В.В., Салмин В.В.

ФГАОУВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет), г. Самара, Россия

К настоящему времени прослеживается тенденция размещения космических аппаратов (КА) с оптико-электронной аппаратурой наблюдения на рабочих орбитах в диапазоне высот от пятисот до семисот километров. При этом для получения космических снимков сверхвысокого разрешения диаметр апертур оптических систем варьируется от полуметра до метра [1].

Альтернативой может быть вариант размещения КА на орбитах с высотой порядка 300 км. Снижение высоты полета спутника позволит снизить массогабаритные характеристики оптической системы наблюдения для получения снимков сверхвысокого разрешения.

На орбитах с высотами порядка 300 км ощутимым становится аэродинамическое сопротивление остаточной атмосферы Земли, которое приводит к эволюции параметров орбиты в сторону уменьшения радиуса орбиты. Для обеспечения длительного существования КА на указанных орбитах, в процессе разработки следует учитывать влияние остаточной атмосферы на проектный облик спутника.

Проведенные исследования показывают, что приемлемым вариантом являются КА с баллистическим коэффициентом, величина которого не превышает 0,003 $м^2/кг$ в процессе полета. Данное ограничение должно учитываться при выборе характеристик массы и геометрии КА, с учетом их изменения в процессе полета, при изменяющейся во времени атмосфере Земли.

Одним из проектных вариантов является КА продольно-вытянутой геометрической формы, ориентированный продольной осью вдоль трансверсальной оси орбитальной системы координат в процессе всего срока существования. Для размещения на таком КА подходит оптическая система с поворотным зеркалом переотражения (рис. 1*б*), которая при диаметре апертуры порядка полуметра позволяет получать снимки со сверхвысоким пространственным разрешением.

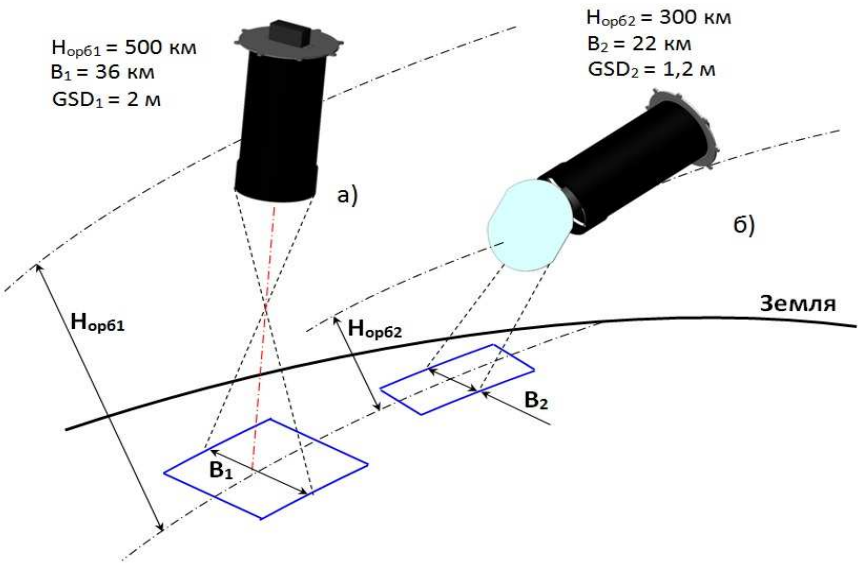


Рис. 1. Пример сравнения двух вариантов оптических систем: аппаратуры типа «Аврора» на орбите высотой 500 км (*а*); аппаратуры с зеркалом переотражения на высоте 300 км (*б*)

Для поддержания радиуса орбиты предлагается использовать электрореактивную двигательную установку (ЭРДУ). Проведенный анализ показывает, что в большинстве случаев для поддержания радиуса низкой орбиты высотой порядка 300 км в течение 5-7 лет достаточно ЭРД с суммарной силой тяги не более 20 мН и запасом рабочего тела (ксенона) не более 50 кг.

Проектный облик КА формируется с учетом ограничений на допустимую величину баллистического коэффициента и требуемый уровень располагаемой электроэнергии для включений корректирующей ЭРДУ. При этом масса и габариты КА могут быть различными и определяться массогабаритными параметрами оптико-электронной аппаратуры наблюдения, которые, в свою очередь, зависят от требуемых целевых характеристик наблюдения с заданной высоты орбиты. На рис. 2 показаны различные проектные варианты КА с длительным сроком существования на околокруговых орбитах высотой порядка 300 км, имеющие в своем составе оптико-электронную аппаратуру наблюдения с зеркалами переотражения для получения изображений с высоким и сверхвысоким пространственным разрешением.

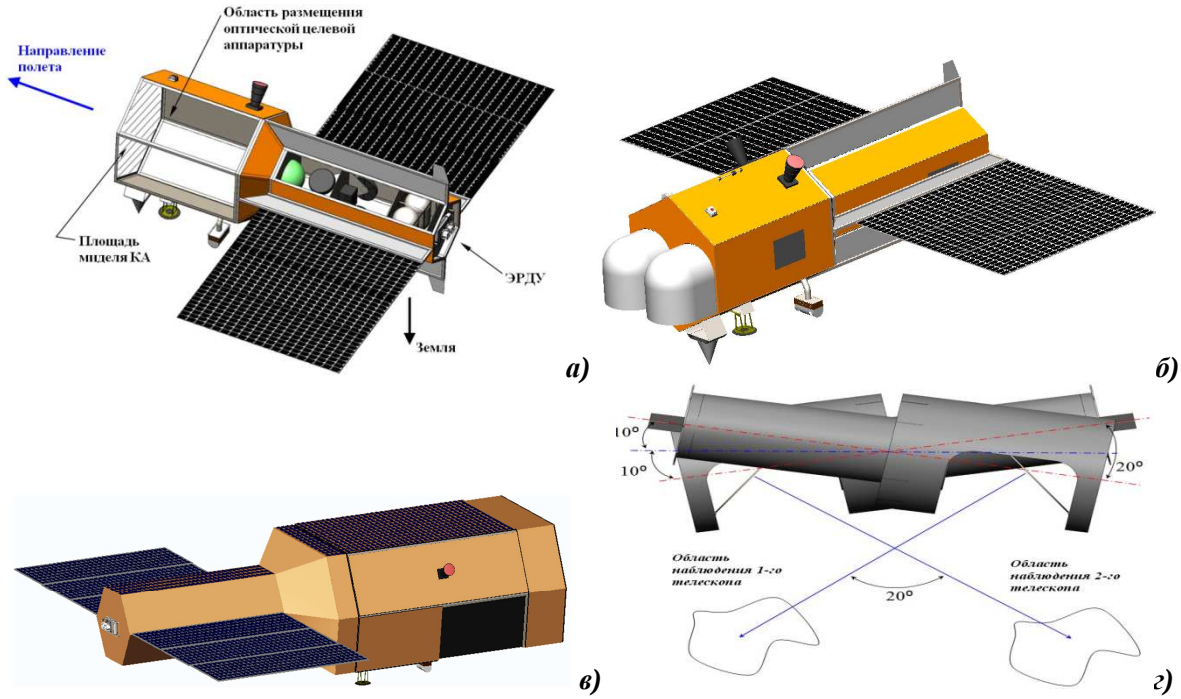


Рис. 2. Проекты низкоорбитальных КА с оптической аппаратурой с поворотными плоскими зеркалами переотражения: космическая платформа с ЭРДУ (*а*); КА с двумя оптико-электронными комплексами, как на рис. 1 (*б*); КА для получения стереоизображений с пространственным разрешением не хуже 1 метра (*в*); расположение двух оптико-электронных комплексов для стереосъемки (*г*)

Список литературы

1. *Бакланов А.И.* Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения Земли высокого разрешения // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2018. Т.5. Вып. 3. С. 17–28.

ОЦЕНКА МАССОГАБАРИТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ТЕЛЕСКОПИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ ПО ЗАДАННОМУ ЛИНЕЙНОМУ РАЗРЕШЕНИЮ НА МЕСТНОСТИ

Куренков В.И., Пупков Е.А.

ФГАОУВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет), г. Самара, Россия

Опыт разработки средств оптико-электронного наблюдения поверхности Земли из космоса показывает, что в отрасли существуют методики проектирования оптико-электронных телескопических комплексов (ОЭТК) космического базирования, которые опираются на глубокие теоретические исследования в области оптики и электроники. Однако, на начальных этапах проектирования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) часто меняются проектные и баллистические параметры, которые, в свою очередь, влияют на потребные характеристики ОЭТК, обеспечивающие заданные показатели линейного разрешения на местности (ЛРМ). И при каждом изменении проекта не всегда представляется возможным обращаться к специалистам, создающим ОЭТК.

В этой связи актуальны проектные методики, которые при выборе облика КА ДЗЗ позволяют оценить массу и геометрические параметры ОЭТК по заданному показателю ЛРМ, не затрагивая многие тонкие вопросы, касающиеся оптических систем.

Существуют методики [1–3], в которых затрагиваются отдельные вопросы приближенной оценки параметров ОЭТК по заданному ЛРМ. Однако такие методики базируются на различных подходах, используют разные исходные данные и справедливы в узких диапазонах изменения исследуемых параметров.

Цель настоящего исследования – разработать относительно простую и адекватную инженерную методику приближенной оценки геометрических параметров ОЭТК и его массы по заданному показателю ЛРМ, которую можно использовать на начальных этапах проектирования КА ДЗЗ.

Прежде всего отметим разницу в показателях разрешения КА ДЗЗ, используемых в нашей стране и за рубежом.

В России *линейное разрешение на местности* (пространственное разрешение) – это минимально различимая ширина черной (или белой) полосы штриховой миры (ΔL_M). ЛРМ зависит не только от показателей качества системы, но и от условий применения, и от точности управления угловым движением КА при съемке. В России ЛРМ задается заказчиком в нормированных, как правило неблагоприятных, условиях при съемке штриховых мир: по высоте Солнца над горизонтом ($h_\odot$, град), по коэффициентам контрастности миры (k_t), отражения шпал и фона группы мир ($\rho_{\min}$), метеорологической дальности видимости.

Под разрешением на местности за рубежом, как правило, понимается *проекция пикселя* (*Ground Sampling Distance* – GSD) на снимаемый элемент поверхности Земли ($L_П$) при съемке надира. Это чисто геометрическая характеристика, которая не зависит от условий съемки и управления угловым движением корпуса КА при съемке.

Опыт эксплуатации систем ДЗЗ показывает, что ЛРМ при зачетных условиях съемки отличается от пиксельного разрешения на местности ($L_П$) в 1,3…1,5 (а иногда и в 2) раза. Например, пиксельное разрешение на местности КА «Ресурс-П» составляет $L_П$ = 0,71 м, а ЛРМ в зачетных условиях ($h_\odot = 30^o$, $k_t = 0,3$, $\rho_{\min} = 0,07$, $\tau_{атм} = 0,7$) составляет 1 м. В благоприятных условиях ($h_\odot > 40^o$) ЛРМ приближается к $L_П$.

Как известно, реальные оптико-электронные системы (ОЭС) и другие звенья сквозного тракта формирования изображения ухудшают качество снимков по сравнению с идеальными объективами. В работе [4] вводится понятие коэффициента совершенства

оптической системы, который определяется как отношение пиксельного линейного разрешения $L_П$ к дифракционному линейному разрешению $L_Д$ (без учета аберраций):

$$K = \frac{L_П}{L_Д} = \frac{2 l_{эл} D}{f \lambda_p},$$

где $l_{эл}$ – размер пикселя; D – диаметр главного зеркала (ГЗ) ОЭТК; f – эффективное фокусное расстояние ОЭТК; λ_p – рабочая длина волны.

Например, коэффициент совершенства (по критерию предельного разрешения) для оптической системы с диаметром объектива 0,5 м и фокусным расстоянием 4 м при длине волны $0{,}55 \cdot 10^{-6}$ *м*, высотой съемки 475 км (как у КА ДЗЗ «Ресурс-П») равен

$$K = \frac{2 l_{эл} D}{f \lambda_p} = \frac{2 \cdot 6 \cdot 10^{-6} \cdot 0{,}5}{4{,}0 \cdot 0{,}55 \cdot 10^{-6}} = 2{,}73.$$

На современном этапе развития средств ДЗЗ коэффициент совершенства большинства КА ДЗЗ находится в пределах 2,1…2,4. Причем, $K = 2{,}4$ обеспечивает получение практически гарантированного заявленного разрешения $L_П$ в благоприятных условиях съемки и вполне приемлемого фактического разрешения $L_Ф$ в реальных условиях съемки (в надир $h_\odot = 20...30^o$, $\rho_{\min} = 0{,}07...0{,}8$, метеорологическая дальность 23 км).

Практика показывает, что для правильно сбалансированных соотношений по характеристикам точности управления угловым движением КА и зачетных условий (как правило, не достаточно благоприятных) отношение реального (эксплуатационного) ЛРМ к пиксельному для систем ДЗЗ составляет 1,3…1,5. Эти данные являются исходными.

Этапы реализации методики представлены ниже.

1. По заданным параметрам эксплуатационного ЛРМ $L_Э$ и высоты наблюдения H определяется потребная проекция пиксельного разрешения на местности:

$$L_П = L_Э / k_Э,$$

где $k_Э$ – коэффициент, учитывающий условия наблюдения.

Для относительно благоприятных условий ($h > 30^o$, $k_t \approx 0{,}3$, $\rho_{\min} \approx 0{,}08$, $\tau_{атм} = 0{,}7$) принимается $k_Э = 1{,}3$. Для неблагоприятных условий ($h_\odot > 10^o$, $k_t \approx 0{,}2$, $\rho_{\min} \approx 0{,}07$, $\tau_{атм} = 0{,}7$) принимается $k_Э = 1{,}5$.

2. Определяется дифракционное разрешение, исходя из коэффициента совершенства ОЭТК по КА-прототипу:

$$L_Д = L_П / K.$$

3. Задается рабочая длина волны λ_p и определяется потребный диаметр оптической системы, исходя из критерия Шеннона [3]:

$$D = \frac{\lambda H}{2 L_Д},$$

или подсчитывается по формуле [1]:

$$D = \frac{\lambda_p H_{КА}}{2 k_0 L_{ЛРМ}},$$

где k_0 – нормированная пространственная частота.

4. Выбор конкретных значений минимального размера пикселя и фокусного расстояния ОЭС можно в первом приближении проводить по статистике, исходя из габаритно-массовых ограничений и номенклатуры, имеющихся в отрасли матриц фотоприемных устройств.

С точки зрения компактности ОЭТК, необходимо стремиться к минимально возможному размеру пикселя. Однако такое не всегда возможно по конструктивным и технологическим ограничениям, а также из-за чисто электронных проблем [1].

По статистике в варианте исполнения ПЗС в режиме временной задержки и накопления заряда минимальные размеры пикселя можно принимать следующими:

– для видимого и ближнего инфракрасного (ИК) диапазона от 0,45 до 1,10 мкм – 6 мкм;

– для среднего и дальнего ИК диапазона – 15 мкм.

5. Определяется фокусное расстояние оптической системы в зависимости от потребного размера пикселя по формуле [2]:

$$f = D\left(0{,}8086 \pm 0{,}08\right) \cdot l_{эл} / \lambda_p \, .$$

Рекомендуемые соотношения размеров пикселя и фокусного расстояния для различных вариантов съемочных систем с пиксельным разрешением на местности $L_П = 0{,}4$ *м* с высоты полета 700 км представлены ниже.

Вариант 1: размер пикселя – 6 мкм, фокусное расстояние – 10,5 м.

Вариант 2: размер пикселя – 9 мкм, фокусное расстояние – 15,8 м.

Вариант 3: размер пикселя – 12 мкм, фокусное расстояние – 21,0 м.

6. Размеры рабочей фотозоны определяются исходя из требований по полосе захвата с учетом возможности конкретной оптической схемы по угловому полю зрения.

7. Оцениваются диаметр и длина корпуса ОЭТК:

$$D_{ОЭТК} = k_D \, D \text{ и } L_{ОЭТК} = k_f \, f \, ,$$

где k_D – коэффициент превышения диаметра корпуса ОЭТК над диаметром ГЗ (D); k_f – коэффициент, показывающий, какую долю от эквивалентного фокусного расстояния f составляет длина корпуса ОЭТК (k_f зависит от оптической схемы). Для схемы Ричи – Кретьена с линзовым корректором можно принять $k_f = 0{,}25$.

8. Массу ОЭТК можно приближенно оценить по зависимости [5]:

$$m_{ОА} = k_{уд} \, \pi k_D \frac{\lambda_p H^2}{2 k_0 L_M^2} \left(k_D \frac{\lambda_p}{4 k_0} + k_f l_{эл} \right),$$

где $k_{уд}$ – удельная (средняя) масса единицы поверхности корпуса ОЭТК (по статистике).

Выводы

Предложена методика выбора габаритных параметров и массы оптико-электронного телескопического комплекса космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, которая может быть использована на начальных этапах проектирования КА.

Расчет по данной методике является приближенным и требует уточнения на последующих этапах разработки оптико-электронной аппаратуры в организациях, создающих реальные образцы аппаратуры наблюдения.

Список литературы

1. *Маламед Е.Р.* Конструирование оптических приборов космического базирования: учеб. пособие. СПб.: СПбГИТМО(ТУ), 2002. 291 с.
2. *Хартов В.В.* Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов: учеб. пособие / В.В. Хартов, В.В. Ефанов, К.А. Занин. М: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. 132 с.
3. Проектирование оптических систем / Э.Бетенски, Р.Хопкинс, З. Шенон [и др.]; под ред. Р.Шеннона, Дж.Вайанта; пер. с англ. И.В.Пейсахсона. М.: Мир, 1983. 430 с.
4. Замечания АО «РКЦ «Прогресс» к статье «О предельном инструментальном разрешении КА «Ресурс-П» (№ 1, 2, 3)» автора К.Н. Свиридова (журнал «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы». 2017. Т. 4. Вып. 2. // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2018. Т. 5. Вып. 1. С. 48–51.
5. *Куренков В.И.* Проектная оценка массогабаритных параметров телескопических систем космических аппаратов зондирования Земли по заданному линейному разрешению на местности // Сб. материалов VI Всеросс. НТК «Актуальные проблемы РКТ» (VI Козловские чтения, Самара, АО «РКЦ «Прогресс»). Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2019. Т. 1. С. 193–203.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПАССИВНЫХ СИСТЕМ УВОДА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ОРБИТЫ

Крестина А.В., Ткаченко И.С.

ФГАОУВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет), г. Самара, Россия

В настоящее время проблема образования космического мусора привлекает к себе все больше внимания ученых и инженеров аэрокосмической отрасли, так как за последние годы значительно увеличилось количество выводимых на низкие околоземные орбиты за один запуск малых космических аппаратов (МКА). Это вызвано развертыванием многоспутниковых группировок, с помощью которых планируется обеспечить всемирное покрытие сетью Интернет даже самых отдаленных районов, а также непрерывное наблюдение и съемку поверхности Земли. Основными примерами таких группировок на данный момент являются система OneWeb, запустившая уже почти половину спутников из планируемого количества (322 аппарата), а также крупная многоспутниковая сеть Starlink компании SpaceX, которая будет содержать около 12 000 спутников.

В связи со стремительно увеличивающимся на низких околоземных орбитах количеством МКА, в том числе вышедших из строя и закончивших выполнять свою целевую функцию, актуальной становится разработка различных способов борьбы с космическим мусором и удаления отработавших спутников с орбиты. Существуют несколько видов классификации методов борьбы с космическим мусором [1]. В данной работе рассматривается разделение существующих способов на пассивные и активные системы, которые интегрируются в состав бортовых систем запускаемого МКА. По этой классификации к пассивным устройствам относятся:

– аэродинамические системы, которые используют для работы естественную внешнюю силу аэродинамического сопротивления за счет значительного увеличения площади миделя МКА;

– электродинамические тросовые системы, принцип действия которых основан на использовании тормозящей силы, возникающей при движении заряженного током троса в геомагнитном поле Земли;

– солнечные паруса, которые влияют на движение МКА с помощью силы солнечного давления.

Задача развертывания аэродинамического устройства для увода с орбиты низкоорбитального космического аппарата уже рассматривалась в нескольких существующих проектах, таких как Gossamer Orbit Lowering Device (система GOLD) и МКА «Маяк» [2]. Основным недостатком аэродинамических систем является риск попадания в надувной баллон микрометеоритов и космического мусора, что может стать критическим для выполнения задачи увода и требует учитывать этот фактор при оценке эффективности. Преимуществом использования тросовых систем для спуска МКА с орбиты является экономия массы системы, а основным недостатком – низкая надежность из-за повышенного риска неудачного развертывания троса, как это произошло в миссиях TSS-1R, MAST и STARS [3]. Солнечные паруса обычно предназначены для космических миссий по исследованию дальнего космоса, но также могут использоваться для перевода МКА с высоких орбит на орбиты утилизации. Однако для увода с низких околоземных орбит использование солнечного паруса нецелесообразно, поскольку момент солнечного давления постоянен и на орбитах менее 800 км оказывает меньшее влияние на движение космического аппарата, чем сопротивление атмосферы.

Многие современные спутники имеют в своем составе активные средства для увода с орбиты – двигательные установки для поддержания или корректировки их орбиты. Однако среди множества запускаемых МКА особое место занимают спутники, не оснащенные двигателями или даже активной системой ориентации и стабилизации. Помимо этого двигательная установка МКА имеет определенный запас топлива и после выполнения

целевой функции или выхода спутника из строя может оказаться неспособной обеспечить увод с орбиты. В этом случае, благодаря автономности, пассивная система увода может справиться с задачей спуска МКА с орбиты в плотные слои атмосферы. Так как сроки баллистического существования большинства МКА превышают требуемые 25 лет при нынешнем минимальном уровне солнечной активности, для подобных МКА необходимо в первую очередь решить задачу оценки эффективности различных вариантов построения пассивной системы увода с орбиты.

В качестве опорного предлагается использовать алгоритм выбора проектных параметров системы увода МКА с орбиты [4], модернизированный для оценки эффективности только пассивных средств увода. Отличительной особенностью является более глубокая проработка показателей эффективности, таких как надежность и относительное энергопотребление. Основными показателями эффективности были выбраны относительное время увода МКА, оснащенного пассивной системой, относительная масса МКА с системой увода, относительное энергопотребление системы и надежность. Эти показатели отражают принцип действия и особенности средства увода, влияющие на его работоспособность, а также характеристики МКА, для которого разрабатывается система.

Для определения перечисленных показателей необходимо выбрать проектные параметры системы увода, для этого формируются различные варианты построения системы, где варьируются такие основные характеристики, как диаметр надуваемого баллона в случае использования аэродинамического устройства, толщина и длина троса для электродинамической тросовой системы. Исходя из основных проектных параметров, для каждого варианта построения подбираются вспомогательные механизмы (газогенератор, устройство для развертывания троса, источник энергии), способные обеспечить включение, развертывание и работоспособность системы, и рассчитываются массовые характеристики. Время увода МКА, оснащенного пассивной системой увода, определяется с учетом современного уровня солнечной активности и параметров геомагнитного поля Земли по аналитическим зависимостям. Потребляемая системой увода мощность в большей степени зависит от характеристик выбранного газогенератора и устройства развертывания, однако должна учитывать также необходимую энергию на открытие контейнера хранения системы увода и ее включение. Надежность системы представляет собой обобщенный показатель, который учитывает количество подсистем в составе системы увода, условия включения системы, вероятность длительного хранения и работоспособности системы, риск столкновения спутника, оснащенного системой увода с орбиты, с космическим мусором и микрометеоритами.

После выбора проектных параметров и определения показателей эффективности для различных вариантов построения системы увода МКА с орбиты, показатели приводятся к безразмерному виду, сравниваются между собой с помощью метода исследования и оценки эффективности и ее результатам выбирается наиболее рациональная конфигурация системы увода для конкретного спутника.

Использование оценки эффективности различных вариантов построения пассивной системы увода с орбиты позволяет упростить процесс выбора рационального решения для МКА любого типа и назначения на ранних стадиях проектирования, которое позволит обеспечить спуск аппарата в случае отказа основных бортовых систем. Однако необходимо отметить, что предлагаемый алгоритм требует более тщательной проработки и подтверждения с помощью экспериментальных и летных данных, которых в настоящее время крайне мало.

Список литературы

1. *Пикалов Р.С., Юдинцев В.В.* Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора // Труды МАИ. 2018. № 100.
2. *Nock K.T., Gates K.L., Aaron K.M., McRonald A.D.* Gossamer orbit lowering device (GOLD) for safe and efficient de-orbit // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference 2010, Toronto, ON, 2–5 August 2010, 97626.

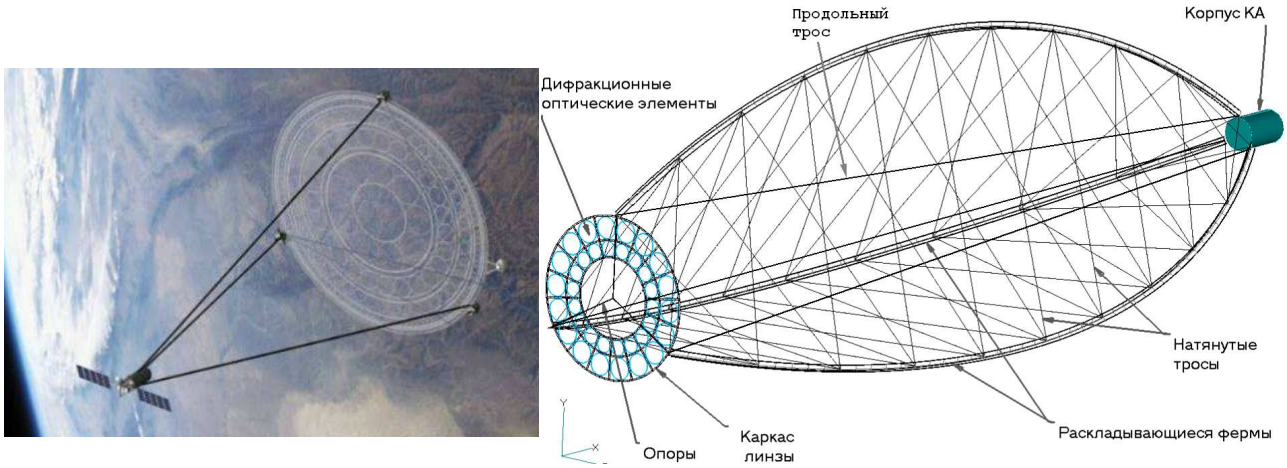
3. *Dobrowolny M., Stone N.H.* A technical overview of TSS-1: The first Tethered-Satellite system mission // Il Nuovo Cimento C. 1994. Vol. 17. P. 1–12.
4. *Крестина А.В., Ткаченко И.С.* Методика выбора проектных параметров системы увода малых космических аппаратов с орбиты // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. № 8 (104).

ВЫБОР НАЧАЛЬНОГО ПРИБЛИЖЕНИЯ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ КРУПНОГАБАРИТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ КОНСТРУКЦИИ

Салмин В.В., Пересыпкин К.В., Четвериков А.С.

ФГАОУВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет), г. Самара, Россия

В статье [1] обсуждалось формирование силовой схемы конструкции КАН, использующего для фокусировки входного светового потока вместо зеркала дифракционную линзу. Конфигурация дифракционной оптической системы КАН взята из проекта MOIRE [2–4] (рис. 1). В этом проекте разрабатывается КАН с дифракционной линзой диаметром 10 м на расстоянии 60 м от корпуса КА.



а) ***б)***

Рис. 1. Проект космического аппарата наблюдения: *а*) Проект MOIRE [2–4], *б*) предлагаемая силовая схема крепления дифракционной линзы

Требования к конструкции крепления дифракционной линзы

Положение линзы относительно корпуса КА должно быть неизменным. Размерностабильность конструкции крепления линзы может быть нарушена по ряду причин: пластические деформации, возникшие на этапе выведения; температурные деформации на орбите; колебания конструкции, возбуждаемые управляющими воздействиями при ориентации КА в пространстве. Первые две причины исключаются выбором подходящего материала. Колебания дифракционной линзы на жесткости крупногабаритной конструкции крепления этой линзы могут менять ее положение относительно других элементов оптической системы. Если амплитуда этих колебаний будет достаточно велика для того, чтобы исказить изображение, и время затухания этих колебаний будет соизмеримо с периодичностью управляющих воздействий, то получить изображение объекта наблюдения будет затруднительно. Для предотвращения возникновения таких колебаний линзы конструкция должна обладать достаточно большой жесткостью. Требования по жесткости формулируем в виде ограничения на значение частот собственных колебаний.

В работе [1] предложена силовая схема конструкции (рис. 1*б*), позволяющая удовлетворить ранее приведенным требованиям. Высокая жесткость в этой схеме достигается объединением трех ферм в одну целую конструкцию посредством натянутых между ними тросов. Натянутые тросы нагружают фермы поперечными силами, что может привести к их большим деформациям. Чтобы избежать этого, в этой силовой схеме фермы сделаны дугообразной формы и их концы связаны продольными тросами. Такие фермы работают как арки и способны воспринимать поперечные нагрузки, в частности силы натяжения тросов. При натяжении продольных тросов ферменные арки выгибаются и натягивают поперечные тросы. Благодаря этому для поперечных тросов не требуется отдельная система натяжения.

Определение параметров конструкции крепления линзы

Необходимой частью формирования силовой схемы рассматриваемой конструкции является метод выбора значений ее параметров. Параметрами рассматриваемой силовой схемы являются характеристики поперечных сечений силовых элементов. Геометрическая конфигурация конструкции определяется радиусом ферменной арки $\boldsymbol{r}$.

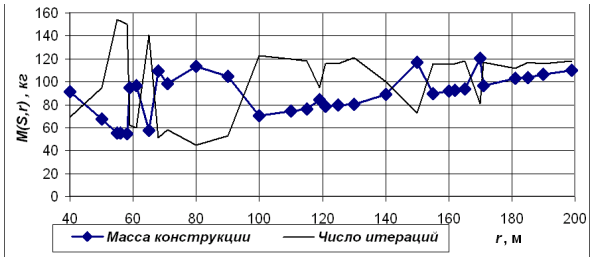
В работе выполняется поиск наилучшего сочетания параметров этой конструкции с помощью численной оптимизации. Используется градиентный метод численной оптимизации. Поведение конструкции моделируется с помощью метода конечных элементов. Работы проводятся в системе MSC.Nastran.

Оптимизация с учетом геометрической конфигурации конструкции проводится следующим образом. В качестве критерия оптимизации берется минимизация массы конструкции крепления дифракционной линзы. Используются ограничения по жесткости (по нижней собственной частоте), по прочности, по устойчивости и по непровисанию тросов. Для ряда значений $\boldsymbol{r}$ проводится оптимизационный расчет. Затем выбираем самую легкую конструкцию из полученной серии оптимальных конструкций:

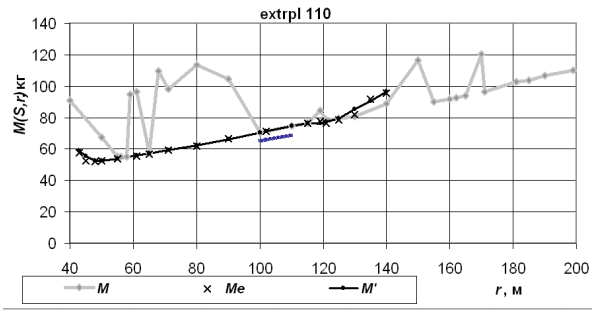
$$\left\{\bar{s}^{\text{opt}}, r_k\right\} = \arg\min\left\{ M(\bar{s}^k, r_k) \;\middle|\; k = 1..n \right\} \qquad \bar{s}^k = \arg\min\left\{ M(\bar{s}, r_k) \;\middle|\; \begin{array}{c} s_i^{\min} \le s_i \le s_i^{\max}, \\ f_j(\bar{s}, r_k) > [f],\ j = 7..12, \\ \sigma_i^{\min} \le \sigma_i(\bar{s}, r_k) \le \sigma_i^{\max} \end{array} \right\},$$

где $\boldsymbol{M}$ – масса рассматриваемого КА, кг; $\boldsymbol{s}$ – вектор проектных параметров (площади поперечного сечения трубок и тросов); $\boldsymbol{s^k}$ – оптимальное значение вектора проектных параметров при значении радиуса ферменных арок $\boldsymbol{r_k}$; $\boldsymbol{f_j}$ – собственная частота КА; $\boldsymbol{[f]}$ – значение наименьшей частоты упругих форм собственных колебаний (для исследуемого КА равна 1,0 Гц); $\boldsymbol{\sigma_i}$ – напряжения, возникающие в трубках и тросах; $\boldsymbol{n}$ – число рассматриваемых значений радиуса ферменных арок. Индекс $\boldsymbol{i}$ пробегает по номерам элементов конструкции, индекс $\boldsymbol{j}$ – по номерам собственных форм.

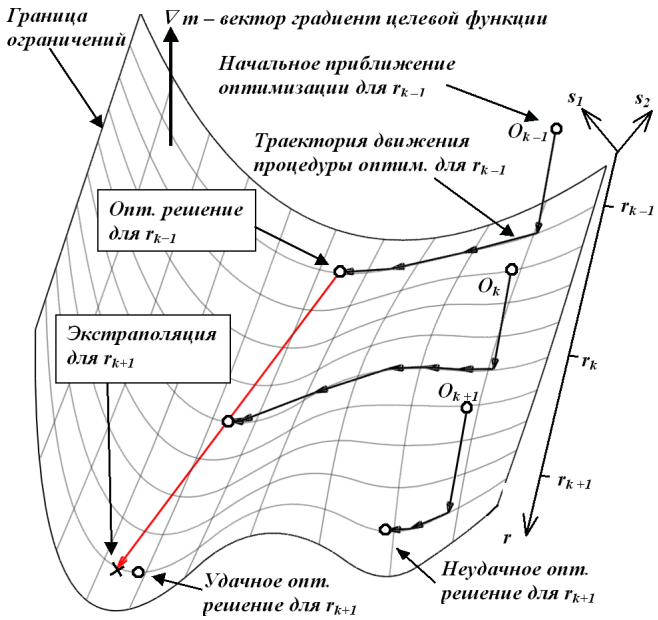
Зависимость массы найденных оптимальных конструкций от $\boldsymbol{r}$ (рис. 2*а*) имеет необъяснимые с точки зрения природы силовой работы конструкции скачки. Наличие этих скачков объясняется тем, что для разных значений $\boldsymbol{r}$ решения находятся в разных экстремумах ограничений (рис. 2*в*).



а)



б)



в)

Рис. 2. Результаты численной оптимизации: *а*) зависимость оптимальной массы М от радиуса ферменных арок(тонкая черная линия –число итераций потребовавшаяся для нахождения решения); *б*) серия новых оптимальных решений, найденная с помощью экстраполяции ранее найденных; *в*) отыскание нового приближения по двум ранее найденным оптимальным решениям

Для значений ***r***, для которых получены неудачные решения, следует искать решение из других более удачных начальных приближений. Найти эти удачные начальные приближения можно с помощью линейной экстраполяции удачных оптимальных решений для соседних значений ***r*** (рис. 2*в*). Используя новые оптимальные решения для нахождения начальных приближений для следующих значений ***r***, получаем серию новых оптимальных решений. Такая серия, найденная экстраполяцией из пары решений для ***r*** = 100 м и ***r*** = 110 м, показана на рис. 2*в*.

Найденные таким образом серии новых оптимальных решений дополняют решения найденные из исходного начального приближения и сглаживают зависимость оптимальной массы от радиуса ферменных арок (рис. 2*а*).

Заключение

В работе выполнена численная оптимизация крупногабаритной космической конструкции. В процессе решения возникли сложности в выборе удачных начальных приближений для численной оптимизации. Для отыскания удачных локально-оптимальных решений начальные приближения находились с помощью линейной экстраполяции оптимальных решений, полученных для неполного набора переменных (при постоянном радиусе ферменной арки ***r***). Этот подход позволил получить объяснимую конфигурацию оптимальных решений для рассматривавшихся геометрических форм конструкции.

Список литературы

1. *Салмин В.В.* Моделирование управления крупногабаритной конструкцией на геостационарной орбите: Труды Международной конференции Информационных Технологий и Нанотехнологий. Самара, Россия, Май 2017 / В.В.Салмин, А.С.Четвериков, К.В.Пересыпкин, И.С.Ткаченко. Самара: Самарский Научный Центр Российской Академии Наук, 2017.
2. *Early J.* Twenty meter space telescope based on diffractive Fresnel lens / J. Early, R. Hyde, R. Baron // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. 2004. Vol. 5166. P. 148–156. ISSN: 0277786X.
3. *Atcheson P.* MOIRE – Initial demonstration of a transmissive diffractive membrane optic for large lightweight optical telescopes / P. Atcheson, C. Stewart, J. Domber, K. Whiteaker, J. Cole, P. Spuhler, A. Seltzer, L. Smith // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. –2012. Vol. 8442. Article number 844221. ISBN: 978-081949143-5.
4. *Atcheson, P.* MOIRE – Ground demonstration of a large aperture diffractive transmissive telescope / P. Atcheson, J. Domber, K. Whiteaker, J.A. Britten, S.N. Dixit, B.Farmer // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. 2014. Vol. 9143, Article number 91431W. ISBN: 978-081949611-9.

МЕТОДИКА ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ МНОГОСПУТНИКОВОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ГЛОБАЛЬНОГО НЕПРЕРЫВНОГО МОНИТОРИНГА ЗЕМЛИ

Иванушкин М.А.

ФГАОУВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет), г. Самара, Россия

В настоящее время, высокий уровень информатизации многих сфер человеческой жизни обуславливает повышение требований к космическим системам в части глобальности, периодичности и оперативности получения и доставки информации потребителям. В связи с этим возникает потребность в создании многоспутниковых космических систем дистанционного зондирования Земли, обеспечивающих непрерывный глобальный мониторинг и направленных на решение широкой номенклатуры задач.

На сегодняшний день информация, получаемая с помощью КС ДЗЗ, широко используется для решения задач в области метеорологии, мониторинга чрезвычайных ситуаций, экологического мониторинга, сельского хозяйства, геологии, картографии и многих других сферах деятельности человека [1].

Развитие таких технологий как «умное земледелие», «big data» способствуют тому, что потребность в данных ДЗЗ постоянно растет, в связи с чем рынок систем дистанционного зондирования Земли демонстрирует рост на 7…8 % в год и по прогнозам [1] к 2024 году достигнет 3,5 млрд. долл. Согласно отчету Европейской ассоциации дистанционного зондирования (EARSC), основное потребление данных ДЗЗ приходится на оптические системы, из которых 65% составляют спутниковые данные высокого пространственного разрешения.

Анализ существующих космических систем ДЗЗ позволяет сделать вывод, что в части создания современных КС ДЗЗ обозначился тренд на разворачивание многоспутниковых группировок, состоящих из малых КА, находящихся на низкой околокруговой солнечно-синхронной орбите с высотой, не превышающей 700 км [2]. Целью создания таких систем является стремление к обеспечению глобальности и непрерывности обзора Земли.

В зависимости от характеристик целевой аппаратуры и высот рабочих орбит для обеспечения глобальности и непрерывности обзора (проведение квазипостоянной съемки земной поверхности) в состав космической системы наблюдения могут входить от нескольких десятков до нескольких сотен малых космических аппаратов. Большое число космических аппаратов в орбитальной группировке, в совокупности с производительной аппаратурой наблюдения, приводит к лавинообразному увеличению объемов накапливаемой в системе информации. Решением данной проблемы может стать перераспределение объемов информации между аппаратами многоспутниковой группировки путем организации межспутниковой связи для оперативной передачи данных дистанционного зондирования Земли на наземные пункты приема.

В связи с этим, при ожидаемом росте количества аппаратов в орбитальной группировке, актуальной задачей является разработка методики выбора проектных параметров многоспутниковой космической системы, обеспечивающей глобальный непрерывный мониторинг Земли, с учетом ограниченных ресурсов бортовых и наземных информационных комплексов, а также технологий межспутникового взаимодействия.

Космическая система наблюдения, решающая задачи глобального и непрерывного мониторинга (КС ГНО), представляет собой группировку функционально взаимосвязанных космических аппаратов, расположенных на орбитах таким образом, чтобы любая точка Земли в любой момент времени входила в зону обзора как минимум одного КА ДЗЗ. При этом должна быть обеспечена оперативная передача данных потребителям на Землю, что должно быть обеспечено путем установки на борт каждого КА, входящего в систему, лазерной аппаратуры устройства для межспутниковой связи.

Оперативность КС ГНО должна быть не хуже $t_{оп}$, которое принимает значения от нескольких минут до нескольких часов. Такие значения оперативности доставки информации возможно обеспечить двумя способами: либо с помощью передачи информации от спутника к спутнику, с последующей передачей на наземные пункты приема информации (НППИ), либо с помощью развитой наземной инфраструктуры, которая бы располагала большим числом НППИ по всей территории земного шара. Однако экономическая и политическая ситуация в мире ограничивает возможности Российской Федерации по расположению НППИ за пределами территории страны, таким образом, в настоящей работе рассматривается существующая наземная инфраструктура НППИ России, а именно ЕТРИС ДЗЗ, а также передача накопленной информации ДЗЗ по межспутниковым линиям связи.

Предлагаемая методика основывается на выборе основных проектных параметров многоспутниковой космической системы глобального непрерывного мониторинга Земли из множества допустимых решений, удовлетворяющих выбранному критерию.

Методика включает:

– модель орбитальной структуры космической системы, обеспечивающей решение задачи глобального и непрерывного мониторинга земной поверхности;

– модель информационных потоков, генерируемых целевой аппаратурой наблюдения;

– модель взаимной видимости космических аппаратов, входящих в орбитальную группировку;

– модель информационного обмена наземного пункта приема и обработки космической информации с аппаратами группировки;

– алгоритм управления потоками целевой информации при функционировании многоспутниковой космической системы глобального непрерывного мониторинга Земли;

– алгоритм выбора оптимальных проектных параметров КС ГНО из множества решений, полученных по выбранному критерию с учетом выполнения ограничений по проектно-баллистическим характеристикам.

Список литературы

1. *Keith A.* Satellite-based Earth observation market prospects to 2027, 11th Edition / A. Keith, N. Larrea Brito. – Euroconsult. – 2018.
2. *Бакланов А.И.* Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения земли высокого разрешения // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2018. Ч. II, Т. 5. Вып. 4. С. 14–27.

ОБ ОДНОМ СПОСОБЕ НАГЛЯДНОГО ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ ОРИЕНТАЦИИ КА

Митюшов Е.А., Мисюра Н.Е.

Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина, г. Екатеринбург, Россия

Телеметрическая система передачи информации с космического аппарата на Землю является одной из основных и используется, в частности, для решения задач управления его ориентацией путем сравнения прогнозируемого углового движения аппарата с данными телеметрии. В работе предлагается способ наглядного представления поступающих с КА данных о его ориентации в виде точки в шаровой области трехмерного пространства с возможностью оценки отклонения текущей ориентации от узла дискретной решетки на группе вращений.

В работе дается метод генерации равномерных детерминированных выборок на группе вращений $SO(3)$ и их визуализации средствами компьютерного моделирования в трехмерном евклидовом пространстве. Метод основан на известном факте двулистного накрытия группы единичных кватернионов $Sp(1)$ группы $SO(3)$ и возможности отождествлять элементы равномерных дискретных подгрупп группы $Sp(1)$ с вершинами правильных четырехмерных многогранников, вписанных в единичную гиперсферу $S^3 \subset R^4$.

Равномерные сетки на прямоугольных подмножествах R^2 и R^3 широко используются в решениях различных прикладных задач, и естественным является достичь того же для SO (3). Однако пространство $SO(3)$ (пространство 3D-вращений) существенно сложнее [1]. Тем не менее конфигурационное многообразие поворотов может быть представлено дискретным образом в виде решетки с узлами, отображающими конечный набор детерминированных ориентаций твердого тела. Эти ориентации, в частности, могут равномерно заполнять пространство поворотов. При этом решетка в соответствующем конфигурационном многообразии образует уникальную структуру, доступную для визуального исследования.

Получение равномерной дискретной подгруппы группы $Sp(1)$ доказывается существованием центросимметричных правильных четырехмерных многогранников, вписанных в единичную гиперсферу $S^3 \subset R^4$ [2].

В качестве примера рассмотрим построение однородной подгруппы группы $SO(3)$, порождаемой 600-ячейником, имеющим 120 вершин.

Координаты восьми его вершин находятся всевозможными перестановками $(\pm 1; 0; 0; 0)$.

Координаты 16 вершин – всевозможными перестановками $\left(\pm\frac{1}{2}; \pm\frac{1}{2}; \pm\frac{1}{2}; \pm\frac{1}{2}\right)$.

Координаты остальных 96 вершин – всевозможными четными перестановками $\left(\pm\frac{\Phi}{2}; \pm\frac{1}{2}; \pm\frac{\Phi^{-1}}{2}; 0\right)$, где $\Phi = \frac{1+\sqrt{5}}{2}$ – число Фидия (отношение золотого сечения).

Путем отбрасывания диаметрально противоположных вершин находим, что четырехмерные правильные многогранники порождают равномерную конечную подгруппу группы $SO(3)$ с шестьюдесятью элементами.

Соответствующие элементы этой группы, выраженные через координаты единичных кватернионов, приведены в таблице.

Гиперсфера кватернионов S^3 может быть отображена в шар радиусом π трехмерного пространства R^3. Получаемое таким образом отображение группы $SO(3)$ в шар радиусом π не является биективным, т.к. противоположным точкам диаметров шара соответствует одна и та же матрица направляющих косинусов. Получаемое таким образом конфигурационное многообразие может быть использовано для моделирования и визуализации углового движений твердого тела.

Элементы равномерной подгруппы группы $SO(3)$, порождаемой 600-ячейником

$q^{(1)}=[1,0,0,0]$	$q^{(2)}=[0,1,0,0]$	$q^{(3)}=[0,0,1,0]$	$q^{(4)}=[0,0,0,1]$	$q^{(5)}=\left[\frac{1}{2},\frac{1}{2},\frac{1}{2},\frac{1}{2}\right]$	$q^{(6)}=\left[\frac{1}{2},-\frac{1}{2},\frac{1}{2},\frac{1}{2}\right]$
$q^{(7)}=\left[\frac{1}{2},\frac{1}{2},-\frac{1}{2},\frac{1}{2}\right]$	$q^{(8)}=\left[\frac{1}{2},\frac{1}{2},\frac{1}{2},-\frac{1}{2}\right]$	$q^{(9)}=\left[\frac{1}{2},-\frac{1}{2},-\frac{1}{2},\frac{1}{2}\right]$	$q^{(10)}=\left[\frac{1}{2},\frac{1}{2},-\frac{1}{2},-\frac{1}{2}\right]$	$q^{(11)}=\left[\frac{1}{2},-\frac{1}{2},\frac{1}{2},-\frac{1}{2}\right]$	$q^{(12)}=\left[\frac{1}{2},-\frac{1}{2},-\frac{1}{2},-\frac{1}{2}\right]$
$q^{(13)}=\frac{1}{2}\left[\Phi,1,\frac{1}{\Phi},0\right]$	$q^{(14)}=\frac{1}{2}\left[\Phi,\frac{1}{\Phi},0,1\right]$	$q^{(15)}=\frac{1}{2}\left[\Phi,0,1,\frac{1}{\Phi}\right]$	$q^{(16)}=\frac{1}{2}\left[1,\Phi,0,\frac{1}{\Phi}\right]$	$q^{(17)}=\frac{1}{2}\left[1,\frac{1}{\Phi},\Phi,0\right]$	$q^{(18)}=\frac{1}{2}\left[1,0,\frac{1}{\Phi},\Phi\right]$
$q^{(19)}=\frac{1}{2}\left[\frac{1}{\Phi},\Phi,1,0\right]$	$q^{(20)}=\frac{1}{2}\left[\frac{1}{\Phi},1,0,\Phi\right]$	$q^{(21)}=\frac{1}{2}\left[\frac{1}{\Phi},0,\Phi,1\right]$	$q^{(22)}=\frac{1}{2}\left[0,\Phi,\frac{1}{\Phi},1\right]$	$q^{(23)}=\frac{1}{2}\left[0,1,\Phi,\frac{1}{\Phi}\right]$	$q^{(24)}=\frac{1}{2}\left[0,\frac{1}{\Phi},1,\Phi\right]$
$q^{(25)}=\frac{1}{2}\left[\Phi,-1,\frac{1}{\Phi},0\right]$	$q^{(26)}=\frac{1}{2}\left[\Phi,\frac{1}{\Phi},0,-1\right]$	$q^{(27)}=\frac{1}{2}\left[\Phi,0,-1,\frac{1}{\Phi}\right]$	$q^{(28)}=\frac{1}{2}\left[-1,\Phi,0,\frac{1}{\Phi}\right]$	$q^{(29)}=\frac{1}{2}\left[-1,\frac{1}{\Phi},\Phi,0\right]$	$q^{(30)}=\frac{1}{2}\left[-1,0,\frac{1}{\Phi},\Phi\right]$
$q^{(31)}=\frac{1}{2}\left[\frac{1}{\Phi},\Phi,-1,0\right]$	$q^{(32)}=\frac{1}{2}\left[\frac{1}{\Phi},-1,0,\Phi\right]$	$q^{(33)}=\frac{1}{2}\left[\frac{1}{\Phi},0,\Phi,-1\right]$	$q^{(34)}=\frac{1}{2}\left[0,\Phi,\frac{1}{\Phi},-1\right]$	$q^{(35)}=\frac{1}{2}\left[0,-1,\Phi,\frac{1}{\Phi}\right]$	$q^{(36)}=\frac{1}{2}\left[0,\frac{1}{\Phi},-1,\Phi\right]$
$q^{(37)}=\frac{1}{2}\left[\Phi,1,-\frac{1}{\Phi},0\right]$	$q^{(38)}=\frac{1}{2}\left[\Phi,-\frac{1}{\Phi},0,1\right]$	$q^{(39)}=\frac{1}{2}\left[\Phi,0,1,-\frac{1}{\Phi}\right]$	$q^{(40)}=\frac{1}{2}\left[1,\Phi,0,-\frac{1}{\Phi}\right]$	$q^{(41)}=\frac{1}{2}\left[1,-\frac{1}{\Phi},\Phi,0\right]$	$q^{(42)}=\frac{1}{2}\left[1,0,-\frac{1}{\Phi},\Phi\right]$
$q^{(43)}=\frac{1}{2}\left[-\frac{1}{\Phi},\Phi,1,0\right]$	$q^{(44)}=\frac{1}{2}\left[-\frac{1}{\Phi},1,0,\Phi\right]$	$q^{(45)}=\frac{1}{2}\left[-\frac{1}{\Phi},0,\Phi,1\right]$	$q^{(46)}=\frac{1}{2}\left[0,\Phi,-\frac{1}{\Phi},1\right]$	$q^{(47)}=\frac{1}{2}\left[0,1,\Phi,-\frac{1}{\Phi}\right]$	$q^{(48)}=\frac{1}{2}\left[0,-\frac{1}{\Phi},1,\Phi\right]$
$q^{(49)}=\frac{1}{2}\left[\Phi,-1,-\frac{1}{\Phi},0\right]$	$q^{(50)}=\frac{1}{2}\left[\Phi,-\frac{1}{\Phi},0,-1\right]$	$q^{(51)}=\frac{1}{2}\left[\Phi,0,-1,-\frac{1}{\Phi}\right]$	$q^{(52)}=\frac{1}{2}\left[-1,\Phi,0,-\frac{1}{\Phi}\right]$	$q^{(53)}=\frac{1}{2}\left[-1,-\frac{1}{\Phi},\Phi,0\right]$	$q^{(54)}=\frac{1}{2}\left[-1,0,-\frac{1}{\Phi},\Phi\right]$
$q^{(55)}=\frac{1}{2}\left[-\frac{1}{\Phi},\Phi,-1,0\right]$	$q^{(56)}=\frac{1}{2}\left[-\frac{1}{\Phi},-1,0,\Phi\right]$	$q^{(57)}=\frac{1}{2}\left[-\frac{1}{\Phi},0,\Phi,-1\right]$	$q^{(58)}=\frac{1}{2}\left[0,\Phi,-\frac{1}{\Phi},-1\right]$	$q^{(59)}=\frac{1}{2}\left[0,-1,\Phi,-\frac{1}{\Phi}\right]$	$q^{(60)}=\frac{1}{2}\left[0,-\frac{1}{\Phi},-1,\Phi\right]$

Для визуализации равномерной дискретной подгруппы группы $SO(3)$ воспользуемся отображением

$$f\colon\ S^3 \to D, \quad S^3 \subset R^4, \quad D\colon \quad |r| \le \pi, \quad r \subset R^3.$$

Закон отображения в шар радиусом π при этом задается равенствами

$$x_k = \frac{2q_k\, arccos\, q_0}{\sqrt{1-q_0^2}}, \quad k = 1,2,3$$

с устранимым разрывом в точке q=[1,0,0,0].

Проверка отображения показывает, что часть точек выходит за пределы шара (рис.1)

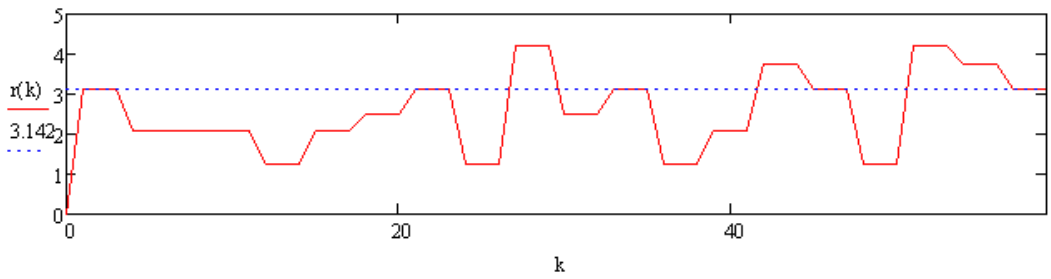


Рис.1. Распределение расстояний r_k от центра шара до точечных изображений элементов равномерной подгруппы группы $SO(3)$

Для элементов, вышедших за пределы шара радиусом π, выполняется смена знака у соответствующих им кватернионов. В результате все точки оказываются внутри шара радиусом π или на его поверхности (рис. 2)

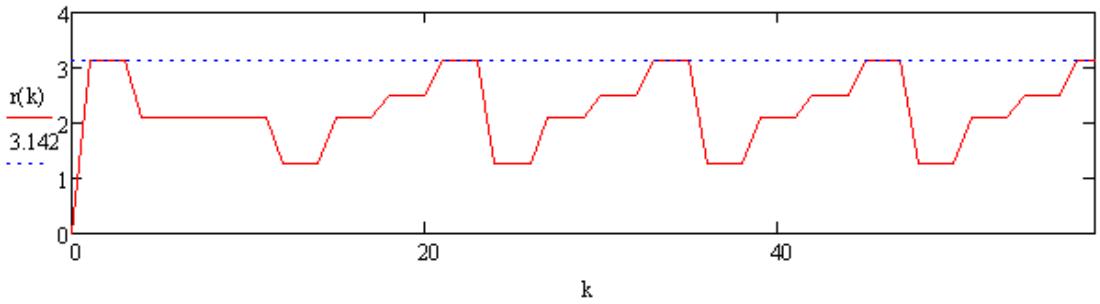


Рис.2. Распределение расстояний r_k от центра шара до точечных изображений элементов равномерной дискретной подгруппы группы $SO(3)$ внутри шара радиусом π

Анализ распределения точечных образов элементов равномерной дискретной подгруппы группы $SO(3)$ внутри шара радиусом π показывает, что соответствующие точки расположены на четырех сферах с радиусами $\frac{\pi}{5}$, $\frac{\pi}{3}$, $\frac{2\pi}{5}$ и π. Эти точки находятся в вершинах, вписанных в эти сферы икосаэдров, додекаэдра и икосододекаэдра (рис. 3).

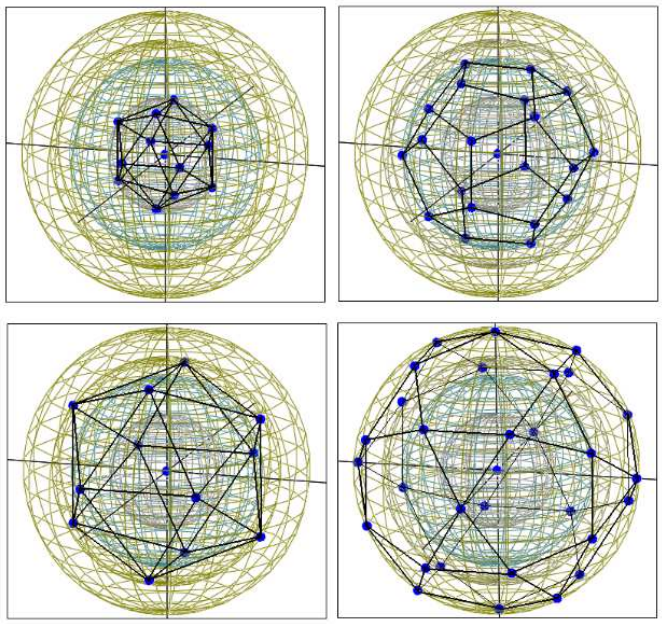


Рис.3. Визуализация равномерной дискретной подгруппы группы $SO(3)$

Диаметрально противоположные точки в вершинах икосододекаэдра определяют один и тот же элемент группы $SO(3)$.

Отклонение текущей ориентации КА от соответствующей узлу равномерной решетки определяется углом φ_k разориентации в эйлеровом повороте из равенства

$$\varphi_k = 2\arccos(\mathrm{q}\cdot\mathrm{q}^{(k)}),$$

где $\mathrm{q}\cdot\mathrm{q}^{(k)} = q_0q_0^{(k)} + q_1q_1^{(k)} + q_2q_2^{(k)} + q_3q_3^{(k)}$ – скалярное произведение кватернионов.

Список литературы

1. *Yershova A., et al.* Generating Uniform Incremental Grids on SO(3) Using the Hopf Fibration.9 The performance // The International Journal of Robotics Research. 2010. Vol. 29. № 7. P. 801–812. DOI: 10.1177/0278364909352700
2. *Coxeter H. S. M.* Introduction to Geometry. New York: Wiley, 1969. P. 469.

ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ В СФЕРЕ СОЗДАНИЯ ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНЫХ ПРЕЦИЗИОННЫХ АНТЕННЫХ СИСТЕМ ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.В. Иванов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева», г. Железногорск, Россия

Антенные системы (АС) в составе полезных нагрузок перспективных телекоммуникационных космических аппаратов (КА) обеспечивают прием и передачу информации целевого назначения в специфицированной заказчиком зоне обслуживания на Земле. Конструктивно АС представляет собой офсетную однозеркальную систему «облучатель-рефлектор» со сложным механическим интерфейсом (отсутствием автономной конструкции, соединяющей облучатель и рефлектор) (рис. 1).

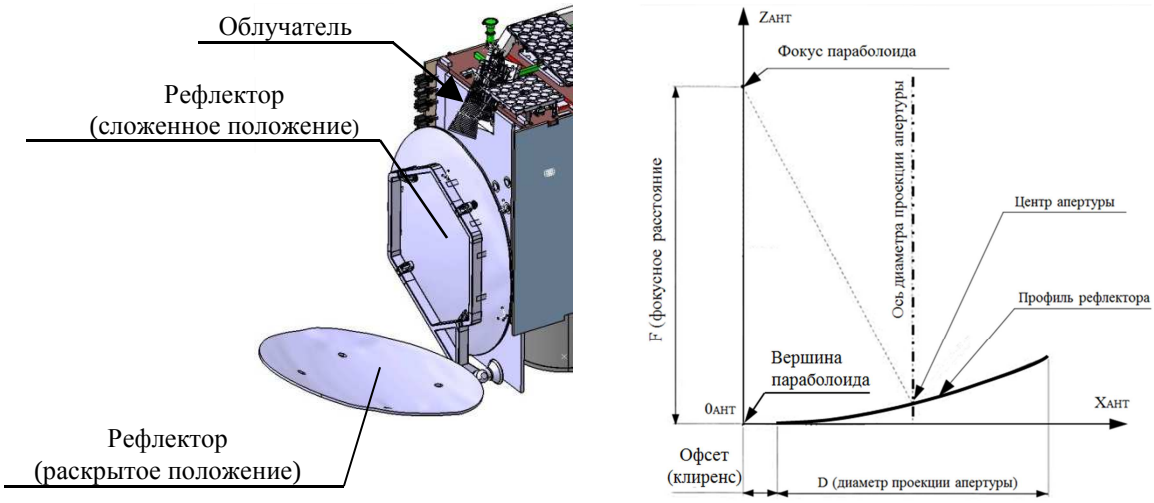


Рис. 1. Конструкция и основные геометрические параметры АС

При разработке прецизионных АС актуальными задачами является освоение сверхвысоких диапазонов частот, повышение пропускной способности каналов и скорости передачи информации, увеличение зон обслуживания с высоким качеством, надежностью и помехозащищенностью радиолинии «Земля-КА». Выполнение этих требований обеспечивается применением АС с контурной диаграммой направленности (ДН) с увеличенным диаметром, высокой точностью и размеростабильностью рефлекторов в условиях внешней среды КА (комплекс вибрационных и акустических нагрузок, градиент температур в диапазоне ±150°С, вакуум и радиация).

До недавнего времени в составе российских КА применялись импортные прецизионные антенны с летной квалификацией (рис. 2), что ограничивало долю российского сегмента на рынке высокотехнологичной космической продукции. С учетом этого задача создания и квалификации отечественных высокоточных АС КА является чрезвычайно актуальной.

В работе представлены результаты проектирования, изготовления и испытаний рефлекторов в сборе высокотехнологичных прецизионных АС, имеющих выходные параметры на уровне мировых разработок. Высокий уровень заданных технических и эксплуатационных требований в сочетании с жесткими условиями функционирования и длительным САС обусловили разработку конструкции с оптимальным сочетанием прецизионности, прочности, жесткости, размеростабильности и массы, изготовленной из инновационных материалов, гарантирующих реализацию требуемых значений параметров (рис. 3).

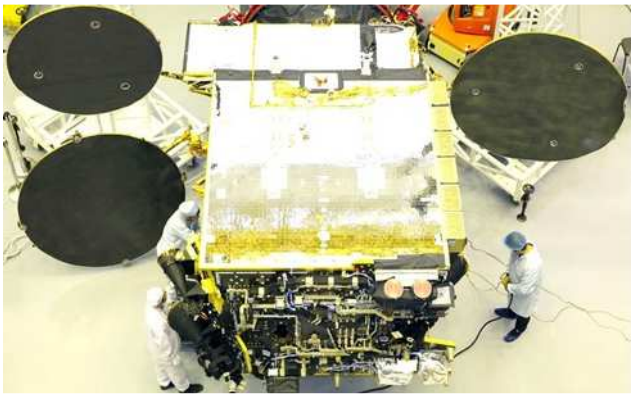
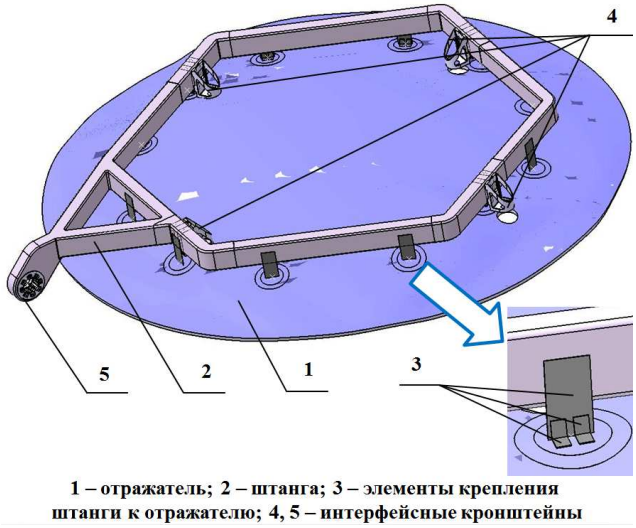


Рис. 2. Импортные антенны в составе полезной нагрузки КА «Экспресс-АМ8»



1 – отражатель; 2 – штанга; 3 – элементы крепления штанги к отражателю; 4, 5 – интерфейсные кронштейны



Рис. 3. Проектная разработка и изготовленный летный рефлектор в сборе офсетной АС с контурной ДН

Успешную реализацию разработки составной части АС обеспечили разработанная методология комплексного проектирования и детальный план изготовления и испытаний, основанные на квалифицированном опыте проектирования аналогов, применении перспективных технологий производства и испытаний, разработке и квалификации инновационных композиционных материалов отечественного производства с сопоставимыми с зарубежными аналогами свойствами и программе работ по наземной экспериментальной отработке и реализации методик интеграции, юстировки и испытаний прецизионных АС автономно и в составе КА.

Приведено техническое описание оригинальной конструкции рефлектора в сборе из углепластиковых композиционных материалов отечественного производства, функциональное разделение составных частей и особенности применения уникальных свойств материала (низкий коэффициент линейного теплового расширения, высокие удельные физико-механические параметры и малая плотность) позволили создать прочную, легкую и стабильную конструкцию. Разработка защищена патентом на изобретение РФ № 2655473.

Представлены сведения по матрице испытаний и примененному комплексу современного специализированного технологического оборудования для производства прецизионных конструкций из углепластика (разработка перспективной композитной формообразующей оправки для изготовления рефлектора защищена патентом на изобретение РФ № 2657913). Рассмотрены производственно-технологические аспекты обоснования и применения перспективных технологий изготовления, позволивших гарантированно обеспечить высокое качество и соответствие продукции техническим требованиям заказчика.

Приведено описание рабочих мест испытаний рефлекторов в сборе АС, позволивших достоверно и комплексно подтвердить правильность заложенных проектно-конструкторских и технологических решений и соответствие совокупности конструктивных, механических, тепловых и радиотехнических характеристик и граничных условий заданным критериям положительной оценки.

Отдельно приведены результаты практической реализации технологии «цифрового двойника» с использованием комплекса цифровых моделей, разработанных на разных этапах изготовления и испытаний. Представлена подробная блок-схема этапов технологии и рассмотрены некоторые конкретные аспекты применения «цифровых двойников» в рамках проведения испытаний рефлектора в сборе на термоупругие деформации. Полученные результаты валидации цифровых моделей позволяют обеспечить необходимые критерии сходимости прогнозных и экспериментальных данных поведения конструкций антенн в экстремальных условиях внешних воздействий и достигнуть снижения высоких затрат на наземную экспериментальную отработку и сокращения сроков создания высокотехнологичной продукции в 2-3 раза. Кроме того, применение «цифровых двойников» позволит выполнять с достаточной степенью достоверности прогнозирование поведения физического объекта в условиях неравномерных граничных условий внешней среды и проводить виртуальные «краш-тесты» программных аналогов реальных конструкций.

Итогом проведенных работ стала успешная летная квалификация изготовленных прецизионных АС с характеристиками на уровне аналогов иностранного производства в составе полезных нагрузок четырех летных связных КА тяжелого класса (на базе платформы «Экспресс-2000») и протолетной модели КА «Экспресс-АМУ7» среднего класса (на базе платформы «Экспресс-1000») (см. таблицу).

Квалификация АС в составе летных КА

<table>
<tr><th>Антенная система</th><th colspan="4">Летная квалификация в составе КА</th></tr>
<tr><td>Приемо-передающая многолучевая офсетная параболическая антенна Ка-диапазона</td><td rowspan="2">Связной КА тяжелого класса №11 (запуск 2016 г.)</td><td rowspan="2">Связной КА тяжелого класса №12 (запуск 2017 г.)</td><td rowspan="2">Связной КА тяжелого класса №13 (запуск 2018 г.)</td><td rowspan="2">Связной КА тяжелого класса №14 (запуск 2019 г.)</td></tr>
<tr><td>Две приемо-передающие офсетные антенны с контурной ДН Ku- диапазона</td></tr>
<tr><td>Рефлектор приемо-передающей офсетной антенны с контурной ДН С-диапазона</td><td colspan="4">Успешно завершена наземная отработка автономно и в составе КА «Экспресс-АМУ7» (запуск ноябрь 2021 г.)</td></tr>
</table>

Полученные результаты работы обеспечат значительный прогресс при создании конкурентных отечественных высокотехнологичных разработок и позволят решать задачи импортозамещения и повышения доли российской составляющей на мировом рынке космических телекоммуникационных услуг.

СТАТИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ НАДЕЖНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ОРБИТЫ

Брусков А.А.

ГБОУ ВО МО «Технологический университет имени дважды Героя Советского Союза, летчика-космонавта А.А. Леонова», г. Королев, Россия

Цель настоящей работы заключается в статистическом получении и сопоставлении результатов надежности спутников в зависимости от типа орбиты, а именно геосинхронных орбит, низких околоземных орбит и средних околоземных орбит.

Со статистической точки зрения на вероятность отказа космических аппаратов могут влиять несколько параметров или характеристик конструкции. Например, сложность космического аппарата, его орбита, количество приборов на борту или размер его полезной нагрузки, которая имеет некоторые последствия для надежности спутника. Одним из факторов, влияющих на надежность спутника, может быть тип орбиты, поскольку выбор орбиты может повлиять на выбор конструкции на борту космического аппарата, а также на рабочую среду системы [1]. За этим наблюдением следует несколько вопросов: например, соотносятся ли разные орбиты космических аппаратов с различным поведением отказов на орбите? Имеют ли спутники на низкой околоземной орбите иной характер отказа, чем спутники на геосинхронной орбите? Показывают ли спутники на разных орбитах различную степень «младенческой смертности»?

В этой работе я провожу статистический анализ надежности спутника с орбитой в качестве ковариаты. Анализ основан на наборе данных из 1488 спутников на околоземной орбите (для этого исследования мною использована база данных SpaceTrak), успешно запущенных в период с января 1990 года по октябрь 2020 года. Я сначала классифицирую эти спутники по орбите: геостационарной орбите, низкой околоземной орбите и средней околоземной орбите. Затем проводится непараметрический анализ надежности спутника для каждой категории орбиты с помощью оценщика Каплана – Мейера. Используя аналитические методы, такие как оценка максимального правдоподобия и регрессия наименьших квадратов, затем проводится параметрический анализ, предполагая распределение комбинаций Вейбулла [2]. Основываясь на этих параметрических подходах, предлагается сравнительный анализ надежности, выявляющий сходства и различия в поведении надежности спутников на этих трех типах орбит. Наконец, я завершаю эту работу статистическим анализом. Непараметрические результаты надежности спутников на геосинхронной орбите, низкой околоземной орбите показаны на рис. 1. Непараметрические результаты надежности спутников на средней околоземной орбите представлены на рис. 2.

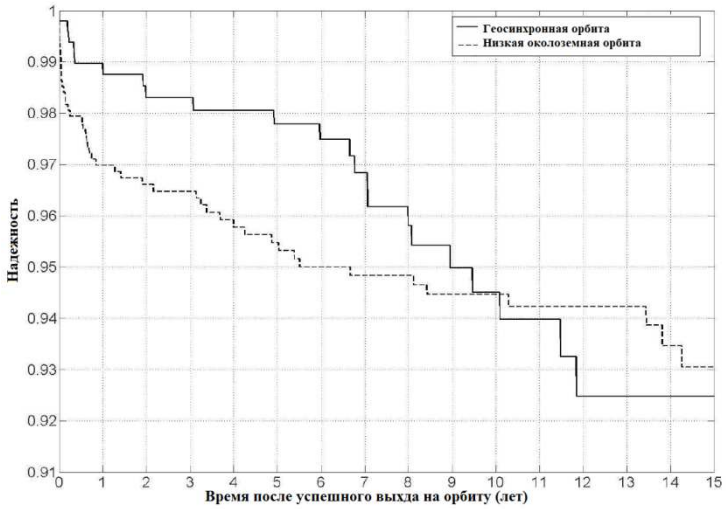


Рис. 1. Непараметрические результаты надежности спутников на геосинхронной орбите, низкой околоземной орбите

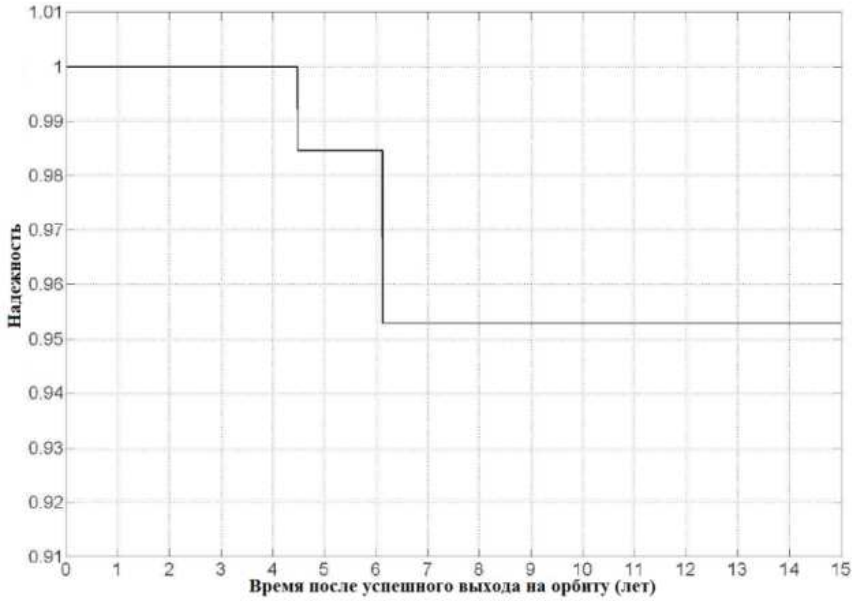


Рис.2. Непараметрический результат надежности спутников на средней околоземной орбите

В этой работе я получил непараметрические результаты надежности для спутников, находящихся на околоземной орбите, в зависимости от типа орбиты, а именно от геосинхронных орбит, низких околоземных орбит и средних околоземных орбит. Я использовал обширную базу данных о запусках спутников и сбоях на орбите и аномалиях, чтобы получить, используя оценщик Каплана – Мейера, непараметрические результаты надежности для каждой категории спутников.

Затем, используя метод оценки максимального правдоподобия и регрессию наименьших квадратов, были получены параметрические соответствия результатов с одним и двумя распределениями Вейбулла. Параметрические подгонки с использованием комбинаций распределений оказались в значительной степени точными при регистрации тенденций отказов в непараметрических результатах.

Основываясь на этих параметрических подходах, предоставлен сравнительный анализ надежности, выявляющий сходства и различия в поведении надежности спутников на этих трех типах орбит.

Список литературы

1. *Брусков А.А.* Определение объема комплексных электрических испытаний наноспуников // Инновационные аспекты социально-экономического развития региона: сборник статей по материалам участников X Ежегодной научной конференции аспирантов «МГОТУ» (14 мая 2020 г., наукоград Королев). М.: Издательство «Научный консультант», 2020. 554 с.
2. *Брусков А.А.* Анализ надежности различных систем космических аппаратов // Информационно-технологический вестник. 2020. № 4. С 34–46. ISSN 2409-1650.

АКТИВНОЕ ВЫСОКОСКОРОСТНОЕ ОТДЕЛЕНИЕ АНТЕННОГО БЛОКА ОТ ГОЛОВНОГО БЛОКА ДВУХБЛОЧНОГО ИНЕРЦИАЛЬНОГО ПЕНЕТРАТОРА ПЕРЕД ВНЕДРЕНИЕМ В ГРУНТ ИССЛЕДУЕМОГО НЕБЕСНОГО ТЕЛА

Леун Е.В., Поляков А.А., Сысоев В.К.

АО «НПО Лавочкина», г. Химки, Россия

Одно из важных направлений развития малых космических аппаратов для космических исследований небесных тел связано с совершенствованием пенетраторов. Особенностью инерциальных пенетраторов является ударное внедрение в грунт небесного тела до ~10-15 м с исходной скоростью как минимум до ~3000 м/с. Выполнение основной целевой задачи, связанной с проведением научных исследований параметров исследуемого небесного тела и/или его грунта, зависит от запаса электроэнергии и возможности организации надежного радиоканала с Землей и/или орбитальным аппаратом. Последнее обстоятельство предопределяет двухблочную разделяемую конструкцию пенетратора с головным погружаемым блоком, антенным блоком, который должен остаться на поверхности небесного тела и кабелем связи между ними [1].

Перегрузка G, возникающая при погружении головного блока пенетратора, определяется выражением [2]:

$$G = \frac{a}{g} = \frac{v_0^2}{2gl}. \qquad (1)$$

где a – торможение, создаваемое при ударном внедрении в грунт головным блоком, v_0 – скорость перед началом ударного внедрения пенетратора, 1 – глубина воронки, созданной пенетратором.

При глубине погружения $l \approx$ 10-15 м с начальной скоростью $v_0 \approx 3000$ м/с значения перегрузки G могут достигать значений 45 000. Эти значения являются исходными данными при проектировании различных конструкций головного блока пенетратора, внешняя оболочка которого должна быть создана из высокопрочного материала. При использовании металлов для пенетраторов появляется важный фактор в виде так называемого инерциального взрыва, особенности которого рассмотрены [3–4]. Вероятность возникновения инерциального взрыва значительно снижается при использовании для внешней оболочки пенетратора специальных модификаций льда [5].

Однако, так как глубина погружения антенного блока $l_{ант}$, должна быть минимальной, при его пассивном отделении от головного блока, т.е. без торможения, соответствующая ударная перегрузка, рассчитанная по формуле (1), будет кратно превышать перегрузку головного блока. Поэтому антенный блок может стать «слабым звеном» с высокой вероятностью своего ударного уничтожения.

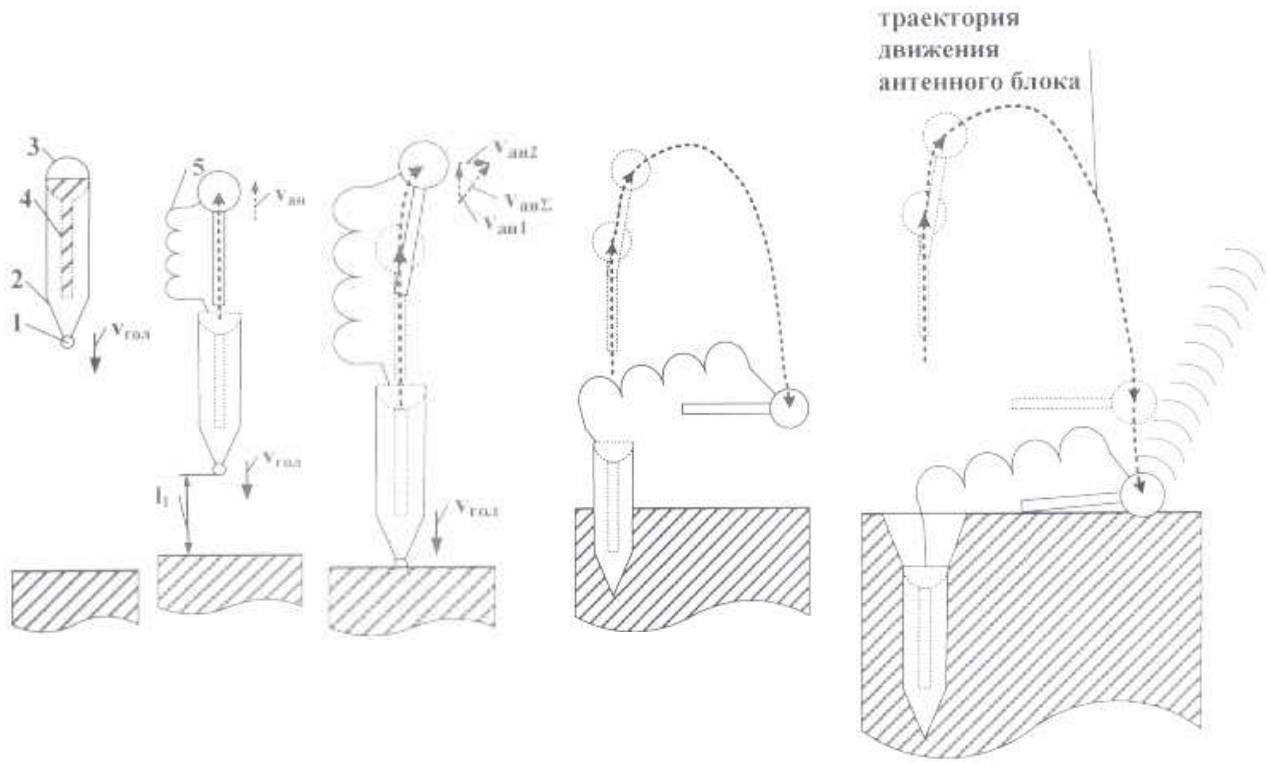
Для снижения возникающей ударной перегрузки, действующей на антенный блок, при его падении на поверхность небесного тела в работе [1] предложено осуществлять его активное высокоскоростное отделение в виде обратного отстрела, а пенетратор изготавливать в виде телескопической конструкции. В этом случае значения перегрузки G можно рассчитать по формуле:

$$G = \frac{(v_{гол} - v_{ан})^2}{2gl}. \qquad (2)$$

где $v_{ан}$ и $v_{гол}$ – скорости движения антенного и головного блоков соответственно.

Такой отстрел, подобный оружейному выстрелу, может быть осуществлен при использовании энергии пневматической пушки или взрывчатых веществ без использования реактивного двигателя, как в работе [6]. Для исключения падения антенного блока обратно в воронку после отстрела, помимо основного импульса $v_{ан1}$, предлагается формирование дополнительного ортогонального небольшого импульса движения $v_{ан2}$ так, чтобы суммарный вектор движения $v_{ан\Sigma}$ был боковым к первоначальному вектору отстрела. Такой технический прием позволит отлететь антенному блоку на расстояние не менее 5-15 м от воронки, оставшись на поверхности грунта и исключив преграды на пути распространения радиоволн.

Основные этапы подлета и внедрения инерциального двухблочного пенетратора в грунт небесного тела с отстрелом антенного блока и падения его на поверхность в упрощенном виде приведены на рис.1*а* – рис.1*д* (для неразъемного соединения штока с поршнем и антенного блока): рис. 1*а* – подлет пенетратора (антенный и головной блок в собранном состоянии); рис. 1*б* – на расстоянии 1_0 по сигналу от дальномера происходит отстрел антенного блока, прикрепленного штоком к выталкиваемому поршню с запуском внутренней циклограммы антенного блока; рис.1*в* – формирование бокового импульса $v_{ан2}$ по внутренней циклограмме антенного блока для его движения по отлетной траектории $v_{ан\Sigma}$; рис.1*г* – падение антенного блока со штоком и поршнем рядом с воронкой, образуемой ударным внедрением головного блока инерциального пенетратора; рис.1*д* – останов погружения (торможения) головного блока, завершение падения антенного блока с началом формирования радиосигнала для создания радиоканала с Землей и/или орбитальным аппаратом.



а) *б)* *в)* *г)* *д)*

Рис. 1. Этапы подлета и ударного внедрения инерциального двухблочного пенетратора в грунт небесного тела с отстрелом антенного блока и падения его на поверхность (показан вариант неразъемного соединения штока с поршнем и антенного блока)

В одном из сценариев может быть реализовано разъемное соединение штока с поршнем и антенного блока, в котором формирование бокового импульса движения для шарообразного антенного блока совмещено с отделением его от штока с поршнем, например, при использовании пиропатрона (не показано на рисунке).

Одной из наиболее перспективной конструкцией антенного блока с точки зрения создания нужного вектора диаграммы направленности можно считать применение принципа «ваньки-встаньки» и/или эффекта линзы Люнеберга. Особенность последней заключается в реализации многоканальных переключаемых приемопередатчиков со специальным шарообразным фокусным элементом. За счет управляемого алгоритма переключения этих приемопередатчиков возникает возможность сканирования, управления пространственным вектором диаграммы направленности антенного блока для поиска приемопередатчиков на Земле и/или орбитальном аппарате и формирования радиоканала обмена информацией.

Список литературы

1. *Леун Е.В., Поляков А.А., Защиринский С.А., Шаханов А.Е. и др.* Особенности взаимодействия антенного и головного блоков двухблочного инерциального пенетратора при внедрении в грунт исследуемого небесного тела // Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли: Материалы XV Всероссийской научно-технической конференции, посвященной памяти главного конструктора ПО «Полет» А.С. Клинышкова. Омск, 2021. С. 15–18.
2. *Леун Е.В., Поляков А.А., Защиринский С.А., Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Шалай В.В.* Некоторые особенности ударного внедрения пенетраторов в грунт небесных тел // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2021. Т. 5, № 1. С. 71–79.
3. *Марахтанов М.К., Велданов В.А., Максимов М.А. и др.* Некоторые особенности взаимодействия металлического снаряда с металлической преградой // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2009. № 1 (59). С. 43–53.
4. *Марахтанов М.К., Велданов В.А., Духопельников Д.В. и др.* Моделирование механизма разрушения космических аппаратов в результате инерциального взрыва их металлических узлов при столкновении // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 17–25.
5. Пат. 2626792. Российская Федерация, МПК B 64 G 1/00. Способ доставки полезного груза в грунт небесного тела, обеспечения исследований грунта и небесного тела и устройство его реализации (варианты) / Шалай В.В., Пичхадзе К.М., Багров А.В., Леун Е. В. и др. № 2015154859; заявл. 16.05.16; опубл. 01.08.17, Бюл. № 22.
6. *Федоров С.В., Федорова Н.А.* Влияние импульса реактивной тяги на глубину проникания исследовательского зонда в грунт планеты // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2013. Т.2. С. 148–157.

КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВТОМАТИЧЕСКИХ КА

Войтко В.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

С 1999 года наше предприятие создало и успешно эксплуатирует автоматические космические аппараты (АКА) на базе унифицированной космической платформы (УКП) [1]. Особенностью УКП является использование интегрированного бортового комплекса управления на основе цифровых вычислительных машин (ЦВМ), устройств сопряжения (УС) и блоков управления бортовым комплексом (БУБК), обеспечивающего не только управление всеми остальными системами АКА, но и сбор телеметрической информации об их функционировании. Принятые в БКУ технические решения позволили уменьшить габариты и массу АКА, повысить их ресурс и гибкость управления.

Длительная (в течение 22 лет) и в целом успешная эксплуатация АКА на основе УКП и полученный в ее ходе опыт позволили выявить не только достоинства примененного в ней БКУ, но и ряд его недостатков.

БКУ УКП в значительной степени выполнен на иностранной ЭКБ. На момент его создания это было вынужденным решением, принятым из-за отсутствия отечественных аналогов. Однако в настоящее время доступность иностранной ЭКБ, пригодной для использования в АКА, существенно снизилась из-за санкций. Кроме того, использованная в БКУ УКП импортная ЭКБ к настоящему времени устарела морально, что чревато снятием ее с производства.

Опыт эксплуатации АКА на базе УКП показал, что в ответственных применениях крайне нежелательно применение ЭКБ, не являющейся радиационно-стойкой.

Структура БКУ УКП изначально была ориентирована на использование в достаточно крупных (массой более 1000 кг) АКА. Ее приборы узко специализированы (в ЦВМ сосредоточены вычислительные процессы, в УС17 – сбор информации от датчиков, в БУБК – выдача команд и коммутация питания приборов), что наряду с естественными требованиями резервирования приводит к значительным габаритам и массе БКУ. Более того, аналогичный подход (узкая специализация модулей) применен и внутри приборов БКУ.

Модернизация приборов БКУ с переходом на отечественную ЭКБ, но с сохранением прежних технических решений, приводит к росту их габаритов, массы и электропотребления.

В настоящее время отечественная промышленность начала выпуск радиационно-стойких процессоров с большим количеством встроенной периферии – микроконтроллеров (1986ВЕ8Т [1]) и систем на кристалле (1892ВМ206 [3]). В число встроенной периферии входят контроллеры памяти с защитой кодом Хэмминга (с исправлением одиночных ошибок и обнаружением двойных), контроллеры каналов обмена по RS-485, CAN, МКПД, SpaceWire и т.д., аналого-цифровые и цифро-аналоговые преобразователи (АЦП и ЦАП).

Внедрение современных микроконтроллеров (МК) со встроенными оконечными устройствами МКПД и АЦП в состав ряда приборов и систем (в СЭС это АРК, аккумуляторные батареи, УПСБ, в электроракетных ДУ – АПУ) позволит снять с БКУ функцию приема и обработки информации от встроенных в эти приборы датчиков, упростит передачу в них команд от БКУ. Это позволит частично перенести из БКУ в приборы со встроенными МК управление соответствующими системами (СЭС), снизить требования к БКУ по количеству релейных команд и числу коммутируемых фидеров питания.

Из числа служебных систем АКА малопригодны для оснащения встроенными МК СОТР и СХП ДУ. В СОТР требуется сбор информации от большого количества температурных датчиков и коммутация питания групп электронагревателей. В СХП ДУ требуется сбор информации от датчиков температуры и давления, а так же выдача команд управления клапанами. Задача управления СОТР и СХП ДУ может быть реализована с помощью локального контроллера (ЛК), объединяющего функции УС17 и БУБК (а также вычислительную реализацию алгоритмов управления СОТР и СХП ДУ из ЦВМ).

В состав ЛК входит до восьми модулей: модуль питания и до семи функциональных, одним из которых является вычислительный модуль на базе МК 1986ВЕ8Т. Для упрощения ЛК максимально используется встроенная периферия МК.

Вычислительный модуль обеспечивает управление всеми модулями ЛК, прием и обработку информации от аналоговых и температурных датчиков, связь с другими приборами БКУ (рис. 1). Измерительные схемы и узлы гальванической развязки между АЦП МК и аналоговыми мультиплексорами 1923КН014 [4] на рис. 1 не показаны, но в составе вычислительного модуля они предусмотрены. Вся ЭКБ (приемопередатчики RS-485 и МКПД, аналоговые мультиплексоры, ПЗУ и ОЗУ) отечественная и радиационно-стойкая.

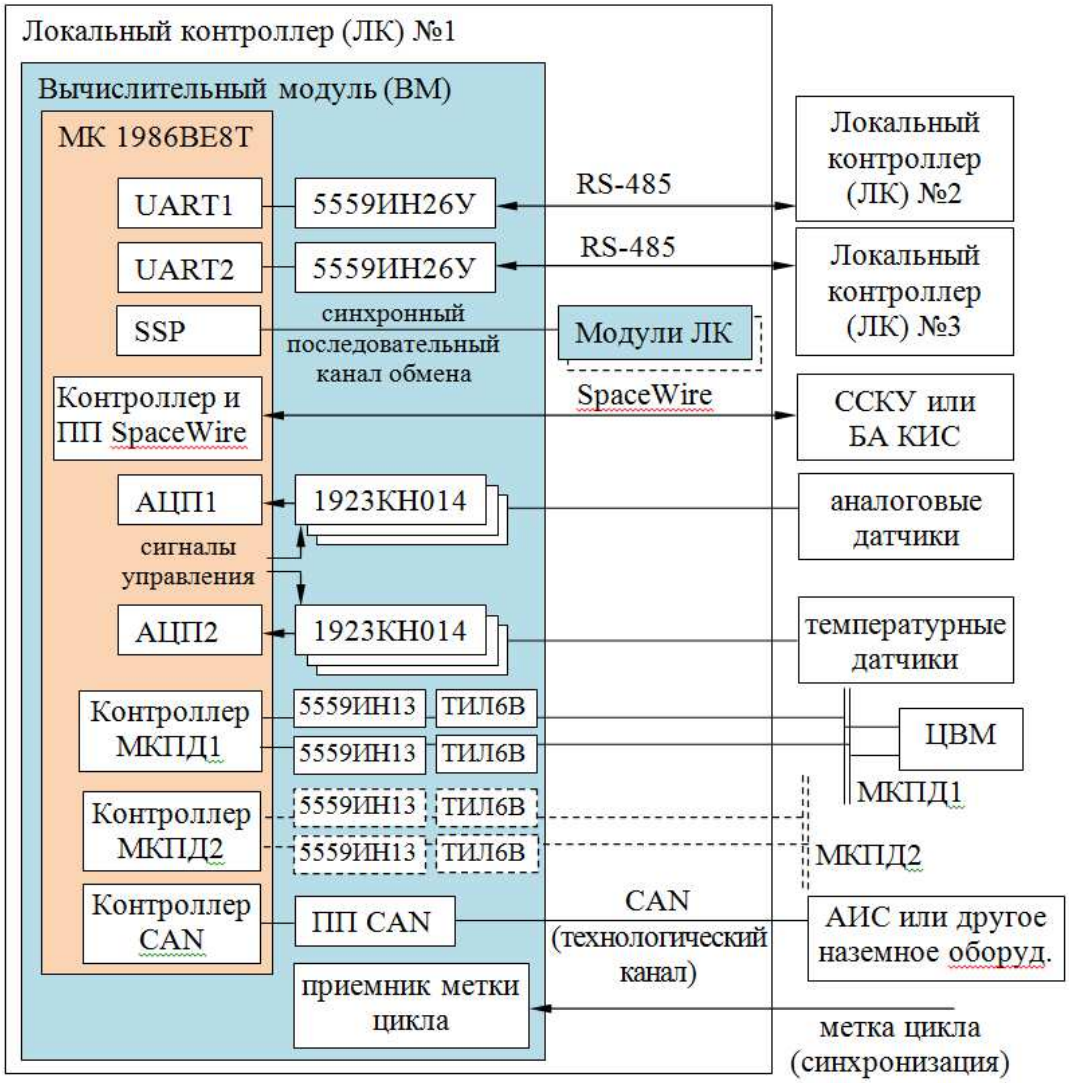


Рис. 1. Внешние связи вычислительного модуля ЛК

Управление памятью вычислительного модуля (включая контроль по Хэммингу) осуществляется микроконтроллером 1986ВЕ8Т без каких-либо интерфейсных микросхем (рис. 2). Большой объем ОЗУ (2…8 Мбайт в зависимости от выбранной модели микросхем ОЗУ) позволяет использовать часть его в качестве телеметрического ЗУ.

Модуль приема дискретных сигналов, аналогичный по схемным решениям, обеспечит прием информации от релейных датчиков и питание датчиковой аппаратуры. Оставшиеся 5 функциональных модулей ЛК аналогичны по составу и функциям функциональным модулям БУБК. Таким образом, три локальных контроллера с габаритами и массой прибора БУБК (или УС17Р) каждый заменят три прибора УС17Р и два БУБК, обеспечат хранение ТМИ и реализацию алгоритмов управления СОТР и СХП ОДУ.

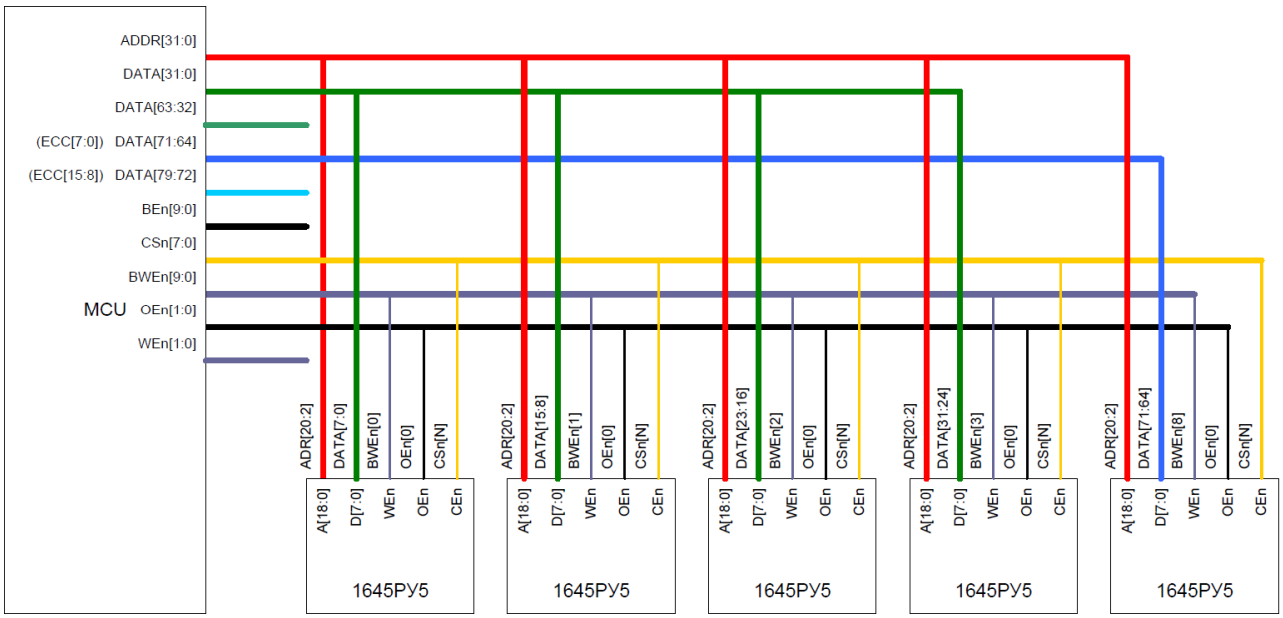


Рис. 2. Сопряжение ОЗУ с микроконтроллером 1986ВЕ8Т

В малых АКА (менее 1000 кг), в которых имеются очень жесткие ограничения на габариты и массу бортовых систем, на ЛК могут быть возложены и функции ЦВМ в части управления режимами работы АКА в целом, а также управления СУДН. Меньшая вычислительная мощность и объем памяти программ ЛК в сравнении с ЦВМ могут привести к снижению точности и динамических характеристик СУДН, по сравнению с полноразмерным БКУ, но для малых АКА (например, ДЗЗ) они должны быть ниже, чем у крупных, из-за значительно худшего углового разрешения целевой аппаратуры.

Использование в качестве процессоров ЦВМ систем на кристалле 1892ВМ206 с развитой встроенной периферией позволит уменьшить габариты и массу ЦВМ в сравнении с существующими, в которых функции периферии выполняются отдельными интерфейсными и коммутационными модулями.

В настоящее время проблемой является отсутствие отечественных радиационно-стойких микросхем Flash-памяти и малая емкость радиационно-стойких однократно программируемых ПЗУ (пример – 1645РТ3У [5]). Это создает дилемму – либо обеспечить радиационную стойкость ценой сокращения объема памяти программ и отсутствия возможности модификации программного обеспечения в полете, либо обеспечивать сохранение и восстановление информации в Flash-памяти программными методами. В ЛК лучше использовать первый путь, в ЦВМ – второй.

Список литературы

1. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева в первом десятилетии XXI века (2001–2010). М.: РКК «Энергия», 2011. 832 с.
2. Микросхема 32-разрядного микроконтроллера для аппаратуры специального назначения 1986ВЕ8Т, К1986ВЕ8Т, К1986ВЕ8ТК, К1986ВЕ8Н4, 1986ВЕ81Т, К1986ВЕ81Т, К1986ВЕ81ТК, К1986ВЕ81Н4: Спецификация. М.: АО «ПКК Миландр», 2019. 578 с.
3. Микросхема интегральная 1892ВМ206: Руководство пользователя. М.: АО НПЦ «Элвис», 2020. 534 с.
4. Микросхема 64-канального аналогового коммутатора 1923КН014. Спецификация. М.: АО «ПКК Миландр», 2021. 25 с.
5. Микросхема однократно программируемого ПЗУ емкостью 2М с перестраиваемой организацией 128Кх16 или 256Кх8 1645РТ3У, 1645РТ3Н4: Спецификация. М.: АО «ПКК Миландр», 2021. 35 с.

БОРТОВАЯ СИСТЕМА ДОКУМЕНТИРОВАНИЯ ДЛЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ПЕРСПЕКТИВЫ ЕЕ РАЗВИТИЯ

Лазарева О.Н.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Эффективность применения автоматических космических аппаратов во многом определяется возможностью его бортовых систем противостоять различного рода нештатным ситуациям (отказам бортовой аппаратуры или бортового программного обеспечения). При возникновении нештатных ситуаций дополнительно к телеметрической информации целесообразно иметь видеоинформацию. Данная информация либо способствует устранению ряда нештатных ситуаций, либо позволяет получить более объективные данные о причинах возникновения нештатных ситуаций и не допускать их в будущем на других АКА [1].

Для получения видеоизображений в формате 4К [2] впервые в отечественной практике в ПАО «РКК «Энергия» была разработана и создана экспериментальная бортовая система документирования (БСД).

Целью работы является разработка структуры, алгоритма функционирования и технических характеристик видеоаппаратуры БСД и определение перспектив ее дальнейшего развития.

БСД предназначена для видеосъемки и документирования процессов, происходящих на внешних поверхностях элементов конструкции АКА (в процессе его выведения на рабочую орбиту, раскрытия элементов конструкции и эксплуатации на орбите), записи, хранения и передачи полученной видеоинформации на наземные средства. БСД включает в себя космический и наземный сегменты.

В состав космического сегмента БСД входят: две видеокамеры с возможностью поворота и наклона, четыре фиксированные видеокамеры, видеоустройство, передатчик и антенна. Во всех видеокамерах реализованы возможности задавать параметры видеосъемки, такие как: разрешение, частота кадров, экспозиция, качество видео (определяется уровнем сжатия видеосигнала). Сигналы от видеокамер поступают в видеоустройство. Видеоустройство выполняет функции: кодирования видеосигналов (ВС), записи и хранения ВС, считывания видеофайлов и формирование из них цифрового потока данных, электропитания для видеокамер. Из видеоустройства цифровой поток данных поступает в передатчик. В передатчике цифровой поток данных преобразуется в радиосигнал. Сформированный радиосигнал переносится на несущую частоту, усиливается до заданного уровня мощности и через антенну излучается на Землю.

На наземный сегмент возлагаются задачи приема сигналов от БСД, записи и хранения полученных файлов сигналов, их обработка, воспроизведение и отображения на мониторе автоматизированного рабочего места оператора БСД.

Для управления БСД оператором АРМ БСД разрабатываются управляющие воздействия, а на их основе формируются команды управления, которые поступают по радиолинии канала управления в бортовой комплекс управления (БКУ) АКА. Команды управления из БКУ поступают в видеоустройство БСД. Из видеоустройства в БКУ поступает телеметрическая информация о состоянии видеоустройства и видеокамер.

Показателем эффективности функционирования БСД является качество видеоизображений отображаемых на мониторе АРМ БСД. Оценка качества видеосъемки производится экспертным путем на основе просмотра и анализа видеофайлов, полученных и обработанных оператором на АРМ БСД. Для получения объективной оценки качества видеосъемки, просмотр видеофайлов проводится на проигрывателе и мониторе, поддерживающих качество воспроизведения видео 4К.

Исходя из опыта эксплуатации БСД приводятся перспективы дальнейшего совершенствования БСД:

– унификация БСД для различных типов АКА на разных орбитах;

– конструктивные улучшения, такие как новая конструкция радиационно-стойких линз, добавление светодиодного освещения, повышение надежности БСД за счет элементной базы, увеличение объема памяти и т.д.;

– доработка программного обеспечения в части удобства управления БСД, например разработка одной команды на очистку всех слотов, добавление автоматического выбора следующего свободного слота, добавление функции сброса со всех слотов по порядку, автоматическое определение конечной секунды записи при сбросе и т.д.

Список литературы

1. *Климов Д.И.* Перспективы развития систем видеоконтроля при и ограничениях обработки информации в условиях эксплуатации на изделиях ракетно-космической техники. Успехи современной радиоэлектроники. № 8. 2019.
2. Рекомендация МСЭ-R BT.2020-2 (10/2015). Значения параметров для систем ТСВЧ для производства программ и международного обмена ими.

АВТОМАТИЧЕСКАЯ ЛАБОРАТОРИЯ ЛУННОГО БАЗИРОВАНИЯ

Кочнев К.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В работе представлен проект системы автоматических аппаратов, предназначенной для проведения экспериментов по спеканию реголита на поверхности Луны. Реголит – это рыхлый слой пыли, покрывающий поверхность Луны. Он образован устойчивой бомбардировкой микрометеоритами и космическим выветриванием из анортозитовых (материк) и базальтовых (море) пород [1, 2]. На Луне реголит распространен практически повсеместно. Рассматривается возможность использования реголита в качестве строительного материала для объектов лунной инфраструктуры при проектировании баз долговременного пребывания. Использование местных материалов позволит существенно сократить затраты на программу освоения Луны.

Акцент в данной работе сделан на автоматическом аппарате, предназначенном для отработки технологии процесса спекания реголита концентрированным солнечным светом. Аппарат представляет собой самоходную лабораторию с оптическим блоком на основе параболического солнечного концентратора. Солнечное излучение собирается концентратором и, с помощью системы зеркал, направляется в зону спекания, где из реголита послойно выращивается тестовый образец. Основной задачей проектируемой системы является отработка технологии спекания, т.е. подбор таких параметров, как скорость сканирования лучом концентрированной солнечной энергии, диаметр луча, рисунок сканирования, толщина наносимых слоев реголита и т.д. Продуктом деятельности проектируемой системы будет информация о механических и иных свойствах спеченных образцов, поэтому после окончания процесса спекания образцы должны быть подвергнуты различным тестам, а информация об их результатах – передана на Землю.

При разработке системы учитывается мировой опыт исследований, проведенных над реголитом [3], что важно, поскольку именно от свойств реголита во многом зависят требования, предъявляемые к проектируемой установке.

Работа была выполнена в рамках гранта РФФИ № 20-08-01174 А.

Список литературы

1. *Heiken G., Vaniman D., French B.M.* Lunar source book: A user’s guide to the moon. Cambridge, U.K.: Cambridge University Press, 1991
2. *Meurisse A., Beltzung J.C., Kolbe M., Cowley A., Sperl M.* Influence of mineral composition on sintering lunar regolith // J. Aero. Eng. 2017. 30 (4). 04017014.
3. *Кочнев К.В.* Технологии обработки лунного реголита для последующего использования / К.В. Кочнев, А.В. Ненарокомов // Тепловые процессы в технике. 2020. Т. 12. №6. С. 242–251.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПАРАМЕТРЫ КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Волоцуев В.В., Сафронов С.Л.

ФГАОУВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет), г. Самара, Россия

Проведено исследование влияния изменения ориентации солнечных батарей малого космического аппарата класса «АИСТ-2» на величину его баллистического коэффициента. В исследованиях выбраны допустимые углы поворота панелей солнечных батарей и корпуса космического аппарата класса «АИСТ-2» относительно вектора аэродинамического потока разреженного газа верхней атмосферы Земли, при которых выполняются условия эффективного поддержания низкой рабочей орбиты в течение длительного срока существования.

Введение

Объектом исследования является малый космический аппарат (КА) «АИСТ-2М» для получения стереоизображений земной поверхности (рис. 1). Масса КА составляет порядка 760 кг. Рабочая орбита – околокруговой со средней высотой порядка 400 км. Расчетный срок существования составляет 7 лет. Для поддержания радиуса рабочей орбиты КА планируется использовать электрореактивную двигательную установку (ЭРДУ) на базе одного работающего российского стационарного плазменного двигателя СПД-70.

На спутнике «АИСТ-2Т» двигатель СПД-70 расположен таким образом, что для создания корректирующей силы тяги ($F_{ЭРД}$) требуется изменение ориентации КА относительно осей орбитальной системы координат (*STW*). При этом корпус КА с неподвижно закрепленными панелями солнечных батарей поворачивается к аэродинамическому потоку разреженного газа верхней атмосферы Земли.

В работе проведен анализ воздействия периодического изменения ориентации корпуса и панелей солнечных батарей КА на эффективность поддержания рабочей орбиты на протяжении срока существования.



Рис.1. КА «АИСТ-2Т» [1]

Коррекция производится с помощью кратковременных включений электрореактивного двигателя (ЭРД), с последующим выключением на восполнение электрической энергии для следующего включения.

Влияние ориентации космического аппарата на его баллистический коэффициент и силу аэродинамического сопротивления

Для КА «АИСТ-2Т» можно выделить два угловых положения, в которые он поворачивается в процессе выполнения целей полета.

Планируется, что большую часть времени КА будет совершать наблюдение за земной поверхностью и иметь ориентацию осью аппарата на Землю. При проведении коррекции

радиуса орбиты (включения ЭРДУ) спутник будет поворачиваться таким образом, чтобы вектор силы тяги был направлен противоположно вектору встречного потока разреженного газа верхней атмосферы Земли. В зависимости от угла поворота β будут изменяться аэродинамические характеристика КА. В настоящих исследованиях использовались следующие параметры, связанные с космической аэродинамикой: баллистический коэффициент КА (σ_{KA}) и сила аэродинамического сопротивления (F_A). Указанные параметры определяются по следующим выражениям [2]:

$$\sigma_{KA} = \frac{C_X(t) \cdot S_{mid}(t)}{2 \cdot M_{KA}}, \quad (1)$$

$$F_A = \frac{1}{2} \cdot C_X(t) \cdot S_{mid}(t) \cdot \rho(t, H_{orb}) \cdot V_{SV}^2, \quad (2)$$

где C_X – коэффициент аэродинамического сопротивления; $S_{mid}(t)$ – площадь миделева сечения КА; $\rho(t,H_{orb})$ – текущая плотность атмосферы в зависимости от времени и высоты орбиты; V_{SV} – орбитальная скорость КА.

На основе численных расчетов с использованием специального программного обеспечения были получены численные значения баллистического коэффициента и силы аэродинамического сопротивления при разных ориентациях. В расчетах учитывался фактор изменения плотности верхней атмосферы Земли во времени. В качестве показателя уровня плотности использовался индекс солнечной активности.

В работе определены значения исследуемых параметров при проведении наблюдения за земной поверхностью и значения баллистического коэффициента и силы аэродинамического сопротивления при коррекции радиуса орбиты с учетом возможного изменения угла β.

Анализ результатов показал, что баллистический коэффициент при выполнении съемки земной поверхности имеет величину порядка 0,004 м^2/кг. Сила аэродинамического сопротивления в период проведения съемки земной поверхности может изменяться от 0,5 мН до 4,4 мН, в зависимости от текущего состояния верхней атмосферы Земли.

При проведении коррекции КА изменяет ориентацию и баллистический коэффициент (в зависимости от угла β) и может принимать значения от 0,005 м^2/кг до 0,011 м^2/кг. На участке коррекции радиуса рабочей орбиты сила аэродинамического сопротивления также будет зависеть от угла вектора тяги ЭРД относительно корпуса КА. При определенных углах поворота корпуса и панелей солнечных батарей величина силы аэродинамического сопротивления может достигать 11 мН.

Модель эквивалентной силы тяги электрореактивной двигательной установки

На рис. 2 показана схема одного цикла коррекции радиуса низкой рабочей орбиты с помощью ЭРД. За один цикл коррекции радиус орбиты уменьшается на допустимую величину (ΔR_{max}). После этого включается ЭРД, под действием корректирующей силы тяги радиус орбиты возвращается к первоначальному значению. Участок продолжительного уменьшения радиуса орбиты называется пассивным. На пассивном участке КА совершает наблюдение за земной поверхностью.

Считаем, что на активном участке цикла между последовательными включениями ЭРД проходит относительно короткое время и аппаратура наблюдения КА не используется. Далее используется модель эквивалентного активного участка коррекции с помощью эквивалентной силы тяги ЭРД, которая определяется из выражения:

$$F_{eq} = \gamma \cdot F_{EJE}, \quad (3)$$

где γ – относительное время работы ЭРД на активном участке коррекции (отношение суммарного времени работы ЭРД к времени активного участка, $0 \le \gamma \le 1$).

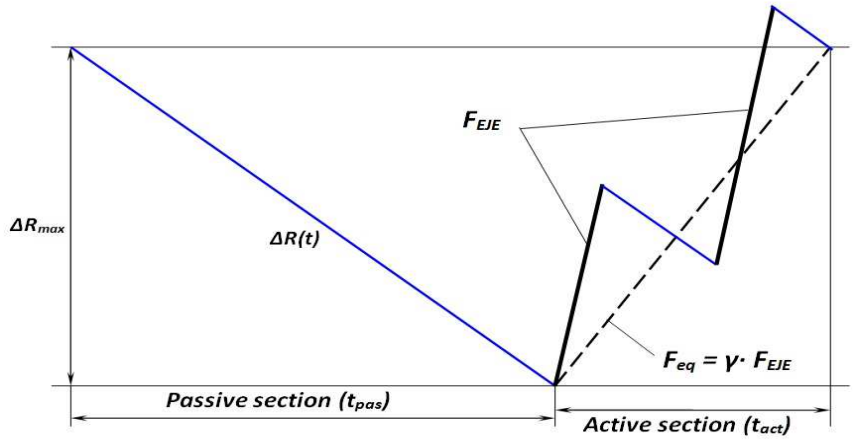


Рис. 2. Схема цикла коррекции прерывистой силой тяги ЭРД

Необходимым условием проведения коррекции является превышение эквивалентной силы тяги над силой аэродинамического сопротивления ($F_{eq} \geq F_A$). Результаты показали, что при относительном времени работы ЭРД менее 30% ($\gamma < 0{,}3$) могут возникнуть условия, при которых условие проведения коррекции не будет выполняться.

Синтез цикла коррекции среднего радиуса орбиты

Для проведения анализа использовались следующие исходные данные:

– на пассивном участке цикла баллистический коэффициент КА равняется 0,004 м^2/кг;

– на активном участке цикла коррекции баллистический коэффициент КА может изменяться.

Был проведен анализ параметров циклов коррекции при различных наклонах корпуса и панелей солнечных батарей (угла β) при допустимом отклонении среднего радиуса орбиты $\Delta Rorb \leq 2$ km. Получены графики зависимости изменения среднего радиуса орбиты за время одного цикла с учетом изменения уровня солнечной активности (плотности верхней атмосферы Земли).

Анализ полученных результатов показал, что при наклоне корпуса и панелей солнечных батарей на угол более 20 градусов ($\beta \geq 20°$) при высокой солнечной активности (F0 = 250·10-22Вт/м2Гц) потребуется эквивалентная сила тяги более 11 мН, то есть относительное время работы двигателя СПД-70 на участке коррекции должно быть более 30% ($\gamma \geq 0{,}3$). При этом может не выполниться условие по располагаемой электрической мощности для включений одного двигателя СПД-70. С другой стороны, если соблюдаются условия $\beta \leq 20°$ и $\gamma \geq 0.2$, то условие коррекции соблюдается при любой солнечной активности из рассматриваемого множества.

Оптимальная ориентация космического аппарата на участке коррекции

Проведен анализ влияния угла поворота корпуса и панелей солнечных батарей (угол β) и относительного времени работы ЭРД на активном участке цикла коррекции γ на эффективность работы целевой аппаратуры и ЭРДУ.

Анализ показал, что при относительном времени работы ЭРД на активном участке более 40% расход массы рабочего тела и относительное время работы аппаратуры наблюдения в цикле изменяются незначительно при любом состоянии верхней атмосферы Земли. При уменьшении γ расход массы рабочего тела увеличивается и относительное время работы аппаратуры наблюдения уменьшается. Учитывая ограничения по энергетике получается, что оптимальные значения показатели принимают при относительном времени работы ЭРД на активном участке ближе к 20%.

Заключение

В работе проведены исследования влияния поворота корпуса и панелей солнечных батарей относительно потока разреженного потока верхней атмосферы Земли при коррекции среднего радиуса низкой рабочей орбиты КА класса «АИСТ-2» (КА «АИСТ-2Т») с помощью

стационарного плазменного двигателя СПД-70. Учитывались декретный режим включений двигателя СПД-70 на активном участке коррекции и изменение состояния верхней атмосферы Земли во времени (изменение солнечной активности).

Список литературы

1. *Куренков В.И.* Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчет основных характеристик и формирование проектного облика: учебное пособие. Самара: Издательство Самарского университета, 2020. 461 с.
2. *Дубошин Г.Н.* Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука. Глав. ред. физ.-мат. лит., 1976. 864 с.

Секция 10

Производство и технологии

Председатель – главный технолог – начальник технологического управления ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия» *Дядченко В.Ю.*

ОБРАБОТКА РЕЗАНИЕМ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ШПАНГОУТОВ ИЗ ВЫСОКОПРОЧНЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ В93, В95, АК6, АК8

Гришнова Н.С.

ЗАО «Завод экспериментального машиностроения» РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В ракетно-космической технике происходит непрерывное стремление к снижению массы конструкционных материалов и увеличению их прочности. Большую часть силовых элементов ракетно-космической техники изготавливают из алюминиевых и титановых сплавов. Так поперечные силовые элементы жесткости корпуса летательного аппарата – шпангоуты – конструктивно пытаются максимально облегчить, в том числе и за счет выбора материала. В конструкторскую документацию на детали часто закладывают высокопрочные алюминиевые сплавы В93, В95, АК6, АК8.

При механической обработке крупногабаритных шпангоутов (диаметром от 2,5 м до 4,5 м) (рис. 1) из этих материалов в результате перераспределения напряжений часто возникают отклонения формы, такие как отклонение от круглости и отклонение от плоскостности как на промежуточных этапах механической обработки, так и после окончательных чистовых проходов.



Рис. 1. Крупногабаритный шпангоут из высокопрочного алюминиевого сплава в составе сборки

Уменьшение величин отклонений от круглости и плоскостности шпангоутов при их изготовлении можно добиться при правильном выборе режимов резания, геометрии режущего инструмента, технологии обработки, а также при основательном технологичном подходе к термообработке для снятия внутренних напряжений между операциями механической обработки (рис. 2).

Заготовки шпангоутов из высокопрочных алюминиевых сплавов В93, В95, АК6, АК8 удовлетворительно обрабатываются резанием. При механической обработке температура в зоне резания не должна превышать 100 °С. Несоблюдение режимов резания, вызывающих повышение температуры обрабатываемых деталей, может резко снизить предел прочности.



Рис.2. Крупногабаритный шпангоут из высокопрочного алюминиевого сплава АК6

Высокопрочные алюминиевые сплавы В93, В95, АК6, АК8 применяются в конструкциях в термообработанном состоянии. В связи с этим поковки перед термообработкой (закалкой, искусственным старением) должны подвергаться предварительной механической обработке, если максимальный габаритный размер более 120 мм в сечении, для обеспечения прокаливаемости заготовки.

При фрезеровании заготовок шпангоутов рекомендуется производить обработку по режимам, указанным в таблице.

Режимы резания при фрезеровании шпангоутов

Скорость V, м/мин	Подача на зуб Sz, мм/зуб	Примечание
300-700	0,08-0,2	Глубина фрезерования и ширина фрезерования выбираются с учетом технологических особенностей обрабатываемой детали

Обработка профиля крупногабаритных шпангоутов производится преимущественно на токарно-карусельных станках – универсальных и с ЧПУ. Оптимальными по стойкости являются резцы с пластинами их твердого сплава отечественного и зарубежного производства.

Рекомендуемая скорость резания для резцов V = 150-180 м/мин, максимальная допускается до V = 200 м/мин. Подача S = 0,12-0,3 мм/об. Глубина резания для черновой обработки t = 3-5 мм, для чистовой обработки – t = 0,5-1,5 мм. При этом съем металла необходимо проводить равномерно со всех сторон и без заневоливания для снижения влияния внутренних напряжений на отклонения от формы детали.

Выполнение отверстий в шпангоутах из высокопрочных алюминиевых сплавов В93, В95, АК6, АК8 непосредственно сверлением следует проводить для диаметров до 20 мм. Материал сверл – быстрорежущая сталь и твердый сплав отечественного и зарубежного производства. Отверстия диаметром больше 20 мм нецелесообразно сверлить на обрабатывающих центрах с ЧПУ, как правило, отверстия больших диаметров расфрезеровывают.

На поверхности шпангоутов не допускаются поперечные риски, следы поперечной механической обработки, острые кромки и острые углы. В противном случае прочность деталей при растяжении существенно снижается (рис. 3).

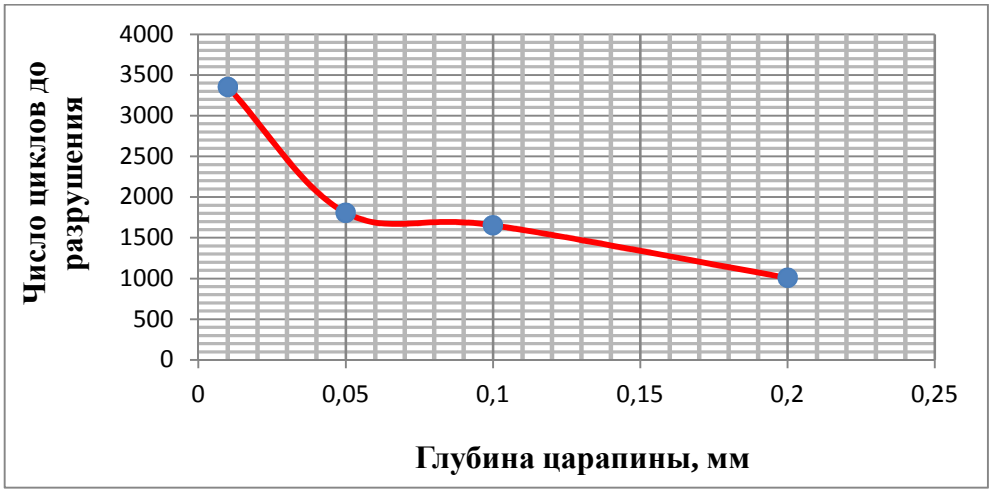


Рис. 3. Влияние глубины царапины на поведение образцов из сплава В95 при повторно-статическом растяжении (n = 8-9 цикл./мин)

Решение ряда проблем, связанных с появлением отклонения формы крупногабаритных шпангоутов в результате механической обработки из высокопрочных алюминиевых сплавов В93, В95, АК6, АК8, вероятно также можно найти в разработке новых более технологичных сплавов и материалов. Одним из таких сплавов является алюминиевый сплав 1570С, обладающий определенными преимуществами при механической обработке крупногабаритных шпангоутов.

Список литературы

1. *Бронз А.В., Ефремов В.И., Плотников А.Д., Чернявский А.Г.* Сплав 1570С – материал для герметичных конструкций перспективных многоразовых изделий РКК «Энергия» // Космическая техника и технологии. 2014. Вып. 4(7). С. 62–67.
2. Инструкция №1021-73. Конструирование и технология изготовления деталей из высокопрочных алюминиевых сплавов В95, В95 п.ч., В93 и В93 п.ч. Изд. НИАТ, ВИАМ, ЦАГИ, 1973. 15 с.
3. Справочник машиностроителя/ Под ред. Сатель Э.А. В 6-ти т. М.: МАШГИЗ, 1956. Т. 6. 500 с.
4. Справочник по авиационным материалам/ Под ред. Туманова А.Т. В 4-х т. М.: Машиностроение, 1965. Т. 2. Ч. 1. 455 с.

ХАРАКТЕРИСТИКИ МДО ПОКРЫТИЙ НА СПЛАВЕ АЛ9, ПОЛУЧЕННЫЕ МЕТОДОМ ПЛАНИРОВАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

Еремкина М.С., Лесневский Л.Н., Николаев И.А.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Сплавы на основе алюминия – одни из наиболее востребованных материалов в ракетно-космической технике (РКТ) благодаря сочетанию высоких физико-механических свойств и удельных характеристик прочности, жесткости и др. В ракетно-космической технике для решения текущих и перспективных задач используется обширная номенклатура сплавов (от технического алюминия до высокопрочных сплавов) и полуфабрикатов (прессованных, катаных, кованых, штампованных, литейных). Особый интерес вызывают алюминиевые литейные сплавы с кремнием в составе, обеспечивающим им хорошую жидкотекучесть. Такие сплавы применяются в производстве деталей, имеющих сложную конфигурацию с небольшим коэффициентом термического расширения. Объектом исследования в настоящей работе являются керамикоподобные защитные покрытия, полученных на алюминиевом сплаве АЛ9 методом микродугового оксидирования (МДО) для использования их в элементах космических аппаратов (КА). МДО покрытия обладают хорошими эксплуатационными свойствами и используются для защиты алюминиевых изделий от износа, фреттинга, эрозии и т.д. [1, 2]. Цель работы – разработка и оптимизация технологических процессов формирования МДО покрытий на сплаве АЛ9, обеспечивающих высокие защитные свойства в условиях эксплуатации элементов КА. В работе изучено влияние режимных параметров технологических процессов МДО алюминиевого сплава АЛ9 и получены эмпирические зависимости механических свойств покрытий от режимов обработки.

Микродуговое оксидирование – сложный плазмохимический процесс, зависящий от множества факторов [3]. Это, прежде всего, содержание легирующих элементов в сплаве, химический состав электролита, режимные параметры процесса, частота и форма импульсов тока [4]. Изменение величины любого из этих факторов приводит к изменению физической картины процесса МДО: длительности и интенсивности искровых и микродуговых разрядов; количества разрядов, одновременно горящих на единице поверхности детали; величины локальной температуры в зоне разряда; скорости остывания зоны разряда до температуры электролита и т.д. Поэтому, несмотря на большое количество работ, посвященных исследованию процесса МДО, к настоящему времени в литературе все еще недостаточно сведений о влиянии режимов формирования и состава электролита на эксплуатационные свойства покрытий.

Сплав АЛ9, содержащий 7,22% кремния и до 0,49% магния, относится к литейным алюминиевым сплавам системы Al-Si-Mg, структура которых представляет собой быстрорастворимый прочный раствор с эвтектикой AlSi. Максимальный эффект от термической обработки такого сплава достигается при содержании в нем около 2% фазы Mg_2Si. Сплав АЛ9, как и другие сплавы системы Al-Si-Mg, в промышленности России широко используется при изготовлении деталей сложной формы, требующих технологии литья. Однако микродуговое оксидирование таких сплавов применяется редко, так как его проведение затруднительно из-за снижения анодного формирующего напряжения на начальном этапе процесса оксидирования. Трудности МДО обработки АЛ9 связаны со значительным содержанием в сплаве кремния, который на начальном этапе входит в структуру покрытия в чистом виде, не окисляясь, и тем самым снижает полупроводниковые свойства покрытия. Эти же трудности наблюдаются и при обычном традиционном анодировании [3]. Снижение анодного напряжения, в свою очередь, задерживает начало искровой стадии микродугового оксидирования и соответствующий рост покрытия. При увеличении длительности процесса сопротивление системы металл – покрытие – электролит увеличивается, что связано с ростом общей толщины покрытия. Для

улучшения характеристик МДО покрытий на сплаве АЛ9 используют электролиты с добавками Na_2AlO_2, Na_2WO_4, способствующие увеличению содержания фазы α – Al_2O_3 в покрытии, а также вводят в электролит тугоплавкие соединения и неорганические пигменты и оксиды и увеличивают плотность тока или время оксидирования. При поиске технологических режимов микродугового оксидирования сплава АЛ9 было определено влияние на процесс МДО плотности тока, длительности оксидирования и концентрации жидкого стекла в электролите, а также исследованы характеристики покрытий, полученных в сложных электролитах,содержащих KOH, Na_2SiO_3, $NaAlO_2$, Na_3PO_4 и $Na_2B_4O_7$.

Эксперименты проводились с использованием математических методов планирования эксперимента [5]. На первом этапе исследования в качестве варьируемых факторов рассматривались: концентрация жидкого стекла (x1 = $C_{Na_2SiO_3}$), плотность тока (x2 = j) и время оксидирования (x3 = t). Для этого была составлена матрица полного факторного эксперимента 2^3. Величины остальных факторов поддерживались постоянными: C_{KOH} = 1 г/л; T = 25°C; перемешивание электролита осуществлялось барботированием воздухом. В качестве выходных параметров процесса – параметров оптимизации свойств рассматривались: общая толщина покрытия $h_{сумм}$, мкм, толщина износостойкого слоя $h_{осн}$, мкм, микротвердость Hμ (HV_{100}) кгс/мм^2, твердость HRT и электрическая прочность $U_{пр}$, В. Наиболее важными параметрами являются микротвердость, твердость и электрическая прочность, так как они в значительной степени влияют на величину эксплуатационных свойств. Однако для выявления конкурентоспособности МДО покрытий по сравнению с традиционным анодированием не менее важным являются скорость роста ($V_{осн}$, мкм/мин) покрытия и затраты количества электричества на получение единицы объема ($q_{осн}$, Кл/мм^3) покрытия.

По результатам экспериментов определялись характеристики покрытий. Основной уровень матрицы планирования и интервалы варьирования для этих факторов были выбраны на основании априорной информации и обеспечивали следующие величины: j = 15±10 А/дм^2; t = 150±60 мин; $C_{Na2SiO3}$ = 6±4 г/л. Матрица планирования 2^3 и результаты эксперимента, полученные при ее реализации, представлены в таблице.

Матрица планирования и результаты исследования сплава АЛ9

№ обр.	Na_2SiO_3, г/л	j, А/дм^2	t, мин	$h_{сумм}$, мкм	$h_{осн}$, мкм	$q_{осн}$, Кл/мм^3	$V_{осн}$, мкм/мин	Hμ, HV_{100}, кгс/мм^2	$U_{пр}$, В	HRT	$t_{кор}$, мин
1	6	15	150	73.9	46.8	288.5	0.312	863	600	86.2	116
2	2	25	90	50.2	28.4	475.4	0.316	1042	450	82.2	85
3	2	5	90	11.2	1	2700	0.011	1234	140	85.6	31
4	10	25	210	223.7	139	226.9	0.661	1257	1220	88.1	195
5	2	5	210	27	14.7	428.6	0.07	695	390	83.5	64.5
6	10	5	210	34	20.6	305.8	0.098	423	410	85.2	78
7	10	5	90	13.4	6.8	397.1	0.076	1551	180	83.3	56
8	2	25	210	165.3	119	265.2	0.566	1645	1130	90.1	180
9	10	25	90	55.8	35.9	376	0.399	885	560	84.5	85

На основании анализа данных реализации матрицы планирования 2^3 на сплаве АЛ9, дальнейшие исследования микродугового оксидирования этого сплава были направлены на поиск наилучшего состава электролита. Эксперименты проводились с $NaAlO_2$, KH_2PO_4, Na_2HPO_4, $Na_2B_4O_7$, Na_2SiO_3 и KOH. Электролиты с содержанием Na_2HPO_4 и KH_2PO_4 не позволили получить удовлетворительное качество покрытий в МДО процессе, что связано с их низкой рассеивающей способностью, поэтому исследования были продолжены на электролитах с добавками $Na_2B_4O_7$, Na_2SiO_3, $NaAlO_2$ и KOH.

Для проведения экспериментов был использован 3-факторный симплекс-решетчатый план, позволяющий получить математические модели характеристик покрытий третьего порядка [6]. В качестве варьируемых факторов были выбраны концентрации жидкого стекла – Na_2SiO_3 – (x1), алюмината натрия – $NaAlO_2$ – (x2) и бората натрия – $Na_2B_4O_7$ – (x3). Интервалы варьирования были выбраны по предельной концентрации алюмината натрия $NaAlO_2$, который при С > 10 г/л склонен к образованию коллоидов, поэтому концентрации всех трех компонент при реализации симплекс-решетчатого плана изменялись в пределах от 0 до 9 г/л. Остальные факторы, влияющие на протекание процесса микродугового оксидирования, выдерживались на нулевом уровне предыдущей матрицы планирования 2^3: плотность тока составляла 15 А/дм^2, длительность процесса МДО – 150 мин, концентрация щелочи КОН – 1 г/л, температура электролита составляла 25°С.

В результате проведения этих экспериментов были получены следующие наилучшие характеристики МДО покрытия на сплаве АЛ9: скорость роста износостойкого слоя – 0,66 мкм/мин, затраты количества электричества на формирование износостойкого слоя – менее 300 Кл/мм^3, микротвердость покрытия, измеренная на поперечном шлифе – более 1600 кг/мм^2, удельная электрическая прочность на пробой – более 12 В/мкм, при величине напряжения пробоя более 1200 В, удельная коррозионная стойкость МДО покрытия при воздействии кислотного раствора – более 3 мин/мкм. Было установлено, что наиболее сильное влияние на характеристики МДО покрытий сплава АЛ9 оказывает величина плотности тока, увеличение которой способствует улучшению практически всех параметров. Сложное влияние на процесс МДО оказывает состав электролита: практически каждому параметру МДО покрытия соответствует свое соотношение концентраций компонентов, входящих в состав электролита.

Наиболее перспективным направлением развития исследований МДО покрытий алюминиевых сплавов с различным содержанием кремния является их применение для повышения эрозионной и коррозионной стойкости элементов КА, изготавливаемых с использованием методов аддитивных технологий (АТ) [7]. Данные полученные в настоящем исследование могут служить базой к исследованию МДО покрытий, полученных на элементах КА, изготовленных аддитивными технологиями. В2019.настоящее время работы по освоению АТ алюминиевых сплавов в ракетно-космической промышленности находятся на стадии опробования, но в ближайшие три-четыре года имеются предпосылки для промышленного освоения данной технологии, поэтому исследования МДО таких сплавов является актуальной и своевременной задачей [8].

Список литературы

1. *Lesnevskiy L.N., Lyakhovetskiy M.A., Savushkina S.V.* Fretting wear of composite ceramic coating produced on D16 aluminum-based alloy using microarc oxidation // Journal of Friction and Wear. 2016. V. 37. PP. 268–273. DOI: 10.3103/S1068366616030107
2. *Lesnevskiy L.N., Lyakhovetskiy M.A., Kozhevnikov G.D., Ushakov A.M.* Research of the AK4-1 alloy microarc oxidation modes effect on the composite ceramic coatings erosion resistance // Journal of Physics: Conference Series. 2019. V. 1281. DOI: 10.1088/1742-6596/1281/1/012048.
3. Surface engineering of light alloys. Aluminum, magnesium and titanium alloys / Edited by Hanshan Dong. CRC Press. Boca Raton Boston New York Washington DC, 2010. 662 p.
4. *Алякрецкий Р.В., Брокс А.А., Орлова Д.В.* Исследование влияния технологических режимов МДО обработки на антикоррозионные характеристики покрытий поверхности космических аппаратов // Материалы VIII Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные проблемы авиации и космонавтики. Технические науки». СибГАУ им. Акад. М.Ф. Решетнева, 2012. С. 36.
5. *Адлер Ю.П., Маркова Е.В., Грановский Ю.И.* Планирование экспериментов при поиске оптимальных условий. М.: Наука, 1976.
6. *Монтогомери Д.К.* Планирование эксперимента и анализ данных. Л.: Судостроение, 1980.

7. *Галиновский А.Л., Голубев Е.С., Коберник Н.В., Филимонов А.С.* Аддитивные технологии в производстве изделий аэрокосмической техники: Учебное пособие для вузов. М.: Изд-во Юрайт, 2020. 115с.
8. *Shapiro A.A., Borgonia J.P., Chen Q.N., et al.* Additive Manufacturing for Aerospace Flight Applications // Journal of Spacecraft and Rockets. 2016. V.54 Is.5. P. 902–909

МЕТОДИКА ВОССТАНОВЛЕНИЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ТЕПЛООБМЕННЫХ АППАРАТОВ СИСТЕМ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ ТЕРМООТВЕРЖДАЕМЫХ ПОЛИМЕРНЫХ ПОКРЫТИЙ

Лесюк Е.А., Журкина Е.Ю., Чмыхало А.И.

Военная академия РВСН имени Петра Великого, г. Балашиха, Россия

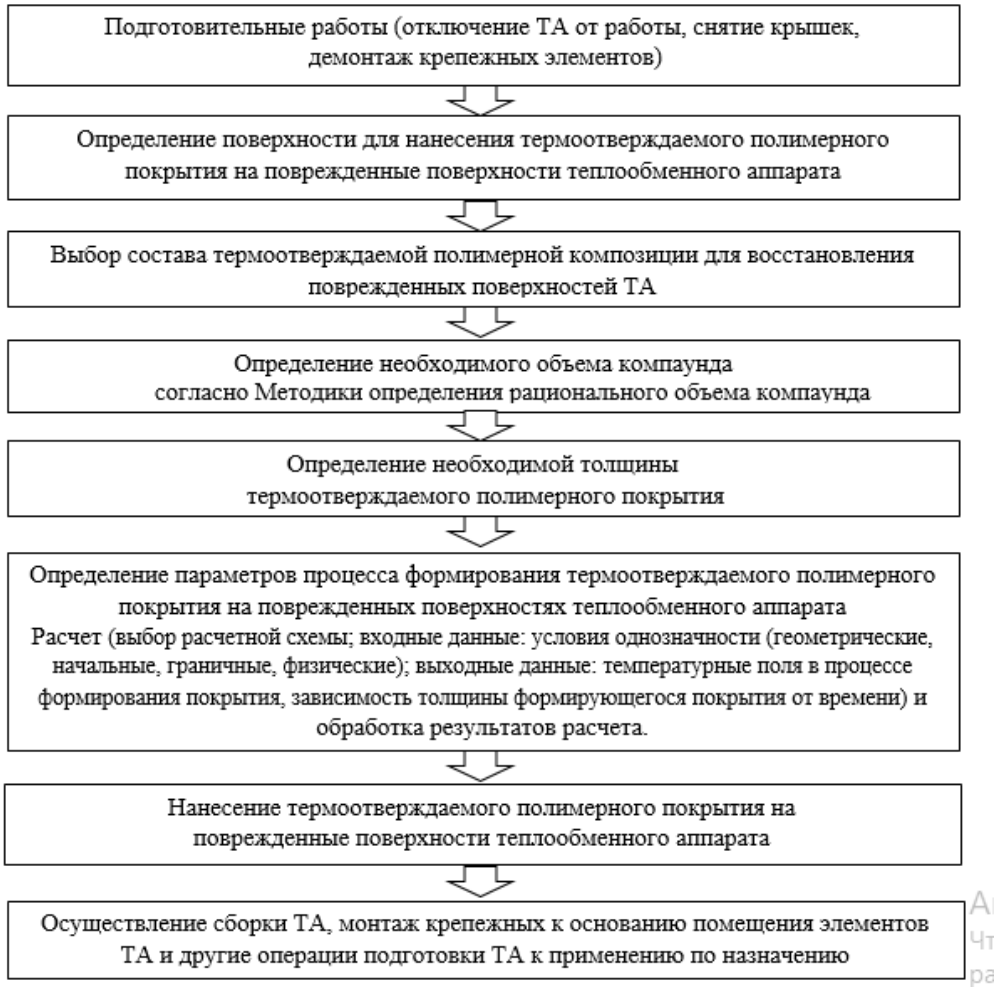
В настоящее время для защиты от различных видов воздействий, в частности, высоких нагрузок, температур, агрессивных сред, и восстановления нарушенной геометрии рабочих поверхностей элементов конструкций достаточно широко применяются покрытия, отличающиеся как химическими и фазовыми составами, структурой и свойствами, так и способами их нанесения. Одним из перспективных способов восстановления поврежденных поверхностей технических объектов является способ с применением термоотверждаемых полимерных покрытий [1].

Без потери общности, рассмотрим способ восстановления работоспособности с применением термоотверждаемых полимерных покрытий в приложении к теплообменным аппаратам (ТА) систем термостатирования объектов ракетной техники, который позволяет восстанавливать поврежденные поверхности ТА в труднодоступных местах без их разбора, а именно внутреннюю и внешнюю поверхность теплообменных трубок, внутреннюю поверхность трубной решетки, а также участки сопряжений трубной решетки и трубок теплообменника, с устранением дефектов, в том числе дефектов вальцовочных соединений [2, 3]. Суть способа заключается в том, что в контур теплообменного аппарата вводят текучий полимерный состав (компаунд) при температуре ниже его температуры отверждения, а в смежный контур, разделенный стенкой, вводят теплоноситель с температурой, превышающей температуру отверждения компаунда. Температуру теплоносителя поддерживают до образования пленки отвержденного компаунда на поверхности разделяющей стенки. Затем понижают температуру теплоносителя ниже температуры отверждения компаунда и сливают неотвержденный компаунд из контура. Для реализации этого способа в качестве термоотверждаемого компаунда могут быть выбраны, например, эпоксидные смолы с добавлением отвердителей УП-605/1р или УП-605/3. В этом случае инициация отверждения происходит в интервале температур 80…100 °С и 120…140 °С соответственно.

До настоящего времени такой способ восстановления работоспособности ТА реализации на практике не имеет, поэтому необходимо выработать новый подход к выполнению подобного рода работ, в частности, разработать методику восстановления работоспособности ТА с применением термоотверждаемых полимерных покрытий.

Основные этапы методики восстановления работоспособности теплообменных аппаратов с применением термоотверждаемых полимерных покрытий представлены на рисунке. Первый этап представляет собой подготовительные работы, а именно отключение теплообменного аппарата, снятие крышек, демонтаж крепежных элементов и т.д.

На втором этапе методики восстановления работоспособности ТА на основе результатов предварительно проведенного технического диагностирования с применением метода акустической эмиссии, позволяющего выявить опасные развивающие дефекты, а также уже развившиеся специфические коррозионные повреждения (сквозные язвенные образования), проводится выбор схемы нанесения покрытия: нанесение термоотверждаемого полимерного покрытия на внутреннюю поверхность теплообменной трубки или ее часть (схема 1); нанесение термоотверждаемого полимерного покрытия на внешнюю поверхность теплообменной трубки или ее часть, в частности, на зону вальцовочного соединения трубки с трубной решеткой (схема 2); нанесение термоотверждаемого полимерного покрытия на внутреннюю поверхность трубной решетки (схема 3).



Основные этапы методики восстановления работоспособности теплообменных аппаратов с применением термоотверждаемых полимерных покрытий

В рассматриваемом случае к компаунду предъявляются следующие требования: стойкость к агрессивным средам, высокая скорость отверждения, узкая граница инициации отверждения, низкий коэффициент теплопроводности в жидком состоянии и высокий в твердом, высокая адгезия к материалу поверхности, высокая эластичность и трещиностойкость, вязкость, исключающая конвекцию при нагреве, невысокая стоимость.

Определение объема компаунда, необходимого для ремонтных работ ТА, проводится по разработанной методике определения рационального объема компаунда. В ней в полной мере реализуется новый способ [3], позволяющий наносить полимерное покрытие на поврежденные поверхности с устранением дефектов, в том числе дефектов вальцовочных соединений, при условии минимизации затрат термоотверждаемого компаунда и сохранении эффективности процесса теплообмена в теплообменном аппарате. Расчет рационального объема компаунда производится с использованием разработанной программы для ЭВМ «Программа расчета необходимого объема компаунда для восстановления работоспособности теплообменного аппарата с применением термоотверждаемых полимерных покрытий» в среде MATLAB [4].

На следующем этапе методики восстановления работоспособности ТА производится прочностной расчет толщины термоотверждаемого полимерного покрытия, достаточной для заделки сквозных дефектов.

Далее определяем технологические параметры процесса формирования термоотверждаемого полимерного покрытия на поврежденных поверхностях ТА с использованием разработанной методики расчета температурных полей в формирующемся покрытии на основе созданной физико-математической модели процесса [5]. Расчет параметров процесса формирования термоотверждаемого полимерного покрытия производится с использованием разработанной программы для ЭВМ в среде OpenFOAM [6].

На седьмом этапе методики восстановления работоспособности ТА проводится непосредственно нанесение термоотверждаемого полимерного покрытия на поврежденные поверхности. Для этого подготавливают необходимое оборудование и материалы. В зависимости от схемы нанесения полимерного покрытия проводится предварительная обработка поврежденных поверхностей теплообменного аппарата путем промывки 15%-м раствором соляной кислоты. Так, для первой схемы проводится предварительная обработка внутренней поверхности теплообменной трубки, для второй – внешней поверхности теплообменной трубки и/или зоны вальцовочного соединения трубки с трубной, для третьей – внутренней поверхности трубной решетки. Далее через фланцевое соединение в обрабатываемый контур подают необходимый объем компаунда, предварительно рассчитанный по методике определения рационального объема компаунда. В смежный контур (для схем 1 и 2), разделенный стенкой от контура с материалом покрытия, для инициации отверждения путем передачи тепла через разделяющую стенку вводят теплоноситель с температурой, превышающей температуру отверждения компаунда (определена на предыдущем этапе методики). Для схемы 3 производят нагрев наружной стороны трубной решетки ТА устройством для инициации процесса отверждения компаунда (например, термопистолетом). При достижении необходимой толщины покрытия (время для ее получения определено на предыдущем этапе методики) теплоноситель сливают из контура или понижают температуру теплоносителя ниже температуры отверждения компаунда, далее выводят оставшийся неотвержденный компаунд из контура.

Завершающий этап – осуществление сборки теплообменного аппарата, монтаж крепежных к основанию помещения элементов ТА и другие операции подготовки ТА к применению по назначению.

В заключении отметим, что представленная методика позволяет на практике реализовать один из наиболее перспективных в настоящее время способов восстановления работоспособности теплообменных аппаратов систем термостатирования ракетных комплексов – способ с использованием термоотверждаемых полимерных покрытий.

Список литературы

1. *Панкин Д.А., Спирягин В.В., Ерофеев М.Н. и др.* Технология ремонта и восстановления трубок теплообменного оборудования / Ремонт. Восстановление. Модернизация. 2019. № 3. С. 11–16.
2. *Панкин Д.А., Спирягин В.В., Челноков А.В., Чмыхало А.И.* Способ защиты от коррозии и восстановления поверхностей теплообменника. Пат. 2695204 РФ, МПК B05C 7/08, F28F 19/00, F28F 21/00./; заявитель и патентообладатель ВА РВСН. №2018117167; заявл. 08.05.2018; опубл. 22.07.2019, бюл. № 21. 7 с.
3. *Чмыхало А.И., Челноков А.В., Панкин Д.А., Журкина Е.Ю.* Способ ремонта трубных решеток теплообменных аппаратов / Заявка на изобретение №2020143150 от 25.12.2020, МПК B05D 7/22.
4. *Лесюк Е.А., Журкина Е.Ю., Спирягин В.В., Чмыхало А.И.* Программа расчета рационального объема компаунда для восстановления работоспособности теплообменного аппарата с применением термоотверждаемых полимерных покрытий. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2021660848, заявл. 16.06.2021, дата гос. регистрации 01.07.2021.
5. *Лесюк Е.А., Журкина Е.Ю.* Моделирование процесса нанесения полимерного покрытия на поврежденные поверхности теплообменных аппаратов систем термостатирования объектов ракетной техники // Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация: сб. тезисов. Реутов, 2021. С. 28 –31.
6. *Лесюк Е.А., Журкина Е.Ю.* Расчет параметров процесса формирования термоотверждаемого полимерного покрытия на поврежденных поверхностях теплообменного аппарата. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2021617178, заявл. 22.04.2021, дата гос. регистрации 11.05.2021.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ПО АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ АВИАЦИОННОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Зорин Ю.В., Кольцов М.А., Серебряков А.В.

ГНЦ РФ АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина», г. Обнинск, Россия

Современная авиация в настоящее время немыслима без применения полимерных композиционных материалов (ПКМ). Уровень и объем применения ПКМ во многом определяет технический и эксплуатационный уровень современного самолета [1, 2], а также его конкурентоспособность на мировом рынке, что наглядно демонстрирует ряд зарубежных аналогов как в военной, так и в гражданской областях. Наибольший эффект от применения ПКМ может быть реализован в высоконагруженных деталях и агрегатах планера самолета: элементах фюзеляжа, крыла и оперения. Благодаря преимуществам ПКМ не только снижается масса изделий, но и улучшаются их аэродинамические характеристики [3, 4]. Однако использование таких материалов в агрегатах современной отечественной военной авиатехники, особенно в силовых конструкциях, до настоящего времени недостаточно эффективное и объемное из-за:

– использования в агрегатах из ПКМ конструктивных решений, не адаптированных к автоматизированным методам их изготовления;

– отсутствия высокопроизводительных, экономически эффективных технологий изготовления композитных агрегатов с использованием автоматизированных методов и оборудования.

Таким образом, для опытного производства изделий из ПКМ характерны высокие показатели расхода материала и трудоемкости изготовления, так как раскрой и выкладка препрегов производится вручную. Из общей трудоемкости изготовления деталей из ПКМ методом ручной выкладки, непосредственно трудоемкость операций раскроя и выкладки составляет примерно 45%. При этом следует иметь в виду, что доля операций раскроя и выкладки может быть и значительно большей, если производится выкладка крупногабаритных толстостенных многослойных заготовок деталей и изделий. Из вышеуказанного следует, что вопросы снижения трудоемкости операций раскроя и выкладки являются весьма актуальными.

В работе представлены некоторые методы сокращения трудоемкости изготовления крупногабаритных изделий из ПКМ. Сформированы основные требования к конструкции типового элемента планера из ПКМ и оборудованию для обеспечения заданного уровня автоматизации. Разработана схема размещения лазерных проекционных установок на участке выкладки для изготовления крупногабаритных изделий из ПКМ. Представлены общие принципы формирования групп разреза слоев в программном обеспечении (ПО) Siemens NX Fibersim для достижения максимального коэффициента раскроя препрегов. По результатам работы представлена технико-экономическая оценка.

Цель настоящей работы заключается в повышении экономической эффективности применения ПКМ в образцах военной авиационной техники за счет внедрения автоматизированных процессов производства.

Объектом исследования являются типовые элементы планера из ПКМ перспективных образцов военной авиационной техники. При этом в работе рассматриваются вопросы автоматизации процессов выкладки и раскроя препрегов при производстве агрегатов из ПКМ.

Для достижения поставленной цели в работе решались следующие задачи:

– формирование перечня агрегатов из ПКМ, оптимизация конструкции и проработка вариантов технологических решений, реализуемых с использованием автоматизированных процессов производства;

– разработка технических требований к основным материалам, оснастке и оборудованию, обеспечивающие возможность автоматизированного производства;

– разработка предварительной номенклатуры оснастки и оборудования, обеспечивающих возможность автоматизированного производства крупногабаритных элементов конструкций из ПКМ;

– разработка управляющих программ для станков с ЧПУ и лазерных проекционных систем с учетом сформированных технических требований.

Результатом работы является внедрение автоматизированных способов изготовления крупногабаритных изделий из ПКМ для перспективных образцов военной авиационной техники.

Полученные в работе технико-экономические показатели подтверждают, что использование автоматизированных технологий при производстве типовых крупногабаритных панелей из ПКМ позволило снизить расход основных материалов на 15%, трудоемкость изготовления на 36% и общее время изготовления на 28% по сравнению с существующим уровнем опытного производства. При этом доля автоматизированных операций достигала 40%.

Таким образом, в работе показано, что использование автоматизированных технологий при изготовлении трехслойных панелей из ПКМ планера самолета позволяет существенно снизить затраты на их изготовление, обеспечивая при этом требования, предъявляемые к геометрическим, массовым, физико-механическим и физико-химическим показателям изделия.

Список литературы

1. *Братухин А.Г., Иванов Ю.Л., Марьин Б.Н. и др.* Современные технологии авиастроения / под ред. Братухина А.Г., Иванова Ю.Л. М.: Машиностроение, 1999. 832 с.
2. *Гайдачук В.Е.* Об эффективности замены традиционных конструкционных материалов композиционными в авиаконструкциях // Прочность конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. трудов. Х.: Харьковский авиационный институт, 1978. Вып. 5. С. 20–27.
3. *Карпов Я.С.* Проблемы проектирования конструкций из композиционных материалов // Авиационно-космическая техника и технология. Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2000. Вып. 15. С. 159–167.
4. *Баничук Н.В., Кобелев В.В., Рикардс Р.Б.* Оптимизация элементов конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988. 224 с.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПОДХОДОВ К СВАРКЕ ТРЕНИЕМ С ПЕРЕМЕШИВАНИЕМ ОБЕЧАЕК БАКОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СО СТРИНГЕРНЫМ ПОДКРЕПЛЕНИЕМ

Иванов М.Б., Чиняев В.В., Пономарева Т.К., Дьяконов Р.О.

ООО «С 7 Космические Транспортные Системы», г. Москва, Россия

Сварка трением с перемешиванием (СТП) для изготовления баков РН из алюминиевых сплавов в настоящее время во всем мире является неотъемлемой технологией при проектировании и разработке новых образцов космической техники.

Научно-исследовательские и опытно-технологические работы, выполняемые ООО «С 7 Космические транспортные системы», проводятся на базе гибкой роботизированной схемы. Создан комплекс СТП на базе промышленного сварочного робота-манипулятора KUKA модель KR500 R2830 MT/FLR, который позволяет производить сварку швов сложной пространственной конфигурации (рис. 1). Робот оснащен специализированным интегрированным в общую систему шпинделем с крутящим моментом порядка 40 Нм и возможностью плавного управления вращением инструмента в диапазоне от 0 до 4500 об/мин. Силомоментный датчик Schunk, расположенный на фланце шпинделя, позволяет управлять в режиме реального времени усилием сварки, регистрировать данные о действующих усилиях СТП в трех осевых направлениях, а также определять фактический крутящий момент на инструменте. Силами «С 7 КТС» был разработан позиционер и гидравлическая оснастка для сварки кольцевых швов, которые были интегрированы в систему управления робота. Для слежения за сварным швом и корректировки траектории в реальном времени используется оптический метод распознавания изображений (алгоритм ИИ) с собственным программным обеспечением, которое внедрено в систему управления робота.



а) ***б)***

Рис. 1. Технологический комплекс сварки трением с перемешиванием на базе промышленного робота: *а*) сварка плоских швов; *б)* сварка кольцевых швов

С использованием созданного роботизированного комплекса проведены исследовательские работы по СТП конструктивно-подобных элементов РН. В частности, разработан способ приварки внахлест тонкостенных стрингеров. Отработаны режимы сварки стрингеров с толщиной стенки 1,5 мм с плоскими образцами (модельные панели) и цилиндрической обечайкой толщиной 3-4 мм из сплава АМг6 (рис. 2).

При разработке технологии приварки стрингеров к обечайке методом СТП пришлось решить несколько научно-технических задач, а именно: разработать технологичную схему прижатия стрингера к оболочке, снизить тепловой поток от сварки для исключения термической деформации стрингера, а также исключения образования наплывов шва в зоне отражения теплового потока, снизить интенсивность механических напряжений от СТП в направлении сварки для устранения упругой и пластической деформации стрингера,

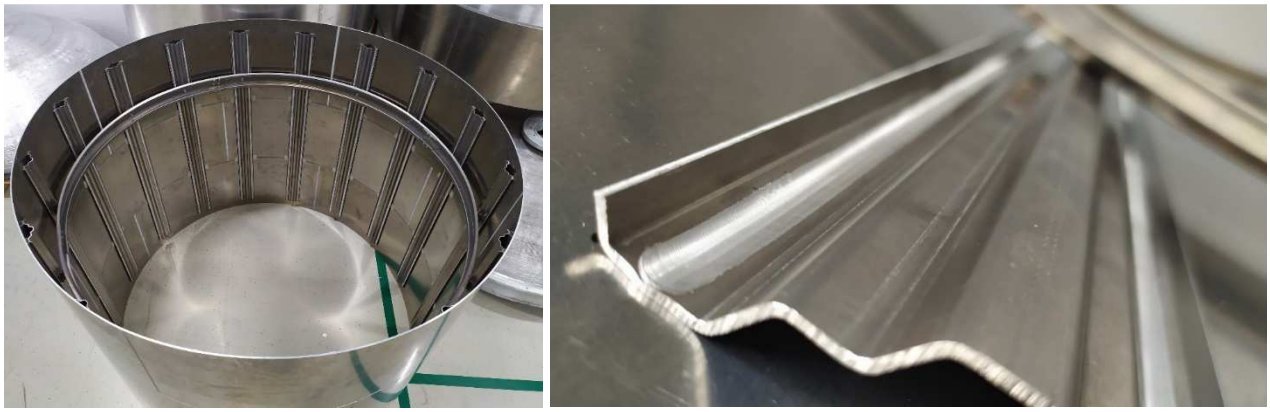
снизить величину раскрытия дефекта типа «hook». В результате решения многопараметрической задачи удалось найти комплексное решение, в частности, разработать инструмент оригинальной конструкции, простой в изготовлении, обеспечивающий режим СТП с низкой величиной натяжения листа в направлении сварки без образования дефекта типа «туннель» на скоростях до 1,2 м/мин, что существенно снизило тепловой поток в тонкий стрингер. Кроме того, был оптимизирован режим сварки с точки зрения расположения стрингера относительно набегающей или отстающей стороны шва для повышения прочности соединения на отрыв.



а) *б)*

Рис. 2. Сварной шов стрингера толщиной 1,5 мм и обечайки толщиной 4,0 мм из сплава АМг6, полученный методом СТП: *а*) микроструктура в области дефекта типа «hook»; *б*) макроструктура соединения после испытаний на отрыв. Оптическая металлография

В результате проведенных работ были изготовлены и испытаны на устойчивость плоские панели со стрингерным подкреплением (тезисы Пономарева М.А. «Преимущества стрингерно-шпангоутных обечаек для конструкций топливных баков ракет-носителей», секция 2), а также изготовлен технологический макет обечайки бака со стрингерным подкреплением диаметром 1,5 метра, состоящий из трех колец высотой по 400 мм, соединенных методом СТП продольным и кольцевыми швами (рис. 3).



а) *б)*

Рис. 3. *а)* технологический макет обечайки бака со стрингерным подкреплением диаметром 1,5 м, изготовленный методом СТП; *б)* изображение единичного стрингера

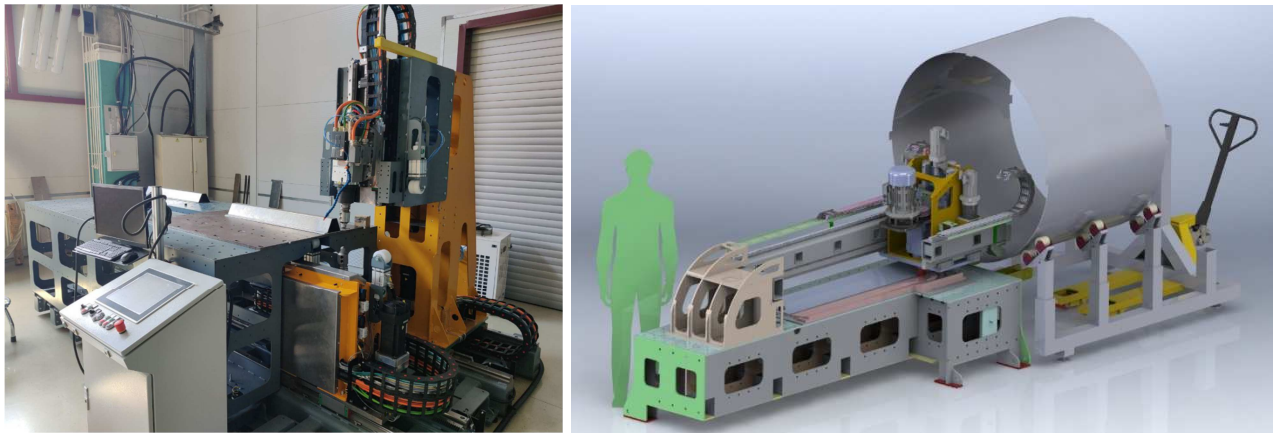
Оптимизированный режим СТП стыковых соединений листовых заготовок обечайки из сплава АМг6 позволяет изготовить качественные соединения с механическим свойствами шва, гарантированно превышающими требования ГОСТ 21631-76 по прочности и пластичности (таблица).

Результаты исследований механических свойств образцов алюминиевых сплавов поперек сварного шва СТП

Тип образца	Временное сопротивление разрыву, МПа	Условный предел текучести, МПа	Относительное удлинение, %
АМг6, 3,0 мм, поперек направления прокатки			
СТП	357	193	18
Основной металл	359	206	19
АМг6, 3,0 мм, вдоль направления прокатки			
СТП	361	196	17
Основной металл	368	213	21
АМг6			
ГОСТ 21631-76, не менее	315	155	15

На основании проводимых исследований был рассчитан, проектирован и изготовлен оригинальный стенд для испытаний процесса СТП (рис. 4, *а*). Особенность данного стенда заключается в его возможности проводить сварку изделия с двух сторон одновременно (двумя шпинделями), а также масштабировать комплекс с помощью установки новых симметричных модулей конструкции и сварочных столов. Это позволяет проводить сварку полых прессованных панелей, отрабатывать режимы двусторонней сварки листов увеличенных толщин, отрабатывать режимы СТП с динамической опорой.

Для перспективы изготовления баков РН рассчитан, проектирован и находится в процессе пуско-наладки стенд для сварки трением с перемешиванием продольного шва кольцевых сегментов диаметром 1,5…4,1 м, длиной до 1,5 м с толщиной до стенки до 8,0 мм (рис. 4, *б*).



а) ***б)***

Рис. 4. Технологические стенды СТП, разработанные «С 7 КТС»: а) стенд для плоской линейной двусторонней сварки, б) стенд для сварки продольного шва кольцевых сегментов баков

ТЕХНОЛОГИЯ ПРОВОЛОЧНО-ДУГОВОГО ВЫРАЩИВАНИЯ В ПРОИЗВОДСТВЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Кисарев А.В.

ООО «С 7 Космические Транспортные Системы», г. Москва, Россия

Технология проволочно-дугового выращивания (WAAM – wire arc additive manufacturing) – активно развивающийся метод аддитивного производства, предполагающий использование электрической или плазменной дуги в качестве источника теплоты и сварочной проволоки в качестве присадочного материала. Процесс выращивания представляет собой послойную дуговую наплавку, отсюда следуют отличительные особенности этой технологии [1, 2]. Рассматриваемая технология не предполагает жестких требований к защитной атмосфере – выращивание происходит на воздухе, а газовая защита обеспечивается локально в зоне горения дуги, таким образом для выращивания методом WAAM изделий из алюминиевых сплавов не требуется защитная камера, что снимает ограничения на максимальный габарит изготавливаемой детали [3, 4].

В рамках разработки аддитивного производства изделий из алюминиевых сплавов, на базе «С7 КТС» была создана система WAAM, объединяющая в себе программную и аппаратную части. Принципиальный состав системы:

– промышленный робот Motoman с двухосевым позиционером;
– сварочный источник питания Fronius CMT;
– лазерный профилометр Wenglor;
– программный модуль технологической подготовки;
– программный модуль оперативного управления процессом;
– вспомогательное оборудование (система подачи защитного газа, набор технологической оснастки и проч.).

Схема работы системы: модуль технологической подготовки генерирует управляющие программы для оборудования, робот по заданной траектории перемещает сварочную горелку и осуществляет наплавку слой за слоем. Непосредственно во время выращивания лазерный профилометр передает данные о геометрии печатаемого изделия в модуль оперативного управления процессом, который, на основании вычисленного отклонения от требуемой формы детали, принимает решение о корректировке параметров процесса с целью устранения дефектов формы.

В качестве демонстратора технологических возможностей разработанной системы WAAM было выращено изделие, представляющее собой агрегированную сборку узла днища для макета бака Г1 диаметром 1,5 м, состоящее из:

– силового шпангоута с толщиной стенки от 6 до 42 мм;
– торосферического днища толщиной 6 мм;
– патрубка и фланца главной топливной магистрали (толщина патрубка 10 мм, фланца – 32 мм);
– присоединительного интерфейса для сливного устройства.

Затравкой для выращивания было кольцо толщиной 8 мм и диаметром 1,5 м. Затравка была установлена в оснастку и прижата двумя стальными поясами с областью контакта 10 мм. Порядок выращивания:

1) внешнее утолщение силового шпангоута,
2) внутреннее утолщение силового шпангоута,
3) торосферическое днище,
4) патрубок топливной магистрали,
5) фланец топливной магистрали,
6) присоединительный интерфейс.

После выращивания полученная заготовка в оснастке была установлена в комплекс фрезерной обработки, были обработаны присоединительные поверхности силового шпангоута, фланца топливной магистрали и присоединительного интерфейса. Затем

заготовка была переустановлена в другую оснастку, была обработана поверхность силового шпангоута и его стыкуемый торец (рис. 1).

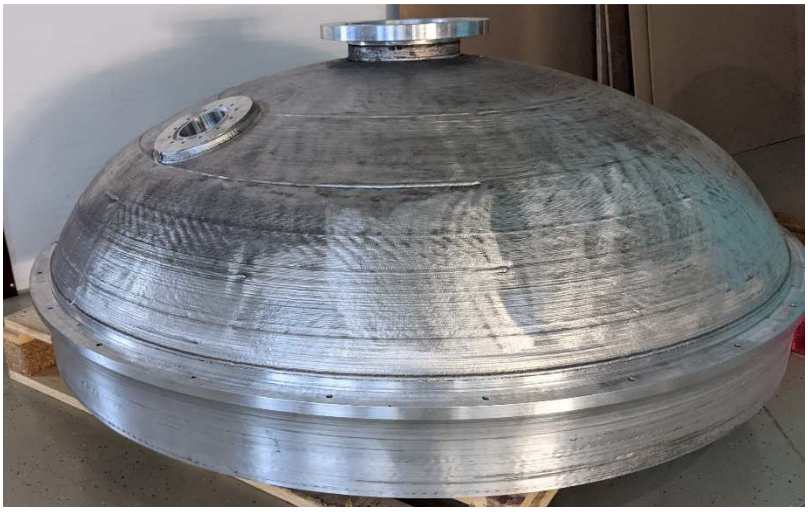


Рис. 1. Выращенный методом WAAM узел днища

После фрезерной обработки заготовки при помощи лазерного сканирующего профилометра были получены данные о геометрической точности. Отклонения присоединительных размеров фланца, интерфейса и широкой части шпангоута составили не более 0,05 мм от теоретического расположения. Отклонение формы днища составило не более одной толщины (6 мм) от теоретической линии, что было вызвано деформациями термической усадки в процессе выращивания.

Для анализа механических свойств материала выращенного изделия были изготовлены образцы-свидетели с использованием идентичных энергетических параметров процесса выращивания. Результаты приведены в таблице.

Результаты испытаний образцов-свидетелей

Направление исследований образца	Предел прочности, МПа	Условный предел текучести, МПа	Деформация при разрушении, %	Удельная пористость сечения, %
Вдоль слоя	298	144	25	0,06
Поперек слоя	293	141	25	0,08

На основании полученных данных о механических свойствах и геометрической точности полученной заготовки можно заключить, что использование технологии WAAM позволяет агрегировать узлы, тем самым радикально снижая количество операций сборки, переустановки и сварки с сохранением механических свойств на уровне отожженного материала.

Список литературы

1. *Williams S.W., et al.* Wire + Arc Additive Manufacturing // Mater. Sci. Technol. 2016. Vol. 32. № 7. P. 641–647.
2. *Lockett H., et al.* Design for wire + Arc additive manufacture: Design rules and build orientation selection // J. Eng. Des. 2017. Vol. 28. № 7–9. P. 568–598.
3. *Ponomareva T., et al.* Wire Arc Additive Manufacturing of Al-Mg Alloy with the Addition of Scandium and Zirconium // Materials (Basel). 2021. Vol. 14(13). № 3665.
4. *Cong B., Ding J., Williams S.* Effect of arc mode in cold metal transfer process on porosity of additively manufactured Al-6.3%Cu alloy // Int. J. Adv. Manuf. Technol. 2015. Vol. 76. № 9–12. P. 1593–1606.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ЛАЗЕРНОГО УДАРНОГО УПРОЧНЕНИЯ

Королев Д.Д., Кожевников Г.Д., Ляховецкий М.А.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Для современной авиационной и космической техники характерны высокие требования к эксплуатационной надежности двигателей и ресурсу их работы. В связи с этим возрастает актуальность проблемы повышения надежности ответственных деталей и узлов, которые длительное время работают в условиях циклических нагрузок и повышенных температур.

Разработка современных двигателей связана с созданием новых современных подходов к проектированию, применению материалов с повышенными физико-механическими характеристиками, а также применению в производстве прогрессивных финишных методов обработки, среди которых особая роль отводится лазерному ударному упрочнению [1–6].

В настоящей работе представлены результаты обработки титановых образцов из сплава ВТ6, а также процесса моделирования лазерного ударного упрочнения. Для обработки титановых образцов использовалась установка на базе Nd:стекло лазера, обладающего следующими характеристиками: энергия импульса 25 Дж, длина волны 1064 нм, длительность импульса лазерного излучения 10…50 нс, частота следования импульсов 0,1 Гц.

Образцы представляли из себя прямоугольники размером 20×80 мм из титанового сплава ВТ6. На образы наносилось специальное абляционное покрытие, которое сверху покрывал поток жидкости. Обработка лазерным лучом проводилась с перекрытием в 30% при различной энергии лазерного излучения.

После обработки лазером проводились замеры по величине и глубине залегания остаточных сжимающих напряжений. Проводился замер микротвердости поверхности образцов как со стороны, обработанной лазером, так и с противоположной стороны. Для измерения шероховатости поверхности образцов использовался трехмерный измерительный лазерный микроскоп LEXT OLS5000.

Для оптимизации режимов обработки лазерного ударного упрочнения применялось численное моделирование процесса в пакете ANSYS в модуле LS-DYNA. Модель представляет собой одностороннее лазерное ударное упрочнение полубесконечного твердого тела, как при упрочнении детали толстого сечения в осесимметричной постановке. Процесс анализа начинается с динамического анализа, в явной постановке, который длится не более нескольких микросекунд. Данные из динамического решения далее используется в нелинейном статическом анализе для определения состояния равновесия, включая остаточные напряжения в детали.

К пятну упрочнения прикладывалось давление, чтобы имитировать эффект, производимый ударными волнами во время процесса лазерного ударного упрочнения. Форма импульса давления определялась параметрами лазера. Наиболее распространенной формой импульса при моделировании таких процессов является Гауссов импульс [7]. Границы модели представляли собой бесконечные элементы, необходимые для рассеивания ударной волны.

В результате анализа был получен график распределения остаточных напряжений по глубине образца, также были определены глубина остаточных напряжений и их величина.

Работа выполнена в рамках государственного задания Минобрнауки России, номер темы FSFF-2020-0014.

Список литературы

1. *Zhang H., et al.* Fatigue crack growth in residual stress fields of laser shock peened Ti6Al4V titanium alloy // Journal of Alloys and Compounds. 2021. Vol. 887. P. 161427.
2. *Bai Y., et al.* Life cycle strengthening of high-strength steels by nanosecond laser shock // Applied Surface Science. 2021. P. 151118.

3. *Siddaiah A., et al.* Influence of laser shock peening on the surface energy and tribocorrosion properties of an AZ31B Mg alloy // Wear. 2020. Vol. 462. P. 203490.
4. *Petan L., et al.* Fatigue Properties of Maraging Steel after Laser Peening // Metals. 2019. Vol. 9. № 12. P. 1271.
5. *Peng C., et al.* Effect of laser shock peening on bending fatigue performance of AISI 9310 steel spur gear // Optics & Laser Technology. 2017. Vol. 94. P. 15–24.
6. *Ляховецкий М.А., Волков М.В., Сарбучев И.С., Ширваньянц Г.Г.* Сравнительное исследование остаточных напряжений на титановом сплаве ВТ6, обработанном методами лазерного ударного упрочнения и дробеструйной обработки // Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям ICAM-2020: сборник тезисов. М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2020. С. 570–572.
7. *Amarchinta H. K,. et al.* Material model validation for laser shock peening process simulation // Modelling and simulation in materials science and engineering. 2008. Vol. 17. №. 1. P. 015010.

МОДЕЛЬ ОБРАЗОВАНИЯ ИСКАЖЕНИЯ ВАФЕЛЬНОЙ ПОЛУОБЕЧАЙКИ ПРИ ВАЛЬЦЕВАНИИ

Кривонос Е.В.

Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

Вальцевание остается одним из самых производительных и экономически целесообразных методов формообразования при изготовлении вафельных обечаек топливных баков ракет. Использование метода может быть затруднено возникновением искажения формы обечайки при вальцевании [1]. Связанно это с особенностью напряженно-деформируемого состояния (НДС) деформируемых слоев детали — монолитного основания и связанного с ним вафельного фона.

Исследование процесса вальцевания цилиндрических полуобечаек с вафельным фоном показало, что образование дефекта формы «корсетность» (рис. 1) — это органический недостаток обсуждаемого метода формообразования, не зависящий от выбора оборудования и режимов. Этот дефект является следствием пластической деформации.

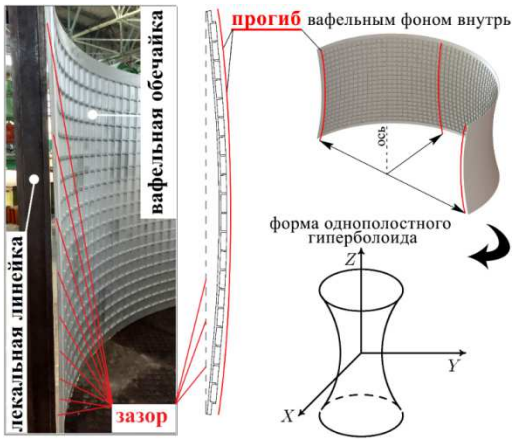


Рис. 1. Искажение формы полуобечайки после вальцевания

Для подтверждения результатов экспериментальных работ выполнен последовательный анализ НДС отдельных бесконечно малых элементов вафельной обечайки с тремя видами подкрепления (рис. 2): с единичным поперечным подкреплением *«а»*; с единичным продольным подкреплением *«б»*; с усиливающим набором подкреплений *«в»*.

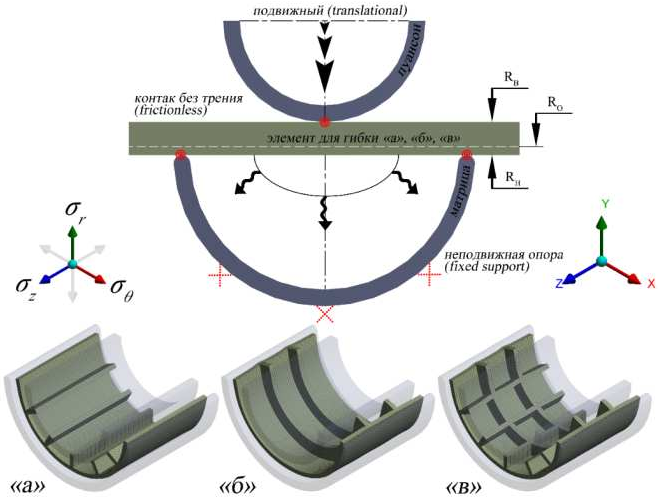


Рис. 2. Схема расчетного нагружения для: «*а*» – поперечного подкрепления; «*б*» – продольного подкрепления; «*в*» – набора подкреплений

Для каждого вида подкрепления получены эпюры эквивалентных деформаций и напряжений, а также проанализировано их распределение в изгибаемых слоях. Для схем нагружения *«а»* и *«б»* определены известные из теории пластичности компоненты напряжений для сжатой и растянутой зоны [2, 3]. Для этих схем проанализированы условия возникновения и вид возможного искажения формы.

Для вафельного подкрепления *«в»* (рис. 3) возникновение искажений поясняется последовательным воздействием тангенциальных напряжений σ_θ продольного подкрепления на узлы. Ввиду сложности протекания деформаций в пересечениях ребер продольного и поперечного направления, напряжения σ_θ концентрируются в очаги максимального воздействия на каждом околоузловом участке и далее распространяются через узел в слои поперечного подкрепления. Воздействие σ_θ уменьшается на выходе после пересечения ребер и нарастает у следующих околоузловых зонах. В момент появления напряжений $\sigma\theta$ в узлах, возрастают аксиальные напряжения σ_Z в поперечном ребре, сопровождающиеся деформациями ε_z, которые распределяются с уменьшением к монолитному основанию. Кривая ε_z, полученная через вершины распределения напряжений σ_Z определяет образующую прогиба (см. рис. 1) радиусом R_{Hz}, следовательно, искажение формы полуобечайки в виде корсета.

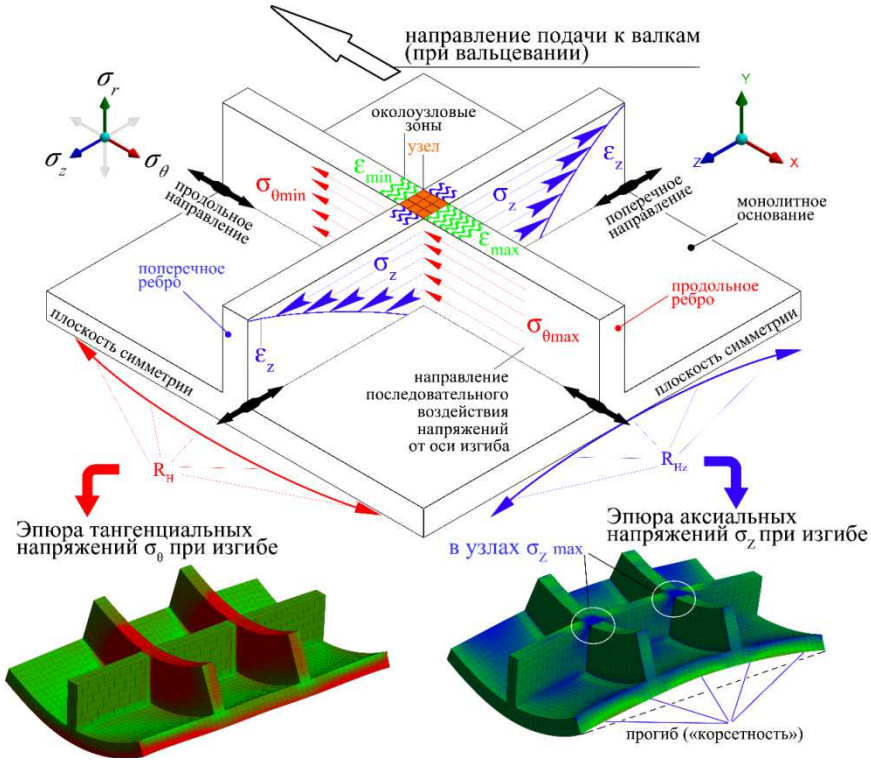


Рис. 3. Модель образования дефекта – «корсетность» полуобечайки с набором подкреплений типа «в»

Такая модель возникновения дефекта – «корсетность» на цилиндрической полуобечайке с усиливающим набором подкреплений *«в»* – подтверждена экспериментально на полноразмерных заготовках для баков горючего и окислителя ракеты-носителя «Ангара».

Таким образом, с учетом измеренной величины прогиба полуобечайки радиусом R_{Hz} и значения аксиального напряжения σ_Z, при котором этот прогиб возник, могут быть определены условия компенсации деформаций ε_z при аксиальных напряжениях $\Delta\sigma_Z$. Эти условия, как следует из выражения (1), должны состоять в создании изгиба (противоизгиба), противоположного по направлению прогибу R_{Hz}:

$$\frac{\sigma_z}{R_{Hz}} = \frac{\Delta\sigma_z}{R_{Hz} \pm \Delta\bar{e}} \Rightarrow \Delta\sigma_z = \frac{\sigma_z \times (R_{Hz} \pm \Delta\bar{e})}{R_{Hz}}, \qquad (1)$$

где $\Delta\bar{e}$ — компенсатор, который задает направление и величину противоизгиба.

Предложен и на практике реализован механизм компенсации противоизгибом (рис. 4), «работа» которого продемонстрирована на практике за счет применения технологических конических бандажей, установленных на боковой валок четырехвалковой листогибочной машины ГЛС-2К-НИАТ.

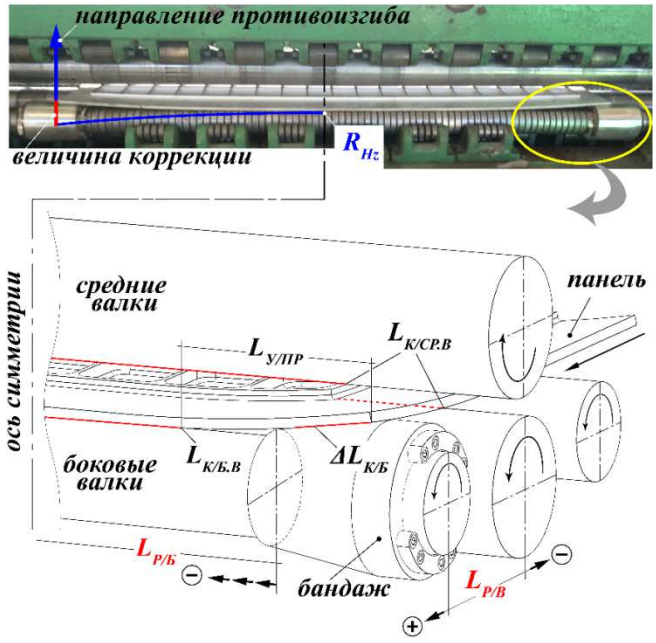


Рис. 4. Модель компенсации «корсетности» обечайки при вальцевании

Выдвинута гипотеза, что выполнить компенсацию можно за счет создания противоположно направленных, распределенных и переменно действующих сил в поле деформаций, которые возникают между контактными участками панели со средними и боковым валками и контактными участками панели и бандажей.

Теоретически и экспериментально удалось доказать, что необходимо обеспечить такой «вылет» панели и положение бандажей, при которых возникнут пластические деформации на участке между $L_{К/СР.В}$, $L_{К/Б.В}$ (см. рис. 4), что в свою очередь обеспечит образование радиуса R_H, а на переменных по площади крайних участках между $L_{К/СР.В}$, $L_{К/Б.В}$, $\Delta L_{К/Б}$ приведет к возникновению упругих деформаций. А это, как следствие, обеспечит компенсацию прогиба R_{Hz}. Отметим, что расстояние $L_{Р/Б}$ (см. рис. 4) определяет взаимное расположение бандажей на боковом валке относительно оси симметрии и функционально связано с величиной противоизгиба. Установлено, что критическое сближение бандажей к оси симметрии приведет к противоположной «корсетности» форме – «бочкообразности». Экспериментально доказано, что расстояние $L_{Р/В}$ (см. рис. 4) определяет поле жесткости панели, точнее ее способность выдерживать силы без формоизменения. Следовательно, чем расстояние больше, тем поле жесткости больше и компенсация затруднена ввиду «отгибания» панели от контактных участков. Если расстояние уменьшать до расчетного предела, то и поле жесткости уменьшается, и упругие деформации перейдут в пластические, что приведет к формоизменению. В этом случае – к волнообразной форме продольного компенсатора и «загнутым» компенсаторам кольцевых швов.

Список литературы

1. *Мошнин Е.Н.* Гибка и правка на ротационных машинах. Технология и оборудование. М.: Машиностроение, 1967. С. 7–127.
2. *Томленов А.Д.* Механика процессов обработки металлов давлением. М.: Машгиз, 1963. С. 9–58.
3. *Лысов М.И., Сосов Н.В.* Формообразование деталей гибкой. М.: Машиностроение, 2001. С. 32–169. ISBN 5-217-03105-0.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ЗАГРУЗКИ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ОРГАНИЗАЦИЙ НА УРОВЕНЬ КАЧЕСТВА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Галкин Н.А, Лукьянчик В.В., Николаев В.Д.

ФГУП «НПО «Техномаш», г. Москва, Россия

В настоящее время актуальной задачей является обеспечение требуемого уровня качества изготовления изделий ракетно-космической техники (РКТ) в условиях снижения загрузки предприятий ракетно-космической промышленности (РКП) в результате оптимизации производственной и испытательной баз отрасли, сокращения количества рабочего персонала, нарушения сложившейся кооперации изготовителей деталей и сборочных единиц (ДСЕ) и поставщиков покупных комплектующих изделий (материалов), в том числе импортного производства, который можно определить с помощью показателей технического состояния (ТС) и надежности данных изделий на этапе их эксплуатации (применению по целевому назначению).

Перенос серийного производства ракет-носителей (РН) семейства «Ангара» с московской площадки АО «ГК НПЦ им. М.В. Хруничева» (РКЗ) на омскую площадку ПО «Полет» – филиал АО «ГК НПЦ им. М.В. Хруничева», значительное сокращение количества производствводимых в ПАО «РКК «Энергия» (ЗАО «ЗЭМ») пилотируемых и/или транспортных космических аппаратов (КА), а также возобновление серийного производства РН «Союз-5» на АО «РКЦ «Прогресс» вместо украинского завода «Южмаш» требуют разработки нового методического подхода к оценке прогнозного уровня качества изготовления (технического состояния и надежности на этапе эксплуатации) данных изделий РКТ в условиях меняющихся внешних воздействующих факторов производства.

В 2000-х годах была предпринята попытка разработать методический подход к определению прогнозных значений показателей ТС и надежности автоматических КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) на этапе эксплуатации [1], в том числе рассчитать прогнозное значение нормированного уровня качества изготовления при переносе их серийного производства из РКЦ «Прогресс» (г. Самара) со сложившимся уровнем качества изготовления $Y_O = 0{,}435$ на ленинградскую производственную площадку МЗ «Арсенал». Специалистами ФГУП «НПО «Техномаш» разработаны модели и алгоритмы оценки загрузки производственных мощностей предприятий РКП при реализации программных мероприятий государственных, федеральных целевых программ и государственного оборонного заказа на текущий и плановые периоды [2].

Для выявления корреляционных связей между производственными возможностями головных организаций и качеством выпускаемых финишных изделий в ФГУП «НПО «Техномаш» разработан методический подход по оценке загрузки предприятий РКП по трудовым ресурсам. В качестве исходных данных использованы производственно-экономические показатели: годовой объем продукции в рублях, годовой объем продукции в нормо-часах, годовой фонд времени, коэффициент выполнения норм, численность основных производственных рабочих.

Загрузку производственных возможностей головного предприятия будем оценивать с помощью коэффициента $K_{ВН}$, который характеризует организацию работ по нормированию труда, включая пересмотр норм, обеспечение квалифицированными кадрами по формуле (1):

$$K_{ВН} = \frac{V_{пр}^{o}}{V_{пр}^{p}} \times 100\% , \qquad (1)$$

где: $V_{пр}^{o}$ – фактический годовой объем производства в нормо-часах; $V_{пр}^{p}$ – расчетный объем производства в нормо-часах.

Расчетный объем производства без учета сверхурочных работ рассчитывается по формуле 2:

$$V_{пр}^{р} = N_{опр} \times ГФВ_{пр}, \quad (2)$$

где $N_{опр}$ – общая численность основных производственных рабочих; $ГФВ_{пр}$– годовой фонд времени в часах на одного среднесписочного человека.

Величина коэффициента выполнения норм времени $K_{ВН}$ показывает организацию работ на предприятии по нормированию труда, включая пересмотр норм, обеспечение квалифицированными кадрами, мотивацию, и может быть взята в качестве поправочного коэффициента при расчетах меняющегося уровня качества изготовления и надежности.

Сравнение показателей производственных возможностей предприятий с трудоемкостью программы производства изделий на предприятии позволяет увязать степень влияния показателя загрузки производственных мощностей предприятия на уровень качества изготовления изделий РКТ.

Динамика изменения нормировочного уровня ТС и надежности изделий РКТ на стадии эксплуатации может быть описана функцией, представляющей собой затухающие гармонические колебания вида (3):

$$Y'(t) = A e^{-at} sin(\omega t + \varphi) + Yo, \; A > 0, a > 0, \omega > 0, \quad (3)$$

где $Y'(t)$ – зависимость фактического уровня ТС и надежности РКТ от времени и установившегося значения Y_O; A – параметр сжатия (при $A < 1$) или растяжения колебаний (при $A > 1$); $\omega = 2\pi/T$ – круговая частота, где Т – период колебаний; φ – смещение по фазе; α – действительное число, определяемое по статистическим данным с использованием выражения для логарифмического декремента затуханий δ.

Учитывая длительный цикл изготовления РКТ и низкую степень автоматизации операций технологических процессов, представляется целесообразным ввод поправочных коэффициентов в формулу (3) для повышения точности прогнозных оценок установленного уровня ТС и надежности (уровня качества изготовления) финишных изделий РКТ с учетом меняющейся загрузки данных предприятий по трудовым ресурсам.

В первом приближении функция $Y'(t)$ вида (3) представляет собой при A = 1 и t > 0 затухающие гармонические колебания. Следовательно, прогнозное значение уровня ТС и надежности изделий РКТ [1] может быть получено из эмпирического выражения (4):

$$Y_t^{/} = e^{-0,07t} \sin(1,05t + 2,65) + 0,435 * K_{ВН}, \quad (4)$$

где t – время эксплуатации изделия РКТ данного типа; $K_{ВН}$ – параметр, косвенно влияющий на изменение установившегося уровня качества изготовления изделия РКТ в зависимости от загрузки предприятия по трудовым ресурсам. Значения коэффициента $K_{ВН}$ для трех головных предприятий РКП, серийно выпускающих КА и ракеты-носители (РН), по состоянию на 2019 год приведены в таблице.

Изменение уровня технического состояния и надежности РКТ

Название организации	Значение $K_{ВН}$	Прогнозное значение уровня качества изготовления изделия по годам эксплуатации									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
АО «РКЦ «Прогресс»	1,08	-0,024	-0,399	0,093	0,876	1,174	0,770	0,137 1	-0,101	0,230	0,743
ПО «Полет»	0,92	-0,094	-0,469	0,024	0,806	1,104	0,701	0,067	-0,170	0,161	0,674
ЗЭМ «Энергия»	1,0	-0,059	-0,434	0,058	0,841	1,1390	0,735	0,102	-0,135	0,196	0,709

На рис. 1 представлена динамика изменения прогнозного значения уровня технического состояния и надежности (уровня качества изготовления) изделий РКТ, серийно

произведенных в АО «РКЦ «Прогресс» РН «Союз-5», РН «Ангара», после передачи из РКЗ на ПО «Полет», а также изготовленных на ЗЭМ пилотируемых и транспортных КА при снижении загрузки производств.

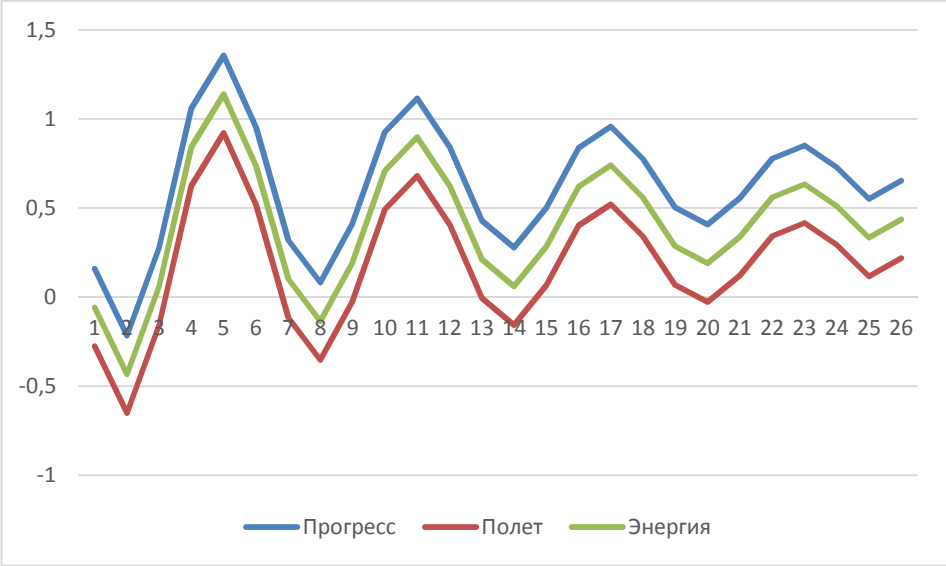


Рис. 1. Динамика изменения уровня ТС и надежности РКТ по годам эксплуатации в зависимости от загрузки предприятия

Как видно из графиков в первые три года эксплуатации самый низкий уровень ТС и надежности будут иметь РН «Ангара», также может существенно снизиться уровень ТС и надежности (уровень качества изготовления) пилотируемых и транспортных КА производства ЗЭМ РКК «Энергия» вследствие снижения загрузки производственных мощностей. Установившийся уровень ТС и надежности РН «Союз-5» серийно изготовленных в АО «РКЦ «Прогресс» со стабильной загрузкой производственных мощностей (высоким уровнем качества изготовления) позволит значительно снизить долю аварийных пусков РН в первые три года их эксплуатации.

Список литературы

1. *Лукьянчик В.В.* Определение уровня технического состояния и надежности космических аппаратов с учетом меняющихся условий их изготовления и эксплуатации // Измерительная техника. 2000. № 4. С. 34–38.
2. *Галкин Н.А.* Расчет трудоемкости на предприятиях ракетно-космической отрасли // Экономика и менеджмент систем управления. 2016. №1.2. С. 222–227.

ПОВЫШЕНИЕ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРЕДПРИЯТИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СОПЕЛ ИЗ НИОБИЯ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ МЕТОДОМ РОТАЦИОННОЙ ВЫТЯЖКИ

Малахов Н.Ю.

АО «КБ Химмаш им. А.М. Исаева», г. Королев, Россия

Для сопла двигателя малой тяги (ДМТ) материал должен обладать высокой жаростойкостью и тугоплавкостью. Материалом с удовлетворительными свойствами являются сплавы на основе ниобия. В табл. 1 приведены его краткие характеристики.

Табл. 1. Свойства ниобия, Nb

	Предел прочности, $\delta_в$, Мпа	Относительное удлинение, ε,%	Твердость по Бринеллю, НВ	Относительное сужение, Ψ,%	Страна месторождения
Nb, ниобий.	342	19,2	450	60	Россия, Канада, США, Япония.

Большая часть сопел являются тонкостенными оболочками, так как выполняется условие: $\bar{t} = \frac{t}{D} \leq 0{,}05$, где $\bar{t} -$ относительная толщина стенки, t – толщина стенки, D – диаметр в выбранном сечении.

Данная особенность влияет на технологию производства сопла из ниобия, повышая требования к оснастке в точности изготовления и твердости материала, а также в минимизации разовой деформации. Для определения метода изготовления необходимо провести анализ и сравнение применяемых технологий: глубокой и ротационной вытяжки (РВ).

Глубокая вытяжка подразумевает под собой заготовку из диска, размеры которого рассчитываются исходя из технологических припусков на штамповочные операции. Коэффициент вытяжки ниобия 0,65…0,67. Данный коэффициент и геометрическая форма изделия указывают, что количество штамповочных переходов будет значительным. Это влечет за собой увеличение количества штамповочной оснастки. Также ниобий сильно подвержен наклепу [2]. Для его уменьшения проводятся следующие мероприятия: поверхность покрывается тремя слоями лака «Цапон», при штамповке подкладывается целлофановая пленка, материал матрицы и пуансона должны обладать высокой твердостью и шероховатостью не менее Ra = 0,63 мкм. И, несмотря на это, после 10 изделий штамп приходится зачищать. Поэтому ниобий нежелательно использовать в операциях глубокой вытяжки.

В технологическом процессе РВ коэффициент использования материала равен 0,9. Для изготовления сопел из ниобия он является одним из определяющих факторов. Кроме того, РВ обладает следующими преимуществами:

– высокая точность изготавливаемых деталей;

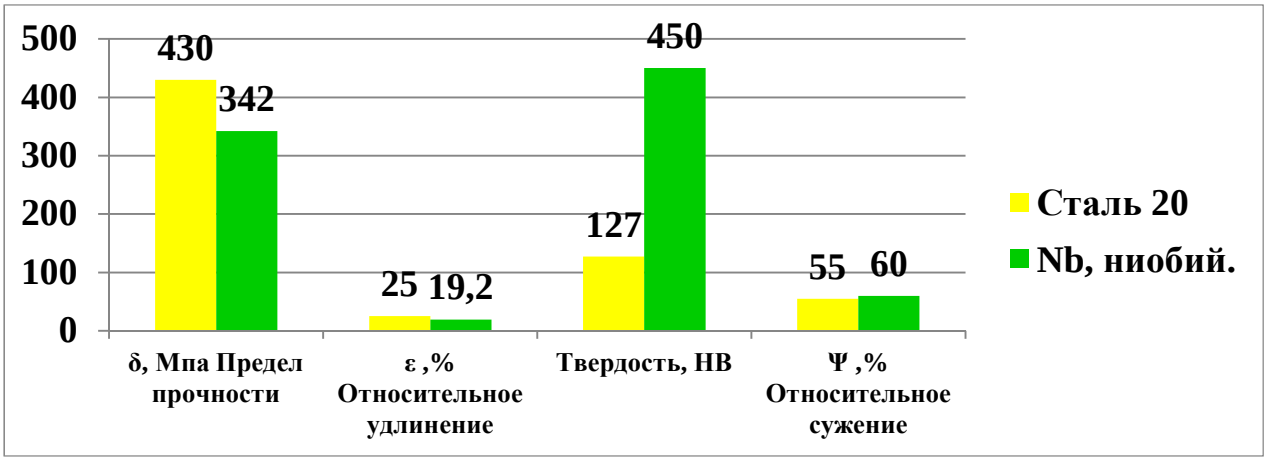
– параметр шероховатости деталей Ra = 1,25-0,32 мкм;

– повышаются прочностные характеристики;

– снижается трудоемкость изготовления.

Для отладки технологического процесса РВ затрачивается значительное количество заготовок, не менее 1/3-ти штук от партии. Они необходимы не только для отладки режимов РВ, но и для зачистки штампа от наклепа ниобия во время операций штамповки. Это позволяет исключить дополнительное снятие-установку штампа с пресса для шлифовки пуансона и матрицы. Такое количество заготовок используется при изготовлении каждой партии сопел. Выполнение требований технологического процесса не позволяет эффективно

использовать средства предприятия, выделенные на данную программу. Для увеличения экономической эффективности необходимо заменить дорогостоящий материал ниобий на более дешевый. Проанализировав график (см. рисунок), наблюдаем, что величина относительного удлинения ε и относительное сужение Ψ стали 20 имеют небольшую разницу значений, которой можно пренебречь. Такое допущение позволило использовать сталь 20 для отладки технологического процесса.



Сравнительный график свойств стали 20 и ниобия

Стоимость килограмма полосы ниобия 119 000 руб. (1), а стоимость килограмма стали 20 составляет 48,3 руб. Минимальная масса готового изделия ≈150 г. Выполнив простые вычисления, получим экономическую эффективность с одной заготовки из стали 20 в 2463,7 раза или 17 842 руб. Минимальная партия сопел 30 шт., 10 заготовок требуется дополнительно для отладки процесса. Заменив дорогостоящий материал ниобий на сталь 20, предприятие дополнительно экономит 178 420 руб.

Подготовка технологического процесса РВ включает в себя расчет полуфабриката, проектирование и изготовление оснастки, отладку технологического процесса.

При расчете и проектировании полуфабриката необходимо учитывать не только равенство объемов, но и величину предельного относительного обжатия материала, количество переходов, радиус на кромке оправки для раскатки и толщину исходной заготовки (для расчета требуемого усилия деформации и выбора радиуса раскатного ролика).

Величина предельного относительного обжатия:

$$\varepsilon_{max} = \frac{\psi}{0{,}17+\frac{\psi}{100}},$$

где Ψ – относительное сужение образца при испытании на одноосное растяжение, %.

Следует убедиться, что раскатка идет в соответствии с «законом синуса»

$$\delta = \delta_0 \cdot sin\alpha,$$

где δ_0 – осевая толщина стенки заготовки; δ – нормальная толщина детали; α – угол между касательной к образующей детали и осью вращения.

Из-за несоблюдения «закона синуса» в процессе раскатки на детали могут появляться трещины, разрывы, складки, отрыв фланца, чешуйчатая поверхность. Допустимое отклонение толщины стенки заготовки должно быть не более 5%, а биение заготовки относительно оси вращения не более 0,02 мм. Только при соблюдении данных требований может гарантироваться хороший результат.

В табл. 2. показаны экономические затраты предприятия для изготовления сопла из ниобия методом глубокой и ротационной вытяжки и изготовлением из прутка.

Табл. 2. Технологии изготовления сопла ДМТ

Наименование оснастки	Глубокая вытяжка.		Ротационная вытяжка.		Изготовление из прутка	
	Единиц, шт.	Стоимость	Единиц, шт.	Стоимость	Единиц шт.	Стоимость
Оправка для подрезки	1	15 000	1	15 000	1	15 000
Оправка для раскатки	-	0	2	90 000	-	-
Штамп вытяжной	8	8 000 000	2	2 000 000	-	-
Копир	-	0	1	5 000	-	-
Шаблон на внутренний профиль	1	3 000	1	3 000	1	3000
Кол-во заготовок	1	26 775	1	19 040	1	687 056
Итого	10	8 044 775	7	2 137 040	1	705 056
Коэффициент использования материала, %.	0,5	-	0,9	-	0,0275	-

Экономический эффект от применения РВ составляет 5 907 135 руб., в сравнении с глубокой вытяжкой. При изготовлении сопла из прутка стоимость увеличивается на 668 016 руб. с одной заготовки. Поэтому рассматривать изготовление из прутка экономически нецелесообразно. При изготовлении сопел методом РВ экономическая эффективность будет максимальна. При увеличении числа изготавливаемых сопел экономическая эффективность будет расти в связи с большим коэффициентом использования материала.

Конкурентоспособным предприятием в России по производству ДМТ из сплавов ниобия является АО «НИИМаш» в г. Нижняя Салда Свердловской области. При изготовлении аналогичных сопел они применяют технологию РВ. Это подтверждает конкурентную способность данной технологии в сравнении с технологией глубокой вытяжки и изготовлением из прутка.

Описанное выше позволяет сделать выводы, что:

– РВ увеличивает экономическую эффективность изготовления изделия;

– РВ повышает эксплуатационные характеристики готового изделия за счет увеличения прочности стенки сопла.

Также Президент РФ Владимир Владимирович Путин в своих выступлениях призывает деятельность инженеров, научных работников и др. привязывать к экономической составляющей. Любая технология, научный труд, исследование, эксперимент и др. должны быть экономически обоснованными. Данный доклад доказывает увеличение экономии предприятия от внедрения данной технологии, что полностью соответствует требованию нашего главнокомандующего.

Список литературы

1. СибМеталТорг: сайт компании. URL: http://sibmetaltorg.ru (дата обращения: 13.10.2021).
2. *Романовский В.П.* Справочник по холодной штамповке. Л.: Машиностроение, 1979. 540 с.

ТЕХНОЛОГИЯ НАНЕСЕНИЯ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ НА КАМЕРУ СГОРАНИЯ С РАЗДЕЛЬНЫМИ ТОКОПОДВОДАМИ

Марков Р.А., Кочкин Е.В., Кривошеев Ю.В.

АО «Конструкторское бюро химавтоматики», г. Воронеж, Россия

Высокая теплопроводность меди и медных сплавов определяет ее широкое применение в камерах сгорания (КС) современных жидкостных ракетных двигателях (ЖРД). Однако из-за низкой жаростойкости и низких эрозионных свойств меди и медных сплавов применение ее ограничено в изделиях, подверженных жесткому высокотемпературному и эрозионному воздействию. Поэтому важной задачей является защита меди и медных сплавов в КС от высокотемпературного воздействия и обеспечение допустимой температуры в процессе эксплуатации без потери положительных свойств металла.

Во избежание опасного перегрева стенок камеры сгорания используют различные термостойкие покрытия, которые обладают достаточно низким коэффициентом теплопроводности и способны выдерживать высокие температуры без разрушения. Применение теплостойких покрытий обусловлено тем, что горение компонентов происходит при высоких температурах (до 3500-4500 К). В связи с этим происходит интенсивный теплообмен между газом и стенкой КС ЖРД, что приводит к ее разрушению.

Для защиты изделий из медных сплавов, применяемых в жестких температурных условиях, рекомендуется применять покрытие «Кермет». Однако сложные конструктивные особенности камеры сгорания (наличие трех поясов завесы, малые размеры критического сечения) и специфика эксплуатации изделия (многократный запуск) не позволяют получить устойчивое и равномерное по толщине керметное покрытие, в том числе на сужающейся части изделия.

В качестве альтернативы применению покрытия «Кермет» возможно применение двухслойного никель-хромового покрытия.

Разработка и освоение технологии нанесения никель-хромового покрытия на внутреннюю стенку камеры сгорания начались с изделия раннего применения. Толщина никеля на изделии составляла 30-70 мкм, хрома – 100-200 мкм. Покрытие наносилось только на сужающуюся часть КС.

При этом развитие и усовершенствование технологии нанесения данного покрытия происходило в рамках задач, поставленных перед отраслью. Так, необходимость повышения удельного импульса тяги двигателя современного применения повлекла за собой необходимость изменений в конструкции камеры сгорания и обеспечения охлаждения на всех режимах работы двигателя, достаточного для трехкратного полета ресурса работы. Для этого было введено третье кольцо завесы и покрытие необходимо наносить на все поверхности между кольцами завесы.

Объектом исследования стала оснастка для нанесения никелевого покрытия на блок камеры. Эскиз оснастки изображен на рис. 1.

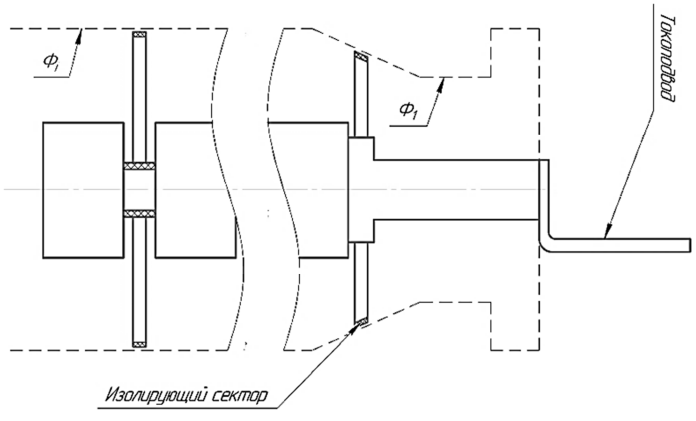


Рис. 1. Эскиз оснастки для покрытия камеры сгорания

Для обеспечения требований конструкторской документации (КД) по максимальной толщине покрытия, технология нанесения никеля предусматривает одновременное никелирование всех поверхностей за один завес. Чтобы удовлетворить требованиям КД, для покрытия изделия была спроектирована уникальная оснастка, позволяющая производить покрытие всех поверхностей за один завес. Каждая покрываемая поверхность разделяется герметизирующим узлом, устанавливаемым в пояс завесы.

Согласно техническим требованиям на на поверхности $Ф_1$ и $Ф_i$ изделия наносится толстослойное никелевое покрытие разной толщины.

Во время пробного покрытия изделия было определено, что существующая оснастка имеет ряд недостатков:

– получаемая после нанесения завышенная в два-три раза, по сравнению с требованиями КД, толщина никеля на поверхности $Ф_3$, что подтверждается металлографическим исследованием блока камеры, в критике (поверхность $Ф_{1)}$ и на конусной части поверхности – толщина в 3 раза больше заявленных требований.

– неравномерность толщины нанесенного никеля на поверхности $Ф_1$ как по оси поверхности, так и по окружности, что приводит к снятию никелевого покрытия при дальнейшей полировке, в том числе до основного металла.

Неравномерность покрытия, в свою очередь, приводит к увеличению трудоемкости, а также к увеличению затрат. Съем лишнего никелевого покрытия приводит к несоответствию изделия, появляется необходимость проводить дополнительные работы по снятию покрытия, полировке изделия и повторению нанесения никеля.

Для того, чтобы максимально исключить эти недостатки, было принято решение разделить подключение анода оснастки к выпрямителю (анодной штанге) с помощью раздельных токоподводов. Для того, чтобы разделить аноды, были спроектированы и введены в оснастку изолирующие втулки (рис. 2).

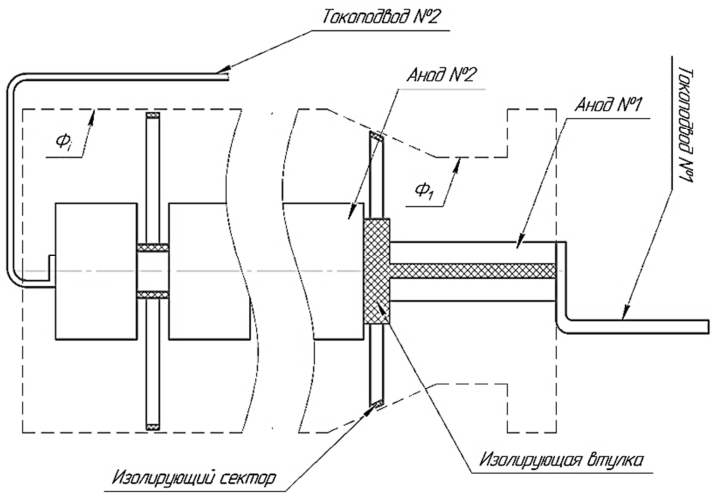


Рис. 2. Эскиз предлагаемой оснастки

«Токоподвод №1» подключается к «Аноду №1», покрывающему поверхность $Ф_1$, в то время как «Токоподвод №2» подключается к «Аноду №2», покрывающему поверхности Ф-$Ф_i$. Нанесение покрытия происходит в течение трех часов. После этого «Токоподвод №1», покрывающий поверхность Ф1, отключают от анодной штанги. Покрытие поверхностей Ф-$Ф_i$ продолжается за счет работы «Токоподвода №2» в течение еще трех часов для набора необходимой толщины покрытия на этих поверхностях.

При использовании этой технологии на изделии получается равномерное никелевое покрытие, соответствующее требованиям КД, и поэтому не возникает необходимость применения дополнительных операций по съему излишнего никелевого покрытия, что ускоряет процесс, а также благоприятно сказывается на экономических показателях изготовления узлов камер сгорания.

Список литературы

1. *Ямпольский А.М.* Меднение и никелирование / Под ред. М.П. Вячеславова. Л.: «Машиностроение», 1977.
2. Очерки производства жидкостных ракетных двигателей: Научно-юбилейный сборник ВМЗ – филиала ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» / Коптев И.Т., Гордон А.М., Юхневич С.С. и др. Воронеж: ОАО «Воронежская областная типография», 2013. 352 с.

ОПЫТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ МЕТОДОВ ОБЪЕМНОГО СКАНИРОВАНИЯ ДЛЯ УЛУЧШЕНИЯ КАЧЕСТВА КРУПНОГАБАРИТНЫХ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Кованов А.Е., Мамонов А.В., Шишканов Н.В.

АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина», г. Обнинск, Россия

Постоянное совершенствование конструкций авиационной и космической техники и, соответственно, повышение требований к точности изготовления их составляющих, ставит серьезные задачи перед технологией их производства. Наиболее характерными направлениями развития конструкции летательного аппарата на современном этапе являются: усложнение конструктивных форм, увеличение габаритных размеров и взлетной массы. Удовлетворение этим требованиям осуществляется путем значительного увеличения размеров обводообразующих листовых деталей планера, изыскания и использования для их изготовления новых, более совершенных материалов, при этом особое место занимает объемная оснастка для изготовления деталей внешних обводов [1].

Выбор материалов, которые могут быть использованы в конструкциях крупногабаритной формообразующей оснастки, ограничен и определяется рядом факторов. К числу этих факторов относятся специфические условия изготовления и эксплуатации такого вида оснастки в процессе производства авиационной и космической техники.

На основании проведенных исследований можно констатировать, что полимерные материалы для конструкций формообразующей оснастки удовлетворяют всем требованиям, влияющим на геометрическую точность конечного изделия.

В работе описаны конструктивно-технологические приемы изготовления формообразующих оболочек оснастки из полимерных композиционных материалов (ПКМ), а также проанализирован процесс производства пространственных опорных каркасов из ПКМ, где в роли ложементов выступают обработанные на станке с ЧПУ с использованием специальных твердосплавных фрез роутерного типа трехслойные панели с сотовым заполнителем, склеенные на клей ВК-36, с обшивками, изготовленными из препрега с углеродным наполнителем.

В качестве метода повышения точности изготовления формообразующей оснастки, удовлетворяющей необходимым параметрам, предложен способ, предполагающий полное растровое сканирование обратной стороны формообразующей оболочки с помощью оптической бесконтактной измерительной системы для получения точной математической копии поверхности и последующую обработку композитного опорного каркаса на станке с ЧПУ по результатам сканирования.

Исследован и разработан комплексный метод адаптации изготовленного каркаса к обратной поверхности формообразующей оболочки. Представлен способ сборки формообразующей оснастки после механической обработки, обеспечивающий прилегание формообразующей оболочки к каркасу, что является ключевым моментом в обеспечении точности оснастки.

Разработанный метод за счет обеспечения плотного прилегания каркаса к формообразующей оболочке обеспечивает наиболее благоприятные условия для клеевого соединения, что повышает прочность и надежность оснастки. Использование данного метода позволило на 15% увеличить сроки эксплуатации оснастки без проведения ремонта.

Поставлены задачи для дальнейших исследований в области проектирования и изготовления крупногабаритных формообразующих оснасток с целью минимизации расхода используемых материалов, инструмента и машинного времени механической обработки на станках с ЧПУ.

Список литературы

1. *Боголюбов В.С.* Формообразующая оснастка из полимерных материалов. М.: Машиностроение, 1979. 183 с.

РАЗРАБОТКА И УТВЕРЖДЕНИЕ МЕХАНИЗМА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ОТДЕЛЕНИЯ 14 – ЗАО «ЗЭМ» АЭП НА ЭТАПЕ ОТРАБОТКИ НОВЫХ АГРЕГАТОВ ПГС В ОТСУТСТВИИ УТВЕРЖДЕННОЙ КОНСТРУКТОРСКОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ

Павлова Е.И.

ЗАО «Завод экспериментального машиностроения» РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Целью проекта является сокращение цикла изготовления и отработки новых агрегатов ПГС

Для достижения поставленной цели необходимо решить задачу по созданию подразделения, которое позволит: сократить материальные затраты, в том числе и людские, затраты на изготовление, закупку или доработку СТО и затраты на разработку или корректировку технологической документации; высвободить производственные мощности основного производства для изготовления серийных изделий; повысить профессиональные навыки конструктора и технолога за счет совместной работы при изготовлении агрегатов рядом с рабочим местом и качество отработки КД на технологичность.

На сегодняшний день алгоритм отработки новых агрегатов ПГС осуществляется по схеме, представленной на рис. 1. Чтобы упростить алгоритм отработки агрегатов ПГС, предлагается схема, представленной на рис. 2. Схема упрощается за счет того, что некоторые шаги предполагается выполнять еще до полного согласования технологической документации.

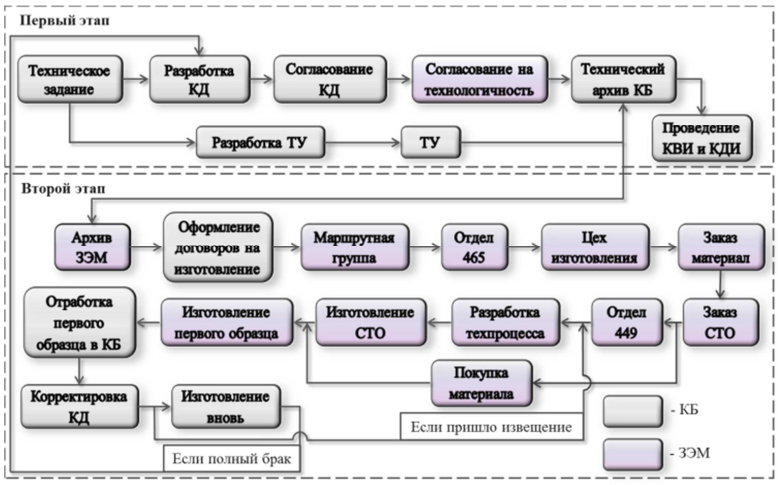


Рис. 1. Алгоритм отработки новых агрегатов ПГС

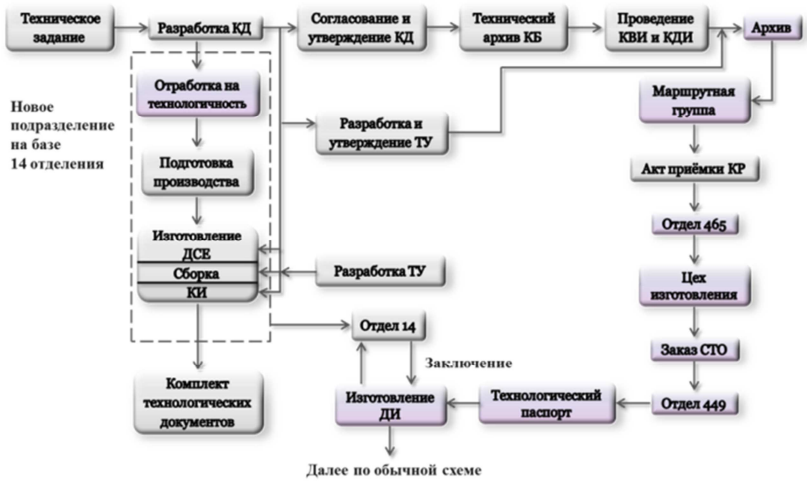


Рис. 2. Предлагаемый алгоритм отработки новых агрегатов ПГС

Основные показатели при разработке и выпуске КД агрегатов ПГС в отделе 141 представлены в таблице.

Показатели при разработке и выпуске КД агрегатов ПГС

Показатель	Описание	Скорость выполнения работ
Разработка одного комплекта КД	Длительность цикла разработки одного комплекта КД до сдачи в архив и выпуска акта передачи	9 месяцев/1 комплект
Количество предварительных извещений (ПИ)	Количество ПИ на 1 комплект, разрабатываемых в процессе изготовления АПГС для АО, проведения АО и результатам АО	Не менее 2 месяцев / 1 комплект, в комплекте 40 изв.
Одновременность разработки	Количество новых агрегатов ТПГ, разрабатываемых отделом 141	Не более 6 комплектов в год
Количество комплектов КД	Количество комплектов КД, разрабатываемых отделом 141	8 наименований в год

После анализа существующего цикла проектирования и отработки первого образца новых агрегатов ПГС, представленного на рис. 3, был разработан новый цикл проектирования агрегатов, представленный на рис. 4.



Рис. 3. Существующий цикл проектирования и отработки первого образца новых агрегатов ПГС

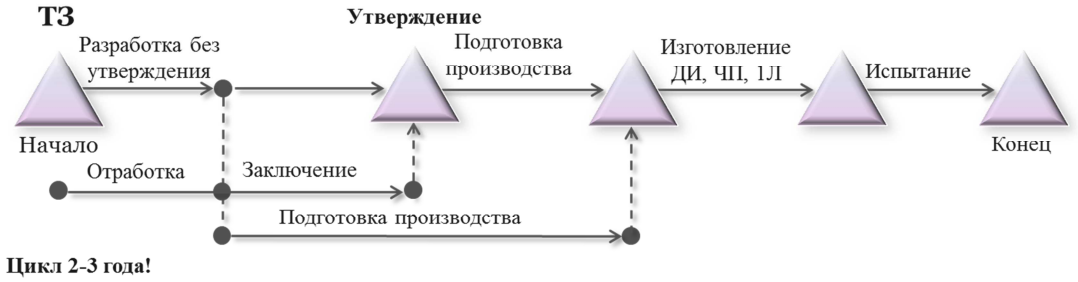


Рис. 4. Предлагаемый цикл проектирования и отработки первого образца новых агрегатов ПГС

Благодаря тому, что некоторые шаги предлагается делать одновременно, в частности отработку, заключение, подготовку производства, цикл сокращается с 5-7 лет до 2-3 лет.

Для решения поставленной задачи предлагается создание специализированной группы на базе отделения 14 со следующими обязанностями:

1) на стадии проектирования КД давать рекомендации по технологичности;

2) разрабатывать нормативно-технологическую документацию (НТД) (техпроцесс, технологический паспорт, техпаспорт, подбор СТО, заказ материалов);
3) вести совместно с разработчиком отработку первых образцов новых агрегатов ПГС;
4) готовить совместно с конструктором заключение о проведении КИ с выдачей рекомендаций по изготовлению агрегатов для доводочных испытаний (ДИ) и т.д.;
5) после проведение КИ в производственном отделе участвовать в корректировке КД и технологической документации;
6) согласовывать КД на технологичность, а конструкторам обеспечить утверждение КД и передачу ее в архив корпорации;
7) изготавливать ДСЕ новых агрегатов по КД, но за подписью начальника отделения и инженера-технолога;
8) при изготовлении ДСЕ первого образца необходимо участие конструктора и технолога;
9) все ДСЕ контролируются в БТК;
10) после изготовления ДСЕ образец передается в испытательный отдел для проведения КИ.

Также было рассмотрено ОСТ 92.9337 – 80 (агрегаты пневмогидравлических систем изделий) в котором есть руководство – автономные отработочные испытания агрегата состоят их трех этапов.

Конструкторские испытания являются предварительным этапом отработочных испытаний и проводятся без участия заказчика.

Далее идут доводочные и чистовые испытания, проводящиеся по штатной конструкторской и технологической документации.

Доводочные испытания проводятся для подтверждения работоспособности выбранной конструкции агрегата во всем диапазоне заданных условий эксплуатации и режимов функционирования.

Чистовые испытания являются заключительным этапом автономных отработочных испытаний и проводятся для подтверждения необходимой работоспособности агрегата.

Для создания нового подразделения была разработана структурная схема на базе отделения 14. Предполагается создать три группы: группа изготовления ДСЕ агрегатов ПГС, группа сборки, группа испытаний. При этом для группы изготовления ТО и покрытие проводится на ЗЭМ по бланк-заказам или маршруту; для группы сборки не требуется перемещений в другие подразделения; для испытаний не требуется перемещений в другие подразделения.

Различные детали требуются определенного оборудования для их обработки. Чтобы упростить задачу по выбору оборудования детали были объедены в семь групп, и для каждой группы было подобрано оборудование.

Все эти шаги направлены на создание научно-производственного подразделения на базе 14 отделения, в котором совместно работают конструкторы, технологи и производство. Необходимость в данном подразделении возникла из-за того, что на сегодняшний день не существуют методик проектирования агрегатов, особенно с критическими параметрами, которые бы позволяли проектировать арматуру с характеристиками, заданными в ТЗ.

Список литературы

1. ОСТ 92.9337–80. Агрегаты пневмогидравлических систем изделий.
2. Служебная записка исх. 141-4/389 от 19.11.2020 приложения 2.
3. Замечания к документу «Концепция развития современного арматурно-энергетического производства (АЭП) на базе модернизации производственных процессов» Исх. В-1/ВП-1888 от 09.10.09.

НОВЫЙ МЕТОД ИЗГОТОВЛЕНИЯ СЛОЖНОПРОФИЛЬНЫХ РОТОРНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ МЕЛКОДИСПЕРСНЫХ ГРАНУЛ НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА

Астрединов В.М., Кочкин Е.В., Пчельникова Ю.А.

АО «Конструкторское бюро химавтоматики», г. Воронеж, Россия

В настоящее время актуальными требованиями, предъявляемыми к производству изделий ракетно-космической отрасли, являются повышение эксплуатационных характеристик, сокращение времени изготовления детали, увеличение прочностных характеристик материала. Турбонасосный агрегат (ТНА) представляет собой один из основных агрегатов, определяющих надежность ракетных двигателей. В состав этого агрегата входят высоконагруженные колеса турбин. Одним из традиционных методов изготовления таких сложнопрофильных роторных деталей является литье по выплавляемым моделям.

Литье по выплавляемым моделям роторных деталей включает в себя многоступенчатый процесс по проектированию и изготовлению пресс-форм, изготовлению моделей, изготовлению оболочек, заливки оболочек, получению отливок. К недостаткам данного метода относятся сложность и длительность изготовления пресс-форм, их высокая стоимость и, как следствие, высокая стоимость готовой детали. К тому же для литья характерно возникновение поверхностных и внутренних литейных дефектов, анизотропия механических свойств полученных отливок, а также несоответствие отливок по геометрии, что приводит к необходимости дополнительной механической обработки.

В настоящей работе рассматривается метод изготовления деталей роторного типа из мелкодисперсных гранул жаропрочного никелевого сплава, основанный на горячем изостатическом прессовании гранул (ГИП) в газонепроницаемых формах (капсулах) с размещением в них подкладного элемента, а также оформляющих профиль лопаток закладных элементов. Микроструктура изделий, изготовленных методом ГИП, отличаются особой дисперсностью и однородностью. Также для прессованного материала характерны повышенные прочностные характеристики [1, 2].

Цель работы – разработка метода изготовления сложнопрофильных роторных деталей, позволяющего сократить рабочий цикл их изготовления, снизить трудоемкость, а также повысить прочность детали.

Процесс изготовления заготовок деталей роторного типа из гранул включает в себя горячее изостатическое прессование гранул в капсулах. После удаления капсулы проводится термическая обработка заготовки. Лопатки деталей оформляются фрезерованием или электроэрозионным прожигом. Электроэрозионный прожиг лопаток является трудоемким процессом и влечет за собой образование поверхностного измененного слоя. Наличие измененного слоя усложняет процесс получения конструкции тонких кромок лопаток и необходимых межлопаточных расстояний, обеспечивающих требуемую работоспособность высоконагруженных колес турбин. Для устранения измененного слоя используется электрохимическое травление.

В данной работе новый метод изготовления сложнопрофильных деталей роторного типа рассмотрен на примере изготовления заготовки колеса турбины с валом с использованием гранул жаропрочного никелевого сплава марки ЭП741НП. Процесс изготовления основан на горячем изостатическом прессовании мелкодисперсных гранул в два этапа: на первом этапе изготавливается подкладной элемент, на втором этапе с использованием закладного элемента и подготовленного на первом этапе подкладного элемента получают заготовку колеса турбины с валом с оформленными лопатками.

На рис. 1 представлена схема капсулы, использующаяся для получения заготовки колеса турбины с валом, где *1* – подкладной элемент, *2* – закладной элемент, *3* – нижняя полукапсула, *4* – верхняя полукапсула, *5* – стакан, *6* – крышка, *7* – гранулы.

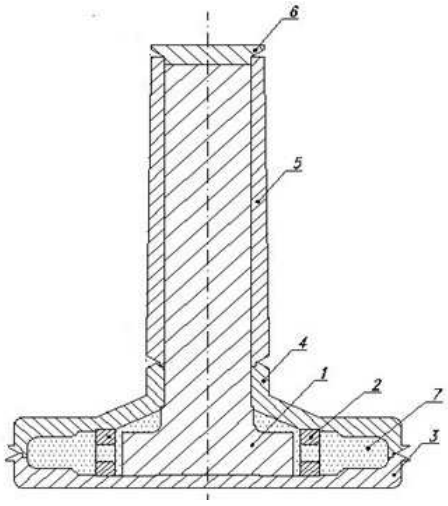


Рис. 1. Схема капсулы

Для колеса турбины с валом подкладной элемент получен с использованием гранул более крупной фракции. Оформление профиля лопаток заготовки происходит с использованием закладного элемента, изготовленного из низкоуглеродистой стали токарно-фрезерным и электроэрозионным способами. Закладной элемент выполнен с учетом последующей усадки при проведении ГИП. После размещения подкладного и закладного элементов в капсулу засыпают мелкодисперсные гранулы фракцией меньшей, чем для подкладного элемента, что позволяет получить мелкозернистую структуру заготовки и меньшую шероховатость поверхности. После ГИП капсулу и закладной элементы удаляют механической обработкой и химическим травлением соответственно. Далее заготовка проходит термическую обработку (закалка и старение).

Полученная новая гранульная заготовка колеса турбины с валом (рис. 2) прошла контроль геометрии (рис. 3), профиля лопаток, контроль микроструктуры и механических свойств. Заготовка обладает тонкими кромками лопаток и необходимыми межлопаточными расстояниями.



Рис. 2. Внешний вид заготовки

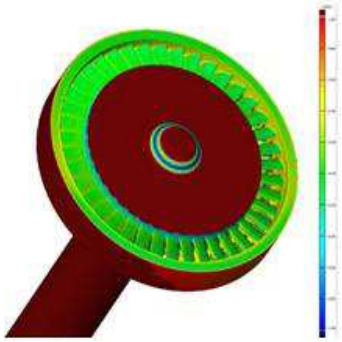


Рис. 3. Контроль геометрии заготовки

Механические свойства материала заготовки соответствуют нормам ТУ 92-1-185-87. Микроструктурный анализ показал, что в структуре материала микропористости не обнаружено, микроструктура мелкозернистая, равноосная, по телу зерен наблюдается равномерное распределение γ' - фазы (рис. 4), измененного слоя не наблюдается.



Рис. 4. Микроструктура материала заготовки (×100)

Эксплуатационные характеристики колеса турбины с валом, изготовленного новым методом, подтверждены разгонными, газодинамическими испытаниями и испытаниями в составе двигателя. Изготовление колеса турбины заодно с валом повышает прочность детали, и, следовательно, ТНА и двигателя в целом. К тому же исключение операции электроэрозионного прожига лопаток позволило сократить трудоемкость изготовления детали на ~392 н/ч (~20 календарных дней).

Данный метод также применим и в производстве деталей, изготавливаемых из гранул титановых сплавов.

Метод изготовления сложнопрофильных деталей из мелкодисперсных гранул, основанный на технологии ГИП с использованием подкладного и закладного элементов, может быть применен как аналог литья по выплавляемым моделям и обладает следующими преимуществами:

– технология ГИП исключает поверхностные и внутренние литейные дефекты;

– формирование профиля лопаток с помощью закладных элементов позволяет исключить из технологического процесса изготовления детали операции трудоемкого электроэрозионного прожига;

– повышение механических свойств материала за счет однородности структуры и изотропности свойств материала во всех сечениях в требуемом интервале рабочих температур;

– формирование геометрии лопаток роторных деталей с помощью закладных элементов в технологии ГИП позволит высвободить мощности дорогостоящего оборудования электроэрозионного прожига и увеличить количество изготавливаемых деталей.

Таким образом, в ходе проведенной работы установлено, что использование нового метода изготовления сложнопрофильных роторных деталей позволяет сократить цикл изготовления детали, и, тем самым, всего двигателя, а также повысить его прочность.

Список литературы

1. *Леушин И.О., Романов А.С., Леушина Л.И., Явтушенко П.М.* Конструкционные элементы капсул горячего изостатического прессования металлических порошков: современные тренды // Теория и технология металлургического производства. 2020. № 3(34). С.26–29.
2. *Агеев С.В., Гиршов В.Л.* Горячее изостатическое прессование в порошковой металлургии // Металлообработка. 2015. № 4(88). С.56–60.

ИССЛЕДОВАНИЕ УУКМ ТИПА 4КМС-Л, АРМИРОВАННОГО СТЕРЖНЯМИ ИЗ УГЛЕРОДНОГО ВОЛОКНА-ЗАМЕНИТЕЛЯ

Родионова А.С., Конюшенков А.А., Воронцов В.А.

АО «НИИграфит» (Госкорпорация «Росатом»), г. Москва, Россия

Доступность углеродных волокон в конце 1950-х годов привела к разработке материалов с новыми характеристиками, ныне известных как углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ). Эти композиты представляют собой семейство материалов, которые состоят из углеродной матрицы, армированной углеродной текстильной структурой. В АО «НИИграфит» было разработано большое количество УУКМ, в том числе основанных на технологических способах намотки, выкладки, сшивки, механизированного и ручного плетения, таких как Гравимол, Граурис, 4КМС-Л, Десна Т-1, Десна-4. Одним из наиболее распространенных методов получения объемных схем армирования является использование предварительно полимеризованных углеродных нитей в виде стержней, в частности, изготавливают структуры с 4D-схемой армирования, где каждый стержень расположен под углом 60° по отношению к другим стержням.

Постоянство упруго-прочностных свойств до температур 2100-2400 °С, вдобавок к высоким удельным механическим характеристикам, позволяет использовать данные композиты в качестве термостойких и жаропрочных материалов в машиностроении, авиационной и ракетно-космической технике.

Одним из направлений применения УУКМ является их использование в конструкциях деталей для изделий, работающих в теплонапряженных узлах. Производство ПАН-нити 33,3 текс, потребляемой предприятием ООО «ЗУКМ» для производства углеродного жгута ВМН-4, из которого изготавливается материал типа 4КМС-Л в виде заготовок для комплектации изделий производства предприятий, прекращается в связи с финансовой несостоятельностью АО «ВНИИСВ».

В АО «НИИграфит» были проведены опытные работы с целью получения углеродных стержней из волокна-заменителя UMT45-12K-EP и UMT290-12K-EP. При проведении исследования перерабатываемости волокна-заменителя в стержень и последующей сборки каркасов был выявлен ряд особенностей:

1) стержни, полученные из углеродного волокна UMT290-12K-EP, имеют меньшую эллипсность, по сравнению со стержнями из нити UMT45-12K-EP;
2) внутри стержней из UMT290 так же, как и из нити UMT45, образуются пустоты;
3) было отмечено отсутствие следов поливинилового спирта на удаленных поврежденных стержнях при замене вертикальных стержней;
4) плотность сборки расчетная не совпадает с плотностью сборки фактической;
5) масса опытного каркаса меньше массы каркаса материала 4КМС-Л и примерно такая же, как каркаса из нити UMT45.

В данной работе исследованы заготовки четырехмерно армированных УУКМ со стержнями из волокна марок UMT45-12K-EP (заготовка UMT-1) и UMT290-12K-EP (заготовка UMT-2).

При изготовлении заготовок было отмечено, что стандартная муаровая картина выходов слоев материала 4КМС-Л разительно отличается от экспериментальных в плане геометрической структуры слоев.

Целью данной работы являлось определение физико-механических и теплофизических характеристик УУКМ четырехмерного армирования на основе углеродной нити марок UMT45-12K-EP и UMT290-12K-EP, а также сравнение полученных результатов с характеристиками материала 4КМС-Л, на основе жгута ВМН-4. Определение физико-механических и теплофизических свойств проводилось по аттестованным методикам испытаний, разработанных в АО «НИИграфит».

Из полученных данных физико-механических и теплофизических характеристик исследованных образцов можно сделать вывод о том, что экспериментальные заготовки,

армированные волокном-заменителем марки UMT, полностью удовлетворяют нормам технических условий АО «НИИграфит» на материал 4КМС-Л. Результаты испытаний экспериментальной заготовки UMT-2 коррелируют со значениями характеристик материала типа 4КМС-Л, но предел прочности при изгибе в направлении *X* существенно ниже значений 4КМС-Л – 116,4 МПа и 158,7 МПа соответственно. В свою очередь, значения характеристик экспериментальной заготовки UMT-1 ниже значений UMT-2 и 4КМС-Л на ~10-15%, а предел прочности при растяжении в направлении *Z* – на 45%, т.е. 96,2 МПа и 142,0 МПа соответственно.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КООРДИНАТ ЦЕНТРА МАСС КА С ПРИМЕНЕНИЕМ ЛАЗЕРНОГО ТРЕКЕРА

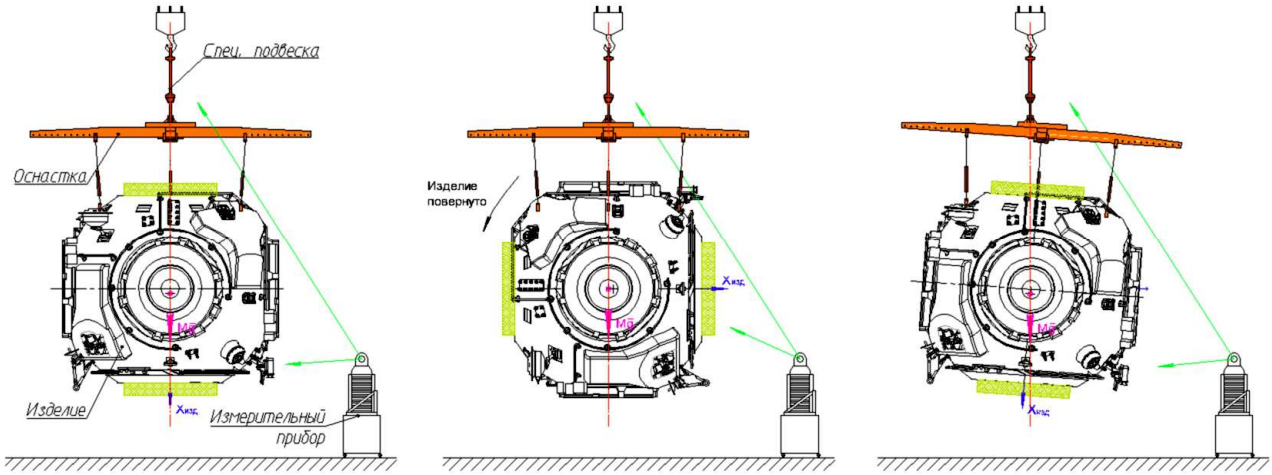
Семенов С.А.

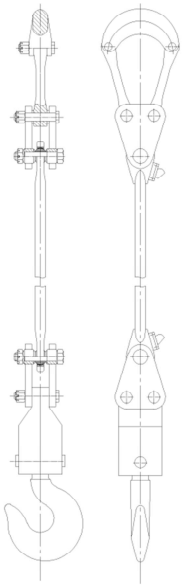
ЗАО «Завод экспериментального машиностроения» РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Одной из технологических задач в процессе изготовления изделий космической техники является определение координат центра масс (балансировка) изделия с высокой точностью. С этой целью разработаны и применяются в производстве различные методы, основанные в основном на использовании динамометрических опор (весов), а также балансировочных стендов построенных на данном принципе. Недостатком такого подхода является большая стоимость оборудования и необходимость изготовления дорогостоящей специализированной технологической оснастки для каждого изделия.

Целью данной работы является исследование возможности применения высокоточных мобильных координатно-измерительных систем (таких как тахеометры, лазерные трекеры, 3D-сканеры, фотограмметрические системы), которые применяются в процессе изготовления космических аппаратов.

Возможны различные схемы применения координатно измерительных систем при балансировке. В данной работе рассматривается метод подвешивания. Изделие вывешивается на крюке крана с использованием штатных грузоподъемных средств, затем с высокой точностью в системе координат изделия измеряется положение точки подвеса (рис.1). Операция повторяется несколько раз, при разном положении изделия.





В рамках работы:

– спроектирована специальная технологическая подвеска, для балансировки изделий данным методом;

– разработан математический метод расчета координат Ц.М. по трем координатам при вывешивании изделия в нескольких положениях;

– проведен предварительный расчет точности метода;

– разработана методика проверки метода в ЗАО ЗЭМ, с использованием имеющегося оборудования.

Расчет показывает, что точность балансировки может быть не хуже, чем при использовании балансировочных стендов ~ 1-2мм.

Высокоточный лазерный трекер, и все необходимое оборудование, кроме спец. подвески имеется в ЗАО ЗЭМ.

Список литературы

1. *Болтон У.* Карманный справочник инженера-метролога. М.: Издательский дом «Додэка-XXI», 2002.
2. *Корнилов Ю.Н.* Фотограмметрия. СПб: Санкт-Петербургский государственный горный институт им. Г.В. Плеханова, кафедра инженерной геодезии, 2006.
3. The Basics of Photogrammetry. Geodetic Systems, Inc. 2006. URL: http://www.geodetic.com/

ТЕХНОЛОГИЯ ЛАЗЕРНОЙ ПЕРФОРАЦИИ МЕТАЛЛИЗИРОВАННЫХ ПЛЕНОК ЭКРАННО-ВАКУУМНОЙ ТЕПЛОВОЙ ИЗОЛЯЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Сергеев Д.В.

АО «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина», г. Химки, Россия

ЭВТИ является одним из наиболее распространенных и надежных средств пассивного терморегулирования в системе обеспечения теплового режима (СОТР) КА.

ЭВТИ представляет собой набор экранов, состоящих из пленочных металлизированных полимерных материалов с высокой отражательной способностью, разделенных прокладками из материалов с низкой теплопроводностью.

Для предотвращения вздувания мата ЭВТИ в вакууме и обеспечения радиационного характера теплопередачи, необходимо обеспечить истечение воздуха из межэкранного пространства ЭВТИ до давления ниже 10^{-3}-10^{-4} Па посредством перфорации пленок экранов ЭВТИ.

С технологической точки зрения перфорация представляет собой создание обычных механических дефектов (проколов) на поверхности конструктивных элементов (облицовочного материала и пленок экранов) ЭВТИ. На предприятиях Роскосмоса эта операция осуществляется посредством ручного или полу-автоматизированного механического метода перфорации. Применяемые технологии перфорации обладают целым рядом недостатков, таких как низкая производительность, низкие прочностные характеристики материалов, низкая точность перфорации, наличие контакта с оптической поверхностью пленок, низкая степень автоматизации.

Недостатки существующих методов перфорации пленок ЭВТИ вызывают необходимость разработки и внедрения новых электрофизических технологий при производстве ЭВТИ, обеспечивающих бóльшую производительность и качество продукции, что делает задачу разработки новой современной технологии перфорации актуальной.

Лазерная перфорация материалов является одной из высокоэффективных технологий обработки материалов.

В рамках работы проведен анализ существующих методов перфорации пленочных металлизированных материалов ЭВТИ. Лазерная перфорация пленок ЭВТИ по сравнению с другими методами имеет ряд неоспоримых преимуществ:

– значительно увеличивается производительность за счет автоматизации процесса и исключения ручных технологических операций;

– увеличивается точность перфорирования;

– метод позволяет оперативно регулировать диаметр и шаг отверстий;

– имеется возможность адаптации под новые типы пленочных материалов.

В процессе разработки технологии лазерной перфорации пленок ЭВТИ были выполнены исследования воздействия ЛИ от различных типов источников на пленки ЭВТИ и проанализированы схемы вырезания отверстия. Исследования показали, что волоконный лазер (1,062 мкм) является наиболее подходящим с точки зрения качественных, эксплуатационных и технико-экономических характеристик. Схема вырезания сфокусированным в точку лазерным пучком, движущимся по контуру отверстия, позволяет максимально снизить массу испаряемого вещества и количество образующегося на поверхности пленки нагара.

На основе проектно-технологического анализа разработана установка для лазерной перфорации пленок ЭВТИ «Лазерная система перфорации» (ЛСП). Основным инструментом установки является система линейно-углового сканирования, состоящая из:

– волоконного лазера (YLP-1-100-20-20-RG),

– линейного привода LSM-P-32-265-50,

– оптического модуля углового сканирования [1].

В рамках работы рассмотрен принцип функционирования системы линейно-углового сканирования и методология построения отверстий. Произведены экспериментальные работы по отладке и определению режимов перфорации для каждого из типов пленок.

Лазерная система перфорации на основе технологии лазерной перфорации позволяет достичь следующих показателей:

– скорость перфорации рулонных пленочных материалов до 1 м/мин,

– ширина перфорируемых пленок до 600 мм,

– диаметр отверстий от 1 до 5 мм,

– шаг перфорации от 10×10 мм до 50×50 мм,

– прочность на разрыв материалов возрастает на 10%, по сравнению с механической перфорацией,

– пылевыделение материалов после перфорации не превышает 10%, по сравнению с исходными неперфорированными пленками.

В рамках исследования влияния лазерной перфорации волоконным иттербиевым лазером на физико-химические характеристики пленочных полимерных металлизированных материалов ЭВТИ КА были проведены экспериментальные исследования по следующим параметрам:

– химический состав кромки отверстия,

– прочность материалов,

– пылевыделение образцов.

Анализ результатов проведенных испытаний позволяет сделать следующие выводы о характеристиках перфорированных лазером пленок ЭВТИ:

– химический состав кромки отверстия свидетельствует о плазменно-тепловом механизме образования отверстия,

– лазерная перфорация приводит к незначительному (порядка 10%) увеличению прочностных характеристик материалов,

– пылевыделение образцов с лазерной перфорацией сопоставимо с исходными материалами [2].

В результате проделанной работы осуществлено внедрение технологии лазерной перфорации металлизированных полимерных пленочных материалов в производстве ЭВТИ на АО «НПО Лавочкина». Ожидаемый экономический эффект за 7 лет эксплуатации должен составить 46,14 млн. руб.

Список литературы

1. Установка для лазерной перфорации многослойных рулонных материалов. Патент на полезную модель №133046, Российская Федерация, заявка №2013123479/02 от 23.05.2013, опубликован 10.10.2013, 11 с.
2. *Барабанов А.А., Вятлев П.А., Ларченко Ю.В., Сергеев Д.В., Стекольщиков О.Ю., Суборев К.Г., Сысоев В.К.* Лазерная перфорация пленочных полимерных материалов экранно-вакуумной тепловой изоляции космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А.Лавочкина. 2015. №2. С.58–63.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ СБОРКИ ТРЕХСЛОЙНЫХ ПАНЕЛЕЙ БОЛЬШОЙ КРИВИЗНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФИКСИРУЮЩЕГО СЛОЯ

Серебряков А.В., Степанов Н.В.

АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина», г. Обнинск, Россия

В связи с возросшими требованиями к современным изделиям аэрокосмической промышленности широкое применение получили трехслойные сотовые конструкции с обшивками из полимерных композиционных материалов (ПКМ) и сотовым заполнителем из алюминиевой фольги. Все чаще трехслойные панели, или сэндвич-панели, используются в деталях, формирующих аэродинамические поверхности летательных аппаратов [1]. Подобные изделия зачастую имеют зоны с большой кривизной для формирования аэродинамических поверхностей сложной формы и требуют к себе повышенного внимания при установке сотового заполнителя, обладающего анизотропностью свойств и склонностью к искажению структуры при искривлении, не исключающей деформации ячеек и образования разрывов в фольге [2]. Основной недостаток вышеуказанных сот – неспособность выкладываться на поверхностях сложной геометрии – в ряде случаев может быть преодолен изготовлением детали заданных размеров и конфигурации из сотового блока, например, фрезерованием. Однако это приводит к существенному усложнению технологии изготовления сотовых конструкций, повышению ее трудоемкости и некоторому снижению прочности [3].

В работе представлены экспериментальные исследования влияния степени искривления сотовой структуры на возникновение дефектов в заполнителе. Показаны параметры сотовых заполнителей, оказывающих влияние на возникновение разрывов ячеек, а также представлен метод сборки, позволяющий уменьшить зависимость возникновения дефектов от кривизны панелей.

Исследования проводились на образцах сотовой структуры с шестигранной ячейкой. В ходе исследований образцы сотового заполнителя подвергались формообразованию на цилиндрических поверхностях различного диаметра, проводилось изучение дефектов, возникающих в ходе придания образцам криволинейной формы (рис. 1). Недостатком данного метода является искажение формы сот, возможное разрушение их в зоне склейки лент между собой, потеря устойчивости стенок ячеек. Однако данный метод пригоден при незначительной высоте заполнителя, так как при большой толщине сотоблока при изгибании его на цилиндрическую поверхность в ортогональной плоскости появляется вторичная кривизна другого знака (седловидность).



Рис. 1. Формообразование сотовой структуры



Рис. 2. Формообразование сотовой структуры с фиксирующим слоем

В зависимости от высоты сотового заполнителя и радиуса кривизны формообразующей поверхности в сотовой структуре появлялись дефекты формы ячеек, разрушение клеевого соединения и разрывы фольги.

В работе представлен метод формообразования сотового заполнителя с фиксирующим слоем (рис. 2), направленный на снижение количества дефектов в сотовой структуре и повышении несущей способности конструкции. Отмечено, что при использовании нового метода указанные выше дефекты в зависимости от кривизны панели либо исчезают полностью, либо их количество и размеры значительно снижаются.

На рис. 3 представлена сравнительная зависимость возникновения дефектов в виде разрыва ячеек от высоты сотовой структуры и (радиуса криволинейной поверхности) при использовании предлагаемого метода и стандартного.

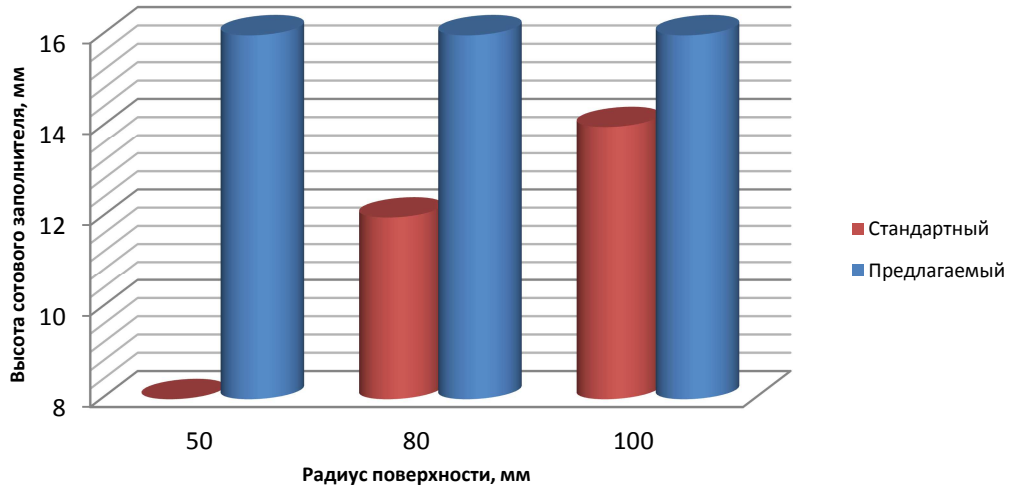


Рис. 3. Зависимость возникновения локальных разрушений в сотовой структуре от высоты и радиуса кривизны при формообразовании

После удаления фиксирующего слоя (рис. 4), дефекты в сотовой структуре не наблюдаются. Отмечено, что при использовании нового метода указанные выше дефекты в зависимости от кривизны панели либо исчезают полностью, либо их количество и размеры значительно снижаются.

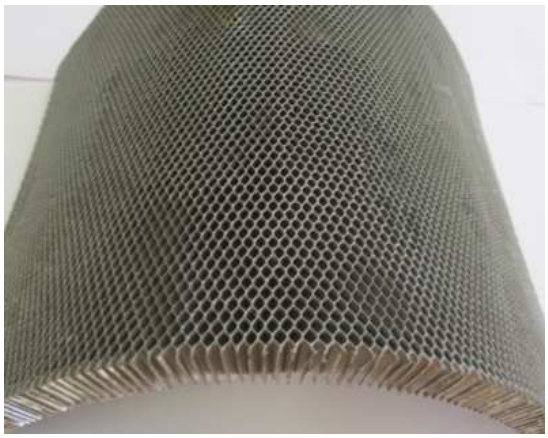


Рис. 4. Сотовая структура после удаления фиксирующего слоя

Разработан способ сборки склейки криволинейных панелей, направленный на снижение количества и размеров дефектов в сотовом заполнителе на участках панелей большой кривизны.

Проведены исследования влияния основных параметров сотового заполнителя из алюминиевой фольги на его устойчивость к возникновению дефектов при установке сотовой структуры на криволинейные поверхности изделий.

Список литературы

1. *Вешкин Е.А., Постнов В.И., Абрамов П.А*. Пути повышения качества деталей из ПКМ при вакуумном формовании // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2012. Т.14. №4(3).
2. *Гайдачук А.В., Сливинский М.В.* Технологические дефекты сотовых конструкций из полимерных композиционных материалов // Авиационно-космическая техника и технология. 2005. №4 (20). С. 5–8.
3. *Гиясов Б.И., Серегин Н.Г., Серегин Д.Н.* Трехслойные панели из полимерных композиционных материалов. М.: Издательство АСВ, 2015. 64 с.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ И АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ ПРОИЗВОДСТВА В РАМКАХ ОБЪЕДИНЕНИЯ ЗАО «ЗЭМ» РКК «ЭНЕРГИЯ» И ПАО «РКК «ЭНЕРГИЯ»

Смоленцева Л.А.

ЗАО «Завод экспериментального машиностроения» РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В рамках объединения двух предприятий – ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия» и ПАО «РКК «Энергия» – для понимания облика будущего единого предприятия и централизации различных функций управления применяется процессный подход, который позволяет определить и управлять многочисленными взаимосвязанными видами деятельности. При этом деятельность, использующая ресурсы и управляемая с целью преобразования входов в выходы, может рассматриваться как процесс [1].

Приказом генерального директора была утверждена предварительная модель бизнес-процессов объединенной компании. Деятельность «ЗАО» ЗЭМ «РКК «Энергия» была выделена в основной бизнес-процесс «Производство».

В рамках работы необходимо было выполнить описание бизнес-процессов, определить их взаимосвязи, ключевые показатели. В модели объединенной компании отдельно были выделены бизнес-процессы менеджмента, основные и поддерживающие процессы. Деятельность ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия» отражена в одном из крупных основных процессов – «Производство».

В рамках проработки целевой модели бизнес-процесса «Производство» (см. рисунок) были рассмотрены укрупненно следующие процессы:

1) планирование производства и мониторинг,
2) технологическая подготовка производства,
3) изготовление изделий,
4) индустриальная модель.

Самым крупным из этих процессов и сложным для описания и определения взаимосвязей с другими процессами стал процесс «Технологическая подготовка производства».

Технологическая подготовка производства (далее – ТПП) представляет собой совокупность мероприятий, обеспечивающих технологическую готовность производства. Технологическая готовность производства определяется наличием полных комплектов конструкторской и технологической документации и средств технологического оснащения, необходимых для осуществления заданного объема выпуска продукции с установленными технико-экономическими показателями [2].

Ключевые аспекты повышения эффективности производства – это сокращение сроков и повышение качества выпускаемой продукции. Для того, чтобы определить на каких этапах жизненного цикла изделия можно повысить эффективность, необходимо рассмотреть каждый процесс в отдельности.

Для повышения эффективности процесса «Планирование производства и мониторинг» началось внедрение системы планирования и мониторинга производства (далее – СПМ), которая позволит создать оперативно-календарный план производства, сформировать план закупок на основе плана производства, вести складской учет, учет выполненных работ, проводить план-факторный анализ. На данный момент процессы планирования и материально-технического обеспечения не взаимоувязаны. Внедрение СПМ позволит оперативно отслеживать складские запасы, отклонение от сроков выполнения поставок, потребности в средствах технологического оснащения.

Процесс «Технологическая подготовка производства» неразрывно связан с разработкой конструкторской документации (далее – КД).

В целевой модели объединенного предприятия результат разработки изделия вместо бумажной КД представлен в виде электронного макета изделия (далее – ЭМИ), который используется на всех последующих стадиях жизненного цикла изделия. ЭМИ допускается

использовать для планирования, информационного обеспечения и выполнения процессов разработки изделия, производства, испытаний, контроля, приемки, эксплуатации и утилизации. [3]

В ходе разработки КД проходит отработку на технологичность, во время которой определяется метод обработки, тип оборудования, необходимые виды инструментов, маршрут обработки. Результат отработки КД на технологичность в электронном виде также заносится в ЭМИ. Благодаря применению ЭМИ сократится время на передачу КД исполнителю, а также ЭМИ позволит исключить излишнее влияние человеческого фактора. На данный момент разработка технологической документации проходит в системах автоматизированного проектирования (далее – САПР), но по КД, утвержденной в бумажном варианте. Технологу для разработки ТП необходимо вновь создавать 3D-модель детали для дальнейшей работы в САПР.

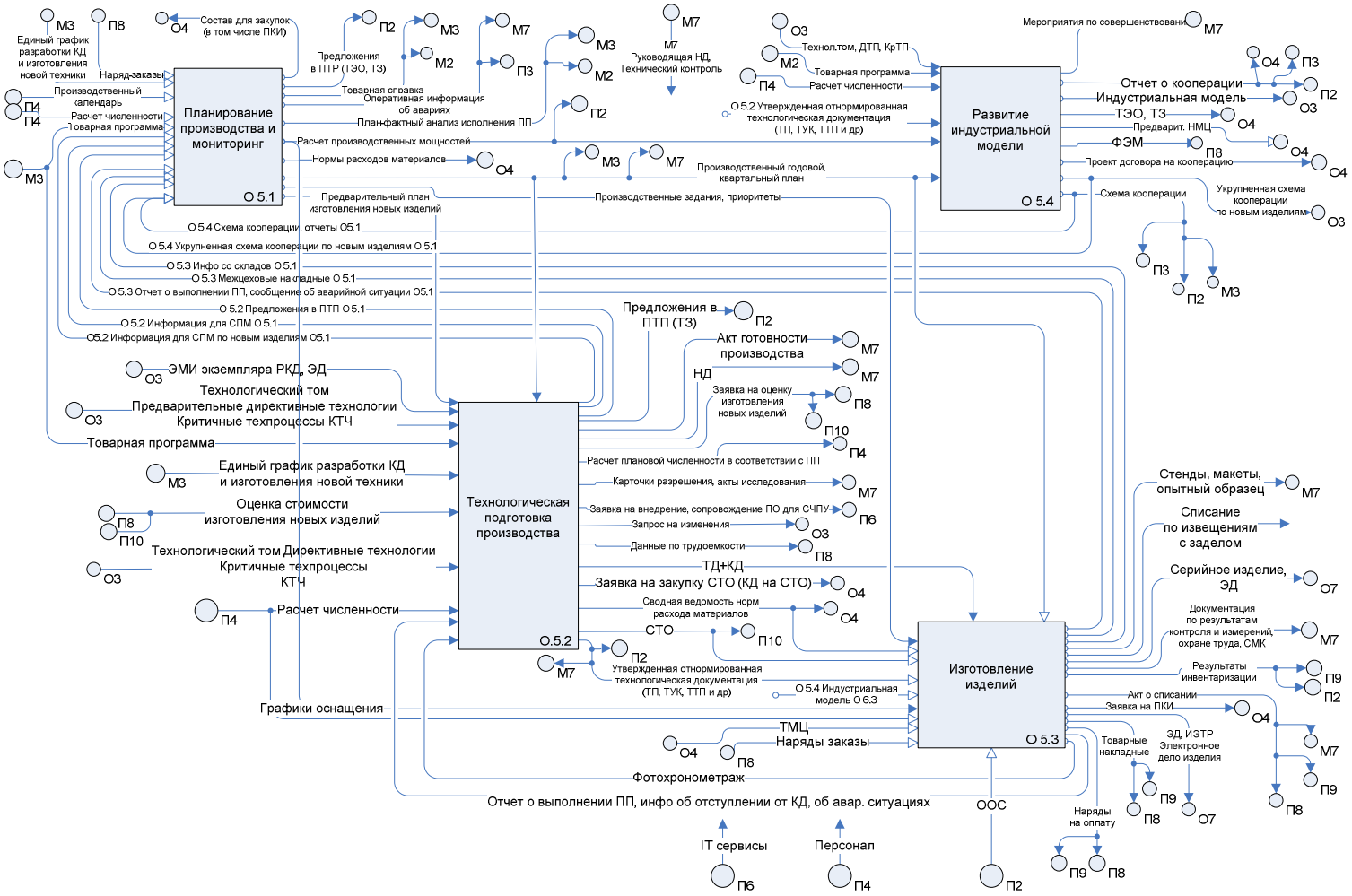
В ходе разработки КД формируется электронная структура изделия (далее – ЭСИ), в которой отображаются все вхождения в сборочные единицы, этапы работы по разработке КД, ТПП и изготовлению деталей сборочных единиц.

Для повышения эффективности процесса «Изготовление деталей» в ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия» уже несколько лет проводится техническое перевооружение, в рамках которого приобретается современное высокопроизводительное оборудование с числовым программным управлением. На данный момент на предприятии отсутствует централизованное ведение справочной информации фондов предприятия, а также автоматизация процессов отслеживания необходимости обслуживания, организации ремонтов оборудования. Внедрение системы «1С: ТОИР» позволит сократить сроки простоев и аварийных ремонтов, существенно оптимизирует расходы на ремонт оборудования, позволит сократить бюджет плановых закупок оборудования, вести структуру фондов в виде дерева, отслеживать выполнение работ по нарядам.

Таким образом, в рамках проработки целевой модели были выявлены возможные пути автоматизации и оптимизации бизнес-процессов, что позволит сократить сроки и повысить качество выпускаемой продукции.

Список литературы

1. ГОСТ Р ИСО 9000-2015. Система менеджмента качества. Основные положения и словарь. М.: Стандартинформ, 2019. 61 с.
2. ГОСТ 14.004-83. Технологическая подготовка производства. Термины и определения основных понятий. М.: Стандартинформ, 2009. 9 с.
3. ГОСТ Р 58301-2018. Управление данными об изделии. Электронный макет изделия. Общие требования. М.: Стандартинформ, 2018. 5 с.
4. *Ефимов В.В.* Описание и улучшение бизнес-процессов. Ульяновск: УлГТУ, 2004. 86 с.



Модель бизнес-процесса О5 «Производство»

РЕАЛИЗАЦИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Степанов Н.В., Семкин В.Н., Разина Г.М.

АО «ОНПП «Технология» им. А.Г.Ромашина», г. Обнинск, Россия

Применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) в аэрокосмической отрасли постоянно расширяется, уже в начале XXI века на ее долю приходилось более 60% общего потребления этих материалов [1]. Наряду с расширением области применения ПКМ разрабатываются новые и совершенствуются существующие конструктивно-технологические решения изделий, в которых эти материалы применяются.

Самое широкое распространение в отрасли получили трехслойные панели – легкие конструкции повышенной жесткости, состоящие из двух несущих слоев из прочного и жесткого материала (угле- или стеклопластика) и легкого заполнителя между ними. В качестве заполнителя используются разнообразные сотовые структуры либо пенопласты. В зависимости от применяемых материалов, вес трехслойных конструкций в 2-3 раза ниже выполненных из сплошного пластика при одинаковой жесткости [2].

В настоящее время особое внимание уделяется серийноспособным технологиям, позволяющим в короткие сроки создавать уникальные по своим характеристикам изделия. В данной работе представлена комплексная технология, включающая проектирование, подготовку производства и изготовление крупногабаритных деталей десантного модуля (ДМ) изделия «ЭкзоМарс».

С учетом сжатых сроков проекта, за основу разработки была принята базовая электронная модель (БЭМ) изделия. На рис. 1 представлена технологическая схема проекта.



Рис. 1. Технологическая схема разработки заднего кожуха ДМ

БЭМ становится определяющей для этапа работ, связанных с проектированием оборудования и технологических процессов, поэтому к ней предъявляются жесткие требования. В зависимости от технических особенностей конструкции, они могут изменяться и дополняться, но должны быть определены и четко зафиксированы разработчиком и исполнителем на этапе создания БЭМ. В данной работе базовая электронная модель:

– определяет наиболее важные с точки зрения функциональности геометрические параметры изделия,

– позволяет определиться с геометрией технологического оснащения – оснастки для выкладки изделия,

– закрепляет параметры, определяющие контур поверхности для формования,
– выполняется в упрощенном виде.

Внедрение вышеизложенной схемы позволило параллельно вести работы по подготовке производства и разработку конструкторской документации, а в итоге создать технологическое оснащение на момент выхода рабочей конструкторской документации.

Также для сокращения производственного цикла изготовления использовались: автоматизированный раскрой, лазерное проецирование, программный комплекс для получения разверток сложных поверхностей, метод лазерного 3D-сканирования для контроля геометрии жестких фиксирующих элементов, обеспечивающих форму изделий в ходе транспортировки и монтажа вплоть до окончания сборки ДМ.

На рис. 2 представлена одна из деталей ДМ – задний кожух с такелажным кольцом, обеспечивающим сохранение геометрической формы изделия в процессе изготовления, начиная с момента формования и заканчивая сборкой корпуса десантного модуля.



Рис. 2. Задний кожух ДМ с такелажным кольцом

Новая технологическая схема производства с использованием БЭМ позволила вдвое сократить производственный цикл подготовки производства и изготовления первых образцов изделия.

Список литературы

1. *Зеленский Э.С., Куперман А.М., Горбаткина Ю.А. и др.* Армированные пластики – современные конструкционные материалы // Российский химический журнал (Журнал Российского химического общества им. Д.И. Менделеева). 2001. Т.XLV. № 2. С. 56–74.
2. *Тестоедов Н.А., Наговицин В.Н., Пермяков М.Ю.* Применение трехслойных сотовых конструкций в космических аппаратах // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17. № 1. С.200–211.

ИЗМЕРЕНИЕ ЛИНЕЙНОЙ СКОРОСТИ ЛАМИНАРНОГО ПОТОКА ГАЗА ПРИ РАЗЛИЧНОМ СТАТИЧЕСКОМ ДАВЛЕНИИ

Тюкин А.П., Юшина Т.И.

Национальный исследовательский технологический университет «МИСиС», г. Москва, Россия

В обозримом будущем возникнет необходимость строительства объектов на поверхности Луны. Например, это может быть научно-исследовательская станция, телескоп или ретранслятор. Для строительства необходимы металлические конструкции, при этом доставка металла с Земли чрезвычайно затратна. Таким образом, необходим способ получения металла из реголита в условиях лунной поверхности.

Реголит, в частности доставленный на Землю в 1976 году автоматической межпланетной станцией Луна-24 из Моря Кризисов, содержит в своем составе, в числе прочего, химические элементы, указанные в табл. 1 [1].

Табл. 1. Частичный состав реголита Моря Кризисов, %

Компонент	Фаза			
	Габбро	Базальт	Долерит	Анортозит
TiO_2	до 0,7	0,7 – 2,3	1,0 – 1,2	–
Al_2O_3	до 19,0	11,1 – 17,2	12,4 – 13,9	–
FeO	14,1 – 18,5	15,8 – 24,6	18,4 – 24,6	до 3,3

Из табл. 1 видно, что реголит представляет собой окисленную полиметаллическую руду, содержащую до 2,3% оксида титана, до 19,0% оксида алюминия и до 24,6% оксида железа. Максимальные содержания самих металлов составляют: 1,4% Ti, 10,1% Al и 19,1% Fe.

Для того, чтобы получить металл, необходимо сначала обогатить руду, то есть физическими методами повысить содержание ценных компонентов, а затем провести восстановительную плавку полученного концентрата. Задача упрощается тем, что поверхностный слой реголита не требуется дробить и измельчать – он уже готов к переработке. Однако есть и сложность – классические методы обогащения полезных ископаемых, осуществляемые в водной среде, в условиях вакуума и отсутствия воды неприменимы.

В таких условиях возможно проведение обогащения гравитационными газодинамическими методами с использованием в качестве рабочей среды какого-либо газа. При этом снижение давления газа относительно привычных нам 100 кПа позволяет:

– удешевить конструкцию аппарата за счет снижения прочности внешней герметичной камеры;

– снизить пыление и обеспечить движение отдельных минеральных частиц по баллистическим траекториям.

Исследования процессов газодинамической сепарации сыпучих материалов в среде разреженных газов ведутся на кафедре обогащения полезных ископаемых Московского института стали и сплавов. С данной целью сконструирована и построена баростатическая исследовательская установка, ключевым элементом которой является вакуумно-компрессионная барокамера длиной 2,7 м, внутрь которой помещен газодинамический сепаратор (рис. 1).

Исследуемый метод газодинамической сепарации заключается в свободном движении минеральных частиц в ламинарном потоке газа, что достигается за счет особой щелевой формы разгонного канала [2].

Компрессор нагнетает газ из основного объема барокамеры в ресивер, откуда он, вследствие избыточного давления, выходит через разгонный канал обратно в основной объем камеры. Одновременно с этим при помощи питателя разделяемая минеральная смесь подается в разгонный канал. Частицы минерала, обладающие большей плотностью, размером и меньшим коэффициентом сферичности, приобретают меньшую скорость и после выхода из разгонного канала улавливаются на меньшем удалении от него.



Рис. 1. Баростатическая исследовательская установка кафедры ОПИ МИСиС

Линейная скорость газа в разгонном канале равна

$$v = \frac{G}{\rho \cdot f}, \quad (1)$$

где G – массовый расход газа (кг/с), ρ – плотность газа (кг/м^3), f – площадь сечения разгонного канала (м^2).

Массовый расход газа рассчитывается по формуле:

$$G = f \cdot \sqrt{\frac{\rho_1 \cdot (p_1^2 - p_2^2) \cdot d}{p_1 \cdot \lambda \cdot L}}, \quad (2)$$

где f – площадь сечения разгонного канала (м^2), p_1 – давление в ресивере (Па), p_2 – давление в основном объеме барокамеры (Па), d – гидравлический диаметр разгонного канала (м), λ – коэффициент гидравлического трения, ρ – плотность воздуха (кг/м^3), L – длина разгонного канала (м).

Линейная скорость газа в разгонном канале рассчитана по формуле (1) для различных условий (статическое давление воздуха в барокамере, мощность компрессора). Результаты расчета представлены в табл. 2.

Также произведено прямое измерение скорости газа. Для этого в расходный бункер питателя сепаратора подан трассирующий материал – легкая древесная стружка, класс –0,63+0,20 мм. При помощи светодиодных прожекторов, исключающих мерцание света, и специализированной высокоскоростной камеры произведена съемка частиц трассирующего материала, движущихся внутри прозрачного разгонного канала,

изготовленного из кварцевого стекла, со скоростью 960 кадров в секунду. По известному расстоянию, пройденному отдельными частицами внутри разгонного канала за известное количество кадров, рассчитана фактическая скорость их движения. Результаты представлены в табл. 2.

Табл. 2. Расчетные и измеренные значения линейной скорости газа (воздуха)

№ серии экспериментов	Абсолютное давление в барокамере, кПа	Мощность компрессора, кВт	Расчетная скорость воздуха, м/с	Измеренная средняя скорость воздуха, м/с	Отношение измеренной скорости к расчетной	Re расч.	Re факт.
1	20,0±1,0	0,2	21,0	9,5	0,45	778	351
2	20,0±1,0	0,4	28,0	14,4	0,51	1070	549
3	60,0±1,0	0,3	13,3	11,0	0,83	1508	1254
4	60,0±1,0	0,7	18,3	17,5	0,95	2092	1998
5	60,0±1,0	1,1	21,5	22,1	1,03	2495	2572
6	96,5±1,0	0,4	10,5	10,3	0,98	1934	1893
7	96,5±1,0	0,9	15,2	17,3	1,14	2817	3210
8	96,5±1,0	1,4	18,2	41,2	2,26	3404	7685

Из табл. 2 видна высокая сходимость двух методов (расчетного и экспериментального) определения линейной скорости газа при средней величине абсолютного давления, равной 60,0±1,0 кПа. Расхождение величин, полученных двумя методами, не превышает 10% отн.

Из таблицы 2 также видны следующие тенденции:

– при снижении абсолютного давления до 20,0±1,0 кПа экспериментальный метод занижает скорость воздуха тем сильнее, чем она ниже, что связано с избыточной для таких условий массой трассирующих частиц и, как следствие, невозможностью их разгона потоком газа до скорости, близкой к собственной скорости газа;

– при повышении абсолютного давления до 96,5±1,0 кПа расчетный метод занижает скорость воздуха тем сильнее, чем она выше, что связано с переходом режима истечения газа в разгонном канале в турбулентную область (Re > 2300).

Значения числа Рейнольдса, вычисленные по расчетной и фактически измеренной скорости воздуха с учетом динамической вязкости воздуха при температуре эксперимента, также приведены в табл. 2.

Высокая сходимость расчетной и измеренной скорости газа на широком диапазоне режимных параметров позволила сделать вывод об исправной работе баростатической исследовательской установки, включая вакуумно-компрессионную барокамеру, систему водяного охлаждения компрессора сепаратора и автоматизированную систему контроля и поддержания разрежения.

В качестве дальнейшего направления исследований целесообразно рассмотреть экспериментальную проверку расчетов скоростей движения минеральных частиц модельных минеральных материалов (кварц, ильменит, магнетит, фаялит и др.) узких классов крупности в разгонном канале под действием динамического давления ламинарного потока воздуха на средних величинах его абсолютного статического давления (40 – 80 кПа).

Список литературы

1. *Барсуков В.Л.* Лунный грунт из Моря Кризисов. М.: Наука, 1980. 360 с.
2. *Тюкин А.П.* Разработка комбинированного метода обогащения зернистых материалов с применением технологий аэродинамической и ударной сепарации // Дисс. на соиск. уч. ст. к.т.н., МИСиС, 2013. 151 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРНО-ФАЗОВОГО СОСТОЯНИЯ СПЛАВА AL-MG И СИСТЕМЫ AL-ZN-MG-CU/AL-MG, ПОЛУЧЕННЫХ МЕТОДОМ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОГО АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА

Утяганова В.Р., Филиппов А.В., Зыкова А.П., Калашникова Т.А.

Институт физики прочности и материаловедения СО РАН, г. Томск, Россия

Аддитивное производство металлических материалов – относительно новая и перспективная промышленная технология, которая позволяет изготовить детали различной геометрии и состава. Электронно-лучевая аддитивная технология имеет преимущества перед другими методами, благодаря высокому рабочему вакууму в камере, который защищает металлические изделия от негативного воздействия атмосферы [1, 2].

Алюминиевые сплавы широко используются в автомобильной, аэрокосмической и авиационной промышленности из-за их пригодности для вторичной переработки, отличного отношения прочности к весу, тепловой и электрической проводимости, коррозионной стойкости и формуемости. Материалы с градиентной структурой могут предложить уникальные решения инженерных задач по сравнению с обычными структурами традиционных металлов и сплавов [3].

Целью данной работы было изучение структурно-фазового состояния Al-Mg сплава и системы сплавов Al-Zn-Mg-Cu/Al-Mg, полученных методом проволочного электронно-лучевого аддитивного производства.

Представлены результаты рентгеноструктурного анализа сплава AA5356 (рис.1), полученного при трех режимах печати методом электронно-лучевой аддитивной технологии. В результате анализа рентгенограмм можно идентифицировать только пики твердого раствора α-фазы, а основные различия между образцами заключаются в интенсивности пиков (111) и (200). Отношение интенсивностей пиков I (200) / I (111) показывает степень текстурирования для сплава AA5356 и их частей (рис.1, г).

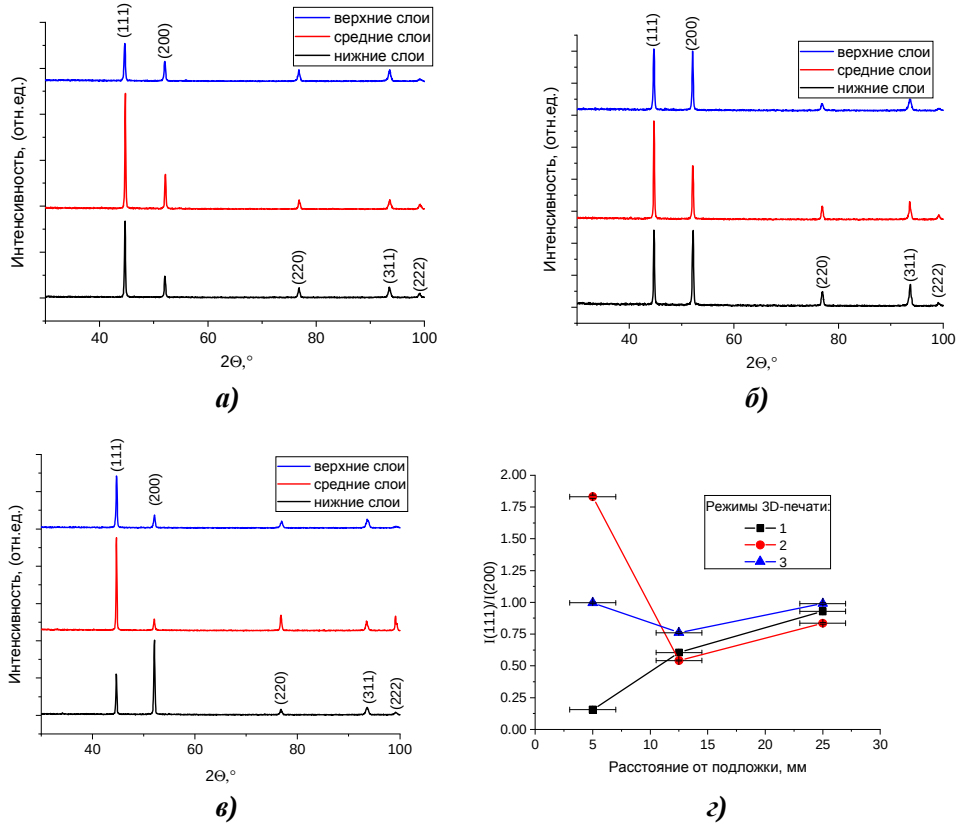


Рис. 1. Типичные рентгенограммы образцов, полученных при трех режимах печати электронно-лучевого аддитивного производства 1 *(а)*, 2 *(б)* и 3 *(в)* сплава AA5356. Отношение интенсивностей пиков I (200) / I (111) *(г)*

Все три образца показывают уменьшение параметра решетки по мере увеличения высоты образца. Образец 3 показывает наиболее заметное уменьшение параметра решетки в верхней части стенки, что соответствует уменьшению содержания Mg (рис. 2).

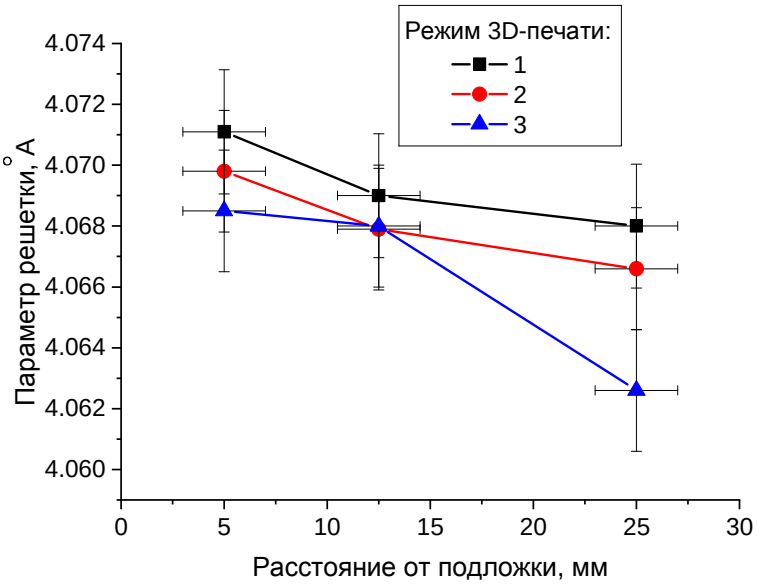


Рис. 2. Зависимость параметра решетки по высоте напечатанной стенки при трех режимах печати электронно-лучевого аддитивного производства сплава AA5356

Химический состав системы Al-Zn-Mg-Cu/Al-Mg определен на основе энергодисперсионного анализа с использованием растрового электронного микроскопа с анализатором (рис.3). Подложка (B95), переходная область и напечатанный сплав AA5356 демонстрируют постепенное изменение содержания Mg, Cu и Zn в направлении увеличения расстояния от подложки к верхней части тонкостенного образца

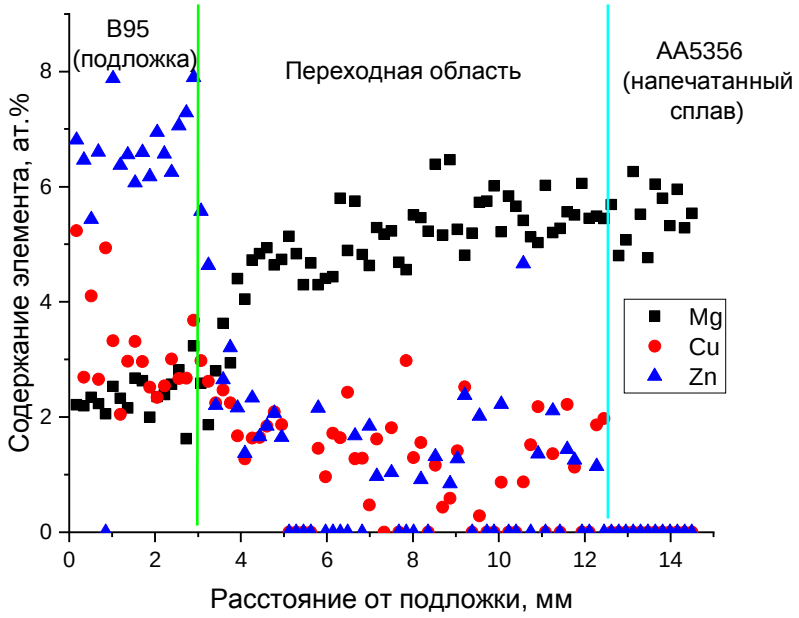


Рис. 3. Средние профили концентрации Mg, Cu и Zn по высоте стенки образца системы Al-Zn-Mg-Cu / Al-Mg

Таким образом, по результатам рентгеноструктурного анализа сплава AA5356 показана степень текстурирования сплава AA5356 в зависимости от режима печати и рассматриваемых частей. Параметр решетки твердого раствора алюминия соответствует уменьшению содержания магния по высоте напечатанных образцов.

В системе Al-Zn-Mg-Cu/Al-Mg, наблюдается снижение содержания меди и цинка по высоте изделия, напечатанного методом электронно-лучевой аддитивной технологии.

Исследование выполнено в рамках Государственного задания ИФПМ СО РАН.

Список литературы

1. *Zykova A., Nikonov S., Utyaganova V., Shamarin N., Ivanov A., Chumaevskii A.* Process Control Features of Electron-Beam Additive Manufacturing of Austenitic Stainless Steel // Procedia Structural Integrity. 2020. V. 30. P. 216–223.
2. *Nesma T. Aboulkhair, Marco Simonelli, Luke Parry, Ian Ashcroft, Christopher Tuck, Richard Hague.* 3D printing of Aluminium alloys: Additive Manufacturing of Aluminium alloys using selective laser melting // Progress in Materials Science. 2019. V. 106. 100578.
3. *Utyaganova V., Filippov A., Tarasov S., Shamarin N., Gurianov D., Vorontsov A., Chumaevskii A., Fortuna S., Savchenko N., Rubtsov V., Kolubaev E.* Characterization of AA7075/AA5356 gradient transition zone in an electron beam wire-feed additive manufactured sample // Materials Characterization. 2021.V. 172. 110867.

ТЕХНОЛОГИЯ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ СВАРКОПАЙКИ НИОБИЕВОГО СПЛАВА СО СТАЛЬЮ

Фидря Н.П.

АО «КБхиммаш им. А.М. Исаева», г. Королев, Россия

При проектировании и изготовлении теплонагруженных элементов изделий и конструкций возникает необходимость применения сплавов из тугоплавких металлов.

Для применения элементов и узлов из тугоплавких металлов и сплавов необходимо решить задачу их соединения с менее теплонагруженными элементами изделий выполненных из сталей либо жаропрочных сплавов. При этом соединение должно работать в широком диапазоне температур, в тоже время оставаться надежным, прочным, герметичным и коррозионностойким.

При сварке разнородных сплавов, обладающих ограниченной растворимостью, основное влияние на свойства сварного соединения оказывают хрупкие интерметаллические прослойки. Физические свойства таких прослоек существенно отличаются от свойств свариваемых металлов. Они имеют другие коэффициенты термического расширения, что способствует концентрации напряжений в местах их выделения; высокую твердость и малую пластичность, что приводит к образованию трещин на всех этапах изготовления и эксплуатации изделия; в местах их выделения часто наблюдается интенсивное коррозионное разрушение. Для образования таких интерметаллических прослоек необходимы, как правило, продолжительное время и высокие температуры. [1]

Интерметаллидные соединения (химическое соединение двух и более металлов) и карбиды, зачастую, обладают высокой химической стойкостью, зачастую они имеют более высокую температуру плавления чем исходные материалы. Большинство интерметаллидов хрупкие, так как связь между атомами в решетке становится ковалентной или ионной, а не металлической, а также они имеют кристаллическую структуру, отличающуюся от структуры исходных материалов. При сварке коррозионностойкой стали 12Х18Н10Т с ниобиевыми сплавами будут образовываться ряд интерметаллидных соединений и карбиды ниобия ($NbFe_2$, Nb_3Fe_2, $NbNi_3$, $NbNi_8, Nb_7Ni_6$, $NbCr_2, NbC$, Nb_2C), что приведет к образованию трещин в соединении при кристаллизации металла шва. Аналогичные процессы происходят и при высокотемпературной пайке припоями на основе железа и никеля.

Исходя из этого, для получения качественного соединения между ниобиевым сплавом и сталью 12Х18Н10Т необходимо исключить смешивание данных материалов в жидкой фазе и ограничить время контакта в интервале высоких температур. Для предотвращения смешивания жидких фаз нужно создать такие условия, при которых ниобиевый сплав будет оставаться в твердом состоянии, а сталь будет плавиться; минимизировать время контакта расплавленной стали с ниобиевым сплавом за счет использования локального источника нагрева с ограничением времени его действия.

Процесс соединения разнородных материалов с применением местного нагрева, при котором более легкоплавкий материал нагревается до температуры, превышающей температуру его автономного плавления, и выполняет роль припоя по отношению к другому, можно было бы назвать сваркопайкой или пайкосваркой ввиду равноправности соединяемых материалов и одновременности протекания обоих процессов. Однако термин пайкосварка (Braze-welding) в литературе разных стран уже отнесен к процессу некапиллярной пайки с разделкой кромок. Поэтому по ГОСТ 17325-71 процесс назван сваркопайкой [2].

При термической обработке и сварке тугоплавких металлов и сплавов большое значение имеет среда, в которой протекает процесс. Так как наиболее совершенная защита шва от газа атмосферы достигается при электроннолучевой сварке в вакууме, этот метод наиболее эффективен для соединения химически активных тугоплавких металлов [3]. Также

приоритетное использование электронного луча в качестве источника нагрева обуславливается широким диапазоном изменения как площади нагрева, так и непосредственно энергетических вложений.

Выполнение соединения проходит в два этапа:

1. Разогрев ниобиевой детали расфокусированным лучом до температуры 900-1100 °С. При разогреве происходит очищение поверхности за счет дегазации и выгорания неудаленных загрязнений, а также ее активация.

2. Формирование сварнопаяного соединения. Когда ниобиевая деталь разогрета электронный луч перемещается на стальную кромку и оплавляет ее, расплавленная сталь смачивает поверхность и кристаллизуется, образуя сварнопаяный шов. Разогрев и оплавление стали проходит при непрерывном вращении детали, что обеспечивает кратковременный контакт расплавленной стали с ниобиевым сплавом на каждом участке соединения.

На этапе отработки технологии два образца подвергались термоциклическому нагруженную в виде пятикратного нагрева до температуры 450 °С и охлаждения до 50 °С, с повторными успешными испытаниями на прочность и герметичность. Так же соединение успешно прошло испытание на вибрационные нагрузки.

Металлографический анализ показал, что во всех образцах присутствует интерметаллидная прослойка на границе между швом и ниобиевым сплавом, ее твердость в 5÷7 раз превышает твердость основного металла (рис. 1), что свидетельствует о ее высокой прочности и хрупкости.



Рис 1. Шлиф микротвердости интерметаллидной прослойки и основного металла

Проведенный химический анализ на электронном микроскопе также подтверждает наличие прослойки (рис. 2).

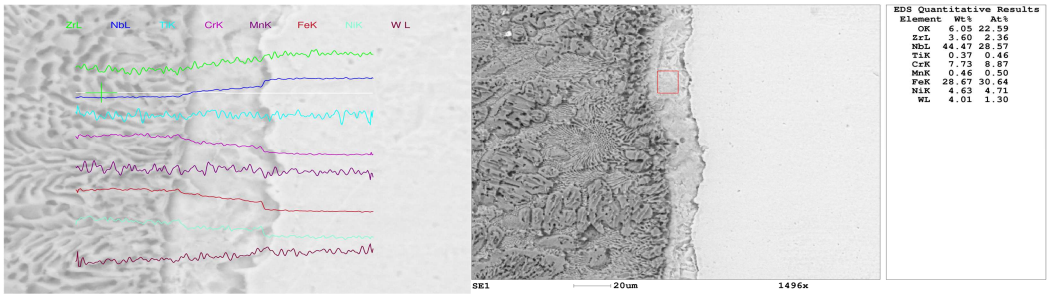


Рис. 2. Изменение концентрации химических элементов в соединении и химический состав прослойки

Качество сварнопаяного соединения ниобиевого сплава со сталью определяется толщиной интерметаллидной прослойки и при толщине до 10÷15 мкм соединение остается работоспособным при эксплуатационных нагрузках. Путем подбора режимов и параметров технологии, получилось добиться толщены прослойки 1÷2 мкм и соответственно повысить качество соединения.

В процессе отработки были определены наиболее эффективные методы контроля такие как: визуальный контроль; испытания на прочность гидравлическим давлением; испытания на герметичность гелиево-воздушной смесью; металлографический анализ одной детали от партии.

Также были разработаны разные типы соединений (нахлесточное, стыковое, коническое) и определены их геометрические размеры (рис. 3). Для уменьшения эксплуатационных нагрузок, действующих на сварнопаяный шов, все соединения выполняются с резьбой, что так же позволяет качественно и точно выполнить сборку.

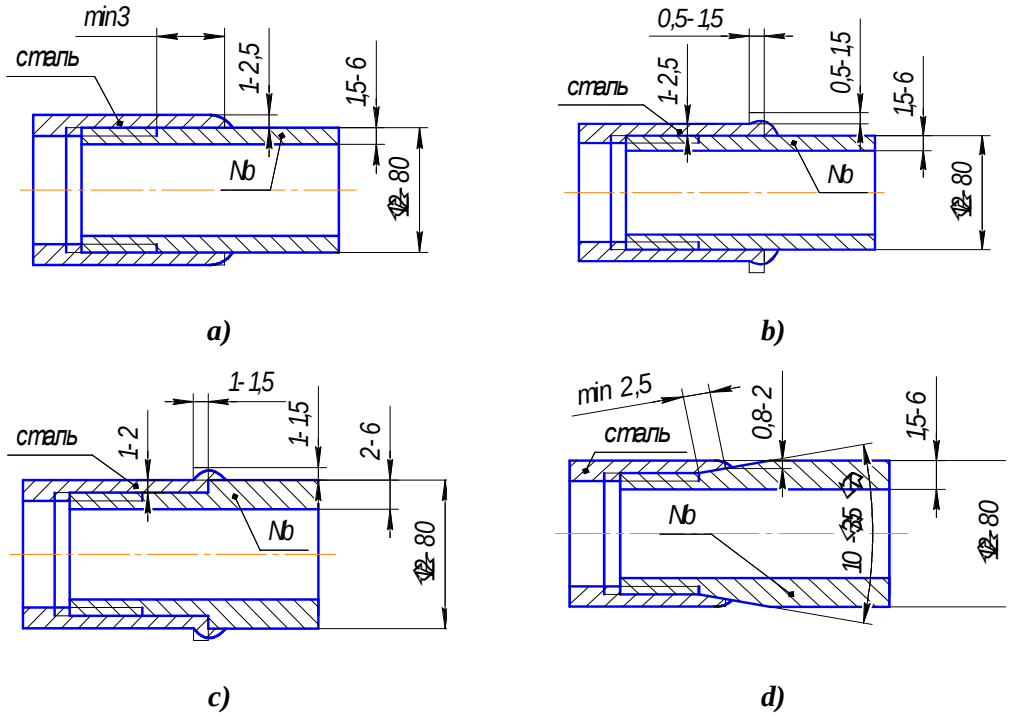


Рис. 3. Типы сварнопаяных соединений: а) нахлесточное; *b)* нахлесточное с присадочным буртом; *c)* стыковое; *d)* коническое

В настоящее время данное соединение применяется при изготовлении двигателей малой тяги и имеет преимущество по габаритам, массе и трудоемкости по сравнению с механическим соединением через косую прокладку (рис. 4).



Рис. 4. Сравнение габаритных размеров соединений через косую прокладку и при помощи сваркопайки

Технология электроннолучевой сваркопайки может применятся в соединениях тантал–сталь, молибден–сталь. При этом технологические возможности соединений могут быть расширены ввиду инертности данных металлов к железу и легирующим элементам сталей.

Список литературы

1. *Николаева Г.А. и др.* Сварка в машиностроении: Справочник в 4 т. М.: Машиностроение, 1978. Т. 1. 139 с.
2. *Лашко Н.Ф., Лашко С.В.* Пайка металлов. М.: Машиностроение, 1977. 322 с.
3. *Патон Б.Е.* Технология электрической сварки металлов и сплавов плавлением. М.: Машиностроение, 1974. С. 676.

СОЗДАНИЕ УЧАСТКА ПО СБОРКЕ–РАЗБОРКЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ ПНЕВМОГИДРОСХЕМ В ЦЕХЕ 2 НА БАЗЕ УНИВЕРСАЛЬНО-СБОРНЫХ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ

Червинский А.А.

ЗАО «Завод экспериментального машиностроения» РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Задача – обеспечить качество проведения пневмоиспытаний агрегатов пневмогидросхем (ПГС) за счет:

– добавления в конструкторскую документацию на технологические пневмосхемы и их элементы дополнительных требований к изготовлению и обеспечению чистоты,

– разработки КД на технологические пневмосхемы с полной комплектацией с применением универсально-сборных пневмогидравлических элементов (УСПГЭ),

– разработки пакета технологической документации на сборки–разборки, дефектацию элементов с учетом выполнения СПТ 304–150,

– организации работ по выполнению требований НТД и контроля,

– сокращения цикла испытаний.

Для достижения целей по повышению эффективности проведения пневматических испытаний агрегатов ПГС предлагается создать современный участок сборки–разборки и хранения технологических пневмогидросхем с применением УСПГЭ на базе цеха 2.

Назначение участка подготовки технологических пневмогидросхем (ТПГС) участок УСПГЭ подготовки технологических схем к испытаниям агрегатов ПГС на разных стадиях для цеха 2 и частично цеха 1. Автоматизированный склад, электронная база элементов позволит сократить непроизводственные потери. Сократить излишки изготовления или покупки материальной части. Сократить потерю времени испытаний агрегатов за счет своевременного ремонта или заказа вновь мат.части. Повысить качество испытаний и культуру производства.

Необходимые требования к участку

№	Необходимые требования	Имеющийся уч-к в ц. 1	Предлагается уч-к в ц. 2
1	Соответствие помещение ОСТ 92-0300	Не соответствует	Соответствует
2	Близость к сборочно-испыт. уч-ку (возможность перевоза собранной схемы на тележке УСПГЭ)	В разных зданиях	Непосредственно на сб.-испыт. участке
3	Наличие средств очистки (обезжиривание бензином, ультразвуковая очистка (УЗО), продувка)	Только промывка в бензине, УЗО в другом здании	Промывка в бензине и УЗО
4	Состояние КД	Утеряно на 90% и в бумажном виде	Необходимо создавать в электронном виде
5	Наличие технической документации	Не требовалось	Необходимо разработать ТТП на сборку-разборку ПГС и КТИ на каждую схему с техн. паспортом

№	Необходимые требования	Имеющийся уч-к в ц. 1	Предлагается уч-к в ц. 2
6	Учет и хранение	Учет отсутствует Хранение не соответствует СТП 304.150	Необходимо приобрести автоматизированный склад
7	Контроль	Несоответствие КД, схемы отсутствуют Продувка перед испытаниями	По техн. документации внешний осмотр элементов, очистка, контроль и дефектовка после разборки

Существующий участок УСПГЭ не обеспечивает требуемой чистоты по хранению изделий, а также не обладает автоматизированной системой учета хранимой продукции. Создание нового современного автоматизированного складского комплекса повысит культуру производства, удовлетворит все требования по учету, хранению и комплектации продукции, а также требования по чистоте к хранению деталей, оснастки и готовой продукции, позволит значительно сократить площади занимаемые складом, а как следствие, предоставить возможность, при необходимости увеличить площадь складов при расширении производства продукции.

КОНВЕКЦИЯ В НЕВЕСОМОСТИ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ

Федюшкин А.И.

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, г. Москва, Россия

Известно, что в условиях невесомости и микрогравитации возможны конвективные течения жидкости (и газа) гравитационного и негравитационного типов [1, 2]. При определенных условиях ламинарные стационарные течения жидкости могут обладать нелинейными особенностями [2–4]. Эти особенности ламинарных течений жидкости могут приводить к эффектам, которые нельзя воспроизвести с помощью решения линеаризованных уравнений движения жидкости. В данной работе приводятся результаты численного моделирования ламинарных течений и обсуждаются нелинейные особенности гидродинамики и тепломассопереноса, которые существуют в природе, воспроизводятся экспериментально, но не описываются известными аналитическими решениями. Представленные в данной работе результаты получены на основе численных решений полных уравнений Навье–Стокса. В работе также представлены сравнения численных и экспериментальных данных.

Одним из примеров проявления нелинейности ламинарных течений является немонотонная закономерность зависимости температурного или концентрационного расслоения от интенсивности перемешивания жидкости или газа, то есть существование максимума неоднородности в зависимости от интенсивности движения жидкости (от безразмерных параметров, характеризующих интенсивность перемешивания для той или иной задачи) [2, 3]. Данный эффект проявился в космическом эксперименте МА-150, выполненного по программе «Союз–Аполлон», при кристаллизации германия, в котором радиальная неоднородность легирующей примеси была в несколько раз больше, чем в аналогичном образце, полученном в земном эксперименте [5].

Кроме эффекта максимума температурного (концентрационного) расслоения, в данной работе рассмотрены результаты численного моделирования гидродинамики и тепломассопереноса и обсуждаются особенности ламинарных течений следующих задач:

1. Ранее проведенные эксперименты на Земле и в космосе по программе EURECA (1992, 1993 гг.) по кристаллизации фосфатов кальция из растворов показали, что размер кристаллов гидроксиапатита, выращенных в условиях невесомости, в 10–100 раз больше, чем у их земных аналогов [6]. Результаты численного моделирования кристаллизации фосфатов кальция в термостате показали возможные конвективные механизмы переноса компонент реакции на Земле и в условиях микрогравитации [7].

2. Для задачи о конвекции в горизонтальном слое при подогреве сбоку для разных чисел Рэлея и Прандтля показаны особенности конвективных течений, в частности образование стационарных противотоков, направленных навстречу основному течению [8–10].

3. Приводятся результаты управления конвективным тепломассопереносом, в частности при вибрационном воздействии на жидкость для разных гравитационных условий. Показано влияние управляемых вибраций на тепломассоперенос и на толщины пограничных слоев в расплаве при выращивании монокристаллов [11–15].

4. Численно решена задача о метастабильном положении границы раздела двухслойной системы «вода–воздух» при подогреве сбоку при наличии термокапиллярной конвекции и влиянии силы тяжести на положение границы раздела [16–17]. При боковом нагреве двухслойной системы «воздух–вода» в объеме со свободными стенками, граница раздела за счет термокапиллярной конвекции может поворачиваться на 90° и принимать устойчивое (энергетически выгодное) положение, параллельное нагреваемой стенке (изотермам). Гравитационная конвекция (даже при наличии термокапиллярной конвекции) обладает стабилизирующим фактором для горизонтального положения свободной границы.

5. Показано нарушение симметрии стационарных ламинарных течений в плоском диффузоре и конфузоре ньютоновской и неньютоновской жидкостей [18–19].

6. Представлены изменения во времени форм капель различных жидкостей при их коалесценции в невесомости [20–21].

7. Для задачи обтекания каплей воды тонкой нити показано существование разных режимов обтекания, отталкивания и захвата капли тонкой нитью [22–23]. Данные результаты важны для анализа защитных свойств медицинских масок.

8. Гравитационное поле Земли переменно по пространству и по времени. На модельной задаче двухслойной системы «вода–воздух» в длинном слое показано нестационарное влияние переменности гравитационного поля Земли на конвективное течение и свободную поверхность жидкости [24–25].

Анализ ламинарных стационарных (квазистационарных) течений, на примере рассмотренных задач, говорит о том, что нелинейные особенности ламинарных течений жидкостей могут ярко проявляться и оказывать существенное влияние на гидродинамику и тепломассоперенос.

Работа выполнена по теме гос. задания № АААА-А17-117021310375-7 и при поддержке гранта РФФИ 20-04-60128.

Список литературы

1. *Бабский В.Г., Копачевский Н.Д., Мышкис А.Д., Слобожанин Л.А., Тюпцов А.Д.* Гидромеханика невесомости. М.: Наука, 1976. 504 с.
2. *Полежаев В.И., Белло М.С., Верезуб Н.А., Дубовик К.Г., Лебедев А.П., Никитин С.А., Павловский Д.С., Федюшкин А.И.* Конвективные процессы в невесомости. М.: Наука, 1991. 240 с.
3. *Полежаев В.И., Федюшкин А.И.* Гидродинамические эффекты концентрационного расслоения в замкнутых объемах // Механика жидкости и газа. 1980. № 3. С. 11–18.
4. *Федюшкин А.И., Пунтус А.А.* Нелинейные особенности ламинарных течений жидкости на Земле и в невесомости // Труды МАИ. 2018. № 102. С. 1–20.
5. *Земсков В.С., Титков А.Н., Белокурова И.Н., Шульпина И.Л., Сафаров В.И., Кутовый П.И.* Особенности распределении кремния и сурьмы в кристаллах твердых растворов германий – кремний – сурьма, полученных в в эксперименте «Универсальная печь» по программе «Союз – Аполлон» // Физика и химия обработки материалов. 1977. № 5. С. 135–139.
6. *Lundager Madsen H.E., Christensson F., Chernov A.A., Polyak L.E., Suvorova E.I.* Crystallization of Calcium Phosphate in Microgravity // Adv.Space Res. 1995. V. 16. P. 65–68.
7. *Федюшкин А.И.* Влияние конвекции на кристаллизацию фосфата кальция в термостате в земных и космических условиях // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2020. № 4. С. 35–46.
8. *Кирдяшкин А.Г., Полежаев В.И., Федюшкин А.И.* Тепловая конвекция в горизонтальном слое при боковом подводе тепла // ПМТФ. 1983. № 6. С. 122–128.
9. *Кирдяшкин А.Г., Полежаев В.И., Федюшкин А.И.* Тепловая конвекция в горизонтальном слое при боковом подводе тепла // «Гидроаэромеханика и космические исследования». М.: Наука, 1985. С. 170–187.
10. *Федюшкин А.И.* Влияние чисел Рэлея, Прандтля и граничных условий на конвективные течения жидкости в горизонтальных слоях // Математическое моделирование и численные методы. 2020. № 1. С. 28–44.
11. *Fedyushkin A.I.* Heat and mass transfer during crystal growing by the Czochralski method with a submerged vibrator // Journal of Physics: Conference Series. 1359(2019). 012054. DOI: 10.1088/1742-6596/1359/ /1/012054
12. *Fedyushkin A.I., Burago N.G., Puntus A.A.* Convective heat and mass transfer modeling under crystal growth by vertical Bridgman method // Journal of Physics: Conference Series. 1479(2020). 012029. DOI: 10.1088/1742-6596/1479/1/012029

13. *Федюшкин А.И.* Влияния управляемых вибраций на гидродинамику и теплоперенос при росте кристаллов методом зонной плавки // Актуальные проблемы прикладной математики, информатики и механики: сборник трудов Международной научной конференции, Воронеж, 11-13 ноября 2019 г. Воронеж: Научно-исследовательские публикации, 2020. С. 1141–1148.
14. *Федюшкин А.И.* Влияние вибраций на пограничные слои в задачах свободной и вынужденной конвекции // Материалы XIII Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (АММАІ'2020), 6–13 сентября 2020г., Алушта. М.: Издательство МАИ, 2020. С. 594–596.
15. *Fedyushkin A.I.* Numerical simulation of gas-liquid flows and boiling under effect of vibrations and gravity // J. Phys.: Conf. Ser. 1479(2020). 012094. DOI:10.1088/1742-6596/1479/1/012094
16. *Fedyushkin A.I.* The effect of convection on the position of the free liquid surface under zero and terrestrial gravity // Journal of Physics: Conference Series. 1675(2020). 012039. DOI: 10.1088/1742-6596/1675/1/012039
17. *Федюшкин А.И.* Метастабильная неустойчивость положения свободной поверхности жидкости в условиях невесомости // Волны и вихри в сложных средах: 11-я международная конференция – школа молодых ученых, 1–3 декабря 2020 г., Москва: Сборник материалов школы. М: ООО «ИСПО-принт», 2020. С. 186–189.
18. *Федюшкин А.И.* Переход течений вязкой несжимаемой жидкости в плоском диффузоре от симметричного к несимметричному и к нестационарному режимам // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2016. № 3/638. 21 с.
19. *Федюшкин А.И., Волков Е.В.* Симметрия течения ньютоновской и неньютоновской жидкости в плоском диффузоре и конфузоре // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. Т. 20, № 2/791. С. 1–19.
20. *Федюшкин А.И., Рожков А.Н.* Моделирование коалесценции капель // Математическое моделирование и численные методы. 2020. Т. 26. № 2. С. 46–58.
21. *Fedyushkin A. I., Rozhkov A.N.* A coalescence of the droplets // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 927(2020). 012055. DOI: 10.1088/1757-899x/927/1/012055
22. *Федюшкин А.И., Рожков А.Н.* Обтекание жидкой каплей тонкой нити (эксперимент и моделирование). VI Всероссийская научная конференция «Теплофизика и физическая гидродинамика» (ТФГ2021), г. Севастополь, Республика Крым, 22–29 августа 2021 г. совместно с научной молодежной школой «Теплофизика и физическая гидродинамика: современные вызовы» (ТФГСВ2021). Новосибирск: Институт теплофизики СО РАН, 2021, С. 104.
23. *Fedyushkin A.I., Rozhkov A.N., Rudenko A.O.* Collision of water drop with thin cylinder Journal of Physics: Conference Series. ТРН-2021. (In print).
24. *Федюшкин А.И.* Влияние переменности гравитационного поля Земли на конвективное течение и свободную поверхность жидкости // Актуальные проблемы прикладной математики, информатики и механики: сборник трудов Международной научной конференции, Воронеж, 2019 г. Воронеж: Научно-исследовательские публикации, 2020. С. 1136–1140.
25. *Fedyushkin A.I.* Influence of the gravitational field variability on convective heat and mass transfer and on the free surface // Journal of Physics: Conference Series. 1675(2020). 012038. DOI: 10.1088/1742-6596/1675/1/012038

Секция 11

Двигатели, двигательные и энергетические установки

Председатель – руководитель Центра *Смоленцев А.А.*

БУДУЩЕЕ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Алексеева А.Г.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Несмотря на то, что ракеты активно стали разрабатывать еще с середины прошлого века, на этапе зарождения космонавтики, нынешние реактивные двигатели не особо быстрее самых первых. Из этого можно предположить, что ракетные установки, по сути находятся на самой заре своего развития.

Лазерный парус. Вероятней всего первые звездные корабли будут не пилотируемыми и не похожи на те громадные средства, которые мы привыкли представлять. Их размер может быть с почтовую марку. В 2016 году российским предпринимателем и бывшим физиком Юрием Мильнером и астрофизиком Стивеном Хокингом был анонсирован проект Breakthrough Starshot. Концепция предполагает разработку «нанокораблей» – сложных микросхем на парусах, движение которых будет осуществляться при помощи фокусирования с Земли лазерной силовой установки (рис. 1).

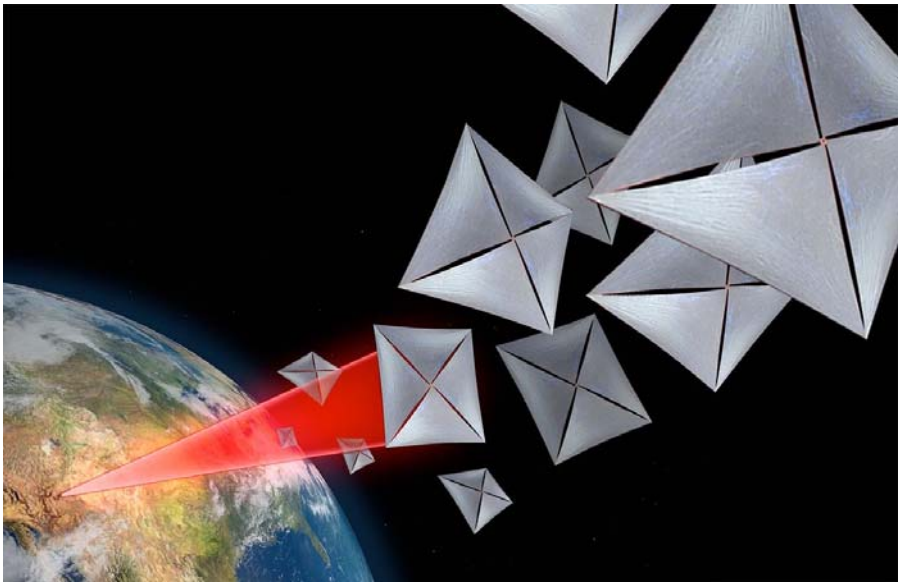


Рис. 1. Лазерный парус с полезной нагрузкой в виде микросхемы

Каждый такой крошечный космический аппарат массой от 1 грамма до 20 грамм будет состоять из миллиардов транзисторов. Для реализации данной идеи возможно использование уже существующих технологий. Понадобится 100 000 МВт лазерной энергии, чтобы микросхемы приобрели скорость равной одной пятой скорости света, тогда нанокорабли достигнут ближайшую к нам звездную систему альфа Центавра за 20 лет.

По формуле Циолковского современные ракеты типа Протон никогда не смогут добраться до ближайшей звезды, потому что требуемое количество топлива с увеличением скорости возрастает экспоненциально, поэтому традиционные химические ракеты неспособны нести на себе необходимый запас топлива для преодоления таких расстояний. Если даже предположить, что ей удастся это сделать, тогда путешествие займет 70 000 лет.

Современные компьютерные технологии развиты до такого уровня, что на одной микросхеме можно разместить целую научную лабораторию. В нанокорабле будут находиться датчики, камеры, солнечные элементы и наборы химических веществ, необходимые для подробного анализа далеких космических тел и отправки радиосообщений обратно на Землю.

Крошечный звездный корабль, пролетая мимо Альфа Центавры со скоростью в 20% скорости света, имеет всего несколько часов для выполнения поставленных задач: обнаружение землеподобных планет, быстрое фотографирование и анализ полученных

данных для определения характеристики поверхности, температуры и состава атмосферы, уделяя особенное внимание присутствию воды и кислорода. Помимо этого, в миссию заложено просканировать звездную систему на наличие радиоизлучений, указывающих нам возможное существование там инопланетного разума.

Световые паруса. Нанокорабли, приводимые в движение с помощью лазерных установок, являются только одним из разновидностей нескольких категорий межзвездных кораблей, называемые солнечные (а также световые или фотонные) паруса. Как парусный корабль приходит в движение, ловя ветер в паруса и используя его силу, так и космический аппарат использует давление солнечного света или лазера на зеркальную поверхность. Важно четко различать понятия «солнечный свет» (поток фотонов) и «солнечный ветер» (поток элементарных и ионизированных частиц). Солнечный ветер используют для полетов электрических парусов.

У фотонов, частиц электромагнитного излучения, нет массы покоя, но есть импульс. При взаимодействии с телами фотон, поглощаемый материалом или отражаемый от него, передает импульс движения объекту. Таким образом, солнечный свет – легкодоступный источник импульса в космосе. Для работы реактивного двигателя необходим расход рабочего тела – выброс массы в противоположную сторону направления движения, тогда когда свет избавляет от этого требования, придавая ускорение космическому аппарату. Важным фактором для полета остается правильно собрать и сфокусировать свет на корабль. При космических путешествиях на дальние расстояние главным преимуществом у солнечных парусов является то, что ускорение аппарат может получать постоянно, не используя короткие включения реактивных двигателей.

Ионные двигатели. Для сравнения потенциальных способов приведения в движение космических кораблей, используется понятие «удельного импульса», который равен тяге ракеты, поделенный на массовый расход топлива и измеряется в метрах в секунду (при делении на весовой структурный расход удельный импульс измеряется в секундах). Чем дольше будет работать двигатель ракеты, тем выше ее удельный импульс, с помощью которого можно рассчитать конечную скорость ракеты.

Удельные импульсы разных типов ракет

Ракетный двигатель	Удельный импульс (м/с)
Твердотопливная ракета	2500
Жидкостная ракета	4500
Ракета с ядерным двигателем	8000–10 000
Ионный двигатель	50 000
Плазменный двигатель	10 000–300 000
Ракета с термоядерным двигателем	25 000–2 000 000

Исходя из приведенных данных видно, что ионные двигатели более эффективны в полетах к ближайшим космическим телам, чем химические ракеты (см. таблицу).

В ионных двигателях вместо горячих газов выбрасываются катионы – положительно заряженные фрагменты атомов, получившиеся при потере одного или нескольких электронов. Они создаются внутри аппарата при генерировании плазмы. Двигатели работают на газе, например ксеноне, нейтральные атомы которого бомбардируются электронами. В результате столкновений высвобождается еще больше электронов, образуя положительно заряженные ионы. Плазма в двигателе имеет общий нейтральный заряд из электронов и положительных ионов. Далее электроны удерживаются в камере, что провоцирует еще большую ионизацию, а положительные ионы ускоряются с помощью электрического поля и вылетают из сопла, передавая ускорение космическому аппарату (рис. 2).

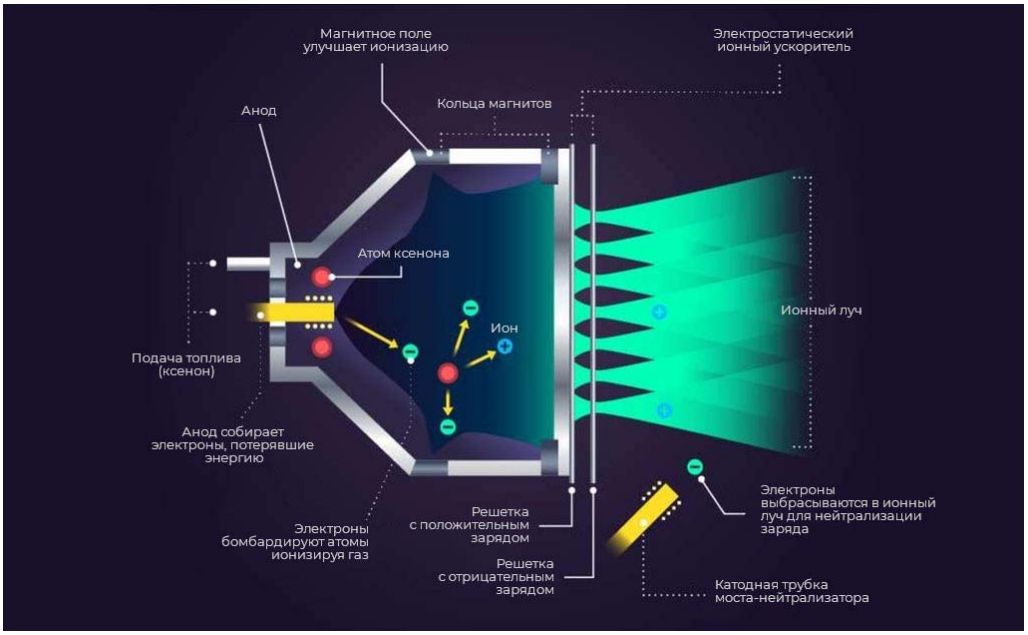


Рис. 2. Схема работы ионного двигателя

Ионные двигатели имеют более высокий удельный импульс в сравнении с химическими ракетами, потому что могут работать по несколько лет.

Чтобы повысить мощность ионного двигателя, можно было бы ионизировать газ при помощи микроволн или радиоволн, а затем разгонять ионы при помощи магнитных полей. Такой вариант двигателя называется плазменным [1].

Термоядерные ракеты. В таких ракетных двигателях тяга создается в результате использования истечение продуктов управляемой термоядерной реакции или рабочего тела, нагрев которого произошел вследствие термоядерной реакции.

Существует несколько вариантов высвобождения энергии ядерного синтеза. В способе «магнитное удержание» в большом магнитном поле в форме бублика помещен газообразный водород, который нагревают до миллионов градусов. В результате столкновений ядер водорода и образовании ядер гелия, высвобождается огромное количество ядерной энергии. Затем нагреваемая реактором ядерного синтеза жидкость может выбрасываться через сопло, тем самым разгоняя ракету.

В другом способе «инерциальное удержание» ракета приобретает энергию от лазерного термоядерного синтеза. Мощные лазерные лучи фокусируются на таблетке обогащенного водородом материала, что поджигает поверхность вещества и провоцирует взрывы, из-за чего образец с водородом схлопывается, а температура достигает до 100 млн градусов Цельсия. Происходит реакция синтеза и за несколько долей секунд высвобождается огромное количество энергии с мощностью в 500 трлн ватт.

Список литературы

1. *Митио Каку.* Будущее человечества. Колонизация Марса, путешествия к звездам и обретение бессмертия. М.: Альпина нон-фикшн, 2019. 206 с.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЧИСЛЕННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ КОНСТРУКЦИИ ДВИГАТЕЛЯ ТЯГОЙ 3 Н

Волков Г.А.

АО «НИИМаш», г. Нижняя Салда, Россия

Основной целью работы является выбор новой конструкции двигателя тягой 3 Н в части узла сопряжения камеры сгорания и смесительной головки двигателя, обеспечивающей снижение тепловой нагрузки в зоне сопряжения.

Задача решалась методом численного эксперимента. При построении численного эксперимента учитывался перенос тепла: теплопроводностью между деталями; конвективный перенос тепла от газовой струи продуктов сгорания к внутренней стенке камеры сгорания; конвективный теплообмен между компонентами топлива, протекающими по каналам смесительной головки и стенками каналов; лучистый теплообмен от излучающих элементов конструкции двигателя. [1].

Численный эксперимент проводился в программном комплексе ANSYS Workbench. Точность численного эксперимента подтверждалась сравнением результатов расчета базового варианта двигателя с результатами огневых стендовых испытаний по контролю теплового состояния двигателя. Результаты численного эксперимента показали хорошую сходимость (отклонение не более 5 %) с экспериментальными данными. Выполнен численный эксперимент новой конструкции и сделано заключение о правильности технических решений в части изменения конструкции узла соединяющего камеру сгорания и смесительную головку двигателя.

Результаты могут найти свое применение при решении тепловых задач оптимизации компоновок двигателя и двигательной установки.

Список литературы

1. *М.А. Михеев.* Основы теплопередачи: Учебник для энергетических специальностей высших технических учебных заведений; Государственное Энергетическое Издательство, 1947 г, 415 с.
2. *Добровольский М.В.* «Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов. – 2-е изд., перераб. Доп/ Под ред. Д.А. Ягодникова. – М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2006. – 488 с.: ил.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЕТА МИНИМАЛЬНОГО КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА В БАКАХ ОКИСЛИТЕЛЯ И ГОРЮЧЕГО РБ ТИПА ДМ НЕОБХОДИМОГО ДЛЯ ЗАПУСКА МД В КОСМИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ ПРИ ДЕЙСТВИИ МАЛОЙ ПЕРЕГРУЗКИ

Дерябин В.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

При современном проектировании разгонных блоков для выведения полезных грузов увеличенной массы появляется необходимость осуществлять последний запуск маршевого двигателя при малом количестве топлива. При этом требуется обеспечить такие условия поведения окислителя и горючего в баках, чтобы исключить попадание газообразной фазы в заборное устройство двигателя.

В этой сфере изучения внутрибаковых процессов в ПАО «РКК «Энергия» накоплен большой опыт, имеется большое количество исследований, в том числе экспериментальных.

Вновь возникшая необходимость решения этой проблемы указала на необходимость переосмысления полученных экспериментальных данных, их анализа и актуализации. Принимая во внимание результаты экспериментальной отработки и расчетных методик [1, 2], была разработана новая методика обработки результатов экспериментов, связанных с моделированием гидродинамических процессов истечения жидкости из бака.

Основанием для разработанной методики послужило экспериментальное определение высот прорыва газа в область заборного устройства (ЗУ) моделированием процессов штатного изделия под расчетный масштаб путем обеспечения равенства критериев подобия.

Физически процесс можно описать критериями Фруда (Fr), Бонда (Bo) и Рейнольдса (Re), но поскольку точное моделирование при выдерживании всех трех критериев невозможно и не является необходимым, определяющим считаем критерий Фруда. Это объясняется тем, что влияние капиллярных сил (значение числа Бонда) не ощутимо, а соответственно в процессах, связанных с определением критической высоты прорыва газа можно пренебречь Bo. Для значений $Bo > 60$, это всегда будет верно при перегрузках порядка $n_x = 10^{-4}$ и меньше.

Искривление поверхности раздела газ-жидкость [1], приводящее к прорыву газа в выходное отверстие бака, проходит без вихрения жидкости в области сливной магистрали и бакового пристенка, а из-за достаточного давления наддува в баке и наличия в конструкции ЗУ специальных успокаивающих решеток, а также спрямляющих тарелей влияние трения на характеристики потока жидкости (значение Рейнольдса) незначительно.

Критерий Фруда, является, в свою очередь, оценочной характеристикой инерционных и массовых взаимодействий, что подтверждает обязательность его учета и непосредственную необходимость. Таким образом, для решения задач моделирования истечения жидкости из бака в условиях малых гравитационных взаимодействий, достаточно использовать равенство значений модельного образца с натурным $Fr_м = Fr_н$ (1). Далее и везде нижние индексы *м* и *н*, обозначают модельные и натурные величины соответственно.

$$\frac{U_м^2}{nx_м \cdot g \cdot l_м} = \frac{U_н^2}{nx_н \cdot g \cdot l_н}, \qquad (1)$$

где U – скорость истечения, м/с

l – характерный линейный размер (диаметр бака), м;

n_x – осевая перегрузка;

g – ускорение свободного падения, м/с^2.

Также необходимо понимать, сохраняется ли геометрическое подобие между высотами прорыва в модельном и натурном баках и в каком виде.

Чтобы получить эту зависимость, выразим скорость через отношение высоты прорыва, ко времени, за которое сформируется «газовая воронка» (2):

$$U = \frac{h}{\tau}, \tag{2}$$

где h – высота прорыва газа, м;

τ – время протекания процесса, с.

Подставив это соотношение в уравнение для критериев Фруда (1), получим выражение (3) для определения модельной высоты прорыва газа.

$$\frac{\left(\frac{h_м}{\tau_м}\right)^2}{nx_м \cdot g \cdot l_м} = \frac{\left(\frac{h_н}{\tau_н}\right)^2}{nx_н \cdot g \cdot l_н} \rightarrow h_м = h_н \cdot \frac{\tau_м}{\tau_н} \cdot \sqrt{\frac{nx_м \cdot g \cdot l_м}{nx_н \cdot g \cdot l_н}} \tag{3}$$

Основываясь на данных экспериментальной отработки [2] при подстановке чисел Фруда в выражение равенства критериев гомохронности получим зависимость (4) между модельным и натурным временем:

$$\tau_м = \tau_н \cdot \sqrt{\frac{nx_н \cdot g}{nx_м \cdot g} \cdot \frac{l_м}{l_н}} \tag{4}$$

Далее можем получить искомую зависимость (5) высоты прорыва от характерного диаметра бака, подставив выражение(4) в формулу (3):

$$\frac{h_м}{h_н} = \frac{l_м}{l_н} \rightarrow \frac{h_м}{l_м} = \frac{h_н}{l_н} \tag{5}$$

Для определения соотношения $\frac{h}{D}$ была сформулирована эмпирическая зависимость (6), справедливая для чисел Фруда и отношений линейного размера бака к размеру выходного отверстия, лежащих в промежутках значений $0{,}05 < Fr < 100$ и $3 < \frac{D}{d} < 20$ соответственно:

$$\frac{h}{D} = 0{,}13 \cdot th[1{,}3 \cdot Fr^{0{,}29}] \tag{6}$$

Значения $\frac{h}{D}$, полученные для различных отношений диаметров считаются одинаковыми для данного значения Fr, но дают систематическое уменьшение, когда $\frac{D}{d}$ увеличивается.

Применяя описанную методику, проведем анализ приведенных выше статей и отчетов составив графики (рис. 1, рис. 2) зависимостей объема жидкости в баках на момент прорыва газа при значениях перегрузки $n_{xн}$ в баке «О» и «Г» РБ типа ДМ соответственно, где величины высот представлены в пересчете с модельных на натурные.

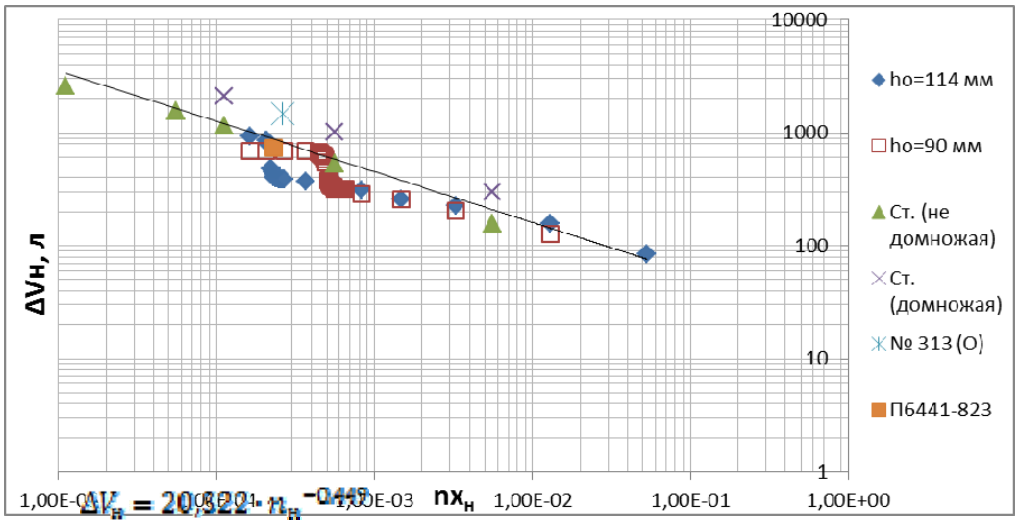


Рис. 1. Объем жидкости в баке «О» РБ типа ДМ на момент прорыва газа при значениях перегрузки $n_{xн}$.

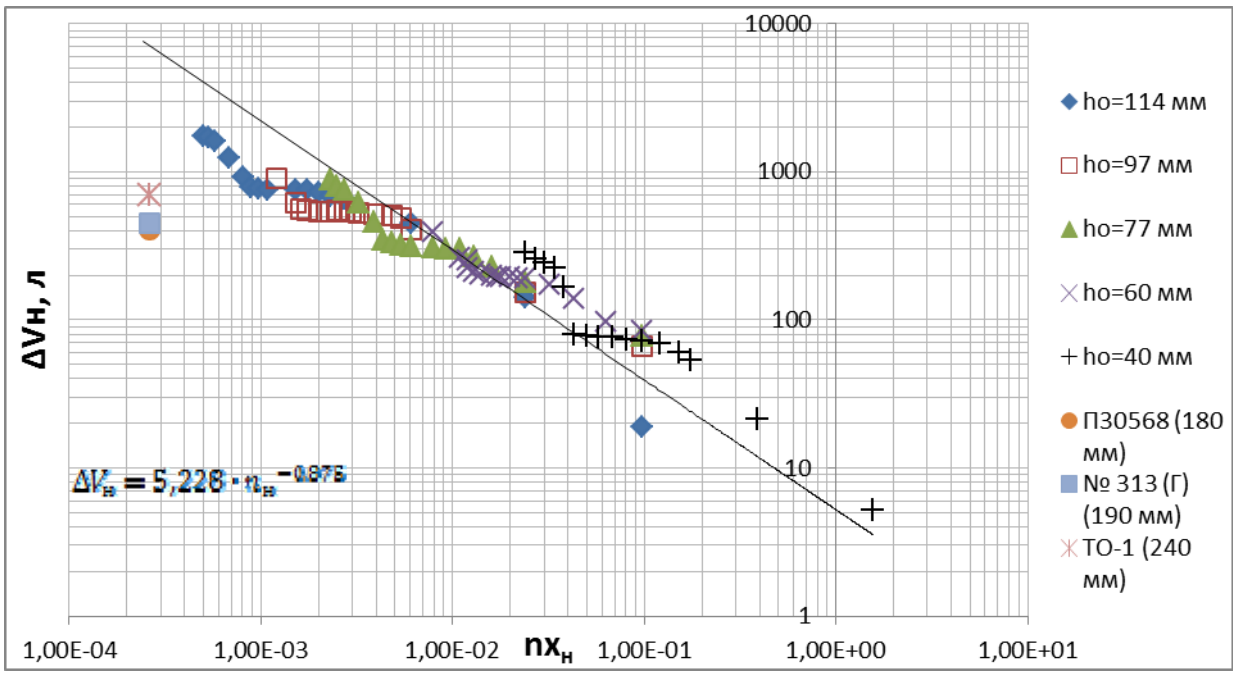


Рис. 2. Объем жидкости в баке «Г» РБ типа ДМ на момент прорыва газа при значениях перегрузки $n_{xн}$

Также на графиках представлен вид аппроксимирующей степенной функции, отображающий общий характер процесса истечения, по виду которого можем говорить о достаточной относительной точности результатов оценочной методики моделирования процессов в расчетных диапазонах критерия Фруда.

Аппроксимирующая функция процесса в баке «О»: $\Delta V_н = 20{,}322 \cdot n_н^{-0.449}$.

Аппроксимирующая функция процесса в баке «Г»: $\Delta V_н = 5{,}228 \cdot n_н^{-0.875}$.

На основании полученных результатов можно сделать выводы о целесообразности применения данной расчетной методики в качестве основного инструмента проверки и анализа результатов экспериментальной отработки, а также дальнейших теоретических исследований процессов истечения и прорыва газа в область ЗУ.

Список литературы

1. *Abramson H.N.* The Dynamic Behavior of Liquids in Moving Containers. With Applications to Space Vehicle Technology. NASA SP-106, N6-15884, 1966.
2. *Gluck D.F., Gille J.P., Zukoski E.E. and Simkin D.J.* Distortion of the Liquid Surface During Tank Discharge. Journal of Spacecraft and Rockets, vol.3 № 11, 1966.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПРОЦЕССОВ КОАЛЕСЦЕНЦИИ НА СКОРОСТЬ ВСПЛЫТИЯ ГАЗОВЫХ ПУЗЫРЕЙ В БАКЕ С ЖИДКИМ КИСЛОРОДОМ В КОСМИЧЕСКИХ РБ С УЧЕТОМ ИЗМЕНЕНИЯ ИХ РАЗМЕРА И ФОРМЫ ДЛЯ ДИАПАЗОНА ПЕРЕГРУЗОК (ОТ 10^{-5} ДО 1) НА МОМЕНТ ПОВТОРНОГО ВКЛЮЧЕНИЯ МД

Дерябин В.С.

ПАО «РКК «Энергия» г. Королев, Россия

В данной работе рассматривается вопрос скоростей всплытия газовых пузырей в баках окислителя и горючего космических разгонных блоков (РБ) необходимых для корректной оценки времени сепарации компонента топлива (КТ), которое в свою очередь определяет требуемое для безопасного запуска маршевого двигателя (МД) время работы двигательной установки стабилизации, ориентации и обеспечения запуска (ДУ СОЗ).

Зависимость скорости всплытия одиночного пузыря в жидком кислороде от его диаметра при действии перегрузки в диапазоне от 10^{-5} до 1, приведена на (рис. 1).

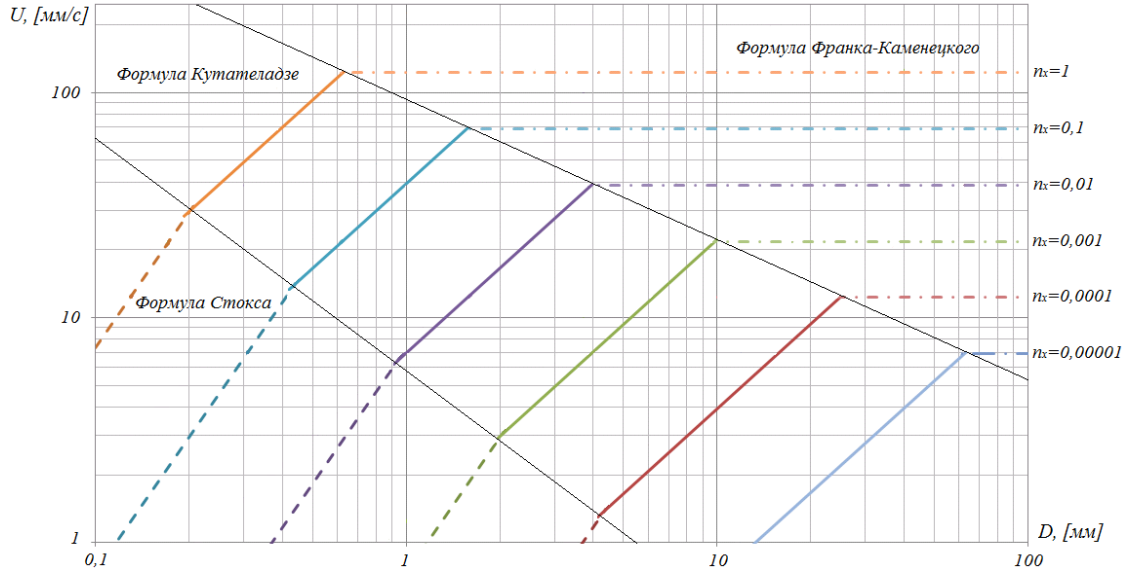


Рис. 1. Зависимость скорости всплытия одиночного пузыря от его размера при действии перегрузки n_x для жидкого кислорода по данным экспериментальных работ

Из графика видно, что при достижении одиночным пузырем определенного размера, скорость его всплытия переходит в область расчета по зависимости Франка-Каменецкого, определяющей установившийся режим всплытия для рассматриваемой перегрузки и рассчитывается по зависимости (1).

$$U_{\text{всп}\Phi\text{К}} = k_{\Phi\text{К}} \cdot \sqrt[4]{\frac{\sigma \cdot (g \cdot n_x)}{\rho}}, \qquad (1)$$

где $U_{\text{всп}\Phi\text{К}}$ – скорость всплытия, м/с;

$k_{\Phi\text{К}}$ – коэффициент пропорциональности;

g – ускорение свободного падения, м/с^2;

n_x – осевая перегрузка;

σ – поверхностное натяжение, Н/м;

ρ – плотность, кг/м^3.

Область расчетов по зависимости Кутателадзе определяется из выражения (2):

$$U_{вспК} = k_К \cdot \sqrt[4]{\frac{\rho^2 \cdot d^5 \cdot (g \cdot n_x)^3}{\mu^2}}, \quad (2)$$

где $U_{вспК}$ – скорость всплытия, м/с;

$k_К$ – коэффициент пропорциональности;

d – диаметры пузырей, м;

μ – динамическая вязкость, Па·с.

Кривая скорости всплытия по зависимости Стокса (3):

$$U_{вспС} = k_С \cdot \frac{d^2 \cdot (g \cdot n_x)}{\vartheta}, \quad (3)$$

где $U_{вспС}$ – скорость всплытия, м/с;

$k_С$ – коэффициент пропорциональности;

ϑ – кинематическая вязкость, м^2/с.

Стоит отметить, что при достижении определенных размеров одиночного пузыря, в зоне значений за областью, определяющейся зависимостью Франка-Каменецкого, существует так называемая область дробления. В этой области, предполагаем, что газовый пузырь начинает разрушаться под действием капиллярных сил, подобное поведение газовых включений в данной работе не учитывается.

Далее, для оценки влияния процессов коалесценции на скорость всплытия, приведена методика расчета времен формирования пузырей разного диаметра, в зависимости от условий перегрузки и начального объема газовых формирований в баке на момент запуска ДУ СОЗ, вплоть до формирования единой газовой подушки и готовности к запуску МД [1].

Рассмотрим случай действия перегрузки $n_x = 4{,}5191 \cdot 10^{-4}$, как наиболее часто встречаемого при пусках РБ типа ДМ, и постоянного газосодержания среды $\eta = 0{,}202$.

При этих условиях, можем рассчитать количество пузырей данного диаметра в определенном газосодержанием объеме (4).

$$z = \frac{3 \cdot V_г}{4 \cdot \pi \cdot r_{min}^3}, \quad (4)$$

где z – количество пузырей, шт;

$V_г$ – объем газа в баке, м^3;

r_{min} – размер предельного одиночного пузыря, м.

Схлопывание пузырьков сопровождается формированием пузырей большего диаметра и движением потока жидкости между ними, на (рис. 2) представлен характер этих перетечек.

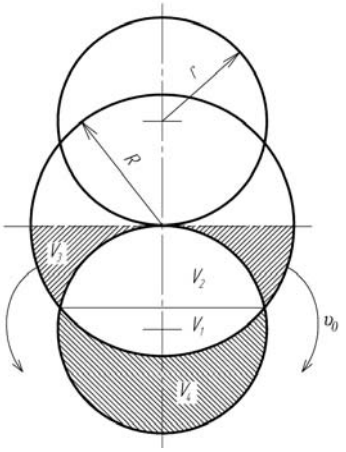


Рис. 2. Схема перетекания жидкости в процессе объединения двух пузырьков газа в один большего объема:

R – радиус большого пузыря, м;

r – радиус малого пузыря, м;

V_1, V_2 – объем газа, м^3;

V_3, V_4 – объем перетекающей жидкости, м^3;

v_0 – скорость течения жидкости, м/с

Таким образом, при увеличении размеров схлопывающихся пузырей, объем перетечек будет увеличиваться, величина средней скорости перетекающей жидкости будет уменьшаться по зависимости (5), а импульс, направленный в каждую сторону по оси объединяющихся пузырьков будет расти и рассчитывается по формуле (6):

$$v_0 = 1{,}619 \cdot \left[\frac{\sigma}{\rho \cdot r_{min}}\right]^{\frac{1}{2}}, \quad (5)$$

$$W = 3{,}203\left[\sigma \cdot \rho \cdot r_{min}{}^{5}\right]^{\frac{1}{2}}, \quad (6)$$

где W – импульс, кг·м/с

Верхний предел времени получения пузырей интересующего размера, начиная с пузырей r_{min}, рассчитаем по модифицированной формуле (7), учитывающей влияние перегрузки:

$$\tau = 3{,}288 \cdot \left[1 + 5{,}559 \cdot a_1 \cdot \eta^{-\frac{1}{3}}\right] \cdot \left(\frac{\rho}{\sigma}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot r_{min}{}^{\frac{3}{2}} \cdot k, \quad (7)$$

где a_1 – коэффициент, учитывающий особенности течения, в зависимости от формы бака и ВБУ;

k – коэффициент, учитывающий влияние перегрузки.

Тогда, размеры ожидаемых в газожидкостной среде пузырей в заданные моменты времени τ после образования первичного спектра газовых включений можно представить в виде (8):

$$r = 0{,}452 \cdot \left[\frac{\tau}{1 + 5{,}559 \cdot a_1 \cdot \eta^{-\frac{1}{3}}}\right]^{\frac{2}{3}} \cdot \left(\frac{\sigma}{\rho}\right)^{\frac{1}{3}} \cdot \left(\frac{1}{k}\right)^{\frac{2}{3}}, \quad (8)$$

По найденным средним размерам пузырей можно оценить и их количество в объеме газожидкостной среды по формуле (4). На (рис. 3) видно, что за время $\tau = 153{,}332$ с в верхней полусфере бака, под действием ДУ СОЗ будет полностью сформирована газовая подушка. При этом верхний предел времени будет составлять $\tau = 193{,}171$ с, это свидетельствует о наличии определенного запаса по времени.

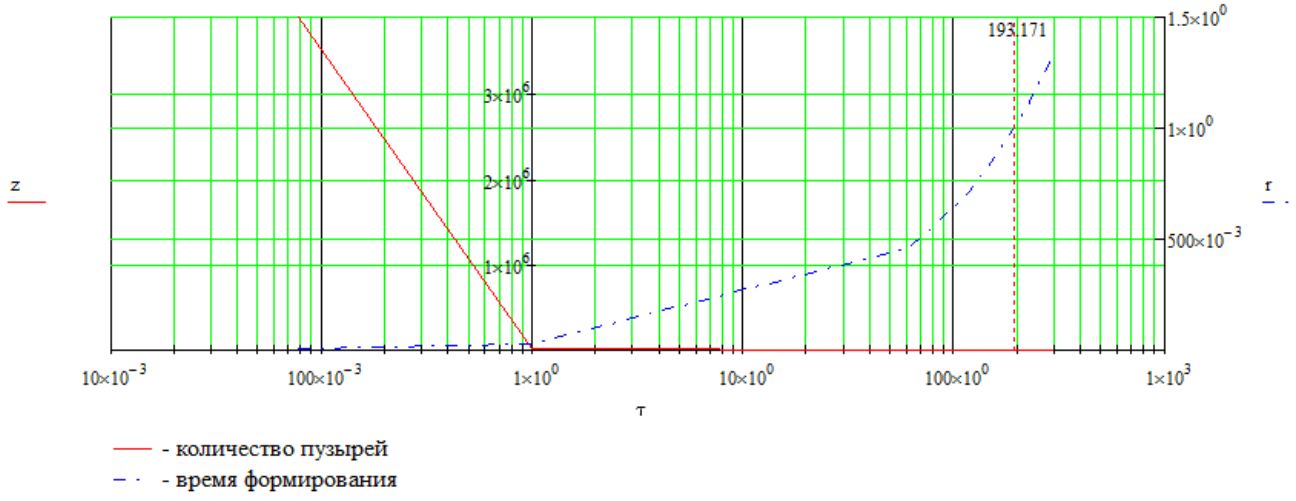


Рис. 3. Изменение среднего размера r и числа пузырей z по времени в условиях действия малой перегрузки n_x

Радиус минимального газового включения можем определить по формуле (9):

$$r_{min} = \sqrt[5]{\frac{324 \cdot \mu^2 \cdot \sigma}{\rho^3 \cdot (g \cdot n_x)^2}} = 5{,}444 \cdot 10^{-3}\ \text{м} \quad (9)$$

Определяя скорость всплытия для минимального газового включения в баке «О» РБ типа ДМ для исследуемой величины перегрузки и рассчитанного размера минимального

пузыря $d_{min} = 10{,}891$ мм, видим, что $U_{всп} = 13{,}191$ мм/с. Это значит, что для начального пузыря скорость уже будет находиться в области, определяемой зависимостью Франка-Каменецкого, из чего можем сделать вывод о том, что увеличение размеров пузырей не окажет существенного влияния на скорость всплытия при заданных величинах осевой перегрузки.

Таким образом, при определении времени работы ДУ СОЗ [2] можем принимать во внимание только пузыри малого радиуса, т.к. они играют определяющую роль в скорости всплытия газовой фазы до формирования устойчивой газовой подушки.

Список литературы

1. *Подобедов Г.Г.* Капиллярно-инерционная неустойчивость газожидкостной среды с малым временем коалесценции в условиях невесомости. // Труды Ракетно-космическая техника, РКК «Энергия» им. С.П. Королева, Серия XXII, Выпуск 1-2, ОНТИ 2000. С. 88-100.
2. *Пейнтер Г.* Жидкость в условиях невесомости // Двигательные установки ракет на жидком топливе. М.: Мир, 1966. С. 149-199.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ УНОСИМЫХ ПОКРЫТИЙ ПРИ УТИЛИЗАЦИИ РДТТ

Ерофеев А.С.

ФГКВОУ ВО «Военная академия РВСН им. Петра Великого», г. Балашиха, Россия

К настоящему времени известно большое количество методов (способов) ликвидации (утилизации) зарядов РДТТ [1]. Большинство из них отработаны в лабораторных или опытно-промышленных условиях. Однако промышленное применение нашел метод сжигания твердотопливного заряда, в том числе на стендах с уловом образующихся опасных веществ. С учетом ужесточения требований экологического законодательства возникает необходимость повышения уровня ресурсосбережения и уменьшения объемов образующихся отходов.

При «закрытом» сжигании заряда РДТТ оказывается значительное воздействие на стенки конструкций утилизационного стенда установки, обусловленное физико-химическими и газодинамическими параметрами образующегося двухфазного потока. В результате происходит унос конструкционного материала. Абляция материала стенки конструкции особенно значительна из-за наличия в потоке к-фазы, состоящей из частиц Al_2O_3.

В таблице представлен экспериментально определенный состав образующегося при сжигании заряда РДТТ отхода, позволяющий оценить степень уноса конструкционных материалов.

Данные по составу отхода, образующегося при сжигании заряда РДТТ

Элемент	Al	Fe	Ni	C	Si
Содержание элемента в отходе, масс. %	51,0	19,6	2,5	8,3	3,4
Применение в конструкционных материалах	–	+	+	+	–

Суммарная масса компонентов, применяемых в конструкциях как в качестве основы (Fe), так и в качестве добавок, например, в легированных сталях, может составлять до трети от общей массы отхода.

Минимизация уноса материала конструкционных материалов стенда сжигания позволяет снизить затраты на очистку образующегося оксида алюминия и повысить надежность конструкционных материалов. Уменьшить воздействие на конструкционные материалы возможно за счет применения теплоизоляционных материалов в виде низкотемпературных, низкоэнтальпийных абляционных (уносимых) покрытий.

На рис. 1 показаны места нанесения абляционного покрытия на конструкционные материалы стенда сжигания заряда СРТТ.

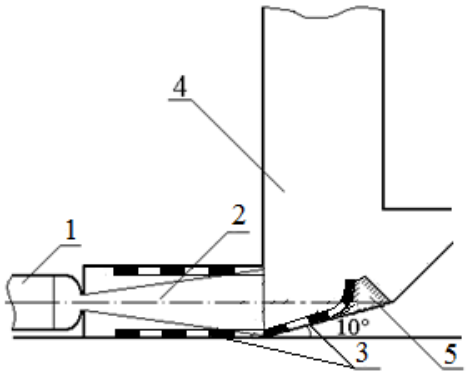


Рис. 1. Места нанесения абляционного покрытия:
1 – РДТТ; 2 – камера смешения; 3 – места нанесения абляционного покрытия;
4 – реактор «кипящего слоя»; 5 – отражатель с отбойником-дефлектором

Данные материалы могут снижать также акустическое воздействие, которое усиливают тепловые и механические воздействия на стенки конструкции. К тому же, при использовании отражателя механическое воздействие набегающего потока будет только усиливаться.

Низкотемпературные абляционные покрытия должны обладать низкими значениями коэффициентов тепло- и температуропроводности для создания теплового и температурного перехода между «горячей» газовой средой и стенкой конструкции, хорошей адгезией со стенками конструкций, хорошими прочностными свойствами, характеризоваться дешевизной и возможностью повторного использования отдельных компонентов.

Для улучшения прочностных и адгезионных характеристик существует возможность добавления в ХСПЭ добавок оксидов металлов [2].

Также установлено, что при совместном введении сшивающего агента и оксидов металлов (например, Al_2O_3, TiO_2, SiO_2) прочность системы повышается в 4 раза. Оптимальная концентрация для оксидов металлов составляет 2 масс. % [3, 4]. Однако, существует возможность повышения содержания оксидов металлов.

При сжигании заряда РДТТ возможно применение в покрытии в качестве добавки Al_2O_3, который образуется при сжигании и является вторичным ресурсом.

Также частицами оксида алюминия при тепловом воздействии на предлагаемое защитное покрытие происходит поглощение части тепла. Унос тепла вместе с твердыми частицами компенсирует повышение температуры в пограничном слое и выполняет дополнительную защитную («охлаждающую») функцию.

Для защиты от высокотемпературного потока продуктов сгорания (ПС) целесообразно использование принципиального состава абляционного защитного покрытия, который содержит хлорсульфированный полиэтилен (ХСПЭ), растворенный в толуоле, отвердитель, в качестве которого применяют изоцианатсодержащие соединения (например, ТДИ или МДИ), наполнитель в виде порошка оксида алюминия (средний размер частиц порошков составляет от 1 до 10 мкм).

Поглощение тепла ПС происходит за счет нагрева материала покрытия до температуры разложения и дальнейшего поглощения при эндотермическом процессе разложения защитного покрытия.

В состав покрытий входит ХСПЭ, содержащий атомы хлора и серы. В этом полимере одна группа SO_2Cl приходится на 90 атомов углерода и один атом хлора приходится на каждые 7-8 атомов углерода. Итоговое содержит хлора в ХСПЭ от 20 до 45 % и от 0,4 до 3 % серы [5, 6].

Образующиеся соединения хлора могут нейтрализовываться с помощью многофункционального зернистого слоя совместно с хлористым водородом [7]. Содержание серы незначительное и образующиеся при нейтрализации сульфаты могут быть отделены от хлоридов при их растворении в воде.

Полимер обладает хорошей адгезией к металлам и их сплавам (стали, железу, алюминию и т.д.) из-за наличия в своей структуре полярных групп.

На рис. 2 представлены данные по скорости уноса некоторых абляционных защитных покрытий. Рассматривались используемые в промышленности материалы на основе ХСПЭ с микросферами из отвержденной фенолоформальдегидной смолы и древесной муки, а также материал на основе ХСПЭ с добавкой 10 % порошка Al_2O_3. При этом значение эффективной теплоты абляции уменьшено на тепло, расходуемое на нагрев частиц оксида.

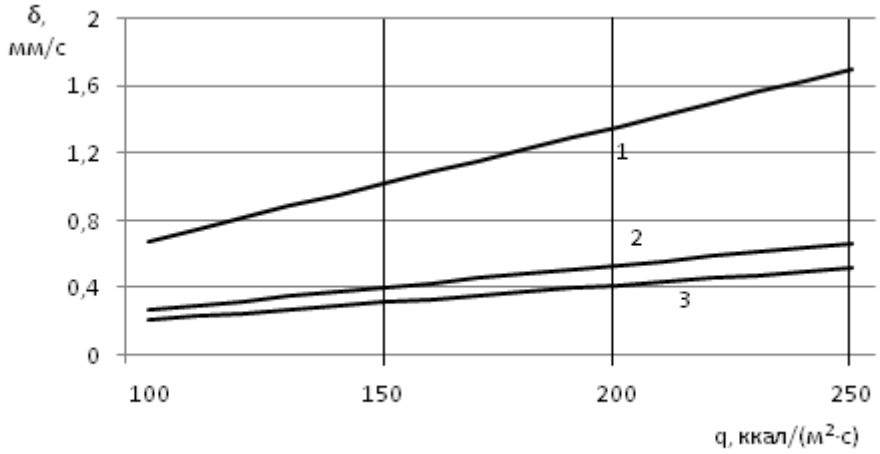


Рис. 2. Зависимость скорости уноса вещества *δ* от плотности потока ПС *q* при использовании различных покрытий на основе ХСПЭ с различными добавками:
1 – с микросферами из отвержденной фенолоформальдегидной смолы;
2 – с древесной мукой; 3 – с утилизируемыми частицами Al_2O_3

Применение абляционных покрытий позволяет снизить количество примесей в получаемом при сжигании заряда РДТТ отходе, тем самым сделать его более привлекательным для повторного полезного использования, а также улучшить показатели надежности, в том числе назначенный ресурс конструкционных материалов стенда сжигания. Проведенные расчеты уноса абляционного материала позволяют оценить количество востребованного вторичного ресурса – оксида алюминия, применяемого в качестве наполнителя защитного покрытия.

Список литературы

1. *Мелешко В.Ю., Краснобаев Ю.Л.* Утилизация энергонасыщенных материалов: Учебник: М.: ВА РВСН им. Петра Великого, 2015. – 367 с.
2. *Калинина Н.К., Костромина Н.В., Осипчик В.С.* Регулирование свойств материалов на основе хлорсульфированного полиэтилена. Успехи в химии и хим. технол. 2005. Т. 19. № 6. С. 113-118.
3. *Гумаров А.Х.* Защитные покрытия на основе хлорсульфированного полиэтилена, отверждаемые без подвода тепла. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Казань. ФГБОУ ВО «Казанский национальный исследовательский технологический университет». 2015. 109 с.
4. *Нестеренкова А.И., Осипчик В.С., Кравченко Т.П., Осама Аль Хело.* Регулирование структуры и свойств ПП органобентонитом. Пластические массы. 2003. № 12. С. 9-11.
5. *Донцов А.А., Лозовик Г.Я., Новицкая С.П.* Хлорированные полимеры. М.: Химия, 1979. 232 с.
6. *Гаршин А.П., Грановская Г.Л.* Хлорсульфированный полиэтилен. М.: ЦНИИТЭнефтехим 1991. 37 с.
7. *Мелешко В.Ю., Карелин В.А., Краснобаев Ю.Л., Закариев Г.З., Грек В.О.* Многофункциональные зернистые материалы для псевдоожиженных слоев. Ижевск: журнал «Химическая физика и мезоскопия». Том 14. № 2. 2012. С. 188-184.

ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИЙ ГЕНЕРАТОР ТОКА ПОВЫШЕННОЙ УДЕЛЬНОЙ ЭНЕРГОЕМКОСТИ НА ОСНОВЕ ЩЕЛОЧНЫХ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Кондратьев Д.Г., Матренин В.И. Стихин А.С.

НПО «ЦЕНТРОТЕХ» г. Новоуральск, Россия

В настоящее время накопители энергии и автономные источники питания на базе литий ионных аккумуляторов имеют показатели по удельной энергии не более 100 Вт·час/кг и 150 Вт·час/дм^3, и обеспечивают время работы на нагрузку не более 4-8 часов. Такие характеристики не устраивают разработчиков роботизированных аппаратов – требуется кратное увеличение времени работы (24-100 часов) в условиях роста мощности нагрузки. Достигнуть таких характеристик с использованием даже перспективных литий-ионных 9090 аккумуляторов невозможно. В связи с этим разработчиками роботизированной техники ищутся новые решения способные обеспечить длительную автономную работу. Источники тока на базе водородо-кислородных топливных элементов способны обеспечить величину удельной плотности энергии до 600-700 Вт·час/дм^3 и 500 Вт·час/кг и обеспечить время автономной работы до 360 часов и более при мощности нагрузки 10 кВт и более.

В ООО «НПО Центротех» при разработке электрохимических генераторов тока (ЭХГ) на щелочных топливных элементах всегда стояла задача упрощения и облегчения пневмогидравлической схемы (ПГС) всей энергоустановки с целью снижения ее массы и габаритных размеров. Классическая разработанная ПГС ЭХГ «Фотон» предполагала обеспечение во всем диапазоне нагрузок термостабилизацию, на заданном уровне температуры, как батареи топливных элементов (БТЭ), обеспечивающей токогенерацию, так и влагоотделителя-конденсатора (ВД), необходимого для конденсации из циркулирующей паро-водородной смеси (ПВС) нарабатываемой в БТЭ воды. Устойчивый режим работы ЭХГ требует сохранения баланса по теплу и массе воды в ЭХГ. С этой целью используются потоки теплоносителя и парогазовой смеси, протекающие через узлы ЭХГ.

На рис. 1 представлена упрощенная классическая структурная схема ЭХГ на щелочных топливных элементах с жидкостным охлаждением.

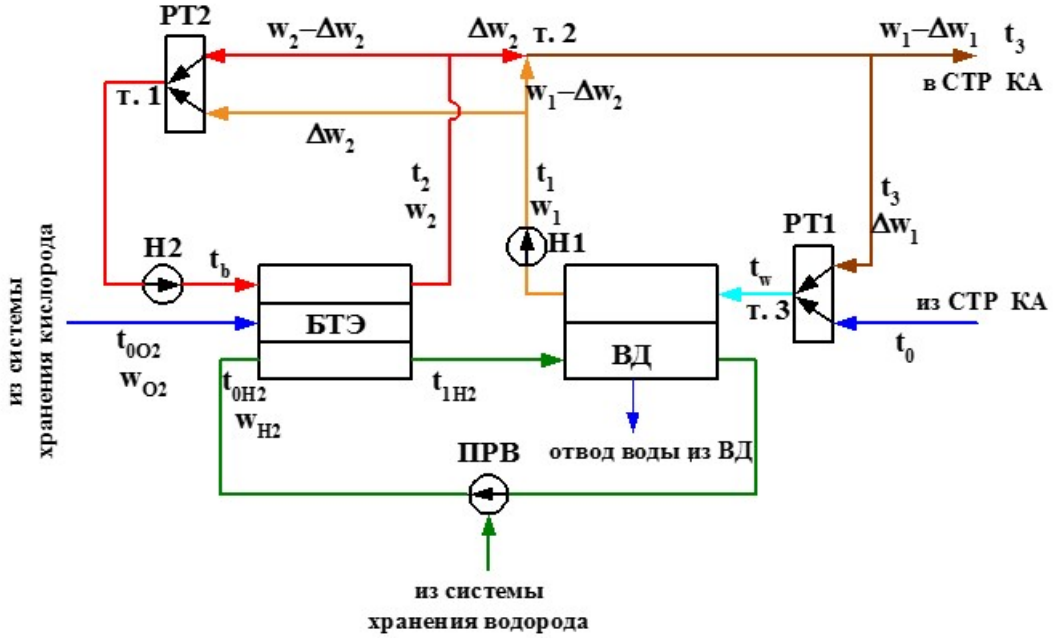


Рис. 1. Упрощенная структурная схема ЭХГ. (Обозначения на рисунке: Н1, Н2 – насосы теплоносителя, ПРВ – побудитель расхода водорода, РТ1, РТ2 – регуляторы температуры, БТЭ – батарея топливных элементов, ВД – влагоотделитель)

На схеме указаны температуры в различных точках схемы и водяные эквиваленты (расходы), создаваемые насосами (Н1, Н2), а также в трассах с переменными расходами теплоносителей Δw1, Δw2, Δw3, w2–Δw2, w1–Δw1.

Образующаяся на водородном электроде вода испаряется в поток циркулирующего водорода, конденсируется во влагоотделителе ВД и через регуляторы перепада давления отводится наружу. Циркуляция водорода осуществляется с помощью струйного насоса ПРВ. По датчику $\mathbf{t_w}$ с помощью регулятора температуры РТ1 поддерживается заданная температура теплоносителя на входе в ВД. Регулятор температуры РТ2 поддерживает заданную температуру теплоносителя на входе в БТЭ. Насосы Н1 и Н2 создают заданные расходы теплоносителей в «холодном» и «горячем» контурах. Представленная схема обеспечивает требуемый отвод из нарабатываемой в БТЭ воды и ее конденсацию во влагоотделителе. Ключевым фактором работоспособности ЭХГ является поддержание температур БТЭ и ВД на заданном уровне. Поддержание теплового баланса обеспечивается наличию контура жидкого теплоносителя (полиметилсилоксана, ПМС – 1,5р).

При проектировании ЭХГ, с полезной нагрузкой до 1500 Вт и работой на плотностях тока до 150мА/см^2, пневмогидравлическую схему можно существенно упростить за счет отказа от теплообменника (ТО) и контура теплоносителя (ТН), когда баланс по теплу и воде в ЭХГ поддерживается только потоком ПВС. В частности, отсутствие контура теплоносителя позволяет уменьшить массу ЭХГ на 30-40%.

Схема ЭХГ без ТО и контура ТН приводится на рис. 2.

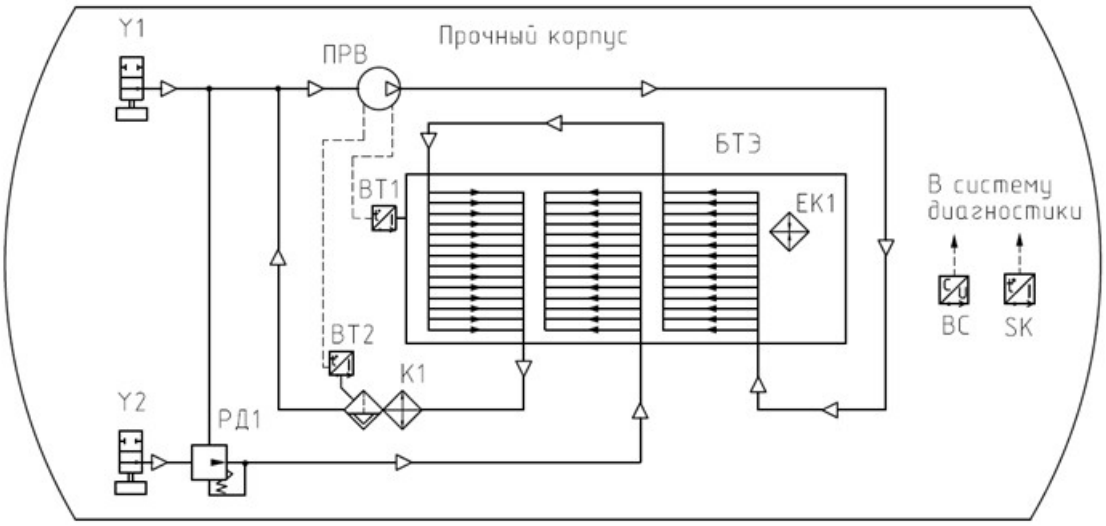


Рис. 2. ПГС водородно-кислородного ЭХГ малой мощности. (ПРВ – побудитель расхода водорода, РД1-регулятор давления, К1 – теплообменник-конденсатор, ВТ-датчики температуры, ЕК1-нагреватель электрический)

Требуемый баланс по теплу и воде в предлагаемой схеме ЭХГ поддерживается за счет регулирования объемного расхода парогазовой смеси в зависимости от текущих значений: температуры БТЭ; температуры АТ1; силы тока через ТЭ в БТЭ.

Поток ПВС циркулирует между АТ1 и БТЭ с целью удаления избытка тепла и массы воды из БТЭ. В АТ1 происходит охлаждение потока ПВС с конденсацией паров воды, которая далее хранится в слое на нижней стенке АТ1. В БТЭ происходит нагрев и увлажнение потока ПВС. Давление в водородном и кислородном контурах поддерживается регулятором давления РД1. Представленная схема обеспечивает требуемый отвод из нарабатываемой в БТЭ воды и ее конденсацию во теплообменнике-конденсаторе АТ1.

С целью проверки теоретической возможности упрощения ПГС был разработан, изготовлен и испытан макет ЭХГ с мощностью до 350 Вт.

Макет (см. рис. 3) имеет следующие технические характеристики: габаритные размеры: L = 525 мм, D = 230 мм; масса: 25 кг; мощность: 0,35 кВт; напряжение: 27 В (24 ТЭ); масса энергетического отсека: 35 кг.



Рис. 3. Рабочий макет электрохимического генератора

Результаты испытаний ЭХГ показали возможность реализации ЭХГ с упрощенной пневмогидравлической схемой при отсутствии жидкостного контура теплоносителя у изделия, с заменой его на газовый, и использованием пароводородной смеси в качестве теплоносителя, без потери электрических характеристик БТЭ в заданном интервале электрических нагрузок. Удельные характеристики по удельной энергоемкости составляют более 210 Вт-час/кг и 250 Вт-час/дм и будут увеличиваться с ростом времени автономной работы – при времени работы на нагрузку 100 часов удельная энергоемкость достигнет 450 Вт-час/кг и 550 Вт-час/дм^3.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОСАЖДЕНИЯ ТОПЛИВА В БАКАХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАЗГОННЫХ БЛОКОВ ПОД ДЕЙСТВИЕМ МАЛОЙ ПЕРЕГРУЗКИ

Корольков А.В.

МФ МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Мытищи, Россия

Сапожников В.Б.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Поведение жидкого топлива и газа наддува в топливных баках летательных аппаратов в условиях свободного (невозмущенного) орбитального (суборбитального) полета определяет нормальное функционирование жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Для летательных аппаратов, находящихся в условиях свободного орбитального (суборбитального) полета, основным условием нормального функционирования ЖРД становится непрерывность подачи компонентов жидкого ракетного топлива в расходные магистрали топливных баков без нарушения сплошности потока. Одним из способов, обеспечивающих такую непрерывность, является осаждение топлива к заборному устройству (расходной магистрали) бака и сепарация газовых включений под действием предпускового ускорения (предпусковой перегрузки), создаваемого вспомогательными ракетными двигателями малой тяги непосредственно перед заполнением расходных магистралей для запуска маршевого двигателя.

Поэтому решение задачи о динамике жидкого топлива и газа наддува в топливных баках ЖРДУ при переходе от невесомости к перегрузке представляет несомненный практический интерес. Однако процессы осаждения топлива и сепарации газовых включений под действием предпусковой перегрузки оказываются наиболее сложными для теоретического исследования, которое к тому же не всегда гарантирует получение желаемых и достоверных результатов.

В связи с этим наряду с выполненным ранее численным решением краевой задачи Дирихле [1] и теоретическими результатами, представленными в [2], разработана методика экспериментальных исследований и предложен новый подход к расчетной оценке времени осаждения топлива и сепарации газовых включений под действием предпусковой перегрузки.

До настоящего времени отсутствуют общепринятые методы оценки оптимальной продолжительности действия и величины предпускового ускорения, необходимого для осаждения топлива и сепарации газовых включений из газожидкостных смесей, образующихся в процессе осаждения. Обычно для этой цели используют приближенные соотношения, основанные на оценке продолжительности двух стадий процесса осаждения: стадии прилива жидкого топлива к заборному устройству (входу в расходную магистраль) бака и стадии очищения жидкости от образующихся при этом свободных газовых включений. При использовании такого подхода продолжительность первой стадии оценивают на основании закона свободного падения [4], а второй – по эмпирической формуле движения в жидкости твердой сферы некоторого осредненного радиуса под действием архимедовой силы. Проведенные исследования показали, что данная методика оценки может приводить как к завышенным на 50...100%, так и к заниженным на 30...50% результатам в зависимости от структуры газожидкостной смеси, коэффициента заполнения бака и величины предпускового ускорения. Недостаточно эффективным, является и метод, изложенный в работе [5], так как в основе его также лежит ориентация на некоторый осредненный размер свободного газового включения.

Одной из первых попыток теоретического решения этой задачи следует, по-видимому, считать публикацию [6]. Позднее в работе [7] сообщалось о создании программы для математического моделирования процессов осаждения топлива с использованием метода

"метка-ячейка" (МАС). В [7] приведена исходная система уравнений и основные приемы ее конечно-разностной аппроксимации. Показано, что результаты расчета удовлетворительно совпадают с кинограммами внутрибаковых процессов при экспериментальных исследованиях. Однако, повторение расчетов по методике [7] для баков другой формы и при других начальных условиях практически невозможно из-за отсутствия в материалах работы [7] необходимой информации.

В связи с этим в ходе решения практических задач возникает необходимость получения экспериментальных данных по основным закономерностям процесса осаждения топлива. В задаче о динамике процесса осаждения жидкого топлива и сепарации свободных газовых включений из газожидкостных смесей, образующихся в процессе осаждения, при заданной постоянной интенсивности поля массовых сил ng_0, где g_0=9,8 м/с^2 и n – величина перегрузки, нас интересует время t, в течение которого жидкий компонент топлива будет локализован в районе заборного устройства и очищен от свободных газовых включений. Очевидно, что при заданной степени заполнения (коэффициенте заполнения бака φ) величина t будет определяться интенсивностью поля массовых сил ng_0, физическими свойствами жидкости (вязкостью ν, поверхностным натяжением σ и плотностью ϱ), и геометрией бака (в виде некоторого характерного размера l). Таким образом, по-видимому, все независимые переменные будут учтены, если записать:

$$t = f(ng_0, \nu, \sigma, \varrho, l) \qquad (1)$$

Выражение (1) представляет собой некую функциональную зависимость между шестью размерными величинами. Если размерности этих величин будут выражены в системе СИ, то применяя π-теорему теории подобия [3] к задаче (1), заключаем, что в соответствии с π-теоремой в данном случае n=6, k=3. Тогда функцию (1) можно представить как зависимость трех безразмерных комплексов. Согласно анализу размерностей [3] имеем:

$$[t] = [ng0]^{\alpha}\,[\nu]^{\beta}\,[\sigma]^{\gamma}\,[\rho]^{\delta}\,[l]^{\varepsilon},$$

или

$$[c] = [м/с^2]^{\alpha}[м^2/с]^{\beta}\,[кг/с^2]^{\gamma}\left[кг/м^3\right]^{0}\,[м]^{\varepsilon} \qquad (2)$$

Из (2) сразу следует, что $\delta = -\gamma$, то есть число переменных в интересующей нас задаче может быть уменьшено на единицу и

$$t = f1(ng_0, \nu, \sigma/\varrho, l) \qquad (3)$$

Перепишем (3) в виде:

$$[c] = [м/с^2]^{a} \cdot [м^2/с]^{b} \cdot [м^3/с^2]^{c} \cdot [м]^{d} \qquad (4)$$

Приравнивая показатели степеней при одноименных размерностях левой и правой частей уравнения (4), можно установить, что искомая зависимость должна иметь вид:

$$t \cdot \sqrt{ng_0 l} = A(\varphi) \cdot (Bo)^{m} \cdot (Ga)^{n} \qquad (5)$$

Здесь $A(\varphi)$ – экспериментально определяемая константа, зависящая от коэффициента заполнения бака φ, а m и n - также экспериментально определяемые показатели степеней при числах Бонда $Bo = \frac{\rho \cdot ng_0 \cdot r^2}{\sigma}$ и Галилея $Ga = \frac{ng_0}{\nu^2} r^3$.

В качестве характерного размера r в числах Бонда и Галилея следует, по-видимому, принимать некий эквивалентный размер (например, радиус) газовой подушки в модели бака перед началом очередного эксперимента.

При теоретической оценке времени осаждения жидкого топлива наихудшей в момент запуска ДУ является ситуация – когда жидкость находится в верхней (относительно главной оси ОХ) части емкости. При возникновении положительного ускорения основной объем жидкости должен выйти из положения неустойчивого равновесия и занять рабочее положение (войти в контакт с фазоразделительным устройством – ФУ). На это потребуется определенное время – время осаждения. Время осаждения должно быть много меньше времени работы двигателя на объеме V* топлива, удерживаемого капиллярными силами в зазоре между стенкой бака и ФУ. Если отсутствует начальное отклонение поверхности контакта основного объема жидкости от состояния неустойчивого равновесия (а это наиболее неблагоприятное обстоятельство, увеличивающее время осаждения), для оценки

времени осаждения можно воспользоваться критерием неустойчивости Рэлея-Тейлора [8]. Критическое волновое число K (6), ответственное за возникновение движения жидкости после запуска двигателя, зависит от сил плавучести, определяемых возникшим положительным ускорением, и от сил поверхностного натяжения

$$K^2 = (\rho_1 - \rho_2) \cdot g/\sigma. \quad (6)$$

Здесь ρ_1 – плотность жидкости, ρ_2 – плотность газа. Плотностью газа можно пренебречь по сравнению с плотностью жидкости (7)

$$K = \sqrt{\rho_1 \cdot g/\sigma} \quad (7)$$

Если характерный размер (диаметр) поверхности раздела меньше критической длины волны $l = 2 \cdot \pi/K$, то жидкость останется неподвижной. Если в диаметре поверхности укладывается несколько критических длин волны, то возникает ускоренное движение жидкости в сторону ФУ, сопровождающееся вытеснением газа.

Ускоренному движению центра масс объема жидкости препятствуют капиллярные силы, действующие в вертикальном направлении на искривленной поверхности образующихся «пальцев». Ускорение центра масс жидкости может быть получено из уравнения движения (8)

$$a = g - F_s \cdot M, \quad (8)$$

где F_s – суммарная капиллярная сила, M – масса жидкости.

Радиусы «пальцев» (9) составляют четверть критической длины волны

$$r = \pi/(2 \cdot K) \quad (9)$$

Если S – площадь поверхности раздела сред, то количество «пальцев» можно оценить как $K_s = \frac{S}{\dots}$. На каждом «пальце» действует капиллярная сила $F = 2 \cdot \pi \cdot r \cdot \sigma$.

Таким образом, уравнение движения приобретает вид (10)

$$a = g \cdot \left(1 - \frac{4 \cdot S}{\dots} \cdot \left[\frac{\sigma}{\dots}\right]\right) = g \cdot \left(1 - \frac{4 \cdot S}{\dots} \cdot \frac{1}{\dots}\right), \quad (10)$$

где V – объем жидкости.

Для оценки времени осаждения можно взять время t_p прохождения центра масс жидкости расстояния $2 \cdot R_b$ (11)

$$t_p = \sqrt{4 \cdot R_b/a}. \quad (11)$$

Список литературы

1. *Корольков А.В., Сапожников В.Б.* Имитационная модель изменения формы газового пузыря в жидкости в условиях реального космического полета // Вестник Московского государственного университета леса – Лесной вестник: Московский государственный университет леса (Мытищи). 2005. № 4. С. 51-52.
2. *Sapozhnikov V.B., Korolkov A.V.* Mathematical modeling of a spacecrafts' fuel tank empty in-gin the orbital flight conditions // International Scientific Conference "Physical and Mathematical Problems of Advanced Technology Development" (Moscow, Bauman MSTU, 17 – 19 November 2014): abstracts. Moscow: Bauman MSTU Publ., 2014. P. 80-81.
3. *Седов Л.И.* Методы подобия и размерности в механике. 8-е изд., перераб. М.: Наука, 1977. 440 с.
4. *Burge G.W., Blackmon J.B., Madsen R.A.* Analytical approaches for the design of orbital refueling system. – AIAA Paper, N 69-567, 1969, p. 53.
5. Калинин Э.К., Невровский В.А. К оценке времени осаждения жидкости в баке под действием малой перегрузки // Инж.- физ. журнал. 1986. Т. 50. № 6. С. 930-934.
6. Математическое моделирование процесса осаждения топлива на дно бака при малых перегрузках / ГОНТИ-4. Пер. № СГ-30/76. 1977. 65 с.
7. *Aydelott J.C., Mjolsness R.S. , Torrey M.D., Hochstein J.I.* Numerical modeling of in orbit propellant motion resulting from an impulsive acceleration // A1AA/ SAE/ ASHE/ ASEE: 23 Joint Propulsion conf. 29 June – 2 July 1987. – San-Diego, Calif. ,USA. – New-York, 1987, 22p.
8. *Лабунцов Д.А., Ягов В.В.* Механика двухфазных систем. // М.: Изд-во МЭИ, 2000. С. 143-146.

СОЗДАНИЕ КАТАЛИТИЧЕСКОГО ПАКЕТА ДЛЯ УПРАВЛЯЮЩЕГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ СИСТЕМЫ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНОВ СПУСКА ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ПТК

Косых В.А., Гусейнов Ш.Л., Арчакова Е.Н.

ГНЦ РФ АО «ГНИИХТЭОС», Москва, Россия

Настоящая работа выполнена в рамках договора № 47702388027160001410/3540Н/03 от 01.10.2020 г. между ПАО «РКК «Энергия» и АО «ГНИИХТЭОС» в соответствии с техническим заданием ТЗ.0018.083 на создание каталитического пакета (КП) для управляющего ракетного двигателя (УРД) системы исполнительных органов спуска (СИОС) возвращаемого аппарата пилотируемого космического корабля (ПТК).

Цель работы – создание КП для УРД СИОС возвращаемого аппарата ПТК с расширенной сырьевой базой и низкой стоимостью, использующего высококонцентрированного пероксида водорода (ВПВ) марки ПВ-85 для парогазогенерации.

КП предназначен для разложения ВПВ в высокотемпературные газообразные продукты, которые используются для создания тяги.

КП обеспечивает полноту разложения ВПВ не менее 99 % на следующих режимах работы:

– непрерывный установившийся режим работы КП, когда после десятой секунды работы КП среднее давление (без учета колебаний) и температура продуктов разложения в камере КП постоянны (допускаемые отклонения ± 3 %) при условии постоянства давления пероксида водорода на входе в управляющий гидроэлектроклапан;

– импульсный установившийся режим работы КП, когда длительность управляющего импульса составляет (0,120±0,005) с, а интервал между импульсами (0,5±0,1) с.

Применяемое топливо – ВПВ марки ПВ-85 по ГОСТ Р 50632.

Существуют аналогичные КП, созданные для соответствующих систем пилотируемых космических кораблей, выводимых на околоземную орбиту ракетами типа «Союз», где для разложения используют ВПВ марки ПВ-98. В этом случае возникает ряд существенных трудностей:

– дороговизна ПВ-98 на порядок по сравнению с ПВ-85;

– отсутствие требуемой мощности отечественного производства ПВ-98;

– отсутствие сырьевой базы для производства катализатора, которым снаряжается КП.

Новый КП с эффективным катализатором разложения ВПВ марки ПВ-85 позволяет исключить вышеуказанные трудности с достижением требуемой тяги.

КП удовлетворяет всем требованиям, предъявляемым техническим заданием ТЗ.0018.083.

В состав КП входит: корпус, распределительная головка, упорная решетка, катализатор.

Катализатор типа Ж-30-С-О представляет собой смесь, состоящую из зерен пористого носителя, полученного путем спекания шихты, состоящей из карбонильного порошкообразного железа, натриевой селитры и кальцинированной соды, и зерен носителя с осажденными на него активными веществами, в качестве которых используют перманганат калия и кальцинированную соду в виде водного раствора.

Условия проведения испытаний по ТЗ.0018.083 представлены в таблице.

Условия проведения испытаний

№№ п/п	Наименование параметра	Значение по ТЗ.0018.083
1.	Давление ВПВ на входе в реактор, кгс/см^2	25
2.	Давление парогаза на выходе из реактора, кгс/см^2	≤25
3.	Расход ВПВ, кг/с	≤460
4.	Масса навески катализатора Ж-30-С-О, г	≤1000
5.	Внутренний диаметр реактора, мм	≤100
6.	Высота реактора (между сетками), мм	≤100
7.	Удельная нагрузка по поперечному сечению реактора (q1), г/с.см^2	29,0
8.	Удельная нагрузка массовая (q2), г/с.г.кат	0.5
9.	Длительность ресурсного испытания при паспортизации катализатора Ж-30-С-О, с	700

Оценку эффективности и безопасности работы КП с катализатором типа Ж-30-С-О проводят с использованием 3-х различных модельных КП.

Определение работоспособности КП проводят на специальной стендовой установке при разложении ВПВ марки ПВ-85 в модельном разборном КП. Одновременно проверяют работоспособность КП, давление парогаза, перепад давления в слое катализатора и температуру парогаза при различных удельных нагрузках, размере зерен и способе укладки катализатора.

Установка состоит из расходных баков для ВПВ емкостью 150 л, отсечных жидкостных клапанов, обратного клапана, вентиля, дренажного клапана, баллонов с азотом, редуктора азотного, расходного бака емкостью 3 л для ВПВ. КП и трубопроводы подачи ПВ оборудованы датчиками измерения давления и температуры, их показания регистрируются на пульте управления в автоматическом режиме.

Модельные КП изготовлены из нержавеющей стали и имеют нижнее съемное сопло. Внутренний диаметр цилиндрической части КП составляет 60 и 100 миллиметров (рис. 1). КП снабжен пакетами из нержавеющих сеток, между которыми располагают слой катализатора.

Для обеспечения различного требуемого расхода ВПВ, а также необходимого давления парогазовой смеси на входе в реактор для подвода окислителя, установлена съемная распределительная головка и жиклер.

После каждой серии испытаний КП разбирают, навеску катализатора визуально осматривают, взвешивают после сушки и определяют унос (потерю активной массы).

Высота слоя катализатора в КП составляет 75 мм, а масса загруженного катализатора 270 г и 724 г, соответственно.

Условия проведения испытаний:

– концентрация ВПВ –85,5 %;

– температура ВПВ – 15-20 °С.

При проведении испытаний в системе управления стендовой установки создают давление газообразного азота 3,0-3,5 МПа (30-35 кгс/см^2), включают жидкостной отсечной клапан подачи окислителя из расходного бака в КП.

При проведении испытания измеряют:

– давление в баке окислителя (Р малый бак)- 2,9-3,5 МПа (29-35 кгс/см^2);

– давление в реакторе в точках P_1 (до слоя катализатора) и P_2 (после слоя катализатора) – 2,3-3,2 МПа (23-32 кгс/см^2).

Графики изменения давления и температуры для испытаний показаны на рис. 2.

В результате испытаний наработан ресурс КП по топливу 350 кг.

В испытаниях через шаробак (ШБ) было выработано 197,2 кг окислителя. Средний расход за серию испытаний через ШБ составил 0,471 кг/с, средняя удельная нагрузка составила 1,745кг/с*кг. Всего проведено 17 испытаний из них:

– 6 испытаний до исчерпания окислителя в расходном баке на 2,8 л (жиклер Ø6,2 мм, сопло 22,5мм, массовый расход ВПВ ≈650 гр/сек);

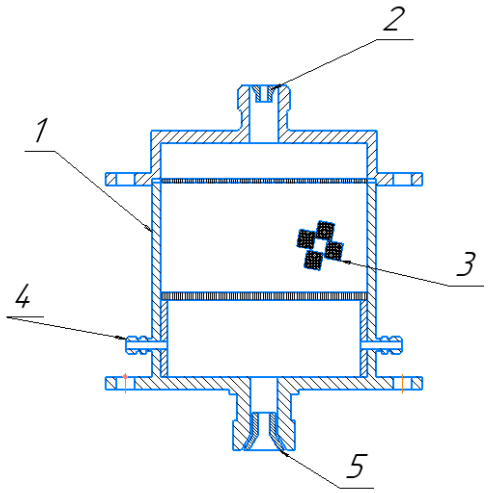
– 5 испытаний до исчерпания окислителя в расходном баке на 2,8 л (жиклер Ø3,8 мм, сопло 22,5мм, массовый расход ВПВ ≈500 гр/сек);

– 6 испытаний длительностью 10 сек, 30 сек, 60 сек через шаробак объемом 250 л (жиклер Ø3,8 мм, сопло 22,5мм, массовый расход ВПВ ≈500 гр/сек).

В системе управления стендовой установки создают давление газообразного азота 2,0-2,5 МПа (20-25 кгс/см^2), включают жидкостной отсечной клапан подачи окислителя из расходного бака в КП. При проведении испытания измеряют:

– давление в шаробаке – 2,0-2,5 МПа (20-25 кгс/см^2);

– давление в КП в точках P_1 (до слоя катализатора) и P_2 (после слоя катализатора) – 1,3-1,8 МПа (13-18 кгс/см^2).



1 – Корпус КП
2 – Жиклер
3 – Катализатор Ж-30-С-О
4 – Штуцер замера давления
5 – Расходная шайба

Рис. 1. Экспериментальный КП с диаметром100 мм без газоотводной трубы

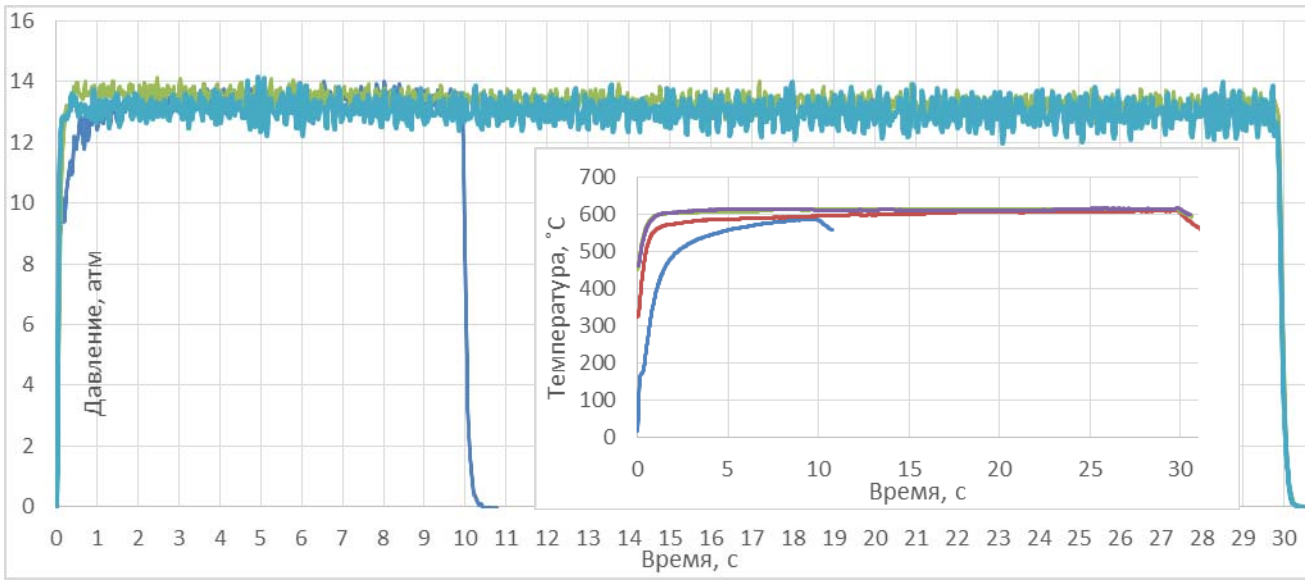


Рис. 2. Давление и температура после КП

Результаты испытаний, в том числе в импульсном режиме свидетельствуют о том, что на модельном КП с диаметром 100 мм получены более стабильные результаты.

Результаты выполненной работы подтверждает принципиальную возможность создания КП на основе катализатора типа Ж-30-С-О и ВПВ марки ПВ-85 с требуемыми характеристиками, необходимыми для использования в составе УРД СИОС ПТК.

Список литературы

1. *Косых В.А, Гусейнов Ш.Л., Ефимов Н.К.* Новый катализатор разложения высококонцентрированного пероксида водорода многоразового действия // Химическая промышленность сегодня, №12 Москва, 2015, с 7-13.
2. *Шамб У., Сеттефилд Ч., Вентворс Р.* Перекись водорода // под ред. д.т.н. Горбанаева А.И., ИЛ, Москва, 1958.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ ДИАГНОСТИКИ И УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ПРИВОДОВ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

Иванов С.М., Лысунова Ю.И., Сонин А.Ф.

Акционерное общество «Корпорация «Московский институт теплотехники», г. Москва, Россия

Электромеханический привод (ЭМП) широко применяется для управления исполнительными элементами двигательных установок изделий ракетно-космической техники. От надежности и эффективности его работы напрямую зависит успех выполнения решаемых задач. Поэтому повышение надежности и качества работы ЭМП является актуальной и важной задачей.

Для повышения надежности работы ЭМП особое значение имеет совершенствование методов диагностики его функционирования в разных условиях эксплуатации в процессе изготовления, испытаний и применения. Основными параметрами, характеризующими надежность ЭМП, являются температура обмотки катушки электромагнита (ЭМ), создающего тяговое усилие ЭМП, и рабочий ход электромагнита. Определение значений этих параметров во время работы ЭМП и контроль принадлежности их области допустимых значений – важное условие обеспечения надежности работы ЭМП.

Основными направлениями повышения качества управления ЭМП являются:

– повышение эффективности использования электроэнергии, так как питание ЭМП осуществляется от автономного источника;

– расширение пределов и точности регулирования времени открытого и закрытого состояния исполнительных элементов двигательных установок;

– снижение температуры обмотки катушки электромагнита ЭМП за счет точности регулирования тока в обмотке.

Для мониторинга температуры обмотки электромагнита ЭМП предложено [1] использовать управляющие сигналы рабочего цикла ЭМП, содержащего участок срабатывания и участок удержания. На участке удержания формируют управляющий сигнал импульсной модуляции и, таким образом, стабилизируют ток через обмотку ЭМ на уровне, необходимом для гарантированного удержания ЭМП во включенном состоянии. На участке удержания при установившемся среднем значении тока в обмотке определяют среднее значение напряжения на обмотке, сохраняют это значение, полученное при первом включении ЭМП, когда температура обмотки равна известному значению температуры окружающей среды, которое также сохраняют. В каждом последующем рабочем цикле определяют текущее среднее значение напряжения на обмотке на участке удержания и определяют значение температуры обмотки на текущем рабочем цикле по формуле:

$$T_t = T_0 + \frac{1}{\alpha}\left(\frac{U_t}{U_0} - 1\right), \quad (1)$$

где T_t – значение температуры обмотки в текущем рабочем цикле; T_0 – значение температуры окружающей среды при первом включении ЭМП; U_0 – среднее значение напряжения на обмотке при первом включении ЭМП; U_t – среднее значение напряжения на обмотке в текущем рабочем цикле; α – температурный коэффициент сопротивления провода обмотки.

Регулирование времени срабатывания ЭМП [2] можно осуществлять за счет автоматического изменения и стабилизации напряжения, подаваемого на обмотку ЭМ в течение цикла срабатывания. Величину времени срабатывания измеряют в каждом цикле срабатывания ЭМП, по окончании которого определяют отклонение полученного времени срабатывания от заданного значения, и перед началом следующего цикла изменяют и стабилизируют новое постоянное на цикле значение напряжения, подаваемого на обмотку ЭМ при его последующем включении, обеспечивая изменение длительности интервала

времени, необходимого для достижения током обмотки значения, при превышении которого начинается движение якоря. Изменение значения напряжения, подаваемого на обмотку ЭМ при его включении, перед каждым новым циклом срабатывания производят автоматически до тех пор, пока время срабатывания ЭМП не достигнет заданного значения с требуемой точностью. Значение напряжения, подаваемого на обмотку ЭМ при его включении в каждом следующем цикле срабатывания, изменяют путем добавления к его текущему значению приращения, величину которого определяют путем умножения значения отклонения полученного времени срабатывания от заданного значения на коэффициент, характеризующий влияние изменения напряжения на величину времени срабатывания, который переопределяют автоматически перед началом каждого цикла срабатывания путем деления приращения напряжения, подававшегося на обмотку на предыдущем цикле срабатывания, на величину полученного приращения времени срабатывания.

Для повышения эффективности использования электроэнергии предлагается [3] определение момента начала движения якоря ЭМП производить при достижении локального максимума тока в обмотке ЭМ при срабатывании, а определение момента достижения якорем конечного положения при отпускании производить при достижении локального максимума тока в обмотке ЭМ в процессе отпускания. Время включенного состояния ЭМП при этом определяется как отрезок времени от момента начала движения якоря при срабатывании до момента достижения якорем конечного положения при отпускании. Снятие напряжения с обмотки электромагнита для обеспечения отпускания клапана производится при использовании полумостовой схемы питания в два этапа. Сначала, после проверки достижения локального максимума тока в обмотке ЭМ при срабатывании, отключают его обмотку от положительного вывода источника питания, размыкая верхний ключ и формируя цепь медленной рекуперации магнитной энергии ЭМ. При этом эта накопленная энергия выделяется в виде тепла на активном сопротивлении этой цепи. Затем отключают обмотку ЭМ от отрицательного вывода источника питания, размыкая нижний ключ и формируя цепь быстрой рекуперации магнитной энергии, которая обеспечивает возвращение этой накопленной энергии в источник питания.

Величину перемещения якоря ЭМП при его срабатывании предложено определять [4] по измерениям текущего значения тока через обмотку и скорости его изменения. В момент времени, когда при срабатывании ЭМ начинается уменьшение текущего значения тока через обмотку, определяют величину локального максимума тока, а в момент времени, когда после окончания движения якоря при срабатывании заканчивается уменьшение текущего значения тока через обмотку и начинается его увеличение, формируют сигнал, свидетельствующий о произошедшем срабатывании электромагнита. При этом предложено соотношение, позволяющее по величине локального максимума тока и величине напряжения, приложенного к обмотке в момент достижения локального максимума тока, определять начальное положение якоря по отношению к стопу (начальный зазор), которое было перед подачей напряжения на обмотку электромагнита ЭМП.

На этапе отпускания ЭМП можно также определять величину перемещения якоря по измерениям текущего значения тока через обмотку [5]. При этом в момент времени, когда при отпускании начинается увеличение текущего значения тока через обмотку соответствующее началу движения якоря, определяют величину локального минимума тока. После чего величину локального максимума тока определяют в момент времени, когда начинается первое уменьшение текущего значения тока через обмотку после окончания движения якоря при отпускании. В этот же момент времени формируют сигнал, свидетельствующий о произошедшем отпускании ЭМП, а также определяют разность между локальным максимумом и локальным минимумом тока при отпускании и по величине этой разности определяют величину перемещения якоря ЭМП.

Кроме того, при отпускании ЭМП можно по текущему значению величины тока через обмотку ЭМ определять текущее значение положения его якоря в каждый момент времени его движения [6]. Определение текущего значения тока через обмотку и знака скорости его изменения осуществляют после обработки результата измерения тока фильтром нижних частот на этапе отпускания ЭМП после снятия напряжения с обмотки его ЭМ. Значение

текущего положения якоря в каждый момент времени определяют по соответствующему текущему значению тока в его обмотке ЭМ от момента времени, когда начинается увеличение текущего значения тока через обмотку, соответствующее началу движения якоря при отпускании, и до момента времени достижения локального максимума текущего значения тока, характеризующего окончание движения якоря, по соотношению

$$Z(t) = C_3 I(t)^3 + C_2 I(t)^2 + C_1 I(t) + C_0, \quad (2)$$

где $Z(t)$ – значение текущего положения якоря ЭМ в момент времени t; $I(t)$ – текущее значение тока в обмотке ЭМ при отпускании в момент времени t; C_0, C_1, C_2, C_3 – постоянные коэффициенты, определяемые, например, методом наименьших квадратов при аппроксимации экспериментальной зависимости значений положения якоря от соответствующего текущего значения тока в его обмотке при отпускании ЭМП, из таблицы, полученной и сохраненной при испытаниях в лабораторных или заводских условиях. Можно также в каждый момент времени при отпускании определять текущие значения скорости движения якоря по аппроксимирующему соотношению.

Диагностику состояния якоря ЭМП можно осуществлять, применяя технологии МЭМС, при использовании жестко связанного с якорем акселерометра, ось чувствительности которого ориентирована по направлению движения якоря [7]. При этом текущее значение ускорения якоря преобразуют в пропорциональный ему электрический сигнал, интегрируют его на временном интервале движения якоря от начала его перемещения до момента соприкосновения со стопом при срабатывании или до момента соприкосновения якоря с упором при отпускании, формируя таким образом сигнал, пропорциональный текущему значению скорости движения якоря. Далее интегрируют на том же временном интервале этот сигнал, формируя в каждый момент времени сигнал, пропорциональный текущему положению якоря во время его перемещения. Момент достижения якорем механического ограничителя (стопа при срабатывании и упора при отпускании), характеризующийся изменением знака ускорения, фиксируют и формируют в этот момент времени сигнал, являющийся признаком достижения якорем конечного положения при срабатывании или отпускании ЭМП.

Изложенные в докладе технические решения позволяют повысить эффективность использования электроэнергии, а также надежность и качество работы ЭМП.

Список литературы

1. *Иванов С.М., Разумов А.В., Сонин А.Ф.* Способ мониторинга температуры обмотки электромагнита и устройство для его осуществления. Патент RU 2718597, бюл. №10, 08.04.2020.
2. *Иванов С.М., Разумов А.В., Сонин А.Ф.* Способ регулирования времени срабатывания электромагнита и устройство для его осуществления. Патент RU 2733078, бюл. №28, 30.09.2020.
3. *Иванов С.М., Разумов А.В., Сонин А.Ф.* Способ управления электромагнитным клапаном и устройство для его осуществления. Заявка на изобретение № 2020128232 от 24.08.2020. Решение о выдаче патента на изобретение от 21.06.2021.
4. *Иванов А.И., Иванов С.М., Разумов А.В., Сонин А.Ф.* Способ определения положения якоря электромагнита и устройство для его осуществления. Патент RU 2717952, бюл. №9, 27.03.2020.
5. *Иванов С.М., Лысунова Ю.И., Сонин А.Ф., Сонина И.А.* Способ определения положения якоря электромагнита и устройство для его осуществления. Патент RU 2746039, бюл. №10, 06.04.2021.

6. *Иванов С.М., Сонин А.Ф., Сонина И.А.* Способ определения положения якоря электромагнита и устройство для его осуществления. Патент RU 2747003, бюл. №12, 23.04.2021.
7. *Иванов С.М., Разумов А.В., Сонин А.Ф.* Способ диагностики состояния якоря электромагнита и устройство для его осуществления. Патент RU 2746964, бюл. №12, 22.04.2021.

ВЫСОКОЧАСТОТНЫЙ ИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С УМЕНЬШЕННОЙ КРИВИЗНОЙ СТЕНОК РАЗРЯДНОЙ КАМЕРЫ

Абгарян В.К., Мельников А.В., Пейсахович О.Д.

НИИ ПМЭ МАИ, Москва, Россия

В настоящее время в космической технике разработки в области сеточных ионных двигателей ведутся по двум основным направлениям. Наибольшее распространение в мире получила схема Кауфмана с разрядом постоянного тока [1], в которой рабочее тело (РТ) в разрядной камере (РК) ионизируется высокоэнергетичными электронами, инжектируемыми сильноточным катодом. Другой способ получения плазмы предусматривает использование внешнего переменного электромагнитного поля высокой частоты. Высокочастотные ионные двигатели (ВЧИД), в которых используется поле мегагерцового диапазона, впервые были предложены Х. Лебом [2]. В ВЧ схеме в плазме организуется индуктивный разряд и отпадает необходимость использовать сильноточный катод, который является критическим узлом в схеме Кауфмана.

Во всех схемах ионных двигателей формирование выходного пучка ионов обеспечивается ионно-оптической системой (ИОС), состоящей из эмиссионного, ускоряющего и замедляющего электродов (ЭЭ, УЭ и ЗЭ), в которой производится фокусировка и ускорение ионов до энергий в несколько кЭв. Основные элементы конструкции ВЧИД представлены на Рис. 1.

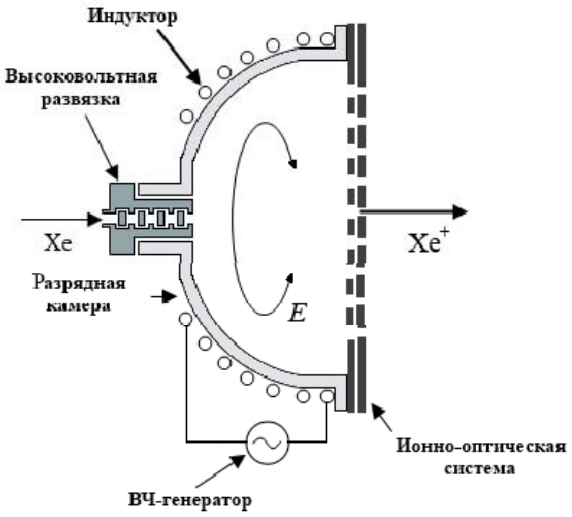


Рис. 1. Принципиальная схема высокочастотного ионного двигателя с полусферической разрядной камерой

Разрядная камера выполняется из диэлектрического радиопрозрачного материала. ВЧ индуктор представляет собой медную спираль, намотанную вблизи боковой поверхности РК и подключенную к ВЧ-генератору. Газоввод с высоковольтной разрядкой имеет сложную внутреннюю структуру для предотвращения электрических пробоев. Для получения квазинейтрального пучка частиц используется катод-нейтрализатор (на схеме не указан), испускающий электроны для компенсации положительного заряда ионов.

Плазма в разрядной камере является слабоионизованной со степенью ионизации составляющей 1...3 % и низкотемпературной – электронная температура T_e составляет порядка 2…7 эВ. Давление плазмы в разрядной камере составляет доли Па.

При характерных для ВЧИД объеме и параметрах плазменного образования, переменное электрическое и магнитное поле в камере в основном влияют только на движение электронов. В то время как ионы дрейфуют в самоорганизующемся электростатическом поле купольного типа, так же, как и в двигателях схемы Кауфмана. Ионы, движущиеся к поверхности РК, ускоряются в пристеночных слоях до энергий

порядка $6T_e$ и выпадают на стенки, не участвуя в формировании выходного ионного пучка. Этот процесс определяет основные потери вкладываемой ВЧ мощности во всех типах ионных двигателей.

Соотношение между количеством ионов, рекомбинирующих на стенках РК и эмиссионного электрода ИОС, и ионов, формирующих извлекаемый ионный пучок, в первую очередь, определяется соотношением площади поверхности, на которой гибнут заряженные частицы, и выходного сечения двигателя. Поэтому при проектировании ВЧИД стоит задача о выборе формы камеры, при которой ее внутренняя площадь поверхности была бы как можно меньше, и при этом сохранялся бы необходимый объем для эффективной ионизации. Первые конструкции ВЧ ионных двигателей, разработанные в Германии (семейство RIT), имели цилиндрическую форму. Впоследствии она была заменена на полусферическую [3], что примерно на четверть уменьшило цену иона C_i – отношение вкладываемой в разряд ВЧ мощности к извлекаемому ионному току I_0. Дальнейшее сокращение затрат мощности может быть достигнуто путем совместной оптимизации формы РК, кривизны электродов и положения витков ВЧ индуктора. Использование РК с малой площадью внутренней поверхности вместе с выпуклой ИОС позволит сохранить достаточный ионизационный объем для поддержания разряда. Кроме того, для снижения потерь энергии, связанных с рассеиванием ВЧ мощности на токопроводящих элементах конструкции, в усовершенствованной модели ВЧИД предполагается использование газоввода, выполненного из керамического материала.

В настоящее время в НИИ ПМЭ МАИ разрабатывается ВЧИД мощностью порядка 2 кВт с диаметром ионного пучка 16 см, для которого с помощью инженерной модели [4] была выполнена сравнительная расчетная оценка оптимальной формы РК и электродов ИОС.

Распределения концентрации электронов n_e по объему РК для базовой схемы с полусферической камерой и схемы, в которой наблюдались наилучшие интегральные характеристики, такие как извлекаемый ионный ток I_0 и коэффициент использования рабочего тела (КиРТ), изображены на Рис. 2. Эти распределения были получены при значении вкладываемой ВЧ мощности в плазму 260 Вт, частоте тока в ВЧ индукторе 2 МГц, и при расходе ксенона 1 мг/с.

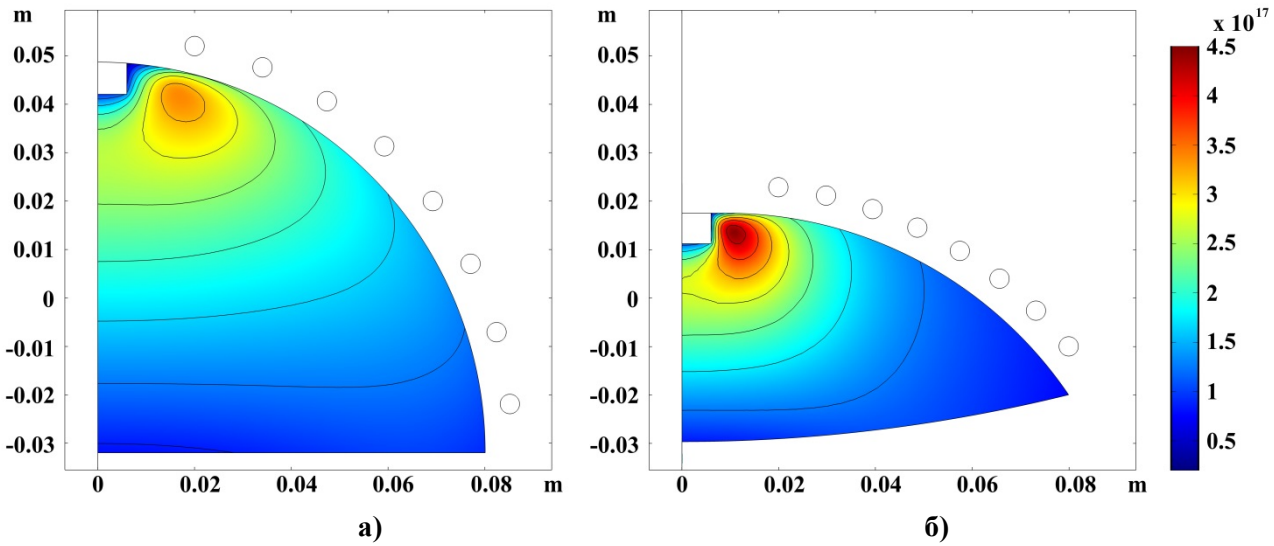


Рис. 2. Распределения концентрации электронов n_e: для полусферической РК и плоской ИОС – а) и схемы с наибольшим извлекаемым ионным током – б)

В расчетах принималось, что из отверстий в ИОС по нормали к поверхности вытекает бомовский ионный ток с плотностью $\vec{j_B}$, величина которого определяется значениями n_e и T_e, вблизи внутренней поверхности ИОС, а именно:

$$|j_B^{\rightarrow}| \sim n_e \sqrt{T_e} \qquad (1)$$

Ионный ток I_0 определялся интегрированием по поверхности электродов ИОС с учетом их прозрачности. Результаты расчетов интегральных характеристик для двух схем приведены в таблице.

Результаты расчета интегральных характеристик

Характеристика	Базовая схема с полусферической РК	Схема с наименьшей C_i
Ионный ток I_0, мА	412	463
КиРТ	0,56	0,63
Цена ионного тока, C_i, Вт/А	632	562

Как видно из таблицы, согласно расчетам, на рассматриваемом режиме работы схема с меньшей кривизной РК позволяет увеличить значение извлекаемого ионного тока, что в свою очередь сопровождается снижением цены ионизации C_i примерно на 10% и повышением КиРТ приблизительно на 12 %.

Улучшение характеристик в схеме с уменьшенной РК является следствием увеличения плотности плазмы (концентрации заряженных частиц), что наглядно отражено на рис. 2.

В представленном исследовании были рассмотрены поверхности РК и электродов ИОС, являющиеся областями сферических поверхностей. Однако в дальнейшем планируется расширить рассматриваемые варианты, включив, например, эллипсоидальные поверхности.

Выявленное расчетами (~10%) улучшение интегральных характеристик схемы двигателя с РК, имеющей малую кривизну поверхности, позволяет сделать вывод о том, что в этом направлении целесообразно провести экспериментальные исследования с целью подтверждения полученного результата, который может быть использован для усовершенствования существующих моделей ВЧИД.

Работа выполнена при поддержке гранта Правительства Российской Федерации, выделяемого из федерального бюджета для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных организациях высшего образования, научных учреждениях и государственных научных центрах Российской Федерации (VII очередь, Постановление Правительства Российской Федерации от 09.04.2010 № 220, Соглашение от 03.12.2019 № 075–15–2019–1894).

Список литературы

1. *Goebel D.M., Katz I.* Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall. – New York: John Wiley & Sons, 2008, p.100.
2. *Löb, H.W.,* 1962. Astronautica Acta, **8**(1), p.49.
3. *Leiter H.J.,* et al. Performance Improvement of Radiofrequency Ion Thrusters - The Evolution of the RIT 15 Ion Engine. IEPC-99-154 // Proc. of 26th International Electric Propulsion Conference, 17-21 Oct. 1999, Kitakyushu, Japan.
4. *Kanev S., Melnikov A., Nazarenko I., Khartov S.* Mathematical model of radio-frequency ion thruster with an additional magnetostatic field // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 18th International Conference "Aviation and Cosmonautics", AviaSpace 2019. 2020. – С. 012010. DOI: 10.1088/1757-899X/868/1/012010

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КРИПТОНА В КАЧЕСТВЕ РАБОЧЕГО ВЕЩЕСТВА ДЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ С ЗАМКНУТЫМ ДРЕЙФОМ ЭЛЕКТРОНОВ

Меркурьев Д.В., Ким В.П., Попов Г.А.

НИИ ПМЭ МАИ, Москва, Россия

В докладе представлены результаты анализа разработок двигателей с замкнутым дрейфом электронов, работающих на рабочем веществе криптон. Показана динамика исследований и применения данных типов двигателей, в первую очередь, стационарных плазменных двигателей в (СПД) различных странах и организациях. Особое внимание в докладе уделено разработке данного направления в НИИ ПМЭ МАИ, а также представлены ключевые идеи, использованные при проектировании СПД на криптоне в НИИ ПМЭ МАИ.

Уже многие годы в космической технике используются электроракетные двигатели (ЭРД), разработанные на базе ускорителей с замкнутым дрейфом электронов. Среди данных типов ускорителей наибольшее распространение получили СПД. Они регулярно используются для довыведения и последующих коррекций и стабилизации орбит околоземных и геостационарных космических аппаратов. В последнее время их применение существенно расширяется. В частности, началось применение СПД в составе малых КА (МКА) многоспутниковой группировки Starlink, проектное число МКА в которой превышает 12000 с СПД, и, примерно, за 2 года уже запущено и функционирует свыше 1700 спутников этой группировки [1]. Для проекта подобного масштаба трудно обеспечить заправку всех двигательных установок (ДУ) МКА ксеноном (Xe), который обычно использовался в качестве рабочего вещества (РВ) в СПД из-за его высокой стоимости и малых объемов производства в мире. Поэтому специалисты по двигателям изучали возможность замены ксенона на альтернативные РВ, и первым таким РВ, который уже начал работать в составе ДУ на основе СПД в группировке Starlink, стал криптон (Kr), являющийся, как и ксенон, инертным газом с потенциалом ионизации, незначительно превышающий потенциал ионизации ксенона. Свойства криптона обеспечивают возможность получения приемлемых тяговых характеристики двигателя и упрощают решение проблем его хранения и обеспечения совместимости работающего двигателя с элементами конструкции КА. При хранении криптона в виде сжатого газа увеличивается относительная доля массы баков в составе ДУ, что приводит к увеличению стоимости выведения КА на рабочие орбиты. Но это может компенсироваться уменьшением стоимости запаса РВ, поскольку криптон более чем на порядок дешевле ксенона. Поэтому при малой стоимости выведения замена ксенона на криптон может оказаться оправданной и с экономической точки зрения. Снижение стоимости выведения может быть достигнуто за счет группового выведения КА и это реализуется при выведении МКА группировки Starlink, когда за один запуск выводится 60 МКА.

Интерес к СПД на криптоне проявляют многие разработчики подобных двигателей. Так к первым исследованиям работы СПД на криптоне можно отнести работы, проводившиеся в НИИ ПМЭ МАИ, МИРЭА и некоторых других организациях, в там числе зарубежных [2-4]. Данные работы проводились на двигателях, разработанных для работы на ксеноне, поэтому их тяговые параметры на криптоне были существенно ниже, чем на ксеноне. Уже тогда было выдвинуто предположение, что основной причиной ухудшения характеристик является недостаточная ионизация поступающих в разрядный канал двигателя атомов криптона [1].

В дальнейшем происходит увеличение числа организаций и исследовательских групп, вовлеченных в работы по исследованию работы СПД на криптоне. Подобные исследования уже длительное время ведутся в Италии [5] на двигателях различного типоразмера. В недавнем прошлом к данному направлению подключились исследовательские группы из Польши [6] и Китая [7]. В США также активные работы по СПД на криптоне проводятся фирмой Apollo Fusion [8].

В России помимо упомянутых выше НИИ ПМЭ МАИ и МИРЭА активные разработки в СПД, работающих на криптоне, ведутся в ОКБ «Факел» [9, 10]. Так в ОКБ «Факел» создана модель СПД-70М, способная обеспечивать приемлемые тяговые характеристики при работе на ксеноне и криптоне. Однако пока не подтверждена возможность обеспечения ее проектного ресурса 7000 часов при работе на криптоне [9], что является критически важным параметром, так как скорости износа стенок разрядной камеры СПД при работе на криптоне на сопоставимых режимах работы выше, чем при работе на ксеноне. Поэтому обеспечение требуемого ресурса СПД на криптоне является самостоятельной сложной проблемой.

Дополнительно необходимо упомянуть об исследованиях другого типа ускорителя с замкнутым дрейфом электронов – двигателя с анодным слоем (ДАС). Исследования ДАС долго время ведутся в России, и, в частности, в МГТУ им. Н.Э. Баумана выполняются разработки данного двигателя субкиловаттного класса, работающего на криптоне [11].

В России разработкой СПД на криптоне длительное время занимаются в НИИ ПМЭ МАИ. Первые работы были опубликованы в начале 2000-х годов [1]. Так здесь были разработаны экспериментальные образцы и исследовательские модели СПД для работы в широком диапазоне мощностей: от нескольких сотен Ватт до десятка киловатт. В последующих работах [12-15], было показано, что для получения приемлемых тяговых характеристик разработанные модели должны быть спроектированы для работы с увеличенными плотностями расхода криптона до примерно ~0,2 мг/с на 1 см^2 поперечного сечения ускорительного канала в межполюсном зазоре (~0,1 мг/с на 1 см^2 поперечного сечения ускорительного канала в расширенной выходной части ускорительного канала [13] для конической выходной части), обеспечивающей повышенные значения тягового КПД. Характеристики созданных в НИИ ПМЭ МАИ образцов представлены в таблице.

Характеристики моделей СПД, работающих на криптоне, разработанных в НИИ ПМЭ МАИ [12]

Модель	Мощность разряда, Вт	Разрядный ток, А	Разрядное напряжение, В	Тяга, мН	Удельный импульс тяги, с	КПД
СПД-40	250	1,0	250	10	1000	0,2
СПД-50	1000	3,31	300	48,5	1570	0,45
СПД-70	1350	4,5	300	66	1550	0,45
СПД-140	10400	26	400	500	2700	0,63

Кроме получения приемлемых тяговых параметров для СПД на криптоне ожидается, что разработанные модели обеспечат большой ресурс даже при работе на повышенных плотностях расхода РВ, и, следовательно, мощности разряда. Так модели ЭО СПД-50 и СПД-70 были спроектированы с использованием решений обеспечивающих возможность длительной работы двигателей на выбранных режимах работы, таких как расширение выходной части ускорительного канала и вынесение области максимальных значений индукции магнитного поля на достаточно большое расстояние от плоскости полюсов магнитной системы [12, 13]. Совместная оптимизация геометрии выходной части ускорительного канала и магнитного поля позволила получить вынесенные за плоскость полюсов магнитной системы слой ионизации и ускорения и зоны эрозии выходных частей стенок разрядной камеры, а также получить скорости износа названных стенок, в несколько раз меньшие, чем в модели СПД-70М, т.е. получить эффект, аналогичный получаемому при «магнитной» защите стенок [16].

Таким образом, широкий фронт исследований СПД, работающих на криптоне, в различных организациях свидетельствует о перспективности данного направления, кроме того, полученные в последнее время результаты подтверждают возможность разработки конкурентоспособных СПД на криптоне для управления движением как малых КА, так и крупных платформ для решения масштабных транспортных задач.

Данные тезисы доклада подготовлены при финансовой поддержке Совета по грантам Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых ученых – кандидатов наук, номер гранта – МК-3513.2021.4 в рамках Соглашения № 075-15-2021-301 от 19.04.2021 г.

Список литературы

1. Официальный сайт компании SpaceX https://www.spacex.com/launches/
2. *Kim V.P., Kozlov V.I., Skrylnikov A.I. and Grdlichko D.P.* 2001 Proc. Int. Electric Propulsion Conf. IEPC-2001-065 (Pasadena: the USA).
3. *Bugrova A.I., Morozov A.I., Lipatov A.S., Bishaev A.M., Kharchevnikov V.K., and Kozintseva M.V.* Integral and Spectral Characteristics of ATON Stationary Plasma Thruster Operating on Krypton and Xenon. IEPC-2003-366 (28th IEPC, Mar, 2003, Toulouse, France).
4. *Jacobson D.T. and Manzella D.H.* 50 KW Class Krypton Hall Thruster Performance AIAA 2003-4550 // 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 20-23 July 2003, Huntsville, Alabama.
5. *Giannetti V., Ferrato E., Reza M., Faraji F., Andrenucci M., and Andreussi T.* HT5k Thruster Unit Development History, Status and Way Forward (University of Vienna, Vienna, Austria, 2019) in IEPC-2019-878 in the proceedings of the 36th International Electric Propulsion Conference.
6. *Kurzuna J, Jakubczak M and Szelecka A.* 2018 Performance tests of IPPLM's krypton Hall thruster. Laser and Particle Beam s. 36 1 105-114
7. *Ding Yongjie, Li Hong, Wei Liqiu, Hu Yanlin, Shen Yan, Liu Hui, Ning Zhongxi, Mao Wei, and Yu Daren* Overview of Hall Electric Propulsion in China. IEEE Transactions on Plasma Science, Vol. 46, No. 2, February 2018.
8. Продукция компании Apollo Fusion available at https://www.apollofusion.com/
9. Продукция ОКБ «Факел» https://fakel-russia.com/produkciya
10. *Gnizdor R., Markov A., Mitrofanova O. and Semenenko D.* The research of the modified SPT-70 thruster parameters and characteristics (University of Vienna, Vienna, Austria, 2019) in IEPC-2019-336 in the proceedings of the 36th International Electric Propulsion Conference.
11. *Shilov S., Ivakhnenko S., Vorob'ev E., Manegin D., Plokhikh A., Vazhenin N., Merkurev D. and Zakharchenko V.* Self-electromagnetic emission from a thruster with anode layer operating with krypton and xenon J. Phys.: Conf. Ser. 1925 012081 (DOI: 10.1088/1742-6596/1925/1/012081).
12. *Kim V.P., Zakharchenko V.S., Merkur'ev D.V., Smirnov P.G., and Shilov E.A.* Influence of Xenon and Krypton Flow Rates through the Acceleration Channel of Morozov's Stationary Plasma Thruster on the Thrust Efficiency // Plasma Physics Reports, 2019, Vol. 45, No. 1, pp. 11–20. © Pleiades Publishing, Ltd., 2019.
13. *Ким В.П.* О продольном распределении электрического поля в зонах ускорения плазменных ускорителей и двигателей с замкнутым дрейфом электронов //ФИЗИКА ПЛАЗМЫ, 2017, том 43, № 4, с. 406–418.
14. *Грдличко Д.П., Захарченко В.С., Калязин В.Г., Ким В.П., Коркунов М.В., Лесневский В.А., Меркурьев Д.В., Парахин Г.А., Попов Г.А. и Шилов Е.А.* Исследование возможности разработки конкурентоспособного стационарного плазменного двигателя малой мощности, работающего на ксеноне и криптоне. Известия РАН. Энергетика. 2019, № 3, с. 26–39.
15. *Ким В.П., Меркурьев Д.В., Смирнов П.Г. и Шилов Е.А.* Влияние расхода криптона через скорительный канал стационарного плазменного двигателя Морозова на его тяговую эффективность. Письма в ЖТФ, 2017, том 43, вып. 23.
16. *Hofer R., Kamhavi H., Herman D. et al.* Development Approach and Status of the 12,5 kW HERMES Hall Thruster for the Solar Electric Propulsion Technology Demonstration Mission // paper IEPC-2015-186 /ISTS-2015-b-186. 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium. July 4 – 10, Kobe, Japan. 90.

ОБЗОР И АНАЛИЗ МЕТОДИК РАСЧЕТА КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛОВОГО ПОТОКА В КАМЕРЕ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Мукамбетов Р.Я., Боровик И.Н.

ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)», Москва, Россия

Конвективный теплообмен в ЖРД является наиболее мощным процессом передачи теплоты в стенку. Этот же процесс является практически единственным процессом передачи теплоты от стенки в охлаждающую жидкость.

В настоящее время существуют несколько общепринятых методик расчета конвективного теплового потока в камере ЖРД. Данные методики подтверждены многочисленными экспериментами и доказали свою достоверность.

В отечественной практике наиболее широко применяются полуэмпирические методики, основанные на решении уравнений пограничного слоя по В.М. Иевлеву [1, 2, 3]. Данные методики учитывают влияние диссоциации и рекомбинации в пограничном слое. Учет данных явлений производится введением в рассмотрение вместо действительного диссоциированного газа условно недиссоциированного, но с той же исходной энтальпией [4].

Зарубежным аналогом данной методики является методика Д. Бартца, сформулированная спустя три года после создания методики Иевлева [5].

Метод расчета конвективного теплового потока В.С. Авдуевского (метод эффективной длины) при расчете рассматривает, в отличие от других методик, вместо толщины потери энергии так называемую эффективную длину плоской пластины либо цилиндра, тепловой поток на которой равен тепловому потоку на участке рассматриваемого объекта длиной x [6].

Также в данной работе рассматривается методика, основанная на теории подобия. Данная методика позволяет объединить размерные физические величины в безразмерные комплексы, число которых меньше, чем число размерных величин. Безразмерные переменные отражают влияние на теплообмен совокупности параметров, что облегчает обнаружение физических закономерностей.

Помимо перечисленных методик существует методика Кутателадзе-Леонтьева, основанная на предельных законах трения и теплообмена. Благодаря использованию которых получаются соотношения, не зависящие от эмпирических констант [7].

В данной работе проведен обзор и анализ вышеперечисленных методик расчета конвективного теплового потока в камере ЖРД. Проведено сравнение, а также выявлены достоинства и недостатки каждой методики.

Список литературы

1. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / А.П. Васильев [и др.]. М., 1983. 703 с.
2. *Добровольский М.В.* Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. М.: изд-во МГТУ им. Баумана, 2016. 461 с.
3. *Беляков В.А., Василевский Д.О.* Перспективные схемные решения безгазогенераторных двигателей // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2019. №58. с. 69-86.
4. *Березанская Е.Л., Курпатенков В.Д., Надеждина Ю.Д.* Расчет конвективных тепловых потоков в сопле Лаваля. М.: Ротапринт МАИ, 1976. 78 с.
5. *Салахутдинов Г.М.* Развитие методов теплозащиты жидкостных ракетных двигателей. М.: Наука. 1984. 145 с.
6. *Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П.* Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. 464 с.
7. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / В.С. Авдуевский [и др.]. М., 1992. 528 с.

ТВЕРДЫЕ СМАЗОЧНЫЕ ПОКРЫТИЯ В ДВИГАТЕЛЯХ И ЭНЕРГОУСТАНОВКАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Караваев К.А., Матвеев В.С., Николаев И.А.

Московский авиационный институт
(Национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

В настоящей работе приведены результаты разработки и исследования трибологических свойств твердых смазочных покрытий (ТСП) применительно к узлам трения двигателей и энергоустановок летательных аппаратов. ТСП используются, как самостоятельно: в вакууме, при высоких и низких температурах, при больших нагрузках с низкими скоростями скольжения, в условиях фреттинга, в активной коррозионной среде, так и в комбинации с обычной жидкой смазкой (или пропиткой) для облегчения остановки и пуска агрегатов, особенно при низких начальных скоростях скольжения. ТСП разных типов широко используются в авиационных и космических механизмах, что обусловлено жесткими, зачастую экстремальными условиями их эксплуатации [1]. Формы контактов в узлах трения и их движения чрезвычайно разнообразны: силовые возвратные пневматические и гидравлические приводы (цилиндры), червячные приводы, регулирующие клапаны, вращающиеся уплотнения, шарнирно-болтовые соединения, узлы поворота, развертывания, причаливания, различного вида резьбовые соединения и многие другие [2].

Рассмотрены возможности ТСП, полученными, в основном, плазменными методами, как наиболее эффективными и реализуемыми в атмосфере (АПН-атмосферное плазменное напыление) и в вакууме (МРС – магнетронная распылительная система).

Трибологическое поведение ТСП определяется их конструкцией, и проектирование покрытий должно осуществляться с учетом условий их работы, обоснованно выбранных материалов, входящих в состав покрытия, и технологии их формирования, как это показано на схеме на рис.1 [3].



Рис. 1. Основные этапы разработки конструкций ТСП

Особого внимания заслуживают цилиндрические пары трения, поворотные узлы [4], поэтому в качестве предмета исследования был выбрана разработка твердосмазочного покрытия для узла поворота лопаток статора направляющего аппарата компрессора низкого давления (НА КНД) 1-й ступени газотурбинного двигателя (ГТД). Узел трения состоит из внутренней (ВТ9) и внешней (ВЖЛ1) втулок со средним диаметром сопряжения Ø 17,5 мм, совершающих ограниченные возвратно-вращательные перемещения друг относительно друга вокруг общей оси. Соединение втулок осуществляется с зазором равным 0,05…0,104 мм.

Условия работы пары трения: среда сухое трение, эпизодически запыленный воздух, геометрия контакта: цилиндр-цилиндр, форма движения – возвратно-поступательный поворот на угол $\pm 30^0$, рабочая температура от -60 ^oC до +250 ^oC, нагрузка в контакте трения от 165 до 397 кгс, скорость движения 60 град/с. Из условий эксплуатации реальной пары трения (внутренняя/внешняя втулки) известно, что из-за наличия зазора в трибосопряжении втулок возникает перекос внутренней втулки, что приводит к неравномерной нагрузке в этом узле трения и значительному износу рабочих поверхностей трения. Развитие этого явления приводит к нерасчетному положению поворотных лопаток НА, искажению расчетных полей давления воздуха на входе в следующую ступень, к снижению параметров компрессора.

В качестве материалов ТСП были выбраны: система TiPb/TiNPb и многослойный композит CrN/NbN, осаждаемые на втулки из сплава ВТ9 в магнетронной распылительной системе, и молибден Mo 99,5, который бал нанесен на внутреннюю поверхность втулок из ВЖЛ1 методом атмосферного плазменного напыления. Испытания образцов 4 (сегменты шириной 4 мм, вырезанные из штатных втулок с покрытиями) проводились на машине трения с нагрузками 30, 116 и 262 Н, обеспечиваемыми плоскими пружинами 5 (рис. 2). Детально работа машины трения описана в [3]. Относительное перемещение образцов в испытаниях составляло 2 мм с частотой 5 Гц, количество циклов испытания – 10^4, температура – 22 ^oC. Величина износа определялась по измерению массы образцов до и после испытаний. Результаты испытаний образцов (с покрытиями и без) представлены на рис. 3.

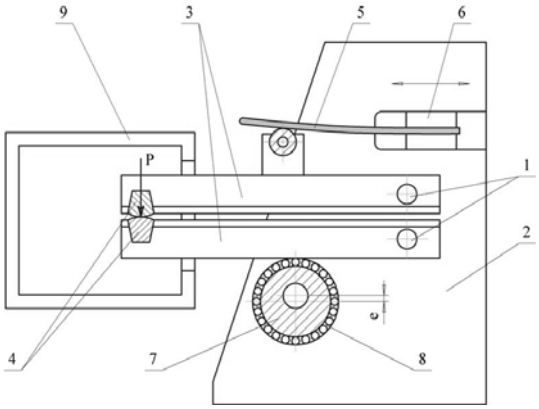


Рис. 2. Схема машины трения

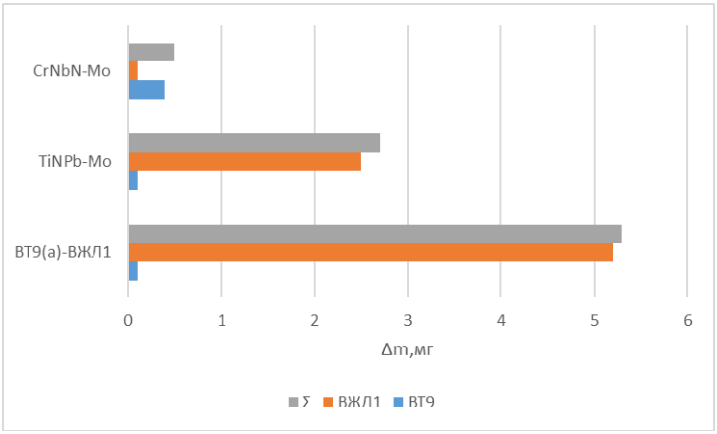


Рис. 3. Изменение массы образцов (нагрузка 30Н)

Проведенные трибологические испытания показали возможность значительного увеличения ресурса поворотного узла НА КНД за счет сформированного в магнетронной распылительной системе композиционного покрытия CrN/NbN на внешней поверхности втулки из ВТ9, при условии использования покрытия заданной толщины из молибдена Mo 99,5 на внутренней цилиндрической поверхности втулки из сплава ВЖЛ1. По результатам анализа структуры, элементного анализа поверхности повреждений штатных образцов были уточнены механизмы их изнашивания и разработаны рекомендации по совершенствованию составов покрытий и технологий их нанесения для увеличения ресурса пары трения.

Работа выполнена в рамках государственного задания Минобрнауки России, номер темы FSFF-2020-0014.

Список литературы

1. *Дроздов Ю.Н., Павлов В.Г., Пучков В.Н.* Трение и износ в экстремальных условиях. Справочник. М.: Машиностроение, 1986. 224 с.
2. *Иосифьян А.Г.* Электромеханика в космосе. М.: Знание, 1977.
3. *Лесневский Л.Н.* Разработка покрытий типа «твердая смазка» для двигателей и энергоустановок летательных аппаратов // Вестник научно-технического развития. Национальная технологическая группа, 2011. №1 (41). С. 61-70
4. *Бойцов Б.В., Кишкина С.И. и др.* Долговечность шарнирно-болтовых соединений летальных аппаратов М.: Машиностроение, 1996. 256 с.

ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ СТЕНД И РАЗВИТИЕ МНОГОКАНАЛЬНОЙ МЕТОДИКИ РЕГИСТРАЦИИ ВАХ, МАСС-СПЕКРОМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ ПОЛЕВЫХ И ТЕРМОПОЛЕВЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОНОВ

Попов Е.О., Колосько А.Г., Филиппов С.В.

Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе, Санкт-Петербург, Россия

Разработка ядерных энергетических установок (ЯЭУ) в качестве основного источника электроснабжения космических аппаратов (КА) и электрореактивных двигателей (ЭРД), рассматривается в настоящее время как самый энергетически выгодный способ доставки КА на геостационарные орбиты, а также является важным компонентом для осуществления межпланетных перелетов (в том числе пилотируемой экспедиции на Марс). Возможность практического применения для космической техники прямого преобразования тепла ядерного реактора в электроэнергию с помощью термоэмиссионных преобразователей была убедительно показана на запущенных ЯЭУ «ТОПАЗ» и наземных испытаний «ТОПАЗ-2».

Как было показано в монографии В.В. Синявского [1], для решения комплексной технологической задачи, а также для реализации планов по созданию ЯЭУ третьего поколения и двигательных установок на их основе (ЯЭРДУ), необходимы стендовые испытания с электронагревом узлов, макетов и прототипов энергогенерирующих сборок на основе термоэмиссионных преобразователей (ТЭП), в том числе их ресурсные испытания.

Пионерские работы по вакуумным термоэмиссионным преобразователям проводились в Физико-техническом институте АН СССР под руководством акад. А.Ф. Иоффе. Была изучена физика ТЭП, которая подробно изложена в монографиях [2, 3].

В настоящее время возник огромный интерес к результатам проекта «ТОПАЗ» в связи с появлением новых материалов, а также с вопросами прямого преобразования энергии (тепловой, световой) в энергию электронного пучка [4]. Это, в первую очередь, относится к материалам и композитам на основе наноуглеродных структур, обладающих уникальными полевыми и термополевыми свойствами.

Известно, что полевые и термополевые источники электронов могут служить газовыми ионизаторами в компактных необслуживаемых масс-спектрометрических установках для КА [5], нейтрализаторами для двигателей ориентации в космических кораблях [6] и источниками заряженных частиц для проектов сбора мусора на околоземных орбитах [7], других изделий вакуумной наноэлектроники, способных длительно работать в условиях высоких температур и космической радиации.

В ФТИ им. А.Ф. Иоффе РАН была разработана методика и экспериментальные стенды для проведения полевых и термополевых исследований электронных эмиттеров большой площади (large area field emitter – LAFE). Методика состоит из трех основных принципов.

Первый принцип – многоканальный сбор данных, как вольт-амперных характеристик, так и данных о сопровождающих полевую эмиссию процессах: температуры электродов, давления, состава летучих продуктов, картин свечения – распределения и активности эмиссионных центров на поверхности LAFE (Рис.1).

Второй принцип – методы сканирования высоким напряжением в быстром и медленном режимах для набора достаточного статистического материала.

Третий принцип – это исследование эмиссионного процесса в режиме реального времени, путем программного управления и онлайн обработки данных эмиссионного эксперимента, включая данные процессов, сопровождающих полевую эмиссию.

Методика исследования эмиссионных свойств LAFE и одноострийных эмиттеров в режиме реального времени описана в серии работ, например, [8-10]. Основными методами обработки вольт-амперных характеристик являются:

1. Проверка соответствия вольт-амперной характеристики эмиттера работе в полевом режиме – тест на полевую эмиссию (тест Форбса [9]).

2. Определение стабильности полевой эмиссии – оценка степени стабильности максимального эмиссионного тока от времени, ресурсные испытания.

3. Структурная стабильность эмиттера по данным масс-спектрометрического анализа – определение мгновенных (полных) спектров летучих продуктов в ходе работы эмиттера, а также запись кинетики выбранных спектров масс.

4. Стабильность эмиссионных центров и изучение их эволюции по данным обработки картин свечения и ВАХ. Определение числа эмиссионных центров. Построение ВАХ индивидуальных эмиссионных центров.

5. Регистрация основных параметров эмиссионной системы – коэффициента усиления поля и площади эмиссии. Временные зависимости и построение гистограмм распределения статистики основных параметров.

6. Применение специальных методик определения формы острий по данным обработки ВАХ и определения предэкспоненциального множителя напряжения (метод локального градиента, метод минимального отклонения, метод координат Мерфи-Гуда).

Кратко, методика представляет собой многоканальный сбор данных о работе эмиссионного источника с синхронизацией данных и одновременной обработкой информации в режиме реального времени (real-time).

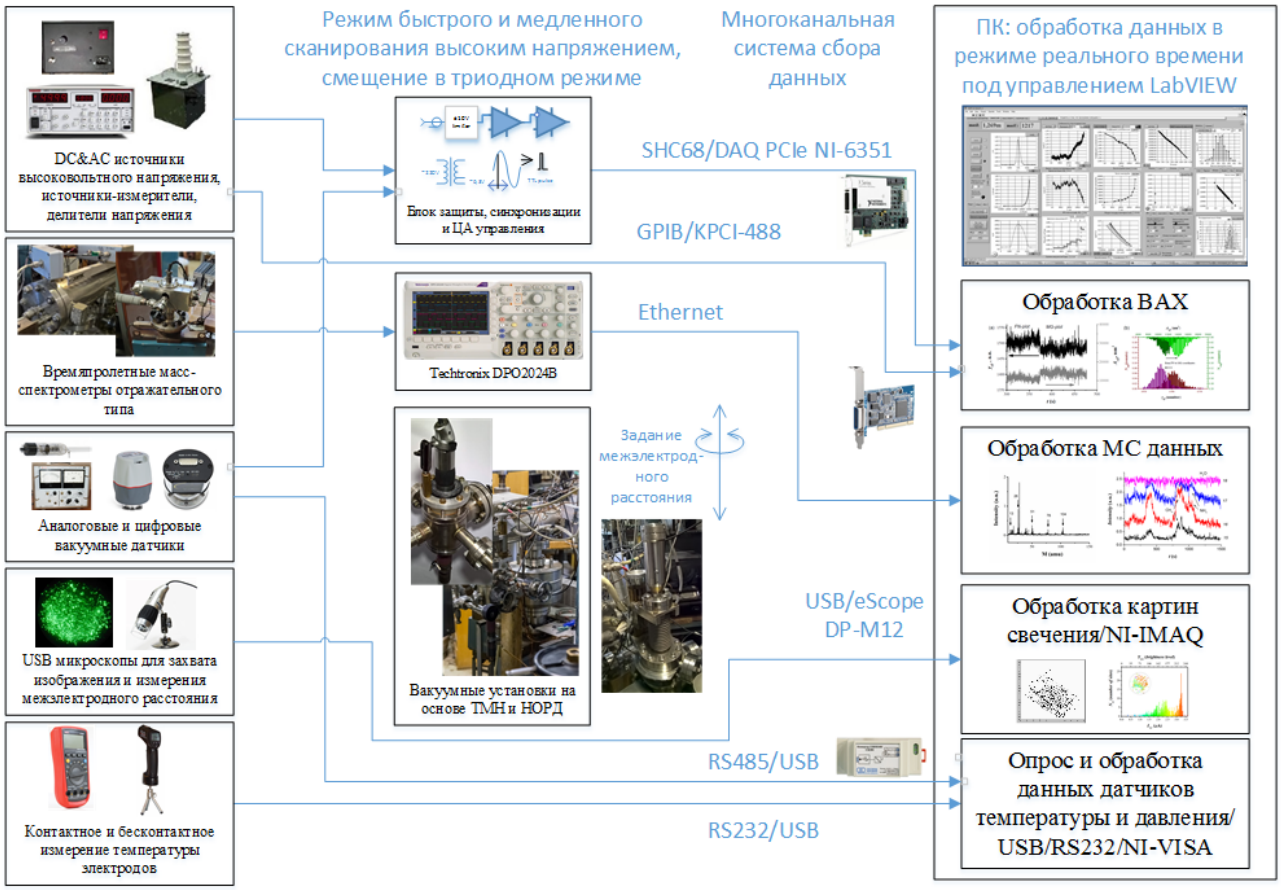


Рис. 1. Блок-схема измерительного стенда и методики по исследованию полевых и термоэмиссионных источников электронов

Наиболее близкими аналогами нашей методики является комплекс оборудования и программного обеспечения, разработка которого ведется коллективами авторов [11] (Бразилия) и [12] (США) с 2016 года. К настоящему времени появилось еще несколько работ, развивающих комплексный подход к исследованию эмиттеров большой площади. Так в работе [13] (КНР) представлен метод точного измерения межэлектродного расстояния. В работе [14] (Германия) представлена установка по исследованию эмиттеров для оптимизации источников рентгеновского излучения.

С помощью разработанной установки нами были исследованы несколько десятков различных типов эмиттеров, относящихся к разным классам и технологиям изготовления

(ориентированные и неориентированные, регулярные и стохастические, твердотельные и жидкометаллические, углеродные, металлические и полупроводниковые, многоострийные и одноострийные). Число обрабатываемых за один рабочий день экспериментальных данных составляет порядка ста тысяч ВАХ. Объем статистической информации о свойствах LAFE, реализованный на установке не имеет аналогов. Основная цель разработанной методики заключается в применении разработанного комплекса для технологической оптимизации перспективных источников электронов.

Список литературы

1. *Синявский В.В.* Методы и средства экспериментальных исследований и реакторных испытаний термоэмиссионных электрогенерирующих сборок. М.: Энергоатомиздат, 2000. 375 с.
2. *Бакшт Ф.Г., Дюжев Г.А., Марциновский А.М., Мойжес Б.Я., Пикус Г.Е., Сонин Э.Б., Юрьев В.Г.* Термоэмиссионные преобразователи и низкотемпературная плазма. М.: Наука, 1973. 480 с.
3. *Стаханов И.П., Черковец В.Е.* Физика термоэмиссионного преобразователя. М.: Энергоатомиздат, 1985. 280 с.
4. *Go D.B., Haase J.R., George J., Mannhart J., Wanke R., Nojeh A., Nemanich R.* Thermionic energy conversion in the twenty-first century: advances and opportunities for space and terrestrial applications // Frontiers in Mechanical Engineering. 3 (13). 2017. 17 p.
5. *Yang C. and Velasquez-Garcia L.F.,* Low-cost, additively manufactured electron impact gas ionizer with carbon nanotube field emission cathode for compact mass spectrometry // J. Phys. D: Appl. Phys. 52. 2019. p. 075301.
6. *Laufer P., Bock D., and Tajmar M.,* CNT cold electron emitters for space applications // IEEE 31st IVNC. 2018. p. 42.
7. *Yamamoto N., Morita T., Ohkawa Y., Nakano M., and Funaki I.,* Ion Thruster Operation with Carbon Nanotube Field Emission Cathode // Journal of Propulsion and Power. 35(2). 2018. p. 1.
8. *Попов Е.О., Колосько А.Г., Филиппов С.В., Романов П.А., Федичкин И.Л.* Масс-спектрометрическая комплексная методика исследования полевых и термических свойств нанокомпозиционных материалов // Наноматериалы и наноструктуры-XXI век. 2016. Т. 7. №. 1. С. 14-26.
9. *Kolosko A.G., Filippov S.V., Romanov P.A., Popov E.O., Forbes R.G.* Real-time implementation of the “orthodoxy test” for conformity of current–voltage characteristics with classical field electron emission theory //Journal of Vacuum Science & Technology B. 2016. Т. 34. №. 4. p. 041802.
10. *Popov E.O., Kolosko A.G., Filippov S.V., Terukov E.I., Ryazanov R.M., Kitsyuk E.P.* Comparison of macroscopic and microscopic emission characteristics of large area field emitters based on carbon nanotubes and graphene //Journal of Vacuum Science & Technology B. 2020. Т. 38. №. 4. p. 043203.
11. *Kopelvski M.M., Ramirez-Fernandez F.J., Galeazzo E., Dantas M.O.S., and Peres H.E.M.* Potentialities of a New Dedicated System for Real Time Field Emission Devices Characterization: A Case Study //2019 4th International Symposium on Instrumentation Systems, Circuits and Transducers (INSCIT). 2019. p. 1.
12. *Posos T.Y., Fairchild S.B., Park J., and Baryshev S.V.* Field emission microscopy of carbon nanotube fibers: Evaluating and interpreting spatial emission //Journal of Vacuum Science & Technology B. 2020. Т. 38. №. 2. p. 024006.
13. *Wu L., Pei X., Cheng Y., Sun W., Wang Y., Dong M., Xi Z. and Sun J.* A field emission performance test device for continuous adjustment of the electrode spacing in the vacuum system //Measurement Science and Technology. 2018. Т. 30. №. 1. p. 015015 (7pp).
14. *Serbun P., Porshyn V., Müller G., and Lützenkirchen-Hecht D.* Advanced field emission measurement techniques for research on modern cold cathode materials and their applications for transmission-type x-ray sources // Review of Scientific Instruments. 2020. 91(8). p. 083906.

РАЗРАБОТКА ГЕНЕРАТОРОВ КАПЕЛЬ, ПРИГОДНЫХ ДЛЯ ПРАКТИЧЕСКОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В КАПЕЛЬНЫХ ХОЛОДИЛЬНИКАХ – ИЗЛУЧАТЕЛЯХ

Сафронов А.А., Хлынов А.В., Григорьев А.Л.

АО ГНЦ «Центр Келдыша», г. Москва, Россия

Решение ряда задач, связанных с использованием космического пространства, требует качественного повышения мощности энергетических установок космических аппаратов. При создании таких систем возникает задача отведения низкопотенциального тепла. Как правило, в космосе она решается с помощью панельных холодильников – излучателей. Однако при повышении отводимой мощности быстро растет площадь, а с ней – и метеоритная уязвимость таких систем. Бронирование поверхности излучателя неприемлемо повышает массу конструкции. Выходом представляется использование капельного холодильника – излучателя (КХИ), идея которого заключается в радиационном остывании распространяющегося дисперсного потока [1-3]. Создание капельной пелены осуществляется генератором капель, сбор остывшего потока – уловителем капель.

Траектории капель в дисперсном потоке КХИ должны быть максимально приближены к параллельным. Допустимым линейным отклонением положения капель от штатной траектории считается величина в несколько сантиметров на ~20 метрах пролета, соответствующая угловому отклонению капельных струй не более ~0,2 градуса.

Ранее считалось, что степень параллельности траекторий частиц в капельном потоке определяется лишь точностью изготовления фильеры генератора капель, а отклонения траекторий частиц в экспериментах вызваны погрешностью изготовления капиллярных отверстий [4]. Космические эксперименты «Пелена-2» и «Капля-2» показали, что существуют и другие причины отклонения траекторий капель. В этих экспериментах испытывались генераторы капель, основанные на организации истечения жидкости из капиллярных отверстий плоской фильеры (пример такого генератора см. на рис. 1-а).

В космическом эксперименте «Пелена-2», проведенном в 2000 году на станции «Мир», было обнаружено, что в условиях микрогравитации на поверхности генераторов капель с плоской фильерой интенсивно формируется пленка жидкости. Сформировавшаяся пленка затрудняет выход струй, приводит к отклонению направления их истечения относительно оси отверстия (в эксперименте наблюдалось отклонение струй ~10^0), а также к формированию медленных капель большого размера (диаметром ~1 см) [1-3] (на рис. 1-а представлено фото наземного эксперимента по взаимодействию струй с пленкой – в генераторе с 10 отверстиями сформировалось лишь 3 струи, сток жидкости, попадающих в пленку из 7 оставшихся отверстий происходит через одну струю большого диаметра). По результатам эксперимента был сделан вывод о том, что для обеспечения штатной работы генераторов, основанных на организации истечения жидкости из капиллярных отверстий плоской фильеры, «следует уточнить форму выходного торца фильеры, ее материал, оптимизировать запуск и начальную скорость истечения струй из фильеры» [1].

Оптимизация процесса запуска генератора и начальной скорости истечения струй из фильеры была проведена при выполнении космического эксперимента «Капля-2», проводившего на МКС в 2014 году. Предел повышения скорости капель в КХИ ограничен закономерностями сбора дисперсного потока. Эксперименты и теоретические исследования показывают, что разбрызгивание жидкости с поверхности уловителя при сборе потока капель радиуса $r_к$ происходит в случае, когда скорость частиц превышает величину [5]

$$V_p \approx 400\left(\frac{\sigma^2\mu}{\rho^3 r_к^3}\right)^{1/5}, \qquad (1)$$

где σ, μ и ρ – поверхностное натяжение в Н/м, вязкость в Па·с и плотность жидкости в кг/м^3. В эксперименте «Капля-2» скорость капель была близка к этому пороговому значению (1).

В эксперименте «Капля-2» благодаря повышению давления запуск генераторов занял меньше времени, чем в эксперименте «Пелена-2». Несмотря на это на поверхности генераторов сформировалась жидкая пленка. Взаимодействие пленки со струями привело к формированию больших медленных капель. А также к изменению направления распространения струй. На рис. 1-б приведен кадр скоростной видеосъемки эксперимента. Снималась область падения капель, созданных генератором, в котором жидкость истекала из семи отверстий, расположенных на одной прямой с постоянным промежутком. Длина пролета капель составляла 0,3 м. Видно, что точки падения капельных струй не расположены на прямой – при полете струи отклонялись на ~1 см (соответствует углу ~2 градуса). Отклонение струй было не стационарным: точки падения капель на поверхность уловителя совершали хаотические колебания с амплитудой ~1 с периодом в несколько секунд.

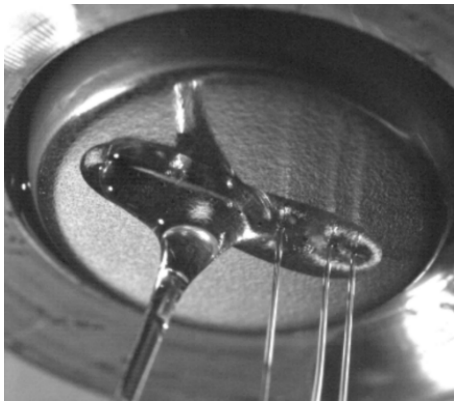
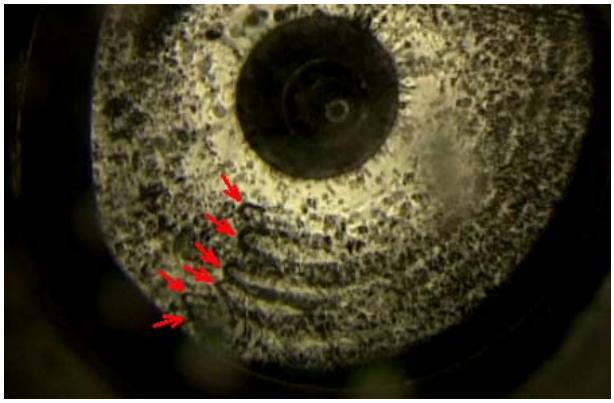
а)  б) 

Рис. 1. а) Взаимодействие струй, истекающих из генератора с плоской фильерой, с жидкой пленкой. б) Космический эксперимент «Капля-2». Область падения капель на поверхность уловителя капель (места падения капельных струй отмечены стрелками)

Проводились исследования возможности оптимизация процесса истечения струй путем использования гидрофобных покрытий фильеры. Оптимизация затруднена тем, что потенциальные рабочие тела КХИ – кремнийорганические масла и ионные жидкости, синтезированные на их основе – характеризуются высокой смачивающей способностью. Краевой угол смачивания лучших олеофобных покрытий составляет порядка 40^0, что недостаточно для управления формированием пленки в условиях микрогравитации.

Проводились исследования возможности устранения негативного влияния пленки путем изменения формы поверхности фильеры. Капиллярные отверстия при этом располагались на поверхности выступов (рис. 2). Эксперименты, теоретический анализ, а также численное моделирование показали, что на поверхности выступов формируются мультистабильные (имеющие несколько устойчивых состояний) капиллярные мениски. Их разрушение происходит в результате развития изгибной неустойчивости в струях, инициируемых случайными возмущениями, и может занять несколько десятков секунд.

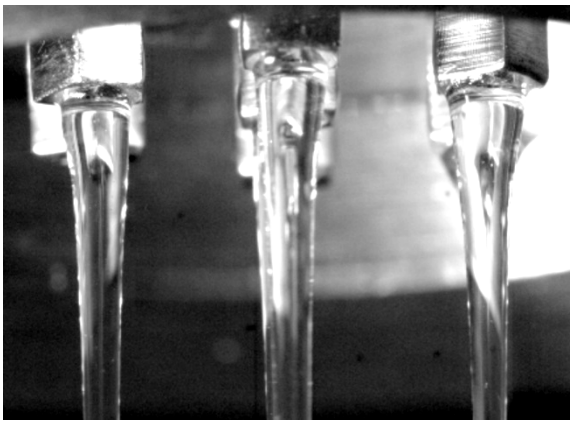


Рис. 2. Капиллярные мениски, формирующиеся но поверхности фильеры с выступами

Другой недостаток генераторов капель, основанных на организации истечения жидкости из капиллярных отверстий плоской фильеры, – невозможность их использования для создания медленно движущихся капельных потоков [6]. Из-за формирования капиллярного мениска, высокой вязкости потенциальных рабочих тел КХИ, а также нелинейности расходной характеристики (определяется тем, что длина капиллярного канала соизмерима с его диаметром), минимальная скорость устойчивого истечения жидкости из отверстий диаметром ~0,4 мм составляет ~8 м/с. Такие быстрые капли в натурном КХИ успеют остыть лишь на ~10 К. Практически интересны дисперсные потоки со скоростью частиц, не превышающей ~2 м/с.

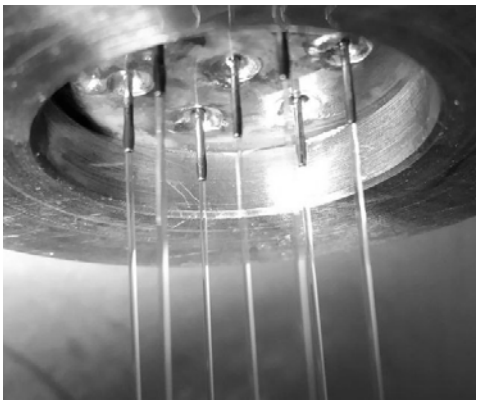


Рис. 3. Истечение жидкости из капиллярных трубок генератора капель

Генераторы капель, основанные на организации истечения жидкости из капиллярных трубок, установленных в фильере генератора капель (см. рис. 3), позволяют создавать капельные потоки с малой скоростью распространения (вплоть до капиллярного предела скорости истечения ~0,5 м/с). В таких генераторах отсутствует проблема отклонения струй из-за их взаимодействия жидкой пленкой.

В работе обсуждаются закономерности функционирование генераторов капель, основанных на организации истечения жидкости из капиллярных трубок. Приводятся результаты экспериментальной отработки таких генераторов, свидетельствующих о возможности их практического использования в натурных КХИ. Также обсуждаются результаты космических экспериментов, проведенных японскими учеными с такими генераторами капель на борту МКС [7], и практические приложения полученных в ходе этих экспериментов результатов для создания КХИ.

Список литературы

1. *Демянко Ю.Г., Конюхов Г.В., Коротеев А.С., Кузьмин Е.П., Павельев А.А.* Ядерные ракетные двигатели. М.: ООО «Норма-Информ». 2001. 414 с.
2. *Коротеев А.А.* Капельные холодильники – излучатели космических энергетических установок нового поколения. М.: ОАО "Издательство "Машиностроение", 2008. 184 с.
3. *Конюхов В.Г., Конюхов Г.В.* Теплофизика ядерных энергодвигательных установок. М.: «Янус-К». 2009 г. 272 с.
4. *Wallace D.B., Hayes D.J., Bush J.M.* Study of Orifice Fabrication Technologies for the Liquid Droplet Radiator. MicroFab Technologies, Inc. Piano, Texas, 1991.
5. *Yarin A.L., Weissz D.A.* Impact of drops on solid surfaces: self-similar capillary waves, and splashing as a new type of kinematic discontinuity. J. Fluid Mech. 1995. V. 283. Pp. 141-173.
6. *Brenn G., Helpi T., Durst F.* A new apparatus for the production of monodisperse sprays at high flow rates. Chemical Engineering Science. 1997. V. 52. N. 2. Pp. 237 244.
7. *Umemura A., Osaka J., Shinjo J. et al.* Coherent Capillary Wave Structure Revealed by ISS Experiments for Spontaneous Nozzle Jet Disintegration. Microgravity Sci. Technol. 2020. V. 32. Pp. 369–397.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ УЛОВИТЕЛЕЙ КАПЕЛЬ КОСМИЧЕСКИХ КАПЕЛЬНЫХ ХОЛОДИЛЬНИКОВ – ИЗЛУЧАТЕЛЕЙ

Сафронов А.А., Хлынов А.В., Григорьев А.Л.

АО ГНЦ «Центр Келдыша», г. Москва, Россия

При создании космических аппаратов с мощной энергетической установкой возникает задача отвода низкопотенциального тепла. В настоящее время она решается с использованием панельных холодильников – излучателей. При повышении мощности растет их площадь поверхности, а с ней – микрометеоритная уязвимость. Бронирование излучателя неприемлемо повышает массу космического аппарата. В связи с этим представляется перспективным использование капельного холодильника – излучателя (КХИ).

Идея КХИ заключается в отведении тепла с помощью нагретого капельного потока. Генератор капель создает параллельный поток частиц. При движении они остывают за счет теплового излучения. Остывший поток собирает уловитель капель.

Сбор жидкости в условиях микрогравитации является сложной научно-технической задачей. Ее решение, как правило, осуществляется путем использования капиллярных сил (в баках ракетных двигателей и т.д.) или вихревых газовых потоков, переносящих жидкость в дисперсной фазе (в системах охлаждения, удаления жидких отходов и т.д.). Однако КХИ функционирует в условиях разреженной собственной внешней атмосферы космического аппарата. А капиллярные насосы не позволяют прокачивать расходы в несколько десятков литров в секунду, характерные для КХИ. Дополнительно задача сбора капельного потока в КХИ осложняется значительными размерами капельной пелены – ее ширина в натурных излучателях составляет несколько десятков метров.

В докладе проводится сравнительный анализ уловителей капель, основанных на использовании различных физических явлений. Наибольшее внимание уделяется центробежным уловителям и ленточно-роторным уловителям капель.

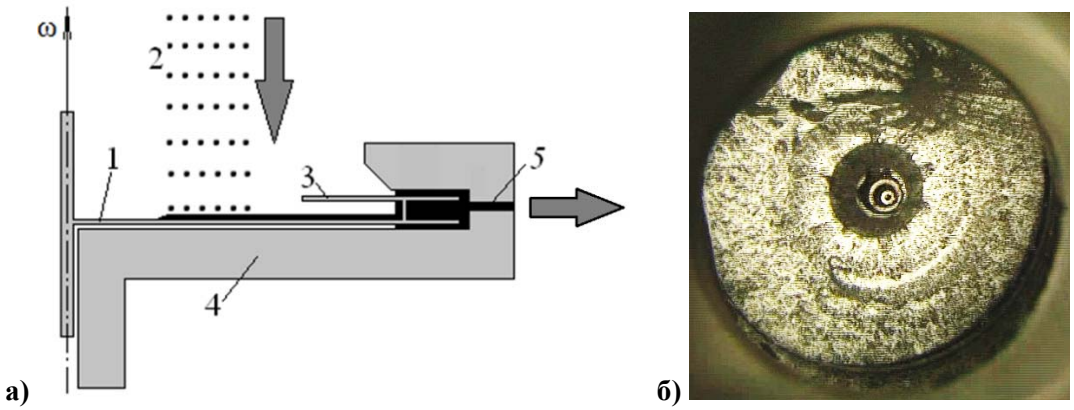


Рис. 1. а) Схема центробежного уловителя: 1 – рабочее колесо, 2 – капельный поток, 3 – система дисков на рабочем колесе, 4 – корпус, 5 – магистраль к струйному насосу. б) Фотография неустойчивого ривулетного течения жидкости по поверхности рабочего колеса уловителя во время проведения космического эксперимента

В центробежном уловителе (рис. 1) капли падают на вращающуюся поверхность и формируют на ней пленку жидкости. Под действием центробежных сил возникает ривулетное (ручейковое) течение пленки (см. фотографии космического эксперимента «Капля-2» на рис. 1-б). Когда пленка достигает периферии колеса, жидкость захватывается системой дисков ламинарного насоса, нагнетающей давление рабочего тела.

Центробежный уловитель не обеспечивает давления собранной жидкости, достаточной для устойчивой безкавитационной работы насоса подхвата [4]. Эксперименты,

проведенные в нормальных условиях, а также в условиях микрогравитации [3,5] показывают, что давление жидкости на выходе центробежного уловителя составляет лишь несколько сот Паскаль. Из-за этого на выходе уловителя приходится устанавливать струйный насос.

Повышение скорости вращения рабочего колеса центробежного уловителя в некоторой степени позволяет поднять давление на выходе из уловителя, а также расход собираемой жидкости. Но при росте скорости вращения возникают неустойчивости капиллярного течения собранной жидкости на поверхности рабочего колеса уловителя. Развитие неустойчивостей приводит к разбрызгиванию собранной жидкости. Кроме того, существует критическая скорость вращения рабочего колеса, при превышении которой жидкость, падающая на диск, разбрызгивается. Из-за этого уловитель центробежного типа может функционировать лишь в узком окне значений параметров: расхода рабочей жидкости, скорости падения капель и скорости вращения рабочего колеса. В докладе приведены оценки максимально возможной производительности центробежного уловителя.

Другим недостатком центробежного уловителя является малый линейный размер капельного потока, собираема с его помощь. Максимальный диаметр центробежного уловителя не превышает нескольких десятков сантиметров, то есть для сбора капельной пелены шириной несколько десятков метров необходимо несколько сотен таких уловителей.

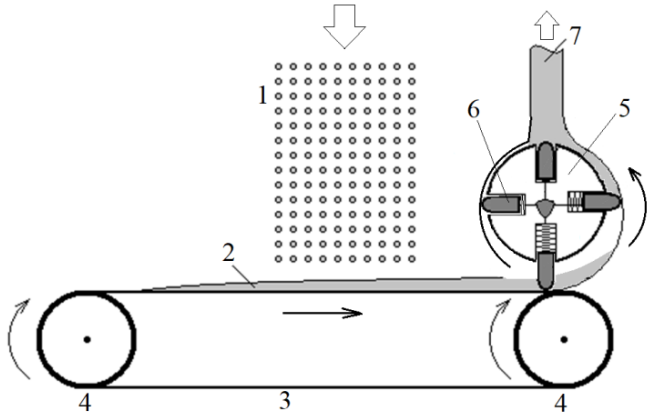


Рис. 2. Схема ленточно-роторного уловителя капель. 1 – капельный поток, 2 – пленка теплоносителя на поверхности ленты, 3 – лента-транспортер, 4 – валы, приводящие в движение ленту, 5 – ротор, 6 – лопатки, 7 – собранное рабочее тело.

Ленточно-роторный уловитель капель (рис. 2) лишен ряда недостатков, присущих центробежному уловителю. При работе этого устройства капли падают на поверхность ленты-транспортера и формируют на ней пленку жидкости. Пленка движется к роторному заборнику совместно с лентой – транспортером. Для предотвращения растекания жидкости используется эффект Маргони – Гиббса (края ленты обработаны не смачиваемым покрытием). Лопатки пластинчатого насоса собирают рабочее тело с поверхности ленты – транспортера и перемещают его в трубопровод гидравлической системы КХИ. Изменяя скорость лопаток, геометрию внутреннего объема уловителя и т.д. возможно управлять величиной давления жидкости на выходе из уловителя в широких пределах.

Ленточно-роторный уловитель позволяет собирать протяженные капельные потоки. Пленка жидкости в нем движется совместно с лентой-транспортером, благодаря чему повышается стабильность ее поверхности и не происходит разбрызгивания жидкости при падении капель. При необходимости абсолютное давление жидкости на выходе из ленточно-роторного уловителя может быть доведено до нескольких атмосфер. Все это делает использование ленточно-роторного уловителя в натурном КХИ практически безальтернативным.

Список литературы

1. *Демянко Ю.Г., Конюхов Г.В., Коротеев А.С., Кузьмин Е.П., Павельев А.А.* Ядерные ракетные двигатели. М.: ООО «Норма-Информ». 2001. 414 с.
2. *Коротеев А.А.* Капельные холодильники – излучатели космических энергетических установок нового поколения. М.: ОАО "Издательство "Машиностроение", 2008. 184 с.
3. *Конюхов В.Г., Конюхов Г.В.* Теплофизика ядерных энергодвигательных установок. М.: «Янус-К». 2009 г. 272 с.
4. *Коротеев А.А., Нагель Ю.А., Филатов Н.И.* Экспериментальная отработка моделей капельных холодильников-излучателей в условиях микрогравитации и глубокого вакуума. Известия российской академии наук. Энергетика. 2015. № 5. С. 81-89.
5. *Totani T., Kodama T., Watanabe K., Nanbu K., Nagata H., Kudo I.* Numerical and experimental studies on circulation of working fluid in liquid droplet radiator. Acta Astronautica, 2006, V. 59(1-5), Pp. 192–199.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОВЕДЕНИЯ СВОБОДНОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЖИДКОСТИ В БАКЕ ОКИСЛИТЕЛЯ РАЗГОННОГО БЛОКА ПРИ ПОСЛЕДНЕМ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ

Суетин Б.П.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Данная работа посвящена численному моделированию поведения свободной поверхности жидкости в баке окислителя разгонного блока непосредственно перед последним запуском двигателя.

Перед последним запуском маршевого двигателя разгонный блок продолжительное время находится в состоянии слабо ускоренного движения в условиях микрогравитации, это приводит к тому, что жидкость в баке равномерно распределена по внутренней поверхности, а в центре бака находится газовый сфероид. Запуск маршевого двигателя при таком положении жидкости опасен попаданием газа из сфероида в тракт подачи, что в свою очередь может привести к аварии маршевого двигателя и разгонного блока в целом.

Во избежание подобной ситуации перед запуском маршевого двигателя включают двигатели осевой перегрузки. Под действием возникающих вследствие этого сил инерции, жидкость в баке перемещается в сторону заборного устройства. Но даже в столь оптимальном положении существует опасность того, что в момент запуска произойдет искривление свободной поверхности, которое приведет к попаданию газа в заборное устройство и как следствие может вызвать отказ маршевого двигателя двигательной установки.

На основе большого количества экспериментальных данных, накопленных за предыдущие годы изучения данного вопроса [1], удалось верифицировать численную модель бака окислителя в программном комплексе FlowVision [2]. При верификации была получена высокая степень совпадения экспериментальных данных и численного решения.

Приняв ряд упрощающих допущений, удалость провести моделирование поведения свободной поверхности в баке окислителя разгонного блока перед последним включение маршевого двигателя. В результате моделирования были получены профили поля скоростей жидкости для различных начальных значений массы компонента, которые показали отсутствие искривлений свободной поверхности, которые могут привести к попаданию газа наддува в тракт подачи.

Список литературы

1. *Белянин И.А.* Основы проектирования заборных устройств баков баллистических и космических ракет и методика определения гидравлических остатков незабора. Диссертация на соискание ученой степени к.т.н. М.: ОКБ-1, 1966 г, 132 стр.
2. Программное обеспечение для CFD-моделирование «FlowVision» [Электронный ресурс] / Разработчик инжиниринговая компания «ТЕСИС». Версия 3.12.01.

РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ПАРОГЕНЕРАТОРА НА БАЗЕ СМЕСИТЕЛЬНОЙ ГОЛОВКИ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ

Тараторин А.В.

АО «НИИ Машиностроения» г. Нижняя Салда, Россия

Основы обеспечения безопасной эксплуатации испытательных комплексов жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) устанавливаются отраслевыми правилами техники безопасности испытательных станций (ТБИС), которые регламентируют обеспечение пожарной безопасности, гигиены и безопасности труда и охрану окружающей среды на испытательных комплексах (ИК) (ЖРД) и двигательных установок (ДУ). Особую опасность для окружающей среды, обслуживающего персонала и населения представляют несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и азотный тетраоксид (АТ) Для обеспечения экологических требований на испытательном комплексе используются системы по улавливанию и нейтрализации токсичных выбросов. Это в основном дренажные выбросы из баков при хранении, заправке, и сливе, а также выбросы газов из камер сгорания ракетных двигателей при проведении испытаний. Если рассматривать системы нейтрализации испытательных комплексов, то они основаны на технологических процессах с применением воды [1]. В процессе испытаний сточные воды предприятий подвергают очистке. Очистка сточных вод основана главным образом на адсорбции активированным углем.

После фазы насыщения активированного угля необходимо провести восстановление поглатительной способности – регенерацию. Важно, прежде всего четко различать понятия «реактивация» и «регенерация». Регенерация – это одна из стадий технологического процесса адсорбента, обеспечивающая частичное восстановление его адсорбционных свойств перед следующим циклом адсорбции. Реактивация – это полное восстановление адсорбционных свойств выведенного из технологического цикла отработанного адсорбента путем высокотемпературной (при 750...900 ºС) обработки в специальных печах [2]. Регенерация в большинстве случаев состоит из нескольких стадий: основной и вспомогательных. Наиболее распространены в промышленном производстве установки с неподвижными слоями адсорбента. Основной стадией регенерации в таких установках является десорбция адсорбата. Термическую десорбцию используют для выделения поглощенных веществ из активных углей при пропускании через них насыщенного или перегретого пара при температурах 100...200 ºС. В работе исследуется влияние массового соотношения воды и продуктов сгорания на температуру генерируемого пара.

В работе исследуется влияние массового соотношения воды и продуктов сгорания на температуру генерируемого пара.

Выбранный способ парогенерации основан на передаче тепловой энергии воде от реактивной высокотемпературной (температура в камере сгорания по результатам термодинамического расчета равняется 3200 К) высокоскоростной (сверхзвуковой в следствии сверхкритического перепада давления) струи, образующейся в камере сгорания горелочного модуля в результате сгорания этилового спирта и газообразного кислорода.

При разработке математической модели процессов в проточной части парогенератора приняты следующие основные допущения:

1. Рабочее тело представляет собой сплошную неоднородную двухкомпонентную газовую среду, содержащую капли распыленной воды.

2. Температура испаряющейся капли одинакова во всем объеме капли.

Для проведения математического эксперимента был выбран программный комплекс ANSYS CFX 2019R1 ACADEMIC.

В сеточном генераторе Meshing была построена неструктурированная тетраэдрическая сетка.

Для описания процессов двухфазного течения в проточной части парогенератора применялся дискретно-траекторный метод Эйлера-Лагранжа.

Список литературы

1. Методология экспериментальной отработки ЖРД и ДУ, основы проведения испытаний устройства испытательных стендов: монография [Электронный ресурс] / А.Г. Галеев, В.Н. Иванов, А.В. Катенин, В.А. Лисейкин, В.П. Пикалов, А.Д. Поляхов, Г.Г. Сайдов, А.А. Шибанов. Электрон. текст. дан. (1 файл 9,7 Мб). Киров: МЦНИП, 2015. 436 с. электрон. опт. диск (CD-ROM).– ISBN 978-5-00090-054-3.
2. *Мухин В.М.* Производство и применение углеродных адсорбентов: учеб. пособие. М.: Российский химико-технологический университет имени Д.И. Менделеева, 2011. 305 с.
3. *Салич В.Л.* Численное моделирование внутрикамерных процессов в ракетных двигателях малой тяги. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, №3(27), 2011.
4. *Салич В.Л.* Камера ракетного двигателя малой тяги. Пат. №125632, РФ – МПК F02K 9/95(2006.01). №2012122902/28. Опубл. 10.03.2013 Бюл. №7. Приоритет 04.06.12.

ИСПЫТАНИЯ МНОГОКАМЕРНОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ ДЛЯ ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ ПОЛНОСТЬЮ МНОГОРАЗОВОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Ваулин С.Д., Счастливый Н.А., Хажиахметов К.И.

ФГАОУ ВО «ЮУрГУ (НИУ)», г. Челябинск, Россия

Для дальнейшего существенного снижения стоимости доставки полезного груза на орбиту необходим переход на одноступенчатые полностью многоразовые возвращаемые ракеты-носители. ГРЦ им. В.П. Макеева под руководством генерального директора и генерального конструктора Дегтяря В.Г. является инициатором важнейшего проекта, способного обеспечить успешное развитие аэрокосмической отрасли Российской Федерации в долгосрочной перспективе. В сотрудничестве с ГРЦ им. В.П. Макеева и при финансовой поддержке губернатора челябинской области Текслера А.Л., Южно-Уральский государственный университет, совместно с АО НИИМаш (г. Нижняя Салда), провели успешные исследовательские испытания демонстратора жидкостного ракетного двигателя с центральным телом, уникальной запатентованной конструкции.

Особенностью двигательных установок с центральным телом является оптимальная работа на расчётном режиме вне зависимости от высоты полёта ракеты, данный тип двигателей является единственным возможным вариантом к применению на одноступенчатой ракете. Запатентованная конструкция жидкостного ракетного двигателя с центральным телом включает в себя 16 ракетных двигателей малой тяги усечённых до критического сечения камер сгорания, расположенных вокруг центрального тела.

Огневые испытания жидкостных ракетных двигателей с центральным телом были проведены в нескольких странах. Известны примеры испытаний клиновоздушных двигателей компанией Rocketdyne в США в 1960-е годы. Испытания аналогичного проекта ракеты Prospector-10, оснащённой многокамерным двигателем с центральным телом завершились неудачно, ввиду несвоевременного выхода на режим одной из камер. [1, 2] Исследования японских учёных в начале XX века позволили визуализировать газодинамические процессы вокруг центрального тела при различных условиях внешней среды [3]. В 2019-2020 годы проведены успешные испытания гибридных ракетных двигателей с тороидальной камерой сгорания в США [4] и в Пекине [5]. Однако, примеров успешных испытаний многокамерных ракетных двигателей с центральным телом обнаружить не удалось.

Разработанный демонстратор жидкостной ракетной двигательной установки с центральным телом (далее – ДУ с ЦТ) предназначен для проведения отработки технологий расчетов, проектирования, изготовления и испытаний ДУ с ЦТ. Демонстратор ДУ с ЦТ представляет собой многосопловой двигательный блок с размещенным симметрично в центре профилированным центральным телом. Количество двигателей малой тяги – 16, которые можно запускать как отдельно, так и совместно в любых комбинациях. На каждом двигателе расположены электроклапаны подачи горючего и окислителя. Клапаны со стороны входов присоединены к коллекторам горючего и окислителя, которые в свою очередь через фильтры присоединены к магистралям компонентов топлива. Для воспламенения компонентов топлива в камерах сгорания двигателей применяются высоковольтные электроискровые блоки и свечи зажигания. Имеется отдельный коллектор системы охлаждения центрального тела газообразным азотом.

Для вывешивания двигательной установки применяется рама с регулируемыми опорами по схеме гексапода. По той же схеме сделан тягоизмеритель с 6 датчиками тяги, который позволяет измерить составляющие векторы тяги и моменты по всем направлениям. В качестве компонентов топлива используются 95% этиловый спирт и газообразный кислород. Для подачи горючего применяется блок подачи горючего (бак с вытеснением сжатым азотом) и кислородная рампа с моноблоками. Максимально допустимое рабочее давление горючего на входе в двигатель – 2 МПа, окислителя – 2,5МПа. Компоненты

топлива подаются в магистрали и далее в демонстратор. Предлагаемая конструкция по результатам патентного поиска является уникальной, в связи с чем, подана заявка на патент.

В сотрудничестве с АО НИИМаш (г. Нижняя Салда) проведены исследовательские испытания двигательной установки с центральным телом. Газовая струя, обтекающая центральное тело при работе всех 16 двигателей, существенно отличается от работы отдельных групп двигателей разных схем включения, что подтверждается и результатами математического моделирования. При работе 16 двигателей пламя от каждого двигателя за критическим сечением сопла сливается на поверхности центрального тела, что приводит к ускорению суммарного газового потока визуальному удлинению пламени. Скачки уплотнения отдельных газовых потоков каждого двигателя сливаются в несколько кольцевых скачков опоясывающих центральное тело.

Успешные испытания разработанного демонстратора ДУ с ЦТ продемонстрировали возможность применения предложенных технологий в будущей конструкции полностью многоразовой одноступенчатой ракеты-носителя.

Список литературы

1. *Baker M.* CFD analyses in support of the flight test of a multi–chamber LOX/ethanol aerospike engine / M. Baker, E. Besnard, J. Clark // Collection of Technical Papers – 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference 5. – 2007. – p.4996–5006.
2. *Wilson A.* CFD analysis of a multi–chamber aerospike engine in over–expanded, slipstream conditions / A. Wilson, J. Clark, E. Besnard, M. Baker // 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. – 2009. – Режим доступа: https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2009–5486, свободный. Загл. с экрана.
3. *Takashi I.* Computations of axisymmetric plug–nozzle flowfields: flow structures and thrust performance / I. Takashi, F. Kozo, A. Koich Hayashi // Journal of propulsion and power. – 2002. – V.18, № 2. – p. 254–260.
4. *Whitmor, S.A.* Development and testing of conventional and additively manufactured aerospike nozzles for small satellite hybrid propulsion / S.A. Whitmore, I.W. Armstrong// AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition – 2019. – Режим доступа: https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2019–4229, свободный. − Загл. с экрана.
5. *Zhu Y.* Study on performance of a rotating detonation chamber with different aerospike nozzles / Y. Zhu, K. Wang, Z. Wang, M. Zhao, Z. Jiao, Y. Wang, W. Fan // Aerospace Science and Technology. – 2020. – Режим доступа: https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963820310208?via%3Dihub, свободный. − Загл. с экрана.

О ПРОТИВОРЕЧИИ УРАВНЕНИЙ КОЛИЧЕСТВА ДВИЖЕНИЯ ДЛЯ АБСОЛЮТНО НЕУПРУГОГО УДАРА МАСС ГАЗА И ТВЕРДЫХ ТЕЛ И ПЕРСПЕКТИВАХ ЕГО РАЗРЕШЕНИЯ

Богданов В. И., Холманова М. А.

ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск, Россия

В последние десятилетия многочисленными экспериментальными исследованиями подтверждена возможность создания тяги у движителей без выброса массы, что является актуальным, особенно для космической техники. Проблемой здесь, прежде всего, является объяснение этого явления или эффекта без нарушения законов сохранения. Понимание физики процесса возникновения тяги без выброса массы позволит качественно поднять его эффективность. В общей физике [1] уравнение количества движения для двух взаимодействующих твердых тел (примем, что тело m_2 до удара покоится, а после удара тела движутся вместе, а тело m_2 становится присоединенной массой) при абсолютно неупругом ударе изначально принято таким:

$$m_1 = w_2(m_1 + m_2) \text{ или } w_2(m_1 + m_2)/w_1 m_1 = 1 \qquad (1)$$

т.е. в нем не отражены потери на удар.

В прикладной газовой динамике [2], в частности для эжекторного усилителя тяги (ЭУТ), в уравнении количества движения имеется КПД η, учитывающий потери на удар.

В подтверждение уравнения (1) приводится эксперимент [1] с попаданием пули в ящик с песком, подвешенным как маятник, масса которого в 1000 раз больше массы пули. При этом установлено, что КПД процесса равен 0,001. Возникает вопрос насколько это корректно: эксперимент – единственный, а полученный КПД составляет всего тысячную долю от максимального значения и что было бы с результатами, если ящик заполнить материалом с другим сопротивлением проникновению пули или увеличить ее массу. Наверное, были и другие эксперименты, но их результаты не приведены. Теоретически всю механическую энергию можно превратить в тепло и, что тогда также будет сохраняться импульс? Импульс – это наличие скорости, скорость – механическая энергия. Т.е. нет скорости – нет импульса.

Выведем уравнение (1), как и в теории ЭУТ [2] из уравнения энергии:

$$w_2^2(m_1 + m_2)/w_1^2 m_1 = \eta \qquad (2)$$

Преобразуем это соотношение для энергий в соотношение для количеств движений:

$$\frac{w_2}{w_1}\frac{(m_1 + m_2)}{m_1} = \sqrt{\frac{m_1 + m_2}{m_1}\eta} \qquad (3)$$

которое неравно 1, что противоречит уравнению (1). Данное отношение определяется соотношением масс и КПД, соответствует уравнению количества движения для ЭУТ, которое получено таким же образом. Как частный случай (тождество), при определенных значениях m_1, m_2 и η оно может быть равно 1 (т.е. соответствовать уравнению (1).

Был выполнен ретроспективный анализ взаимосвязи количества движения $\boldsymbol{mw}$ и кинетической энергии $\boldsymbol{mw^2/2}$, который показал, что еще со времен Ньютона и до середины двадцатого века не было однозначного отношения к этому. Целесообразно привести здесь отношение к проблеме известных ученых и цитаты из работ [3, 4]:

– Ньютон: «ему была чужда идея сохранения движения; в подтверждение своего взгляда великий ученый приводил удар неупругих тел, полагая, что в этом случае имеет место уничтожение движения»;

– Лейбниц: «считал, что истинной мерой движения является произведение массы на квадрат скорости движения тела, а при столкновении неупругих тел количество движения всегда уменьшается»;

– Паули в первой половине двадцатого века утверждал, что: «следует также ожидать определенной связи между законами сохранения энергии и количества движения и свойствами пространства и времени…» [4].

Как было показано выше, Абрамович Г.Н., автор работы [2], уравнение количества движения получил из уравнения энергии. Таким образом, позиция этих ученых предполагает взаимосвязь уравнения количества движения и уравнения энергии.

Известны многочисленные эксперименты с устройствами, создающими тягу без выброса реактивной массы. Некоторые из устройств называют инерцоидами. Их конструкция, как правило, имеет колеблющуюся массу. Здесь возможно создание импульса, когда появляется неуравновешенная сила из-за разных значений КПД процессов отбрасывания и присоединения одной и той же массы. Т.е. в устройстве, создаваемом в соответствии с уравнением (3) должна быть жесткостная (упругая) ассиметрия.

Целесообразно рассмотреть как гипотезу возможность применения принципа механизма инерцоида для создания движущей силы на атомарном уровне. Известно, что все атомы твердого тела совершают тепловые колебания. Между атомами твердого тела имеются сильные взаимодействия. Ядро, в котором сконцентрирована масса атома, колеблется в системе: «ядро - электронная оболочка». Жесткостная асимметричность этой системы может быть создана за счет деформации электронной оболочки магнитным полем или смещением ядра под действием ускорения. Влияние ускорения подтверждается экспериментами с гироскопическими устройствами. При экспериментах следует учитывать возможность влияния эффекта на атомарном уровне на результаты всего эксперимента с устройством (отмечено авторами в своих экспериментах). Это и может быть проявлением, приведенного выше, еще одного «принципа Паули». Можно предполагать, что и в эксперименте с пулей [1] были реализованы и другие варианты его исполнения, но они не дали однозначных результатов, не получили объяснения и поэтому в [1] не приведены. Возможно, также это является причиной имеющегося расхождения экспериментальных и расчетных результатов (полученных с использованием современных численных методов) исследований высоконестационарных газодинамических процессов.

Список литературы

1. *Китайгородский А.И.* Введение в физику. Изд.-во «Наука», 1973. 688 с.
2. *Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика. Изд.-во «Наука», 1969. 824с.
3. *Гельфер Я.М.* Законы сохранения. М., Наука. 1967. 264 с.
4. *Паули В.* Современные проблемы физико-химии. М.,1938, стр. 23.

СОСТОЯНИЕ РАЗРАБОТКИ ДВУХРЕЖИМНОЙ (5,4 И 12,6 кВт) ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НА БАЗЕ ХОЛЛОВСКОГО ДВИГАТЕЛЯ КМ-10

Шашков А.С.

АО ГНЦ «Центр Келдыша», г. Москва, Россия

Остапущенко А.А.

АО «НПЦ «Полюс», г. Томск, Россия

Улучшение энергомассовых характеристик солнечных энергоустановок, произошедшее за последний десяток лет, открывает возможность применения в составе космических аппаратов (КА) электродвигательных установок (ЭРДУ) 10 кВт класса. Применение ЭРДУ холловского типа 10 кВт класса вместо ЭРДУ средней мощности при решении задач довыведения КА на целевую орбиту может позволить сократить время выведения, тем самым уменьшив срок ожидания ввода оборудования в эксплуатацию. Применение ЭРДУ 10 кВт класса вместо традиционных химических двигательных установок (ДУ) может позволить увеличить либо срок активного существования КА за счет более высокого удельного импульса ЭРДУ, либо уменьшить стоимость запуска, за счет снижения массы КА. Кроме того, увеличение электрической мощности на борту КА позволяет расширить область применения ЭРДУ, используя их для межорбитальной транспортировки и в задачах, выполнение которых с применением ЭРД является безальтернативным вариантом [1].

Для этих целей в АО ГНЦ «Центр Келдыша», совместно с АО «НПЦ «Полюс», на базе двигателя КМ-10, обладающего широким диапазоном дросселирования по мощности (1,5-12,6 кВт) [2] и прошедшего все этапы наземных испытаний, был разработан прототип двухрежимной ЭРДУ, способной выполнить и задачу довыведения КА на целевую орбиту, и задачу дальнейшей коррекции орбиты КА. Первый режим работы является маршевым и предполагает функционирование двигателя при напряжении 600 В и токе разряда 21 А с тягой 575 мН и удельным импульсом 2950 с. Второй режим работы является режимом коррекции и предполагает работу двигателя при напряжении разряда 600 В и токе разряда 9А с тягой 210 мН и удельным импульсом 2400 с. Прототип включает в себя двигатель (рис. 1), блок управления расходом (БУР) (рис. 2) и систему питания и управления (СПУ) (рис. 3). Блоки хранения и подачи ксенона на данном этапе разработки не рассматривались, поскольку их проектирование требует привязки к конкретному объекту.

Двигатель КМ-10, совместно с блоком управления расходом прошел все этапы наземных испытаний, включая ресурсные испытания длительностью 500 ч, в ходе которых было показано, что скорость эрозии керамических изоляторов двигателя близка к нулевой, а скорость распыления графитовой защиты позволяет говорить о том, что ресурс работы двигателя превышает значение 10000 ч. Данные измерений геометрии профилей керамических колец и полюсов двигателя представлены на рис. 4. Масса двигателя вместе с БУР составляет 12,4 кг. СПУ разработана в АО «НПЦ «Полюс» под платформу с питающим напряжением 100 В. СПУ осуществляет управление клапанами БУР и цепями катода, электромагнитов двигателя и разряда. Масса СПУ на этапе лабораторно-отработочных испытаний, но в штатном исполнении (способно выдержать испытания на воздействие механических нагрузок), составляет 26,5 кг. Таким образом, итоговая масса прототипа ЭРДУ составляет 38,9 кг при максимальной мощности 12,6 кВт, то есть удельная мощность прототипа составляет приблизительно 0,3 кВт/кг.

Помимо наземной отработки, двигатель КМ-10 также успешно продемонстрировал свою работу в составе двигательного модуля, состоящего из 4х двигателей (рис. 5). Испытания проходили без использования БУР и СПУ, поскольку цель испытаний заключалась в проверке взаимного влияния плазменных струй двигателей друг на друга.

Результат испытаний показывает, что при совместной работе 4х двигателей значительного влияния плазменных струй друг на друга нет, а значит потенциально возможно создание двухрежимной двигательной установки мощностью до 50 кВт. Предполагается, что такая ЭРДУ модульного типа будет состоять из 4х независимых цепочек (КМ-10+БУР+СПУ). Такие двигательные модули могут применяться, например, для выполнения задач транспортировки ПГ на лунную орбиту для строительства Лунной орбитальной базы [1].



Рис. 1. Внешний вид двигателя КМ-10 после изготовления



Рис. 2. Внешний вид БУР для КМ-10 после изготовления



Рис. 3. Внешний вид СПУ для КМ-10 после изготовления

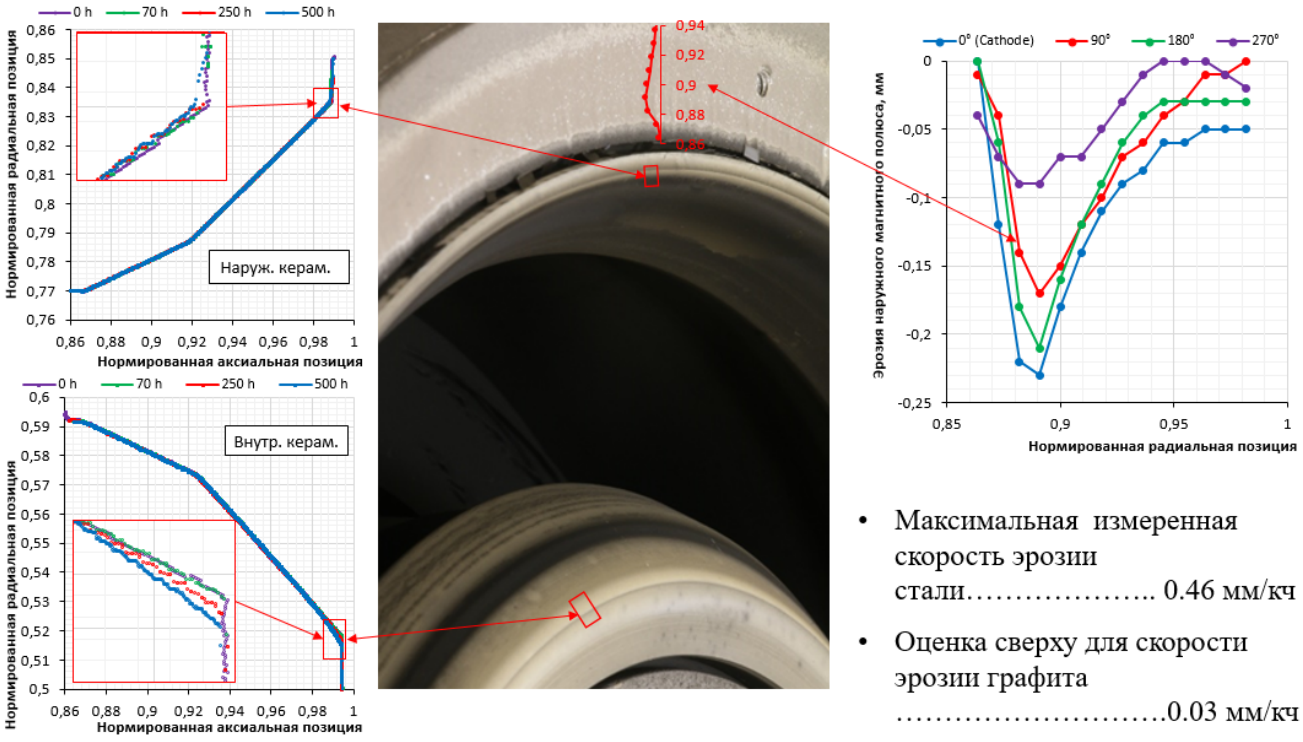


Рис. 4. Геометрия керамических изоляторов и полюсов двигателя до и после ресурсных испытаний

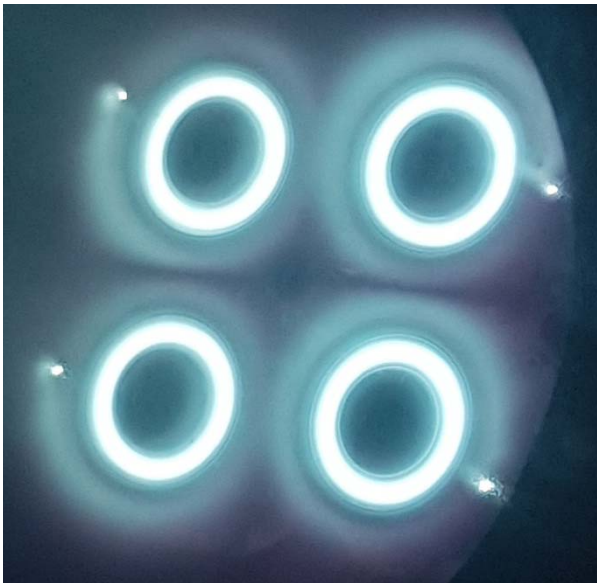


Рис. 5. Вид плазменной струи работающего двигательного модуля на базе 4х КМ-10 при суммарной мощности разряда 42 кВт

Список литературы

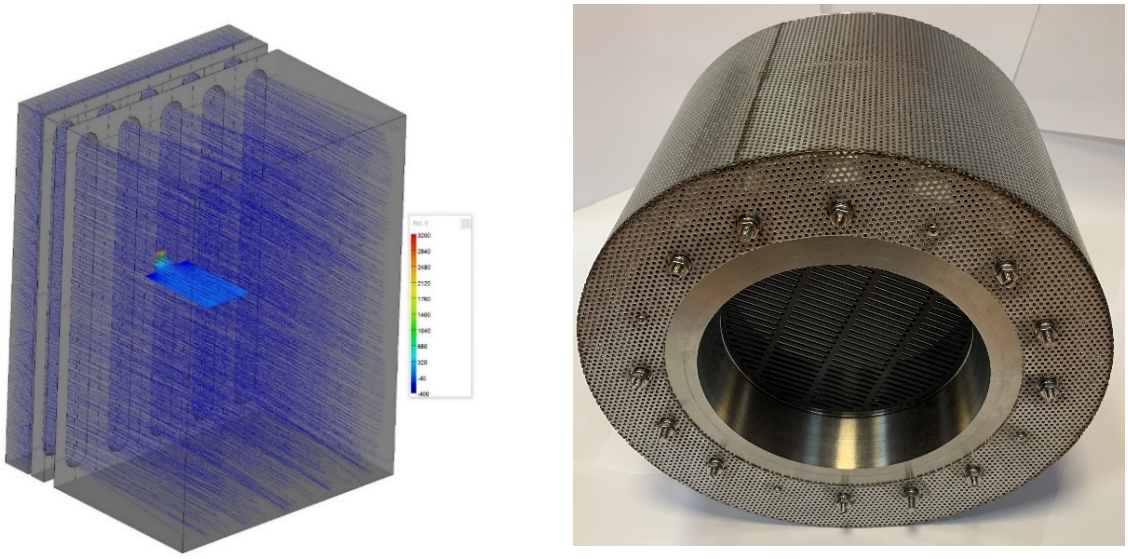
1. *Koshlakov V.V., Arkhangelskii N.I., Lovtsov A.S.*, et al., Concept of a shortcut creation of multipurpose orbital transport module based on KM-10 Hall-effect thruster, in Global Exploration Conference, St. Petersburg, Glex-2021.6.1.4X61582 (2021).
2. *Shashkov A., Lovtsov A.,* Laboratory tests of 10.5 kW Hall thruster with external layer, in 36th International Electric Propulsion Conference, Vienna, IEPC-2019-392 (2019).

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ, ПЕРЕДАВАЕМОГО ИНЖЕКТОРОМ ИОНОВ НА МИШЕНЬ

Пейсахович О.Д., Могулкин А.И., Мельников А.В.

Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ (НИИ ПМЭ МАИ), г. Москва

В рамках представленной работы был спроектирован высокочастотный инжектор ионов со слабо расходящимся ионным пучком, который предполагается использовать в качестве бортового инжектора ионов на сервисном космическом аппарате (СКА), предназначенном для реализации бесконтактного метода увода объектов космического мусора (ОКМ) техногенной природы («Ion Shepard») [1]. Для решения поставленной задачи необходимо было получить минимально возможный полуугол расходимости ионного пучка с целью обеспечения коэффициента его использования более 85%, что позволило бы СКА работать на расстоянии от ОКМ порядка 40-60 метров. Обычно ионно-оптические системы (ИОС), используемые в электростатических электроракетных двигателях (ЭРД), обеспечивают полууголы расходимости более 15^0. Тонкие профилированные электроды в этих двигателях, позволяют сохранить межэлектродный зазор во время работы и обеспечить высокие значения удельного импульса и плотности ионного тока. Однако, применительно к ионному инжектору первоочередная задача – это обеспечение полуугла расходимости на уровне 2^0- 4^0. Поэтому для инжектора были спроектированы и изготовлены плоские щелевые электроды изготовленные из углерод-углеродного композитного материала Ипрескон [2] с ступенчатым сечением проточек, имеющих острую кромку в области плазменного мениска. Результаты расчета описанной ячейки ИОС, который выполнен в программе ИОС-3Д [3], приведен на рис. 1а. Внешний вид инжектора представлен на рис. 1б.



а) **б)**

Рис. 1. Результаты расчета ИОС и инжектор ионов
а) результаты расчета ячейки щелевой ИОС б) лабораторный образец инжектора ионов

На инжекторе ионов был произведен цикл испытаний по определению оптимального устойчивого режима работы. Критерием подобия режимов со схожими полууглами расходимости в эксперименте служил приведенный первеанс (рис. 2).

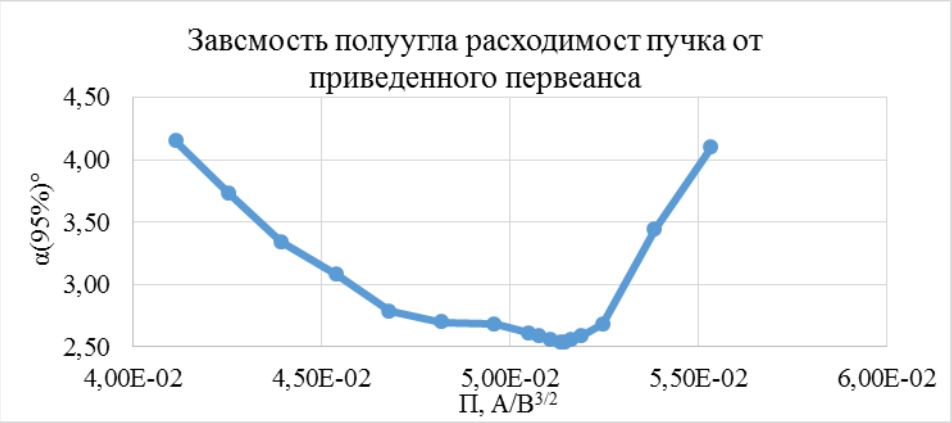


Рис. 2. Полный первеанс пучка

Используя оптимальный режим работы инжектора был проведен эксперимент по определению влияния угла падения ионного пучка на силовое воздействие, передаваемое им на мишень. Параметры режима работы высокочастотного инжектора ионов во время эксперимента приведены ниже.

Режим работы высокочастотного источника ионов

Параметр	Значение
Мощность ВЧ генератора	230 Вт
Расход ксенона	0,65 мг/с
Потенциал на эмиссионном электроде	2500 В
Потенциал на ускоряющем электроде	200 В
Извлекаемый ток ионного пучка	200 мА
Расчетный полуугол расходимости ионного пучка	3^0

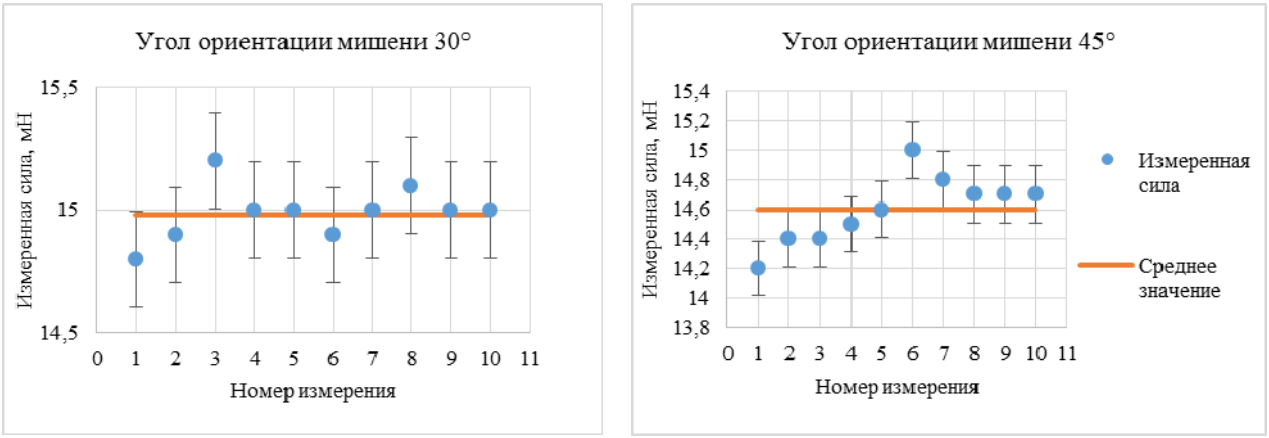
На рис. 3 приведены фотографии работающего инжектора ионов при ориентациях мишени 30^0 и 45^0.



а) **б)**

Рис. 3. Работа инжектора ионов во время эксперимента
а) угол ориентации мишени 30^0 б) угол ориентации мишени 45^0

Экспериментальное исследование производилось по 10 независимым измерениям, которые осуществлялись за счёт многократного выключения инжектора и вывода его на номинальный режим работы. Расчетное значение силы, действующей на мишень составляло 15 мН, в то время как среднее измеренное составило 14,9 мН и 14,6 мН соответственно. Это расхождение обусловлено разными значениями коэффициентов аккомодации при различных углах падения ионного пучка на поверхность мишени. Рассчитанные доверительные интервалы составляли 1,3% на каждом независимом измерении (рис. 4).



а) **б)**

Рис. 4. Результаты экспериментального исследования
а) угол ориентации мишени 30^0 б) угол ориентации мишени 45^0

Результатами выполненной работы являются экспериментальное подтверждение возможности стабильного функционирования инжектора ионов с плоскими щелевыми электродами, обеспечивающими малый угол расходимости ионного пучка и подтверждение возможности обеспечения передачи импульса от ионного пучка мишени при различном его угле падения на её поверхность. Полученные результаты подтверждают возможность дальнейшего развития направления бесконтактного увода ОКМ с помощью ионного пучка.

Работа выполнена при поддержке гранта Правительства Российской Федерации, выделяемого из федерального бюджета для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных организациях высшего образования, научных учреждениях и государственных научных центрах Российской Федерации (VII очередь, Постановление Правительства Российской Федерации от 09.04.2010 № 220, Соглашение от 03.12.2019 № 075–15–2019–1894).

Список литературы

1. *Bombardelli C.* Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal / C. Bombardelli, J. Peláez // Journal of Guidance, Control and Dynamics. – December 2010. – 9 p.
2. Method for manufacturing of porous preform as a frame for a composite material // Trade Mark Certificate RF № 637135 dated 07.02.2017.
3. Computational and experimental investigation of a weakly diverging ion beam source IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020, 868(1), 012019 // 10.1088/1757-899X/868/1/012019 M. Cherkasova, A. Mogulkin., V. Nigmatzyanov, V. Obukhov, O. Peysakhovich, G. Popov
4. Modeling and experimental study of an ion source with a weakly diverging ion beam IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020, 862(6), 062082 // 10.1088/1757-899X/862/6/062082 Obukhov V.A., Mogulkin A.I., Peysakhovich O.D., Kozhevnikov V.V., Nigmatzyanov
5. Программа «Моделирование потоков заряженных частиц в ионно-оптических системах ионных двигателей (IOS-3D)». Версия 6.4.0.1. // Разработчик: Шагайда Андрей Александрович // Правообладатель: Государственный научный центр Российской Федерации – федеральное государственное унитарное предприятие «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша».

Секция 12

Системы терморегулирования и жизнеобеспечения

Председатель – руководитель Центра к.т.н. *Железняков А.Г.*

МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ЕЕ ВЕРИФИКАЦИЯ НА БАЗЕ ОПЫТНО-ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ОТРАБОТКИ

Кауров И.В., Салмин В.В.

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, г. Самара, Россия

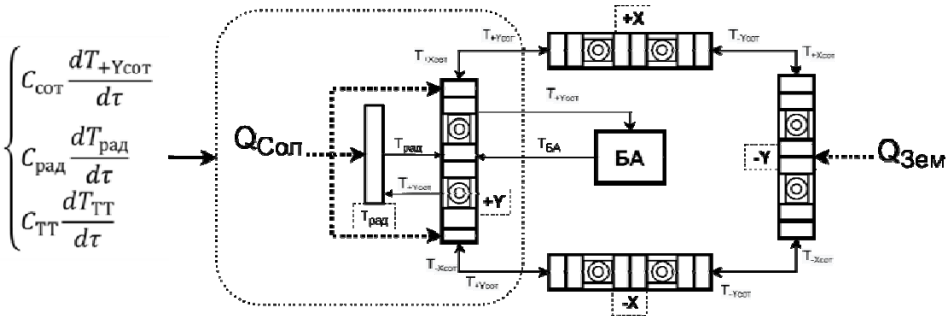
Современная система обеспечения теплового режима (СОТР) глубоко интегрированная в конструкцию малого космического аппарата (МКА) система, которая одновременно имеет связь с основными бортовыми системами, окружающей средой, элементами конструкции и задачами полета [1, 2, 3].

Создание миниатюрной бортовой аппаратуры, способной работать в открытом космосе, обусловило разработку новых подходов проектирования и отработки МКА негерметичного исполнения, когда СОТР строится, в большей степени, на пассивных средствах терморегулирования. Данная тенденция позволяет серьезным образом обратить внимание на проблему быстрой и качественной оценки теплового состояния МКА при его проектировании. Разработка эффективных методик проектирования МКА с интегрированной СОТР имеет высокую практическую значимость в современном космическом машиностроении. В то же время, небольшие габариты МКА, а также отсутствие необходимости обеспечения поддержания существенного различия температур в какой-либо локальной области, позволяют применять модели на основе дифференциальных уравнений с сосредоточенными параметрами на всех этапах проектирования, что может существенно облегчить процесс проектирования как СОТР МКА, так и аппарата в целом. Негерметичная схема позволяет повысить удельные характеристики полезной нагрузки по отношению к общей массе МКА за счет использования трехслойных панелей, основой которых служит алюминиевый сотовый заполнитель. Конструкция панели обладает высокой жесткостью, имея при этом небольшую массу.

Накопленная телеметрическая информация в ходе опытно-эксплуатационной отработки двух МКА серии «АИСТ» (№ 1 (RS-43as), запущенного 19 апреля 2013 г. с космодрома Байконур, и опытного образца № 2 (RS-41at), запущенного с помощью ракеты-носителя «Союз-2.1в» и блока выведения «Волга» 28 декабря 2013 г. с космодрома Плесецк) позволяет, наиболее точно и с максимальным приближением к реальной обстановке, проанализировать всевозможные воздействующие факторы [4]. На каждом из этих аппаратов установлено несколько десятков температурных датчиков, производящих замеры каждую минуту. Анализу подверглись данные, полученные в период действия обоих аппаратов с 01.01.2014 по 31.12.2016. Было изучено поведение температуры на поверхности и внутри МКА в зависимости от нахождения на освещенных и теневых участках орбиты, времен года, режимов работы бортовой аппаратуры (БА), а также параметров вращения аппаратов вокруг центров масс.

Разработаны тепловые математические модели с распределенными и сосредоточенными параметрами МКА «АИСТ». Проведена верификация моделей на основе телеметрических данных, полученных в ходе экспериментальной эксплуатации аппарата. На основе представленных тепловых математических моделей разработана методика проектирования МКА с учетом теплового нагружения. Расчет математической модели теплового состояния МКА с распределенными параметрами произведен с помощью модуля Simcenter 3D Space Systems Thermal специализированного программного обеспечения Siemens NX. Расчет математической модели теплового состояния МКА на основе дифференциальных уравнений с сосредоточенными параметрами произведен с помощью программного пакета Matlab в среде динамического междисциплинарного моделирования сложных технических систем Simulink.

Разработана программа для проведения расчетов математической модели состояния МКА с сосредоточенными параметрами (см. рисунок). Пакет состоит из различных библиотек, каждая из которых представляет собой набор графических блоков для моделирования систем. Simulink позволяет объединить совокупность блоков в подсистему с целью представить сложные модели в иерархическом виде, отображая состав функциональных подсистем и связей между ними. С помощью Simulink возможно быстрое создание, моделирование и управление детализированной блок-диаграммой системы, использующей предопределенные блоки. В сущности, пакет позволяет создавать свои блоки, которые впоследствии могут быть использованы в других проектах без каких-либо существенных модификаций. В ряде случаев достаточно просто менять размеры и характеристики материала, задавая при этом соответствующие связи.



Графическое представление дифференциальных уравнений с соответствующими связями в среде Simulink

Тепловая модель, реализованная в среде Simulink, позволяет проанализировать температуру в любой из зон МКА. Путем перемещения связей, ответственных за солнечное и земное излучение, на любую из других панелей возможно моделирование иного положения аппарата.

Список литературы

1. *Алифанов О.М., Андреев А.Н., Гущин В.Н. и др.* Баллистические ракеты и ракеты-носители: пособие для студентов вузов; под ред. О.М. Алифанова. М.: Дрофа, 2004 512 с.
2. *Кудрявцева Н.С.* Основы проектирования эффективных систем терморегулирования космических аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2012. 228 с.
3. *Jianyin Miao, Qi Zhong, Qiwei Zhao, Xin Zhao,* Spacecraft Thermal Control Technologies. – Springer Nature Singapore Pte Ltd, 2021. – 360 p.
4. *Ткаченко С.И., Салмин В.В., Семкин Н.Д., Куренков В.И., Абрашкин В.И, Прохоров А.Г., Сафронов С.Л., Ткаченко И.С., Петрухина К.В.* Проектный облик и основные характеристики малого космического аппарата СГАУ. – ГНП РКЦ "ЦСКБ-Прогресс"// Вестник СГАУ. 2010. N. 2, С. 154-165.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК СОЛНЕЧНЫХ ИМИТАТОРОВ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ С ЦЕЛЬЮ ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНОГО ИМИТАТОРА ДЛЯ ТЕПЛОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Некрасова И.М., Федорук Г.Д.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Проблема моделирования в условиях Земли тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды возникла еще на начальном этапе развития космонавтики. Для ее решения потребовались специальные теоретические и экспериментальные исследования Аналитические методы расчета теплового состояния КА в большинстве случаев не дают желаемой точности. Для повышения точности проектируются специальные установки – тепловакуумные камеры, оснащенные криогенными экранами и имитаторами внешних тепловых и световых потоков. Параметры камер подбираются таким образом, чтобы максимально приблизить условия внутри них тем, в которых будет эксплуатироваться космический аппарат. Ключевым и наиболее сложным элементом тепловакуумных стендов является имитатор солнечного излучения. При современном уровне развития техники существует несколько способов имитации потоков Солнца.

Цель работы: проанализировать различные типы имитаторов солнечного излучения и решить задачу выбора оптимальных параметров имитатора для тепловакуумных испытаний малого космического аппарата.

В работе будут рассмотрены следующие варианты имитаторов солнечного излучения:

– Осевой имитатор Солнца (тепловакуумная камера ВК 600/300 ФКП «НИЦ РКП»)

– Внеосевой имитатор Солнца с параболоидным зеркалом;

– Внеосевой короткофокусный двухзеркальный имитатор Солнца (термовакуумная установка ТВУ 2,5 с имитатором Солнца ИСИ-0,8)

Требования, предъявляемые к имитатору Солнца:

1. спектральное распределение энергии излучения в диапазоне длин волн (0,2…2,5) мкм, близкое к распределению солнечного излучения;
2. плотность потока излучения на уровне 1340…1440 Вт/м:2 с погрешностью имитации не более 10% от номинальных значений;
3. размеры светового пятна, соответствующие размерам рабочего поля;
4. неравномерность светового потока не более 10%.

Недостатками имитаторов солнечного излучения, выполненных по осевой схеме являются:

– большой размер солнечного пятна;

– большая зона затенения;

– высокое значение энергопотребления имитатора;

– габариты имитатора.

В силу данных недостатков, использование имитаторов солнечного излучения для экспериментальной отработки космических аппаратов малой размерности является нецелесообразным.

Основным недостатком неосевых схем с параболоидным зеркалом является значительная неравномерность излучения вдоль пятна и непараллельность лучей (до 5°), что приводит к большим погрешностям в результатах измерений, влияющих на достоверность полученных результатов.

При этом достоинством неосевых схем любого типа является их компактность в сравнении с осевыми схемами, что позволяет использовать их в камерах меньшего размера.

Таким образом, при выборе типа солнечного имитатора следует отдавать предпочтение неосевым имитаторам, у которых устранены перечисленные недостатки. При использовании преимуществ неосевых имитаторов, применение в составе оптической схемы корректирующего оптического устройства позволяет получить на выходе

из источника более равномерный поток с высокой степенью параллельности лучей и при этом сохранить малые габариты установки в целом.

Список литературы

1. *Крат С.А., Филатов А.А., Христич В.В.* Тепловакуумные испытания космического аппарата: опыт создания имитатора солнечного излучения на основе современных газоразрядных ламп высокого давления. // Испытания и эксплуатация ракетно-космической техники. 2010.
2. *Асланян Р.О, Марченко И.А., Анисимов Д.И., Пантелеев В.И.* Разработка компактных источников излучения солнечного спектра. // Решетневские чтения. 2016.
3. *Семена Н.П.* Внеосевой короткофокусный имитатор Солнца. // Светотехника. 2007.
4. *Козлов Л.В., Нусинов М.Д. и др.* Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды. Под ред. акад. Г.И. Петрова. М., «Машиностроение», 1971, стр. 382.

ЭЛЕКТРОНАСОСНЫЙ АГРЕГАТ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПЛАТФОРМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Юдина З.А.

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева», г. Железногорск, Россия

Горбунов А.В., Саблин А.С.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия

Электронасосный агрегат (ЭНА) – основной исполнительный элемент жидкостных систем терморегулирования (СТР) космической техники. Система терморегулирования является важнейшей системой космического аппарата (КА), так как. она обеспечивает нормальную работу приборов путем поддержания их требуемых рабочих температур в течение всего срока эксплуатации (как правило, более 15 лет). Надежная работа СТР определяется, в первую очередь, высоконадежной работой ЭНА, поскольку ЭНА являются основными агрегатами, обеспечивающими бесперебойную работу СТР. На данный момент, альтернативы жидкостным системам терморегулирования, обеспечивающим эффективный теплоотвод высокоэнергетических спутниковых платформ нет. [1].

В настоящее время к электронасосным агрегатам системы терморегулирования КА наряду с требованиями по надежности, ресурсу и хладопроизводительности дополнительно предъявляются требования по уровню вибрационной активности, генерируемой при функционировании. Перспективные платформы КА с тепловыделением более 20 кВт требуют увеличения эффективности теплоотвода для приборов, что влечет за собой более высокие необходимые расходно-напорные характеристики ЭНА.

Таким образом, актуальной задачей становится разработка ЭНА для перспективных платформ КА со следующими характеристиками:

1) увеличение (в два раза), по сравнению с существующими разработками, расходно-напорных характеристик;

2) среднеквадратическое значение (СКЗ) виброускорения не более 10^{-3} g в диапазоне частот от 5 до 1000 Гц;

3) срок активного существования более 15 лет.

Была разработана конструкция ЭНА, которая представляет собой двухступенчатый центробежный насос с симметричным расположением рабочих колес. Конструктивно, ЭНА состоит из электродвигателя, гидронасоса и преобразователя, обеспечивающего управление электродвигателем. Шарикоподшипниковые опоры являются источником вибраций даже при отсутствии повреждений или дефектов изготовления. Во время работы в составе агрегатов, накапливаемая со временем усталость материала шариков приводит к деформациям, что приводит к увеличению их виброактивности. Исходя из этого, было принято решение о применении в новой конструкции ЭНА гидродинамических подшипников скольжения вместо шарикоподшипников, которые применялись в конструкции ЭНА ранее. Данное решение значительно снизило виброактивность ЭНА. Поскольку гидродинамические подшипниковые опоры работают в режиме жидкостного трения, то амплитудные пики на оборотных частотах в диапазоне частот от 5 до 1000 Гц значительно снижаются. По причине отсутствия трения в электродвигателе данное решение способствует увеличению ресурса работы разработанной конструкции. Для правильного функционирования конструкции в составе КА, были отработаны режимы смазки гидродинамических подшипников, обеспечивающих отсутствие перегрева и наличие гарантированного смазочного слоя.

Виброактивность новой конструкции также была снижена за счет снижения пульсаций давления на входе в рабочее колесо благодаря проектно-конструкторским решениям. На входе в ЭНА используется направляющий аппарат и предвключенный шнек,

что обеспечило предварительную подготовку потока жидкости и предохранило от появления зон кавитации при работе агрегата в условиях пониженного давления в системе. Форма рабочих колес агрегата и направляющего аппарата оптимизирована с целью контролирования зон появления вихревых течений.

По результатам анализа виброактивности экспериментального образца, который проводился на этапе сборки, установлено, что происходит снижение амплитудных пиков на лопаточных частотах и снижение СКЗ виброскорости (за счет выбранной оптимальной формы лопатки).

На этапе проектирования был проведен численный анализ конструкции, результате которого было установлено, что выбранная конструкция обеспечивает необходимые расходно-напорные характеристики, а протекающие в нем процессы гарантируют отсутствие перегрева рабочей жидкости. Также было подтверждено, что рабочее колесо со шнеком увеличивает кавитационный запас первой ступени ЭНА.

Также было разработано ПО СУ ЭНА, основными функциями которого являются управление электронасосным агрегатом (ЭНА) и диагностика его технического состояния. [2, 3]. Данная система обеспечивает управление и мониторинг параметров функционирования ЭНА по результатам измерения которой установлено, что виброактивность ЭНА значительно снижена во время его функционирования.

Поскольку, численный анализ разработанной конструкции подтвердил необходимые расходно-напорные и вибрационные характеристики ЭНА, то был изготовлен опытный образец для подтверждения данных технических характеристик опытным путем. Представлен изготовленный опытный образец ЭНА (см. рисунок).



Опытный образец ЭНА

Были проведены предварительные испытания. Результаты испытаний конструкции приведены в таблице. Технические характеристики разработанного ЭНА даны в сравнении с существующей конструкцией.

Технические характеристики разработанного ЭНА

Наименование требования	Значение технического требования	
	Новый ЭНА	Старый ЭНА
Перепад давления, кПа	181,4	0,61
Расход, $см^3/с$	От 135 до 180, не менее	110
СКЗ виброускорения, не более	$10^{-3}g$ (в диапазоне частот 5 – 1000 Гц)	Не более 0,5
Частота вращения, об/мин	10 000	5 900

Полученные результаты разработки ЭНА с пониженной вибрационной активностью соответствуют требованиям, предъявляемым к электронасосам КА нового поколения. Данная работа позволяет создать опережающий задел по надежным узлам активной жидкостной системы терморегулирования для перспективных КА.

Данная работа выполнена в рамках НИОКТР комплексного проекта «Создание высокотехнологичного импортозамещающего производства высокоресурсных элементов систем исполнительной автоматики транспортной и авиационно-космической техники, обеспечивающей освоение и использование Мирового Океана, Арктики и Антарктики» при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (соглашение № 075-11-2019-077 от 13.12.2019) в соответствии с постановлением Правительства РФ от 09.04.2010 № 218. Работа выполнена в организации Головного исполнителя НИОКТР ФГБОУ ВО БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова.

Список литературы

1. *Чеботарев В.Е., Косенко В.Е.* Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения. Сиб. гос ун-т.- Красноярск, 2011. – 488 стр., [24] с. ил.
2. Наземная система комплексной диагностики электромеханических устройств космических аппаратов / Коротков Е.Б., Слободзян Н.С., Широбоков О.В. и др. // Радиопромышленность. 2019. № 4. С. 54-62.
3. Обзор методов диагностики электронасосных агрегатов спутниковых платформ / Матвеев С.А., Жуков Ю.А., Коротков Е.Б. и др. // Радиопромышленность. 2020. Т. 30, № 3. С. 86-98.

РАЗРАБОТКА УТОЧНЕННОЙ МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОСЕВОЙ СИЛЫ В ЦЕНТРОБЕЖНЫХ НАСОСАХ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

Малов Д.В.

Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара, Россия

В несколько последних лет в ракетно-космической отрасли регистрируются неисправности электронасосных агрегатов (ЭНА) системы терморегулирования (СТР), выводящие ЭНА из строя и тем самым нарушающие работу систем СТР космических аппаратов (КА). Наиболее вероятной причиной отказа ЭНА считается возникновение повышенной осевой нагрузки.

В работе [1] отмечается, что погрешность в расчете осевой силы, действующей на диск при наличии протечки через полость или без протечки, составляет 3-5%. Из-за этого погрешность расчета результирующей силы, например, у насосов быстроходностью ns = 40 – может достигать 15%.

В данной работе проводился расчет осевой силы на радиальный подшипник ЭНА с помощь. CFD-моделирования, с целью повышения точности определения осевой силы в малорасходных центробежных насосах СТР. Для этого была создана трехмерная математическая модель течения рабочей жидкости (РЖ) в полости рабочего колеса исследуемого ЭНА (рис.1).

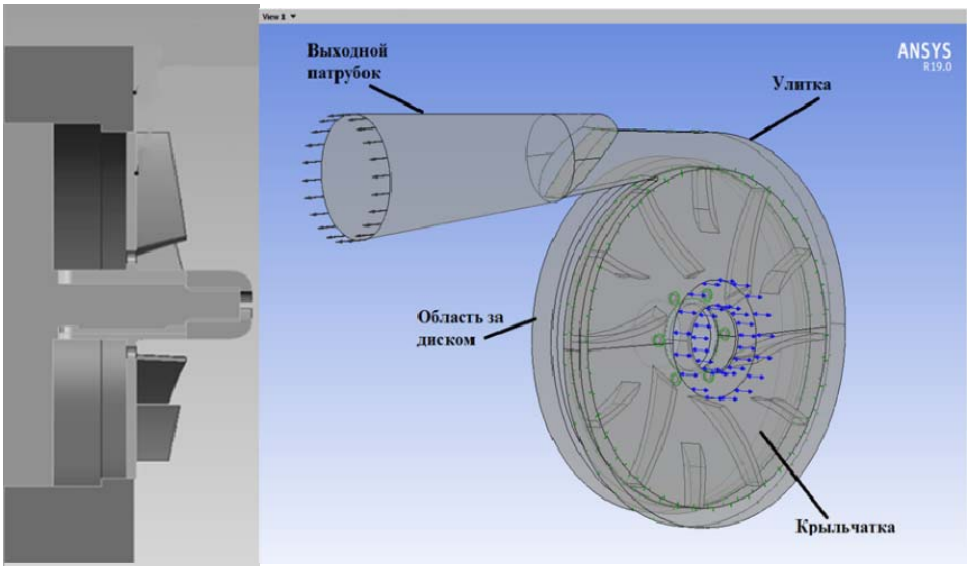


Рис. 1. Геометрическая и гидродинамическая модель исследуемого РК

Для расчета был применен стационарный режим. Модель турбулентности была выбрана *BSL*. Теплообмен в стенки модели в учет не принимался (изотермическая модель). В качестве параметров потока были заданы свойства рабочей жидкости – теплоносителя ЛЗ-ТК-2. Вращение ротора задавалось упрощенно – по модели локальной вращающейся системы координат. Связь вращающейся зоны рабочего колеса со статичными зонами спирального сборника и полости зазора выполнялась одним интерфейсом типа «Frozen Rotor». Для вычислительных процедур был использован кластер ЭВМ производительностью 3,1 TFLOPS. Были проведены расчеты нескольких режимов и проведено сравнение (рис. 2) с результатами натурных испытаний.

На графиках видно, что характер изменения давления в различных областях совпадает, при этом погрешность не превышает 2,8%. Это позволяет считать используемую математическую модель адекватной и в дальнейшем исследовании опираться на результаты CFD-моделирования.

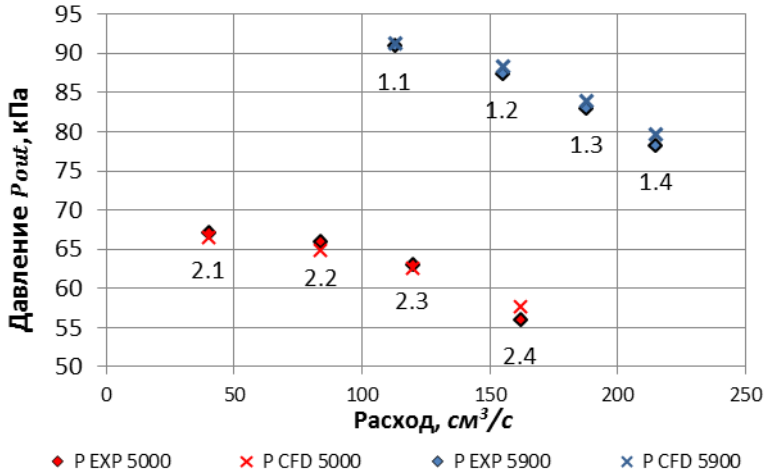


Рис. 2. Сравнение CFD расчета и экспериментальных данных

В исследуемом колесе полуоткрытого типа из-за отсутствия симметрии его относительно плоскости, перпендикулярной оси вращения, возникает неуравновешенная осевая сила, направленная по оси вращения в сторону входа в колесо [2]. Осевая сила $F_{ос}$ складывается из двух составляющих: силы, действующей с рабочей стороны диска $F_{рс}$ и силы, действующей с нерабочей стороны диска $F_{в.д.}$. Используя CFD значения параметров, были получены значения соответствующих осевых сил, возникающих в исследуемом насосе на разных режимах по 3 различным аналитическим методикам. Наиболее близкими к CFD расчету оказались значения, полученные по методикам [2],[3]. Значения по формулам [4] получились завышенные на 30-50% по сравнению с остальными , поэтому их было решено далее не рассматривать. Сравнение осевых сил на режимах работы ЭНА представлено на рис. 3.

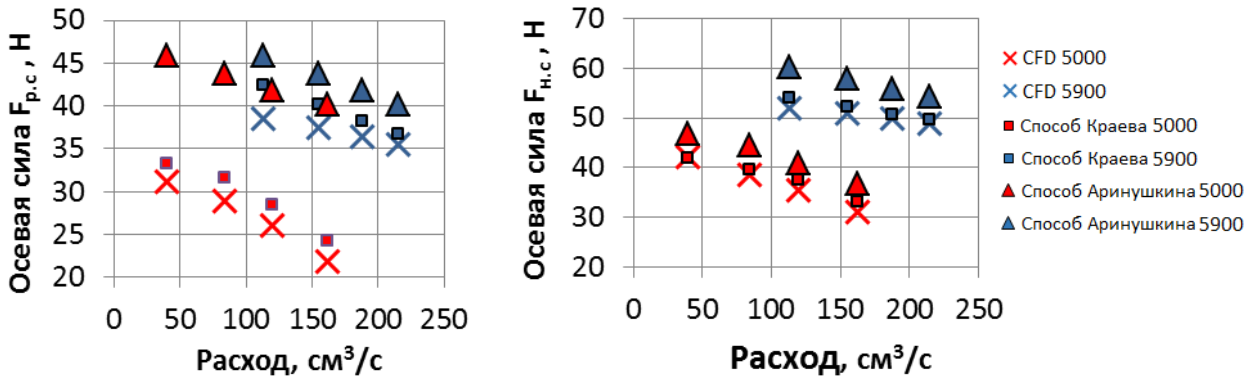


Рис. 3. Сравнение значений $F_{н.с}$ и $F_{рс}$ по методикам [2][3]

Методика [2] показала наибольшее совпадение сил $F_{рс}$ и $F_{н.с}$ с CFD-расчетом, поэтому было предпринято повышение точности расчета данной методики за счет уточнения рекомендаций по выбору коэффициента φ. Согласно [2] изменение силы в осевом зазоре по радиусу диска подчиняется параболическому закону:

$$F_{н.с} = \pi \cdot \left(r_2^2 - r_{в}^2\right) \cdot \left[p_m + \rho \frac{\varphi^2 \cdot \omega^2}{2} \cdot \left(r_2^2 - r_{в}^2\right)\right], \qquad (1.3)$$

где φ^2 – коэффициент потока жидкости в осевом зазоре, который зависит от конструктивных и режимных параметров насоса и изменяется от 0,5 для безрасходного течения до 0,76 при расходном течении от периферии к центру в виде утечек рабочей жидкости;
P_m – давление действующее на втулку со стороны диска.

Для получения наглядной зависимости коэффициента φ от режимных и конструктивных параметров был проведен дополнительный CFD-расчет различных режимов работы ЭНА. Дополнительные режимы выбирались из условия получения зависимости коэффициента φ от: расхода РЖ Q, от частоты вращения вала ω, от диаметра разгрузочных отверстий d, включая вариант с их отсутствием, и зависимость от ширины зазора h. Результаты представлены на рис. 4-7.

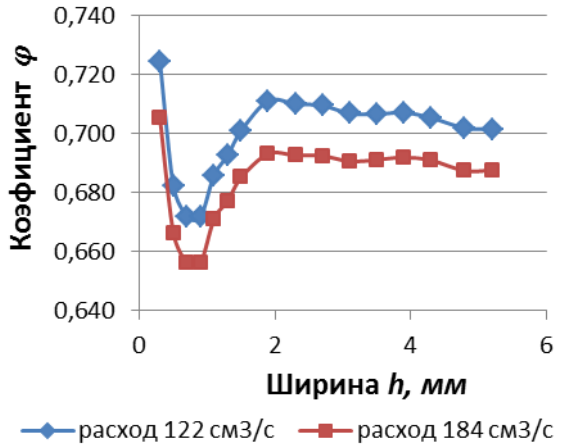


Рис. 4. Зависимость коэффициента φ от ширины зазора *h*.

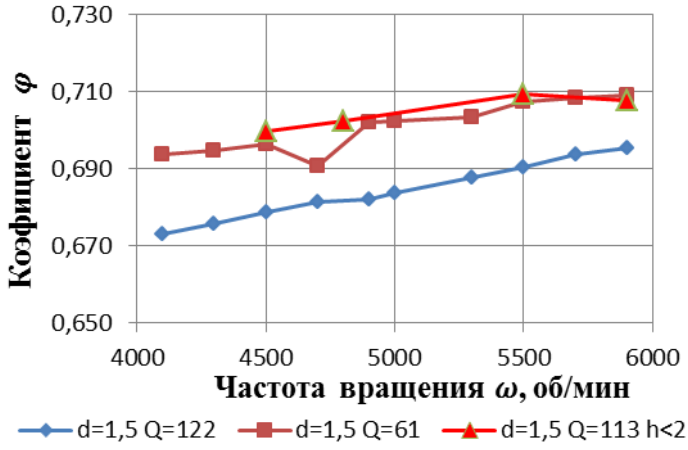


Рис. 5. Зависимость коэффициента φ от частоты вращения ω

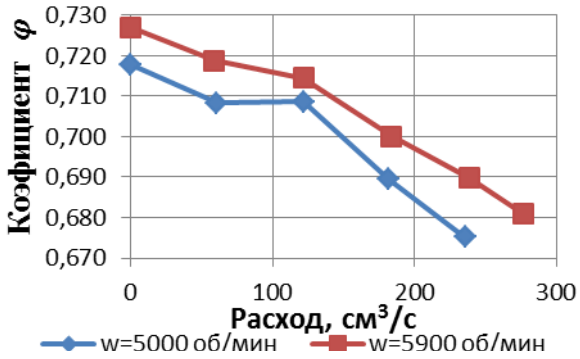


Рис. 6. Зависимость коэффициента φ от расхода Q

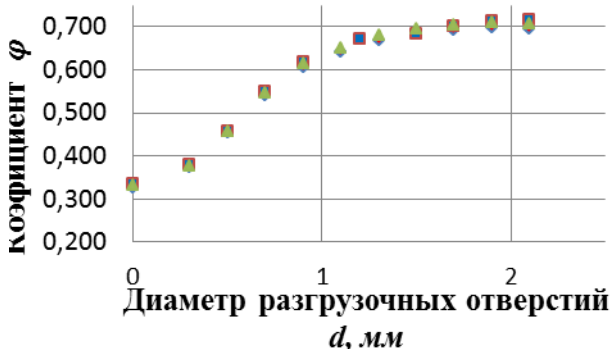


Рис. 7. Зависимость коэффициента φ от диаметра разгрузочных отверстий *d*

В ходе CFD расчета были получены новые рекомендации для выбора коэффициента φ, а так же новый диапазон (от 0,33 до 0,78) позволяющие снизить погрешность определения осевой силы, действующей с нерабочей стороны диска с 6,4% до 1,06%. Это позволит точнее и правильнее определять осевую силу, возникающую в электронасосном агрегате еще на стадии проектирования, что в свою очередь увеличит ресурс и надежность СТР, а значит и космического аппарата в целом.

Список литературы

1. *Байбиков А.С., Караханьян В.К.* Гидродинамика вспомогательных трактов лопастных машин. М.: Машиностроение, 1982. 113 с.
2. *Краев М.В., Лукин В.А., Овсянников Б.В.* Малорасходные насосы авиационных и космических систем. М.: Машиностроение, 1985. 128 с.
3. Авиационные центробежные насосные агрегаты. Аринушкин Л.С. и др., под редакцией д-ра техн. наук Заславского Г.М. Изд-во «Машиностроение», 1967.
4. *Ржебаева Н.К., Ржебаев Э.Е.* Расчет и конструирование центробежных насосов: Учебное пособие. Сумы: Изд-во СумГУ, 2009.

ИЗМЕРЕНИЕ ЛИНЕЙНОЙ СКОРОСТИ ЛАМИНАРНОГО ПОТОКА ГАЗА ПРИ РАЗЛИЧНОМ СТАТИЧЕСКОМ ДАВЛЕНИИ

Тюкин А.П., Юшина Т.И.

ФГАОУ ВО «Национальный исследовательский технологический университет «МИСиС», г. Москва, Россия

В обозримом будущем возникнет необходимость строительства объектов на поверхности Луны. Например, это может быть научно-исследовательская станция, телескоп или ретранслятор. Для строительства необходимы металлические конструкции, при этом доставка металла с Земли чрезвычайно затратна. Таким образом, необходим способ получения металла из реголита в условиях лунной поверхности.

Реголит, в частности, доставленный на Землю в 1976 году автоматической межпланетной станцией Луна 24 из Моря Кризисов, содержит в своем составе, в числе прочего, химические элементы, указанные в таблице 1 [1].

Табл. 1. Частичный состав реголита Моря Кризисов

Компонент	Фаза			
	Габбро	Базальт	Долерит	Анортозит
TiO_2	до 0,7	0,7–2,3	1,0–1,2	–
Al_2O_3	до 19,0	11,1–17,2	12,4–13,9	–
FeO	14,1–18,5	15,8–24,6	18,4–24,6	до 3,3

Из таблицы 1 видно, что реголит представляет собой окисленную полиметаллическую руду, содержащую до 2,3 % оксида титана, до 19,0 % оксида алюминия и до 24,6 % оксида железа. Максимальные содержания самих металлов составляют: 1,4 % Ti, 10,1 % Al и 19,1 % Fe.

Для того, чтобы получить металл, необходимо сначала обогатить руду, то есть физическими методами повысить содержание ценных компонентов, а затем провести восстановительную плавку полученного концентрата. Задача упрощается тем, что поверхностный слой реголита не требуется дробить и измельчать – он уже готов к переработке. Однако есть и сложность – классические методы обогащения полезных ископаемых, осуществляемые в водной среде, в условиях вакуума и отсутствия воды неприменимы.

В таких условиях возможно проведение обогащения гравитационными газодинамическими методами с использованием в качестве рабочей среды какого-либо газа. При этом снижение давления газа относительно привычных нам 100 кПа позволяет:

– удешевить конструкцию аппарата за счет снижения прочности внешней герметичной камеры;

– снизить пыление и обеспечить движение отдельных минеральных частиц по баллистическим траекториям.

Исследования процессов газодинамической сепарации сыпучих материалов в среде разреженных газов ведутся на кафедре обогащения полезных ископаемых Московского института стали и сплавов. С данной целью сконструирована и построена баростатическая исследовательская установка, ключевым элементом которой является вакуумно-компрессионная барокамера длиной 2,7 м, внутрь которой помещен газодинамический сепаратор (рис. 1).

Исследуемый метод газодинамической сепарации заключается в свободном движении минеральных частиц в ламинарном потоке газа, что достигается за счет особой щелевой формы разгонного канала [2].

Компрессор нагнетает газ из основного объема барокамеры в ресивер, откуда он вследствие избыточного давления выходит через разгонный канал обратно в основной объем

камеры. Одновременно с этим при помощи питателя разделяемая минеральная смесь подается в разгонный канал. Частицы минерала, обладающие большей плотностью, размером и меньшим коэффициентом сферичности, приобретают меньшую скорость и после выхода из разгонного канала улавливаются на меньшем удалении от него.



Рис. 1. Баростатическая исследовательская установка кафедры ОПИ МИСиС

Линейная скорость газа в разгонном канале равна:

$$V = \frac{G}{\rho \cdot f}, \quad (1)$$

где G – массовый расход газа (кг/с), ρ – плотность газа (кг/м^3), f – площадь сечения разгонного канала (м^2).

Массовый расход газа рассчитывается по формуле:

$$G = f \cdot \sqrt{\frac{\rho_2 \cdot (p_1^2 - p_2^2) \cdot d}{p_2 \cdot \lambda \cdot L}}, \quad (2)$$

где f – площадь сечения разгонного канала (м^2), p_1 – давление в ресивере (Па), p_2 – давление в основном объеме барокамеры (Па), d – гидравлический диаметр разгонного канала (м), λ – коэффициент гидравлического трения, ρ – плотность воздуха (кг/м^3), L – длина разгонного канала (м).

Линейная скорость газа в разгонном канале рассчитана по формуле (1) для различных условий (статическое давление воздуха в барокамере, мощность компрессора). Результаты расчета представлены в табл. 2.

Также произведено прямое измерение скорости газа. Для этого в расходный бункер питателя сепаратора подан трассирующий материал – легкая древесная стружка, класс –0,63+0,20 мм. При помощи светодиодных прожекторов, исключающих мерцание света, и специализированной высокоскоростной камеры произведена съемка частиц трассирующего материала, движущихся внутри прозрачного разгонного канала, изготовленного из кварцевого стекла, со скоростью 960 кадров в секунду. По известному

расстоянию, пройденному отдельными частицами внутри разгонного канала за известное количество кадров, рассчитана фактическая скорость их движения. Результаты представлены в табл. 2.

Табл. 2. Расчетные и измеренные значения линейной скорости газа (воздуха)

№ серии экспериментов	Абсолютное давление в барокамере, кПа	Мощность компрессора, кВт	Расчетная скорость воздуха, м/с	Измеренная средняя скорость воздуха, м/с	Отношение измеренной скорости к расчетной	Re расч.	Re факт.
1	20,0±1,0	0,2	21,0	9,5	0,45	778	351
2	20,0±1,0	0,4	28,0	14,4	0,51	1070	549
3	60,0±1,0	0,3	13,3	11,0	0,83	1508	1254
4	60,0±1,0	0,7	18,3	17,5	0,95	2092	1998
5	60,0±1,0	1,1	21,5	22,1	1,03	2495	2572
6	96,5±1,0	0,4	10,5	10,3	0,98	1934	1893
7	96,5±1,0	0,9	15,2	17,3	1,14	2817	3210
8	96,5±1,0	1,4	18,2	41,2	2,26	3404	7685

Из табл. 2 видна высокая сходимость двух методов (расчетного и экспериментального) определения линейной скорости газа при средней величине абсолютного давления, равной 60,0±1,0 кПа. Расхождение величин, полученных двумя методами, не превышает 10 % отн.

Из табл. 2 также видны следующие тенденции:

– при снижении абсолютного давления до 20,0±1,0 кПа экспериментальный метод занижает скорость воздуха тем сильнее, чем она ниже, что связано с избыточной для таких условий массой трассирующих частиц и, как следствие, невозможностью их разгона потоком газа до скорости, близкой к собственной скорости газа;

– при повышении абсолютного давления до 96,5±1,0 кПа расчетный метод занижает скорость воздуха тем сильнее, чем она выше, что связано с переходом режима истечения газа в разгонном канале в турбулентную область (Re > 2300).

Значения числа Рейнольдса, вычисленные по расчетной и фактически измеренной скорости воздуха с учетом динамической вязкости воздуха при температуре эксперимента, также приведены в табл. 2.

Высокая сходимость расчетной и измеренной скорости газа на широком диапазоне режимных параметров позволила сделать вывод об исправной работе баростатической исследовательской установки, включая вакуумно-компрессионную барокамеру, систему водяного охлаждения компрессора сепаратора и автоматизированную систему контроля и поддержания разрежения.

В качестве дальнейшего направления исследований целесообразно рассмотреть экспериментальную проверку расчетов скоростей движения минеральных частиц модельных минеральных материалов (кварц, ильменит, магнетит, фаялит и др.) узких классов крупности в разгонном канале под действием динамического давления ламинарного потока воздуха на средних величинах его абсолютного статического давления (40 – 80 кПа).

Список литературы

1. *Барсуков В.Л.* Лунный грунт из Моря Кризисов. М.: Наука, 1980. 360 с.
2. *Тюкин А.П.* Разработка комбинированного метода обогащения зернистых материалов с применением технологий аэродинамической и ударной сепарации // Дисс. на соиск. уч. ст. к.т.н., МИСиС, 2013. 151 с.

ТРЕХУРОВНЕВАЯ СИСТЕМА ОБУЧЕНИЯ НАВЫКАМ ДЫХАНИЯ В ДЫХАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДЕЙСТВИЙ ЭКИПАЖЕЙ В НЕПРИГОДНОЙ ДЛЯ ДЫХАНИЯ АТМОСФЕРЕ

Хрипунов В.П.

ФГБУ «Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина», Звездный городок, Россия

Матвейкин В.Г.

АО «Корпорация «Росхимзащита», г. Тамбов, Россия

Алексеев С.Ю.

ФГБОУ ВО «Тамбовский государственный технический университет», г. Тамбов, Россия

Основным средством обеспечения активной деятельности экипажей космических объектов при авариях, связанных с образование непригодной для дыхания атмосферы, является изолирующий прибор космический (ИПК-1М). Человек, включенный в ИПК-1М, образует с ним замкнутую систему, где режимы дыхания человека определяют режимы работы ИПК-1М и наоборот. Таким образом, от навыков дыхания, обеспечивающих требуемые режимы работы ИПК-1М, зависит эффективность выполнения экипажем действий в соответствии с бортовой инструкцией.

В настоящее время для тренировки навыков дыхания в ИПК-1М используется комплект тренажеров ИПК-1МТ (регенеративный тренажер), в котором условия дыхания в ИПК-1М моделируются за счет использования регенеративного химического продукта. Несмотря на преимущества регенеративного тренажера с точки зрения полноты спектра и точности моделирования факторов, оказывающих воздействие на человека при дыхании в ИПК-1М, в последнее время на фоне эволюции тренажеров проявляются его недостатки [1].

Сейчас тренажеры пилотируемых космических аппаратов эволюционируют в направлении сложных программно-аппаратных комплексов, реализующих имитационные модели объектов профессиональной деятельности, выполненные на основе сочетания средств компьютерного моделирования, графики, мехатроники, цифровой обработки сигналов. Использование таких имитационных моделей обеспечивает адаптивное представление обучающей информации, заключающейся в анализе сочетания индивидуальных антропофизических, психоэмоциональных и интеллектуальных особенностей человека. При этом за счет точности имитационного моделирования всех протекающих процессов практически полностью исключается возможность привития ложных навыков.

Недостатками используемого в настоящее время регенеративного тренажера являются:

– невозможность многократного повторения наиболее ответственных этапов эксплуатации ИПК-1М;

– узкий спектр отрабатываемых нештатных ситуаций, связанных с работой ИПК-1М;

– высокая стоимость тренировки за счет использования штатных регенеративных патронов.

Исключить перечисленные недостатки тренировки позволяет разработанная в АО «Корпорация «Росхимзащита» трехуровневая система обучения. Она объединяет в себе тренажеры, использующие как регенеративный продукт, так и тренажеры использующие технологии компьютерного моделирования, графики, мехатроники, цифровой обработки сигналов, что обеспечивает синергетический эффект в процессе обучения.

Основной задачей, решаемой предлагаемой системой обучения, является выработка у человека навыков дыхания, обеспечивающих требуемые режимы работы ИПК-1М и способностей осознанно управлять ими, выполнять диагностику состояния своего

организма и ИПК-1М на основе ощущений, получаемых от кардиреспираторной системы при ограничениях на время принятия решения.

Характерной особенностью предлагаемой системы обучения является постепенное погружение обучаемого в предметную область от предоставления ему теоретических знаний об особенностях физических и химических процессов, протекающих в рабочих частях ИПК-1М, до практического использования им ИПК-1М при выполнении действий в соответствии с бортовой инструкцией на физических макетах в непригодной для дыхания атмосфере.

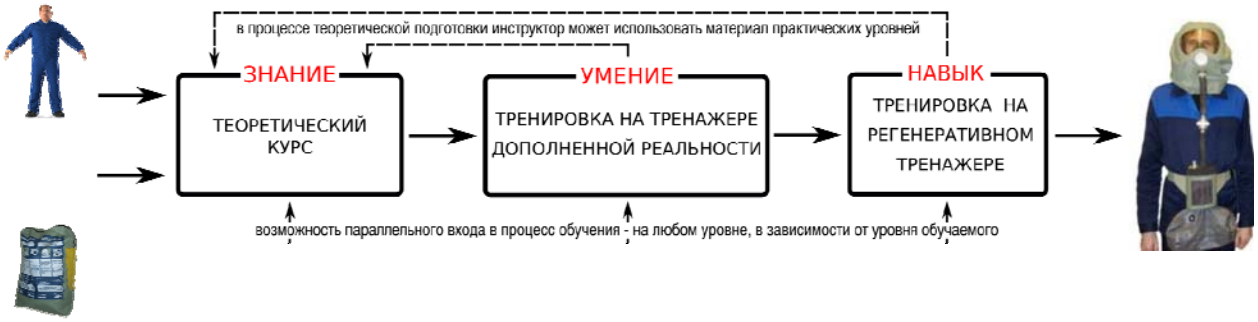


Рис. 1. Структура трехуровневой системы обучения

1. Уровень теоретической подготовки (*«знание»*). Обучающийся при использовании интерактивной обучающей системы получает теоретические знания об особенностях конструкции ИПК-1М, закономерностях протекающих в его рабочих частях взаимосвязанных тепло-, массообменных, гидродинамических и химических процессов и влиянии на их течение режимов дыхания и параметров выдыхаемой газовой смеси.

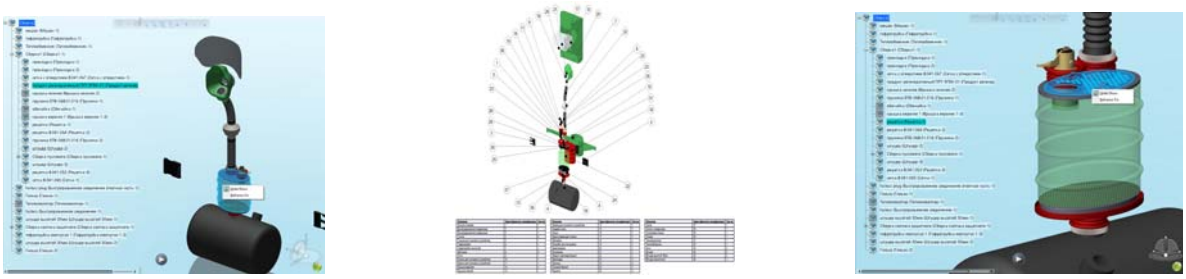


Рис. 2. Элементы интерактивной обучающей системы для ИПК-1М

В основу работы интерактивной обучающей системы положено сочетание технологий компьютерного моделирования и компьютерной графики. Их использование является единственной возможностью наглядно, в режиме реального времени, поэтапно продемонстрировать обучаемому работу ИПК-1М, особенности протекающих в нем процессов, изменение режимов работы ИПК-1М в зависимости от изменения режимов дыхания человека.

Завершение курса теоретической подготовки определяется для каждого обучаемого индивидуально по результатам тестирования, которое также реализуется средствами интерактивной обучающей системы.

2. Уровень тренировки на тренажерах дополненной реальности (*«умение»*). Обучающийся получает первичные навыки правильного дыхания в ИПК-1М, действий в нештатных ситуациях, связанных с ошибками его использования, восстановления его работы после таких нештатных ситуаций и ощущает воздействие на свою кардиореспираторную систему дополнительных факторов. Тренировки осуществляются в учебном классе при полном контроле инструктором физического и психологического состояния обучаемого и параметров работы тренажера [2, 3].

В тренажере дополненной реальности физические и химические процессы, протекающие в регенеративных тренажерах, моделируются средствами вычислительной техники, компьютерного моделирования, мехатроники и цифровой обработки сигналов. Такое моделирование обеспечивает возможность

– регистрация параметров функционирования кардиореспираторной системы обучаемого и предоставление ему информации о зависимостях их изменения во времени для обеспечения им самоконтроля;

– вмешательства инструктора в процесс тренировки в любой момент времени;

– гибкого управления режимами работы тренажера и как следствие, моделирования широкого круга нештатных ситуаций, связанных с его использованием;

– определения режимов тренировки в зависимости от антропометрических и физиологических особенностей обучаемого и уровня его тренированности.

Управление мобильным тренажером может осуществляться инструктором удаленно или непосредственно обучаемым с помощью портативного пульта управления, расположенного на руке.

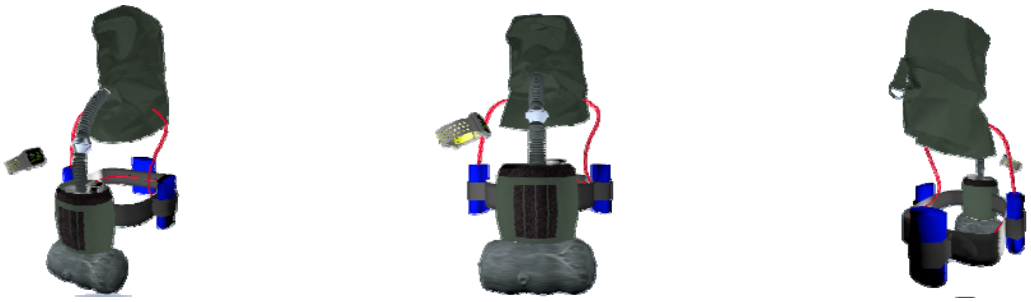


Рис. 3. Тренажера ИПК-1М дополненной реальности

Для тренажеров дополненной реальности возможно объединение их в беспроводную вычислительную сеть реального времени для отработки слаженности групповых действий.

Критерием завершения тренировок с тренажерами дополненной реальности является появление у обучающегося первичных навыков контроля своего физического состояния и технического состояния ИПК-1М в процессе его использования, навыков управления режимами работы ИПК-1М через сознательное изменение режимов своего дыхания. По окончании курса тренировок на тренажере дополненной реальности, обучающийся получает допуск к выполнению тренировок на регенеративном тренажере, в условиях, максимально приближенных к реальным.

Обучающая система на первом уровне обучения и тренажер дополненной реальности на втором, обеспечивают возможность автоматической оценки знаний и умений обучаемого. Так исключается возможность привнесения инструктором в их оценку субъективной составляющей.

3. Уровень тренировки на регенеративных тренажерах (*«навык»*). Обучающийся развивает полученные на предыдущем уровне практические умения использования ИПК-1М и дыхания в нем. В непригодной для дыхания атмосфере он выполняет упражнения, направленные на отработку действий в соответствии с бортовой инструкцией при самостоятельном контроле своего состояния и состояния ИПК-1М, а также исключение действий, приводящих к нештатным ситуациям в работе ИПК-1М.

Основой для обучения на этом уровне является регенеративный тренажер ИПК-1МТ или сам ИПК-1М, выпускаемые АО «Корпорация «Росхимзащита».

Критерием окончания тренировок является демонстрация обучающимся устойчивых в условиях стресса, вызванного возникновением аварийной ситуации, навыков, эффективных действий в соответствии с бортовой инструкцией в ИПК-1М при самостоятельном контроле своего физического и психологического состояния, управления ресурсом ИПК-1М через сознательное изменение параметров своего дыхания.

Список литературы

1. *Шукшунов В.Е., Хрипунов В.П. и др.* Основы анализа и проектирования ИТ инфраструктуры для интегрированного тренажерного комплекса подготовки космонавтов // Пилотируемые полеты в космос. – 2018. – С. 65.
2. *Krasnyanskiy, Mikhail N., Denis L. Dedov, Artem D. Obukhov, and Sergey Yu Alekseev.* "Visualization technology and tool selection methods for solving adaptive training complex structural-parametric synthesis problems" Journal of Computing and Information Science in Engineering 20, no. 4 (2020).
3. *Matveikin, V.G.* Method for the Development of Self-Contained Breathing Apparatus Using Computer Modeling / V.G. Matveikin, E.N. Tugolukov, S.Yu. Alekseev, A.Y u. Zakharov // International Journal of Engineering & Technology. – 2018. – № 7 (3.14). – С. 481–486.

РАЗРАБОТКА ФИЛЬТРА ВРЕДНЫХ ПРИМЕСЕЙ С УЧЕТОМ ТРЕБОВАНИЙ СТОЙКОСТИ К ВНЕШНИМ ВОЗДЕЙСТВИЯМ

Орлова М.С., Рылов Ю.Б., Матвеев С.В.

АО «Корпорация «Росхимзащита», г. Тамбов, Россия

Пилотируемый космический аппарат (далее ПКА) представляет собой совокупность технических систем, обеспечивающих условия для жизни и деятельности экипажа. Для выполнения задач, предусмотренных программой полета, на обитаемом ПКА длительного использования предусмотрен целый комплекс систем жизнеобеспечения [1], создаваемых на основе современных инженерно-конструкторских разработок и предназначенных для создания комфортных и безопасных условий обитаемости.

Составные части данных систем, являясь элементом ПКА, в условиях космического полета и во время наземной эксплуатации испытывают ряд воздействий в соответствии с участком полета, в том числе перегрузки и вибрации при штатной эксплуатации (транспортирование, старт, выведение, орбитальный полет, штатный спуск и посадка) и в нештатных ситуациях (запуск ракетного блока аварийного спасения и другие).

Перечисленные факторы существенно влияют на безопасность и надежность технических систем ПКА [2], что приводит к необходимости сбора достоверных данных о возможности использования того или иного элемента в составе ПКА, а проектирование и разработка технических средств ведется с учетом требований живучести и стойкости к внешним воздействиям, устанавливаемых техническим заданием (далее ТЗ).

В связи с увеличением продолжительности полетов космических кораблей вопрос удаления вредных примесей из атмосферы обитаемых отсеков космических аппаратов становится одним из наиболее важных. Согласно требованиям [3], в ПКА должна быть обеспечена очистка газовой среды обитаемых отсеков от газообразных вредных микропримесей метаболического и другого происхождения.

АО «Корпорация «Росхимзащита» в рамках СЧ ОКР «Создание фильтра вредных примесей» с 2011 года ведет разработку Фильтра вредных примесей (далее ФВП), подключаемого к системе обеспечения газового состава корабля и предназначенного для очистки атмосферы командного отсека от вредных примесей до допустимых пределов с учетом среднесуточных норм поступления в среду: газообразных продуктов жизнедеятельности экипажа, газообразных микропримесей, выделяемых аппаратурой.

В 2019 году успешно проведены автономные испытания опытных образцов ФВП в условиях, близких к реальным (экспериментальная отработка).

Для проведения экспериментальных исследований стойкости ФВП к механическим воздействиям в виде транспортных нагрузок, синусоидальной и широкополосной вибрации, низкочастных динамических перегрузок, линейных ускорений, ударно-импульсного нагружения были разработаны программы и методики автономных испытаний, согласно которым установленный объем проверок проводился на двух испытательных базах: АО «Корпорация «Росхимзащита» и ПАО «РКК «Энергия».

По результатам проведенных испытаний установлено, что ФВП сохранил работоспособность после воздействия приложенных нагрузок, механические повреждения, влияющие на функционирование изделия, отсутствуют, аэродинамическое сопротивление и герметичность опытных образцов соответствуют установленным требованиям рабочей конструкторской документации.

Достижение заданных показателей стойкости к внешним воздействиям обусловлено решениями в части конструкции и выбора материалов ФВП с учетом приоритетной ориентации на сохранение оптимальных массогабаритных характеристик и условий для прохождения очищаемого потока воздуха через фильтр.

ФВП является малогабаритным устройством, в котором использованы наиболее эффективные сорбенты (для поглощения указанного состава вредных примесей) и катализаторы (для очистки от оксида углерода), обладающие высокой прочностью.

Кроме того, конструкция обечайки фильтра в форме цилиндра с зигами обеспечивает необходимую защиту насыпных продуктов от внешних воздействий. Слои закреплены в корпусе между решетками, находящимися в напряжении, что предотвращает перемещение гранул внутри пространства обечайки относительно друг друга и исключает их истирание. Наличие решеток, приваренных к обечайке, и отсутствие полых областей в центральной части корпуса обеспечивает дополнительную жесткость.

Размещение ФВП в командном отсеке предполагает установку в приспособление, обеспечивающее надежность крепления, в месте, не предусматривающем непреднамеренное воздействие космонавта. Автономные испытания ФВП проведены с помощью приспособления, имитирующего данное крепление изделия в ПКА.

Таким образом, в рамках автономных испытаний проведена оценка стойкости разрабатываемого изделия к внешним воздействиям механического характера с целью получения достоверных сведений о достаточности и рациональности проектных решений для допуска к последующим видам испытаний, определена амплитудно-частотная характеристика опытных образцов.

Экспериментальная отработка ФВП в объеме проверок на этапе автономных испытаний подтвердила соответствие требованиям ТЗ по стойкости и живучести к внешним воздействиям и оптимальность выбранных решений при проектировании и разработке.

В настоящее время АО «Корпорация «Росхимзащита» продолжает опытно-конструкторские работы по разработке ФВП в рамках этапа «Комплексные и межведомственные испытания и корректировка рабочей документации».

Список литературы

1. *Гладышев Н.Ф.* Системы и средства регенерации и очистки воздуха обитаемых герметичных объектов/ Н.Ф. Гладышев, Т.В. Гладышева, С.И. Дворецкий. М.: Издательский дом "Спектр", 2016. 204 с.
2. Справочник по безопасности космических полетов/ Г.Т. Береговой, В.И. Ярополов, И.И. Баранецкий. М.: Машиностроение, 1989. – 336 с.
3. ГОСТ Р 50804-95. Среда обитания космонавта в пилотируемом космическом корабле. Общие медико-технические требования. Введ. 1996-07-01. М.: ИПК Издательство стандартов, 1995. 64 с.

КРИТЕРИИ КЛАССИФИКАЦИИ РЕГЕНЕРАЦИОННЫХ СИСТЕМ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО УРОВНЯМ СЛОЖНОСТИ

Потемкин А.Л., Глебов И.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Доклад посвящен выбору критериев классификации регенерационных систем жизнеобеспечения (РСЖО) пилотируемых космических аппаратов по уровням сложности на начальном этапе проектирования для проведения априорной оценки сроков и стоимости их разработки, изготовления и испытаний.

РСЖО представляют, многокритериальные технические системы, принцип функционирования которых основан на регенерации продуктов жизнедеятельности человека в замкнутых герметичных отсеках, что позволяет их характеризовать в качестве сложных технических систем (СТС).

При анализе свойств РСЖО как СТС следует отметить, что составные части (СЧ) РСЖО, предназначенные для выполнения схожих функций, могут быть реализованы на различных физико-химических принципах работы, иметь различную длительность разработки, изготовления, испытаний и стоимость, следовательно, они должны характеризоваться разной степенью сложности. Это необходимо учитывать на начальном этапе проектирования систем, поскольку, экспертный метод оценки, который используется в настоящее время, зачастую приводит к некорректному технико-экономическому обоснованию проекта, и в дальнейшем к увеличению стоимости и сроков выполнения работ.

С учетом особенностей функционирования, конструкции и управления разработаны критерии сложности, на основании которых выделены 5 уровней сложности РСЖО. В качестве критериев сложности предложены следующие особенности РСЖО:

– только механический принцип работы;

– наличие и тип химической реакции (простая, сложная);

– конструктивное исполнение в части количества элементов и объединения их в гидравлически замкнутую систему;

– наличие пожаро-взрывоопасных процессов;

– необходимость вакуумирования (организация вакуумной десорбции);

– необходимость нагрева;

– необходимость сложного алгоритма управления;

– наличие частично или полностью реализованной системы управления.

Проведен анализ основных эксплуатируемых и разработанных составных частей системы обеспечения газового состава как СЧ РСЖО и представлена их классификация по уровням сложности. Отмечено, что разработанная классификация применима к любой СЧ РСЖО и позволяет:

1. На стадии предпроектной работы, перед согласованием технических заданий на разработку новых СЧ РСЖО, проводить априорную оценку сроков и стоимости их разработки, изготовления и испытаний.

2. На этапе проектирования интенсифицировать выпуск материалов технико-экономического обоснования разработки СЧ СЖО.

3. На этапе разработки рабочей конструкторской документации сократить сроки, а соответственно и стоимость, выпуска программ и методик испытаний агрегатов и подсистем РСЖО.

4. На стадии разработки технологической документации проводить оценку технологических процессов изготовления и испытаний.

Следующим этапом должна стать методика оценки ТЭО проекта на основе разработанной классификации РСЖО по уровням сложности с учетом формализации предложенных критериев сложности, а также их ранжирования в части весомости.

Список литературы

1. *Глебов И.В., Коган И.Л.* Имитационное моделирование при проектировании регенерационных систем жизнеобеспечения пилотируемого космического аппарата. *Космическая техника и технологии*, 2017, № 4 (19), с. 89−94.
2. *Цветков В.Я.* Сложные технические системы. *Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований*. 2016. № 10-4. с. 670.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМЫ ГЕНЕРАЦИИ КИСЛОРОДА «ЭЛЕКТРОН-ВМ» МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

Прошкин В.Ю.

АО «НИИхиммаш», г. Москва, Россия

Российская система генерации кислорода (СГК) «Электрон-ВМ» [1] работает на Международной космической станции (МКС) с 2000 г., производит кислород для дыхания экипажа и состоит из блока жидкостного (БЖ) – технологический блок, где реализованы все технологические процессы, блока согласования сигналов и команд (БССК) – электронный посредник между БЖ и бортовой вычислительной системой, которая управляет СГК, и комплекта соединительных кабелей (КСК) между БЖ и БССК. Основные рабочие процессы в БЖ: электролиз воды на O_2 и H_2 из щелочного электролита (25 % по массе раствор КОН), циркуляция электролита через O_2 и H_2 камеры электролизера, последующее разделение газожидкостных смесей в статических разделителях на пористых диафрагмах, каталитическая очистка полученного O_2, подпитка циркуляционного контура водой из внешнего источника. Ток электролиза 10-64 А обеспечивает производительность O_2 25-160 нормальных л/час.

Внешние связи СГК «Электрон-ВМ» на МКС: система энергопитания (источник питания постоянного тока для электролизера и бортовая розетка 28 В для насосов, клапанов и датчиков в БЖ и для БССК), система водообеспечения (источник воды), система терморегулирования (отвод выделяющегося при электролизе тепла через теплообменник в составе БЖ), система обеспечения газового состава (блок подачи азота в БЖ, газоанализаторы, регулирование потока газов после выхода из БЖ), система и средства управления с соответствующими кабелями (управление СГК, запись параметров, телеметрическая информация).

На 30.08.2021 г. СГК «Электрон-ВМ» на МКС наработала 4759 суток (плюс время перерывов), выработала 11457 кг O_2, потребила 13145 кг воды (12889 кг на электролиз и 256 кг унос пара с электролизными газами). Энергопотребление: на электролиз 7,6-8,9 Вт-час на нормальный литр O_2 (зависит от производительности O_2 и других параметров, среднее за всю эксплуатацию – 8,2) и менее 10 Вт на все оборудование (БССК, насосы, клапаны, датчики). В СГК с 2000 г. использовано (включая работающие сейчас): БЖ (масса 160 кг) – 8 шт. (БЖ №№ 003-009, 011), БССК (масса 3,5 кг) – 6 шт. (включая 2 шт., помещенные после использования в ЗИП), КСК (масса 1 кг) – 2 шт., дополнительное оборудование (включая ЗИП) для СГК – 79 кг. Замена компонентов СГК была: БЖ (ресурс 365 суток) – при неустранимом отказе, БССК (ресурс 365 и 412,5 суток) и КСК (ресурс 1095 суток) – после выработки ресурса или истечения назначенного срока службы при сохранении работоспособности.

Неустранимые отказы во всех БЖ (как и отказы, которые были устранены при эксплуатации) не были связаны с выработкой штатного ресурса БЖ или аппаратов в его составе, а их причины – непредсказуемые нештатные ситуации (НШС) вызванные, в подавляющем большинстве, неблагоприятным воздействием внешнего окружения на систему «Электрон-ВМ». Также в сильной степени проявился ряд недостатков в информационном обеспечении сопровождения эксплуатации системы «Электрон-ВМ» на МКС: недостаток телеметрических данных, значительное запаздывание в их получении, большие потери информации и ее искажение, низкая степень или полное отсутствие обработки и анализа данных [2]. Все это (особенно в период 2002-2006 гг. для БЖ №№ 004-008) вместе с особенностями конструкции и индивидуального изготовления каждого БЖ и рядом организационно-административных проблем не всегда давало возможность обнаружить и локализовать НШС на ранней стадии развития. В результате имели место большие затраты времени экипажа (и наземных служб) связанные с СГК «Электрон-ВМ», отсутствовало полное понимание причин НШС, принимаемые решения не являлись

оптимальными, а БЖ имел низкую устойчивость к действию НШС. Как итог, БЖ выводился из эксплуатации, не реализовав своего потенциала (у БЖ №№ 004, 006-008 наработка была меньше установленного ресурса, при максимальной наработке 456 суток в 2002-2005 гг. для БЖ № 005). При этом в испытаниях на Земле в 1998-2003 гг. наработка составила 750 суток до отказа (также связанного с НШС, а не с выработкой ресурса) у БЖ № 001 и 648 суток при сохранении работоспособности у БЖ № 002.

По итогам анализа отказов и НШС в СГК «Электрон-ВМ» и дефектации спущенных на Землю БЖ №№ 005, 006 и 008: модернизирована конструкция БЖ и его аппаратов, ведутся работы по сбору и обработке информации о параметрах, разработаны методики по эксплуатации СГК и системный подход к анализу ее технического состояния как при штатной работе, так и в НШС (с учетом действия всех внешних и внутренних факторов), создан комплект дополнительного оборудования. Производство БЖ и всех его основных аппаратов перенесено в АО «НИИхиммаш» (начиная с БЖ № 008). Цель проводимых работ – продлить на МКС время наработки БЖ до отказа, минимизировать число НШС и повысить устойчивость системы «Электрон-ВМ» к НШС. Был дан прогноз: потенциальная наработка БЖ составляет 3 года (прогноз 2008 г. [3]), а при последующем развитии системы «Электрон-ВМ» – 5 и более лет (прогноз 2011 г. [4]). Эксплуатация на Земле и на МКС подтвердила эти прогнозы:

– при ресурсных испытаниях на Земле в 2005-2010 гг. наработка БЖ № 010 составила 836 суток при сохранении полной работоспособности. Данный БЖ был первым, изготовленным в АО «НИИхиммаш» (изготовлен ранее БЖ №№ 008, 009, работавших на МКС), и в процессе испытаний проходил модернизацию. Дефектация БЖ показала, что ресурс его аппаратов (с явной выработкой ресурса) выработан менее чем на 50%, их ресурс составляет не менее 5,5-7 лет [5], а выработка ресурса на характеристики БЖ не повлияла.

– на МКС в 2006-2011 гг. наработка БЖ № 009 до отказа составила 1265 суток. Анализ показал – отказ вызван не выработкой ресурса (как предполагалось ранее), а рядом НШС (из-за особенностей изготовления и эксплуатации БЖ) и недостатком опыта в их ликвидации.

– на МКС с 2011 г. наработка БЖ № 011 составляет 2044 суток (на 30.08.2021 г.) при сохранении полной работоспособности. При этом с БЖ было всего 8 НШС, из которых 4 самоустранились при последующем включении, 2 устранены проведением работ экипажем, 1 устранена с Земли внесением изменений в программу управления, 1 не связана с СГК «Электрон-ВМ» (сбой от системы управления) и устранена изменением методики эксплуатации (непосредственная ликвидация НШС) с дальнейшей заменой блоков системы управления.

Направления прошлого, настоящего и будущего развития системы «Электрон-ВМ»:

1. Увеличение времени наработки БЖ до отказа, определение предела по ресурсу аппаратов в составе БЖ (и как следствие – модернизация аппаратов с наименьшим ресурсом).
2. Снижение числа НШС, устойчивость к их действию (снизить негативные последствия, повысить возможности к восстановлению после НШС), надежность при эксплуатации.
3. Эксплуатационные характеристики – безопасность, трудозатраты экипажа.
4. Технические характеристики – масса, энергопотребление, производительность.
5. Конструктивные характеристики – технологичность, простота, надежность изготовления, замена уникальных материалов и комплектующих на серийно выпускаемые.
6. Дополнительное оборудование, включая доработку конструкции БЖ для подключения этого оборудования, с целью продления ресурса, ликвидации НШС, повышения безопасности (особенно в НШС) и улучшения других эксплуатационных характеристик и т.д. Дополнительное оборудование обеспечивает большой эффект при маленьких затратах.
7. Методики эксплуатации, в том числе совершенствование алгоритма управления.
8. Выявление и реализация потенциальных возможностей, включая адаптацию к кратким и длительным изменениям как внешних воздействий, так и внутренних параметров.

9. Управление системой. Перспектива – автономное управление, чтобы снизить влияние централизованной системы управления на МКС и сократить число отключений-включений (~50 % всех штатных отключений-включений СГК на МКС – это вмешательство в деятельность системы управления, не связанное с системой «Электрон-ВМ»; опыт эксплуатации показал, что значительная часть НШС происходит в момент включения системы).

10. Характеристики внешних систем, работающих с СГК «Электрон-ВМ». Взаимная адаптация и совместная оптимизация комплекса «Электрон-ВМ» – внешнее окружение.

11. Информационное обеспечение – необходимое условие предыдущего, в том числе:

– датчики параметров (число датчиков, замена дискретных на аналоговые, …);

– сбор, обработка и анализ информации (развитие средств телеметрии на борту, снижение потерь и искажений информации, методики сбора и алгоритмы обработки, …);

– исследование и анализ динамики параметров системы при штатной работе и НШС, на различных периодах времени – от долей секунд (при НШС) до нескольких лет;

– математическое моделирование – аналитические и численные модели и расчеты;

– испытательные и исследовательские стенды на Земле;

– аналитические методы и критерии эффективности для определения наиболее перспективных направлений развития;

– при работе на борту в максимальной степени (на достигнутом уровне) прогноз технического состояния системы и раннее распознание НШС.

Описанная модернизация, в общем виде, включает 4 составные части:

– материальную – создание и/или модернизация конкретных аппаратов («железо»);

– аналитическую – анализ информации и синтез принимаемых решений;

– методическую – разработка соответствующих методик и алгоритмов;

– организационную – планирование и выполнение необходимых мероприятий.

СГК «Электрон-ВМ», как и любая регенерационная система жизнеобеспечения обитаемой космической станций – технически сложное, уникальное и единичное изделие с длительным сроком эксплуатации при ограниченных возможностях по технической диагностике, обслуживанию и ремонту на борту. Поэтому есть вероятность непредсказуемости в поведении системы и неизбежность НШС. Значит, развитие СГК «Электрон-ВМ» должно закрывать некоторую область неопределенности при ее разработке, изготовлении и эксплуатации.

Сегодня развитие СГК «Электрон-ВМ» и ее составных частей идет активно и непрерывно, по итогам эксплуатации на борту МКС. БЖ, хранящиеся в ЗИПе на Земле, модернизированы по сравнению с БЖ № 011, работающем на МКС. Часть перспективных направлений может быть реализована на МКС при небольшой доработке в окружении системы «Электрон-ВМ» (особенно, в части информационного обеспечения и прогноза технического состояния). Другая часть ограничена имеющейся материальной частью МКС, но будет применена при создании новых космических станций. Опыт, полученный для СГК «Электрон-ВМ», также реализуется при создании и модернизации других систем жизнеобеспечения.

Ближайшая задача СГК «Электрон-ВМ» на МКС – достичь 7 лет наработки для БЖ.

В перспективе система «Электрон-ВМ» – готовая основа для СГК пилотируемых космических станций нового поколения и обитаемых баз на Луне и Марсе.

Список литературы

1. *Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А.* Система генерации кислорода «Электрон-ВМ» на борту Международной космической станции. // Пилотируемые полеты в космос. 2013. № 3 (8). С. 84-99.
2. *Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Кочетков А.А., Гаврилов Л.И.* Вопросы эксплуатации регенерационных систем обеспечения газового состава Российского модуля Международной космической станции. // Труды МАИ. 2013. № 65 (создан 19.06.2013 г.). С. 1-21. Доступ http://trudymai.ru/published.php?ID=35841.

3. *Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Гаврилов Л.И., Кочетков А.А., Павлова Н.В., Телегин. А.А., Рябкин А.М., Кирюшин О.В., Любимов Г.А.* Системы генерации кислорода на основе электролиза воды: результаты эксплуатации на Международной космической станции и перспективы развития. // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2008. Т. 42. № 6/1 дополнительный. С. 70-72.
4. *Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Гаврилов Л.И., Кочетков А.А.* Эксплуатация российской системы генерации кислорода «Электрон-ВМ» с технологическим блоком № 009 на борту Международной космической станции. // Космический форум 2011, посвященный 50-летию полета в космос Ю.А. Гагарина (Московская обл., Звездный городок – Москва). 18-21 октября 2011. Сб. материалов. М.: ИМБП РАН. 2011. С. 210.
5. *Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Коробков А.Е.* Потенциальный ресурс системы генерации кислорода «Электрон-ВМ» на Международной космической станции. // Пилотируемые полеты в космос. XI Международная научно-практическая конференция (Звездный городок, Московская обл.). 10-12 ноября 2015. Материалы конференции. Московская обл., Звездный городок: ФГБУ НИИЦПК им. Ю.А. Гагарина. 2015. С. 46-48.

УВЕЛИЧЕНИЕ РЕСУРСА СИСТЕМЫ СРВ-К2М РС МКС ПО ОЧИСТКЕ КОНДЕНСАТА

Бобе Л.С., Кочетков А.А., Павлов А.В.

АО «НИИхиммаш», г. Москва, Россия

В российском сегменте Международной космической станции (МКС) регенерация воды из конденсата атмосферной влаги (КАВ) осуществляется в системе СРВ-К2М, реализующей процессы сепарации конденсата, сорбционно-каталитической очистки и кондиционирования очищенной воды до питьевых норм при температуре и давлении атмосферы станции. Коэффициент извлечения воды в данной системе составляет 100%. Затраты массы на доставляемое сменное оборудование составляют 0,08 кг на 1 литр регенерированной воды, что в 15 раз меньше, чем удельная масса доставляемой воды с Земли (1,25 кг на 1 литр доставляемой воды). Использование статических сепараторов с капиллярно-пористыми мембранами и квазистатического режима контактной очистки и кондиционирования позволило снизить затраты энергии на процесс регенерации до 2 Втч на литр регенерированной воды. С учетом нагрева и пастеризации выдаваемой экипажу воды среднесуточная потребляемая мощность на одного космонавта в сутки составляет 10 Вт [1,2], что на порядок меньше, чем в аналогичной американской системе. В то же время система СРВ-К2М имеет лимитированный ресурс входящих в нее блоков очистки. Удельная масса, приходящаяся на оборудование очистки конденсата, составляет 0,05 кг на 1 литр получаемой воды (60% от общих затрат). В условиях длительного автономного пребывания экипажа вопрос увеличения ресурса системы выходит на передний план. Снижение количества доставляемых сменных блоков и удельных затрат массы сменного оборудования до 0,02–0,03 кг на 1 литр воды позволит существенно сократить затраты на регенерацию и использовать систему СРВ-К2М при межпланетных полетах. При этом необходимо сохранить малое энергопотребление системы.

При регенерации воды наиболее сложной является очистка от недиссоциирующих спиртов – этанола и метанола. Вначале проводится их каталитическое окисление, затем ионообменная очистка от диссоциирующих продуктов реакции – в основном уксусной кислоты. Предварительное окисление недиссоциирующей органики осуществляется в фильтре-реакторе ФР, где окисляется 50-60% органических соединений. Основная очистка КАВ осуществляется в блоке колонок очистки (БКО). Блок представляет собой пять последовательно соединенных колонок, заполненных катализатором на угольной основе и ионообменной смолой. Окисление загрязняющих соединений происходит в жидкой фазе за счет кислорода, запасенного при изготовлении катализатора, и содержание окислителя в порах не возобновляется. В результате этого процесс окисления в блоке БКО является затухающим. В случае протекания газожидкостного потока через слой сорбента-катализатора одновременно происходят два вида окисления. Во-первых, это тот же процесс, что и в жидкой фазе – за счет окислителя – кислорода, содержащегося в структуре катализатора. Во-вторых, одновременно протекает процесс окисления за счет кислорода, поступающего из воздуха. В АО «НИИхиммаш» проведен ряд предварительных исследований [3], показавших, что введение газообразного кислорода (воздуха) в слой сорбента-катализатора позволяет организовать непрерывный процесс окисления.

Испытания проводились на двух макетах колонок окисления БКО (колонки с платинированным углем) в масштабе 1:100 на модельном растворе с содержанием этанола 100 мг/л (соответствует содержанию этанола на выходе из фильтра-реактора). Первая колонка работала в режиме без подачи окислителя в слой сорбента, при этом наблюдалась выработка ресурса, аналогичная происходящей в штатной системе. Процесс окисления этанола прекращался при израсходовании окислителя.

Вторая колонка работала при подаче в поток жидкости воздуха в соотношении 1 $см^3$ воздуха на 2 $см^3$ жидкости. Количество окислителя (кислорода) примерно в два раза больше,

чем по стехиометрии. Процесс осуществлялся при периодической подаче порций жидкости в квазистационарном режиме. Результаты экспериментов представлены на рис. 1.

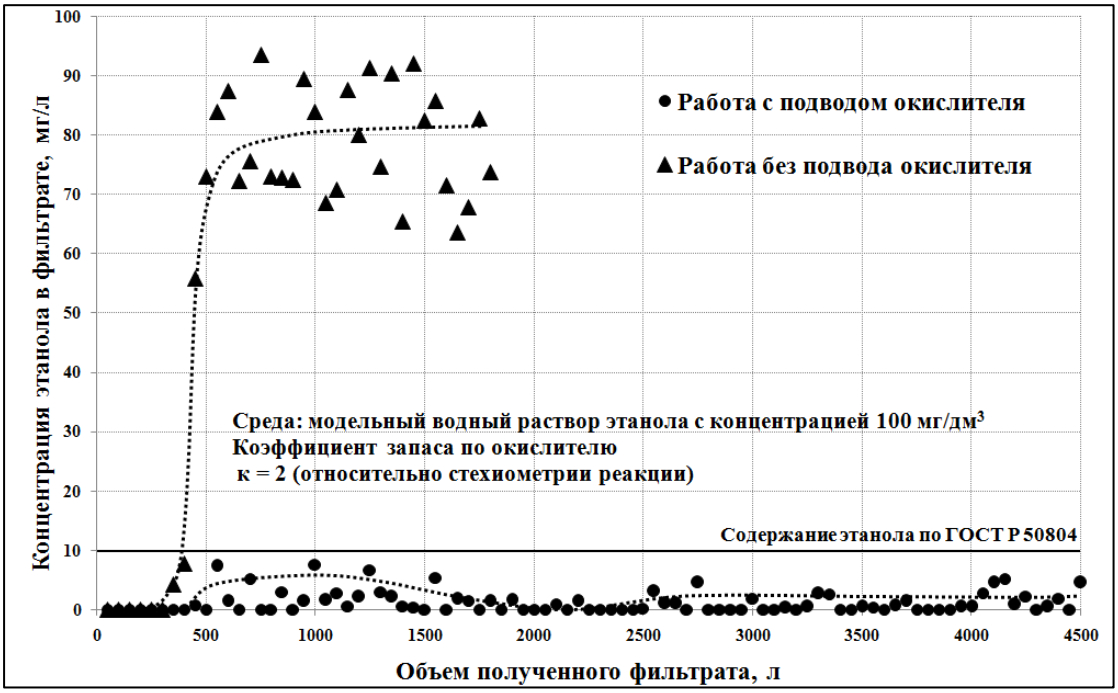


Рис. 1. Зависимость содержания этанола в фильтрате при работе макета БКО без подачи и с подачей окислителя

При общем времени контакта жидкости с катализатором не менее 15 минут происходило окисление 98% спирта до уксусной кислоты и диоксида углерода. В режиме подачи газожидкостной смеси при указанных условиях процесс окисления становился незатухающим. Количество полученного фильтрата, содержащего этанол в количестве от 0,38 мг/л до 3,4 мг/л (по ГОСТ Р 50804-95 не более 10 мг/л), составило более 4500 литров в пересчете на полноразмерный БКО.

Проведенные эксперименты по определению влияния продуктов реакции на процесс каталитического окисления показали, что при повышенном содержании в исходном модельном растворе уксусной кислоты снижается окислительная способность сорбента-катализатора как при окислении в жидкой фазе, так и при газожидкостном режиме. Это объясняется тем, что окисление органических веществ проходит в диффузионной области, и лимитирующей стадией является отвод продуктов реакции окисления в межзерновое пространство из пор угольной основы. Для осуществления незатухающего процесса окисления необходим постоянный подвод окислителя в зону реакции и отвод образовавшихся продуктов.

Проведены испытания макета колонок БКО, содержащих платинированный уголь и фильтр смешанного действия (ФСД-Пч4), который состоит из катионообменной и анионообменной смолы в соотношении 1:3, на модельном растворе с концентрацией этанола 100 мг/л и уксусной кислоты 60 мг/л.Это соответствует содержанию основных органических загрязнителей в КАВ после предварительного окисления в ФР. Испытания проводились намакете БКО в масштабе 1:100 и времени контакта жидкости и катализатора не менее 15 мин. Первоначально подавалась жидкость без воздуха. До выработки ресурса макет работал в штатном режиме БКО, где окисление этанола осуществлялось за счет запасенного в катализаторе кислорода. Начиная с 550 л осуществлялась подача в поток жидкости воздуха в соотношении 1:2 (воздуха к жидкости). На рис. 2 приведены результаты эксперимента.

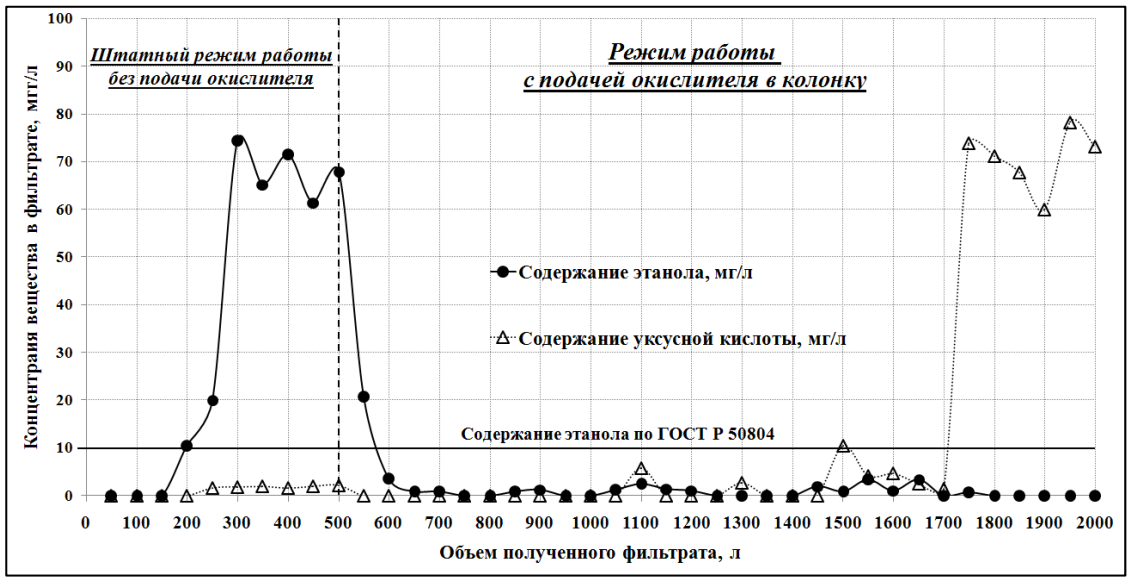


Рис. 2. Зависимость содержания этанола в фильтрате при работе макета БКО без подачи и с подачей окислителя при сорбции уксусной кислоты ионообменным фильтром

При штатном режиме работы окисление этанола происходило до момента исчерпания запасов окислителя (250 – 300 л) в сорбенте-катализаторе и соответствовало ресурсу БКО. При дальнейшей подаче окислителя в слой сорбента происходил процесс восстановления окислительной способности катализатора (500 – 600 л) и выход на устойчивый режим окисления этанола (с 650 л) с одновременным отводом продуктов реакции за счет их сорбции ионообменной смолой. После прекращения сорбции уксусной кислоты ионообменной смолой и угольной основой катализатора возможен рост этанола в фильтрате.

Введение блока подачи воздуха и применение режима подачи газожидкостной смеси позволит значительно (в 3-5 раз) увеличить ресурс БКО по окислению недиссоциирующей органики. Следует отметить, что процесс проводится при давлении и температуре в станции. В американской системе процесс окисления проходит при давлении 5 – 6 атмосфер и температуре 135°С.

Задачами для дальнейших работ являются исследование возможности увеличения и восстановления ресурса ионообменной шихты, подбор и оптимизация ее состава, исследование процесса каталитического окисления в системе СРВ-К2М на полноразмерных блоках.

Выражаем благодарность кандидату технических наук Скляру Евгению Федоровичу за профессиональную помощь в организации исследований и консультации.

Список литературы

1. *Бобе Л.С., Самсонов Н.М., Новиков В.М., Кочетков А.А., Солоухин В.А., Телегин А.А., Андрейчук П.О., Протасов Н.Н., Синяк Ю.Е.* Перспективы развития систем регенерации воды обитаемых космических станций //Известия РАН. Энергетика. № 1. 2009. С. 69–78.
2. Перспективы развития регенерационного водообеспечения пилотируемых космических станций / Л.С. Бобе, А.А. Кочетков, С.Ю. Романов [и др.]//Пилотируемые полеты в космос. – 2014. – № 2(11). – С. 51-60.
3. Повышение ресурса узла очистки при регенерации воды из конденсата атмосферной влаги/А.В. Павлов, Л.С. Бобе, А.А. Кочетков, Н.В. Рыхлов // 18-я Международная конференция "Авиация и космонавтика – 2019": Тезисы, Москва, 18–22 ноября 2019 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2019. С. 144.

ОРГАНИЗАЦИЯ УМЫВАЛЬНЫХ ПРОЦЕДУР С РЕГЕНЕРАЦИЕЙ ВОДЫ НА РОССИЙСКОМ СЕГМЕНТЕ МКС

Аракчеев Д.В., Сальников Н.А.

АО «НИИхиммаш», г. Москва, Россия

Андрейчук П.О.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В ближайшее время перед российской пилотируемой космонавтикой будут ставиться новые задачи, связанные с выходом человека за пределы орбиты Земли. Наиболее вероятной площадкой для развертывания работ космонавтов будет окололунная орбитальная станция (ЛОС) и лунная база (ЛБ), создание которых позволит внедрить и отладить новые технологии в СЖО для их последующего использования при межпланетных полетах.

При значительном сокращении поставок грузов с Земли концепция построения СЖО должна основываться на максимально возможной автономности функционирования, надежности, ремонтопригодности, взаимозаменяемости, а потоки должны быть максимально замкнутыми. Для придания СЖО вышеупомянутых свойств необходимы кардинальные изменения в действующей структуре СЖО, в том числе и в системе санитарно-гигиенического обеспечения экипажа в части мытья тела и головы, а также обработки одежды для повторного использования.

В настоящее время санитарно-гигиенические процедуры экипажей Международной космической станции (МКС) по мытью рук, лица и тела проводятся при помощи увлажненных салфеток и полотенец. С каждым новым грузовым кораблем с Земли приходят новые запасы, а использованные отправляются на удаление. При ограниченном количестве поставок грузов, запасы салфеток, полотенец и одежды будут занимать значительный объем космического аппарата (до 3400 $дм^3$ в год), что является нерациональным, а при межпланетных экспедициях практически нереализуемым. В этом случае наиболее рационально организовать отдельный замкнутых контур санитарно-гигиенического водообеспечения с проведением водных процедур экипажа, стирки одежды и регенерацией санитарно-гигиенической воды. Для этого предлагается введение на борт водных процедур экипажа (мытье рук, лица и тела) и стирки одежды, которые будут проводиться при помощи специального оборудования: устройства для мытья рук и лица (умывальника), устройства для мытья тела и головы (аналога душевой кабины), стиральной машины. Регенерацию воды предполагается проводить в системе регенерации санитарно-гигиенической воды (СРВ-СГ). Отработку данных технологий и оборудования перед применением на ЛОС и ЛБ необходимо проводить на МКС и, в дальнейшем, на Российской орбитальной служебной станции (РОСС).

С введением в эксплуатацию на МКС многофункционального лабораторного модуля «Наука» на станции появляются возможности выделить площади для испытаний санитарно-гигиенического оборудования и системы регенерации воды. В служебном модуле МКС функционирует система АСУ-СПК-УМ, осуществляющая прием и консервацию урины от экипажа. Так как в составе МЛМ «Наука» будет находиться дублирующая система, АСУ-СПК-УМ служебного модуля может быть преобразована в площадку для проведения испытаний научной аппаратуры санитарно-гигиенического водообеспечения экипажа.

На первом этапе предлагается провести испытания устройства для мытья рук и лица. На последующих этапах возможны испытания устройства для мытья тела и головы, стиральной машины. На рисунке представлена возможная схема санитарно-гигиенического водообеспечения экипажа, интегрированная в систему АСУ-СПК-УМ служебного модуля. В системе предусмотрено устройство для мытья рук и лица (умывальник), в который осуществляется подача нагретой воды и моющего средства, а также предусмотрено устройство для подачи и сбора жидкости, которое может использоваться для мытья тела и уборки поверхностей гермообъекта. Загрязненная вода транспортируется потоком воздуха,

создаваемым вентилятором системы АСУ, в центробежный сепаратор (МНР-НС), в котором за счет центробежных сил вода отделяется от транспортного воздуха. Воздух отводится в атмосферу гермообъекта через систему АСУ, а отсепарированная жидкость отправляется в емкость ЕДВ на хранение. В качестве моющего средства предполагается использование общепринятого бытового жидкого мыла с антибактериальным эффектом, согласованного для использования на борту пилотируемого космического аппарата.

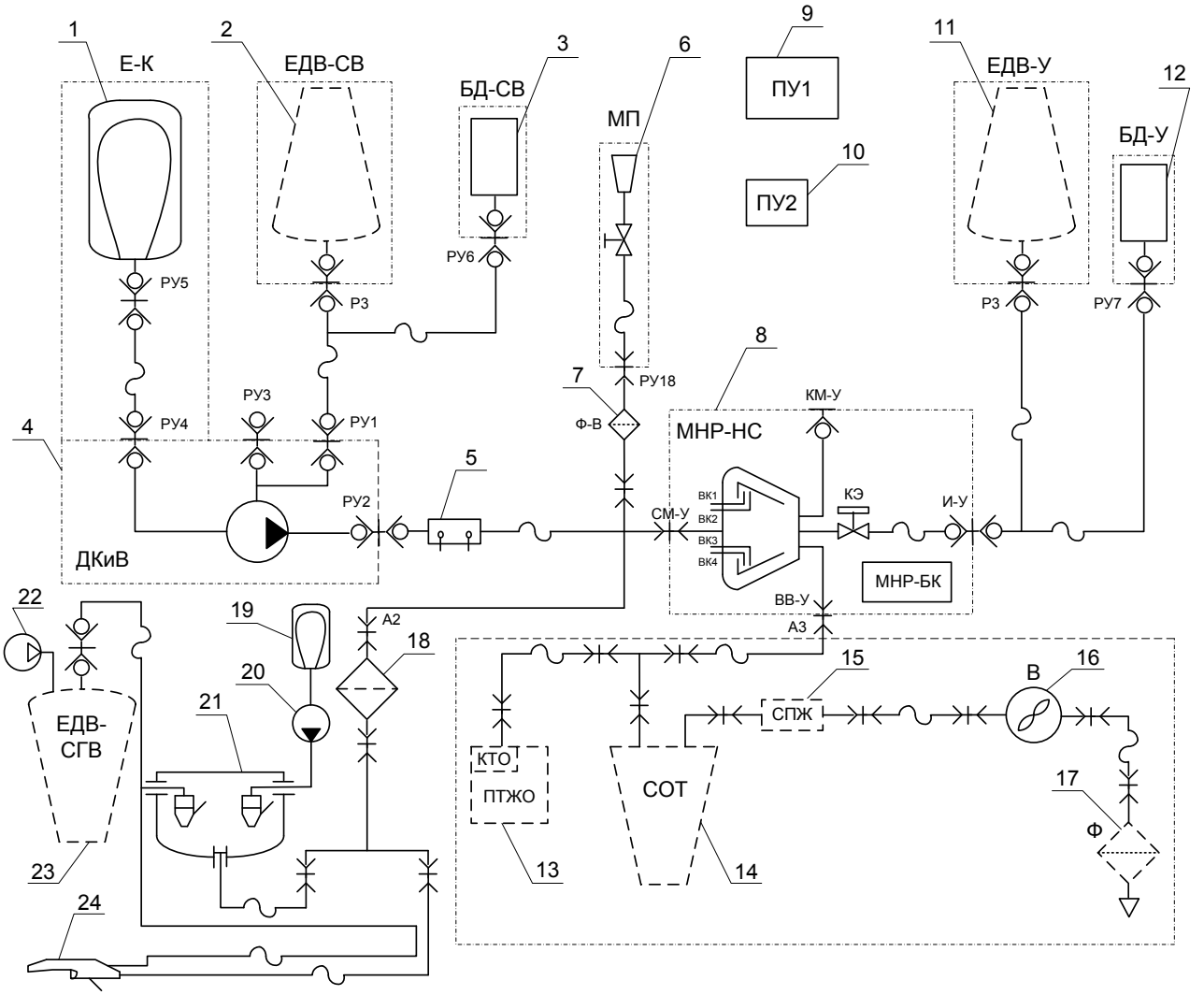


Схема санитарно-гигиенического водообеспечения экипажа, интегрированная в систему АСУ-СПК-УМ служебного модуля:
1 – емкость с консервантом (Е-К); 2 – емкость со смывной водой (ЕДВ-СВ); 3 – блок датчиков давления смывной воды (БД-СВ); 4 – дозатор консерванта и воды (ДКиВ); 5 – датчик качества консерванта; 6 – мочеприемник (МП); 7 – фильтр-вставка (Ф-В); 8 – центробежный насос-сепаратор (МНР-НС); 9 – пульт управления системой СПК-УМ (ПУ1); 10 – пуль управления АСУ (ПУ2); 11 – емкость для хранения урины и использованной СГВ (ЕДВ-У); 12 – блок датчиков давления урины и использованной СГВ (БД-У); 13 – устройство хранения твердых отходов; 14 – статический каплеуловитель (СОТ); 15 – сигнализатор проскока жидкости (СПЖ); 16 – вентилятор; 17 – воздушный фильтр; 18 – фильтр газожидкостной смеси; 19 – емкость с моющим средством; 20 – дозатор моющего средства; 21 – устройство для мытья рук и лица (умывальник); 22 – компрессор; 23 – емкость с СГВ для водных процедур; 24 – устройство для мытья тела и сбора жидкости с поверхностей

Ранее проведенные предварительные исследования [1] показали, что используемый в настоящее время в системе АСУ-СПК-УМ центробежный сепаратор МНР-НС обеспечивает качественную сепарацию содержащей общепринятое бытовое жидкое мыло пенящейся жидкости от транспортного воздуха. Также показано [2], что регенерация загрязненной санитарно-гигиенической воды может эффективно проводиться методом вакуумной дистилляции в системе типа СРВ-У с небольшими доработками конструкции. В настоящее

время основной набор необходимого оборудования и систем имеется на борту МКС. Для проведения экспериментальной отработки технологии проведения водных процедур на МКС необходимо доставить оборудование для принятия водных процедур и подключить его к системе АСУ-СПК-УМ служебного модуля. Регенерацию СГВ можно проводить в системе СРВ-У-РС, которая также имеется на борту МКС и находится в модуле МИМ-1. Также возможна совместная эксплуатация системы АСУ-СПК-УМ служебного модуля с санитарно-гигиеническим оборудованием для проведения водных процедур. При этом санитарно-гигиеническая вода будет смешиваться с консервированной уриной в общей емкости для хранения. Предварительные исследования [2] показали, что смесь СГВ с консервированной уриной в любых пропорциях может быть успешно регенерирована методом вакуумной дистилляции в системе типа СРВ-У. Коэффициент извлечения воды пропорционален количеству урины в смеси и колеблется от 0,85 при регенерации воды из урины до 0,98 при регенерации воды из загрязненной СГВ.

В работах [1, 3] показано, что СГВ может быть успешно регенерирована методом обратного осмоса. В перспективе считается, что обратный осмос будет основным методом регенерации СГВ, а в случае нештатных ситуаций потоки СГВ могут быть регенерированы в системе СРВ-У или в универсальной резервной системе на основе вакуумной дистилляции.

В докладе рассмотрена проблема проведения водных процедур на борту космической станции и предложены варианты реализации мытья рук, лица и тела на борту российского сегмента МКС.

Выражаем благодарность автору идеи, доктору технических наук, профессору Леониду Сергеевичу Бобе за научное руководство и ценные рекомендации.

Список литературы

1. *Сальников Н.А., Бобе Л.С., Кочетков А.А., Железняков А.Г., Андрейчук П.О., Шамшина Н.А.* Применение мембранной аппаратуры для регенерации санитарно-гигиенической воды на космической станции // Космическая техника и технологии. 2018. № 4(23). С. 29-39.
2. *Андрейчук П.О., Аракчеев Д.В, Бобе Л.С., Железняков А.Г., Кочетков А.А., Романов С.Ю., Сальников Н.А.* Применение центробежной вакуумной дистилляции для регенерации воды из урины и санитарно-гигиенической воды на космической станции // Космическая техника и технологии. 2020. № 4(31). С. 21-31.
3. *Бобе Л.С., Сальников Н.А.* Анализ и расчет процесса низконапорного обратного осмоса при регенерации санитарно-гигиенической воды // Космическая техника и технологии. 2019. № 2(25). С. 28-36.

Секция 13

Летные испытания и эксплуатация КА и средств выведения

Председатель – руководитель Центра *Калашников Д.А.*

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОЦЕНКАМ УТЕЧЕК АЗОТА ГЕРМЕТИЧНЫХ ОБЪЕМОВ НА ПРИМЕРЕ ОДУ СМ

Сысоев Д.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Объединенная двигательная установка служебного модуля «Звезда» (ОДУ СМ) является ключевой системой комплекса двигательных установок Российского Сегмента МКС. ОДУ СМ обеспечивает реализацию маневров коррекции орбиты с использованием корректирующих двигателей, поддержание ориентации МКС с использованием собственных двигателей ориентации и двигателей причаливания и ориентации грузового корабля «Прогресс», выполнение операций по дозаправке баков компонентами топлива, которые доставляются кораблями «Прогресс». Система подачи компонентов ОДУ вытеснительного типа, использует в качестве газа наддува азот.

Азот высокого давления, хранящийся в шар-баллонах, после понижения давления редукторами используется для вытеснения компонентов топлива из баков. После сжатия компрессорами азот из газовых полостей баков возвращается в шар-баллоны. Азот используется в качестве управляющего газа для клапанов пуска корректирующих двигателей при выполнении маневров коррекции орбиты с последующим дренажом в окружающую среду.

ОДУ СМ эксплуатируется в условиях космического полета с 2000 года. Длительный срок работы требует выработки методов оценки работоспособности системы и ее изменения. Информация об изменении с течением времени полета масс азота, содержащихся в полостях ОДУ СМ, может быть использована в качестве критерия для диагностики герметичности объемов, оценки работоспособности системы и прогнозирования состояния системы в будущем.

Были выполнены расчеты фактических масс азота в герметичных объемах системы для разных времен полета служебного модуля, начиная с 2000 г. Исходными данными для расчета являлись значения телеметрических параметров давления и температуры, хранящиеся в архиве телеметрической информации. Для расчета использовалось уравнение Менделеева-Клапейрона. Азот считался идеальным газом. Расчет проводился отдельно для каждой секции шар-баллонов и каждого бака горючего и бака окислителя. Учтены предусмотренные конструктивно потери массы азота при использовании его для управления клапанами пуска корректирующих двигателей при выполнении 57 маневров коррекции орбиты. Составлен баланс масс азота, содержащегося в полостях. Сделаны выводы о возможных путях утечки массы азота.

Предложенный методический подход позволяет выявлять потери азота из герметичных объемов ОДУ СМ.

КОНТРОЛЬ УТЕЧКИ АТМОСФЕРЫ МКС

Панов Д.Ю., Семенцова И.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Контроль общего давления и величины потерь атмосферы орбитального комплекса является важной задачей для выявления наличия негерметичности конструкции и обеспечения безопасного существования экипажа на борту.

Потери атмосферы МКС вызваны:

– функционированием агрегатов, контактирующих с забортным вакуумом;

– негерметичностью пилотируемого орбитального комплекса.

В данном докладе рассматривается метод контроля атмосферных утечек МКС (Международной Космической Станции), в процессе полета на основании:

– показаний газоанализаторов РС и АС (Российский и Американский сегменты);

– показаний датчиков давления РС и АС;

– температурных датчиков РС и АС;

– изменения конфигурации станции в процессе полета;

– проводимых операций, влияющих на изменение массы воздуха в атмосфере станции.

Для определения количественной меры утечки воздуха всего комплекса или изолированного объема в докладе приведены результаты расчетов по существующей методике на основании классического уравнения состояния и установлена негерметичность отсека ПрК (переходная камера) сверх установленной в ЭТД (эксплуатационно-техническая документация) норме.

В процессе полета орбитального комплекса характерно непостоянство фоновых утечек атмосферы в каждом рассматриваемом временном интервале. Оценка потерь атмосферы ведется на основании результатов расчета потери азота как величины, не участвующей в обменных процессах. В докладе выделены наиболее выраженные участки в соответствии с величиной тренда падения парциального давления азота. Для анализа тренда используется парциальное давление азота без учета операций наддува и ВКД (внекорабельная деятельность).

При определении времени предположительного прогрессирования утечки предлагается использование последовательного алгоритма нахождения точки разладки временного ряда парциального давления азота с использованием евклидовой метрики [1].

Нахождение точки разладки определяется из условия:

$$SS = \sum_{i=1}^{n_1} \sqrt{(k_1 \cdot i + b_1 - P_i(N_2))^2} + \sum_{i=n_1+1}^{n_2} \sqrt{(k_2 \cdot i + b_2 - P_i(N_2))^2} = \min \ , \qquad (1)$$

где k_1, b_1, k_2, b_2 – коэффициенты линейной регрессии;
$P_i(N_2)$ –парциальное давление азота по показаниям газоанализатора.

Список литературы

1. *Кузнецов А.Д., Саенко А.Г., Сероухова О.С., Симакина Т.Е.* “Алгоритм поиска момента смены тренда во временных рядах метеорологических величин”, Вестник ТвГУ. Серия: Прикладная математика, 2019, № 3, 74–89.

МЕТОДОЛОГИЯ И ТЕХНОЛОГИИ АДАПТИВНО-ВАРИАБЕЛЬНОГО ПРОАКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ СИНЕРГЕТИЧЕСКИМИ РЕСУРСАМИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Ковтун В.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Одним из главных условий устойчивого функционирования космических аппаратов (КА) весь период их активного существования на орбите является ресурсное обеспечение работы бортовых систем (БС). На этапе эскизного проектирования аппарата для выполнения программы полета устанавливается ресурсный баланс (сводка) БС, в который входят структурные и функциональные ресурсы систем, в том числе, масса рабочего тела для электроракетных двигателей и топлива жидкостных ракетных двигателей, мощность бортовых источников электроэнергии. Проектный расчет ресурсного обеспечения производится на основе комплексного анализа первичных причинно-следственных структурных, топологических и функциональных номинальных связей между БС и их элементами. В расчетах учитываются системные свойства, выявленные при декомпозиции-агрегировании (объединении, укрупнении) тех или иных бортовых подсистем в общую БС и БС в КА как сложную техническую систему. Однако, как бы ни производилась декомпозиция КА, на самом первичном уровне, который определяется «системой», из-за ее открытости, нелинейности, а также неклонируемости элементов возникают неявные эволюционные вторичные причинно-следственные взаимодействия (многоместные отношения), которые традиционные функциональные, структурные и топологическая схемы систем не отражают. Вторичные взаимодействия, вызванные многоместными энергетическими, материальными и информационными отношениями номинальных процессов, протекающих в системах, с процессами, определяемыми внешними факторами, приводят к образованию синергетических явлений [1]. Синергетические явления могут приводить к преждевременной выработке ресурса БС и непредвиденным (нерасчетным) отказам и авариям.

Наибольший урон ресурсному обеспечению приносят «случайные» отказы, вызванные возмущающим воздействием внешней среды. Изучение «случайных» отказов при реактивных способах управления БС КА выявило основную причину, ухудшающую ресурсное обеспечение их устойчивой работы при длительной эксплуатации в условиях космического полета. При исследовании идентифицированных и неидентифицированных отказов было установлено, что подавляющее их число имеет вполне «*закономерный синергетический характер*» [2]. Существует скрытый от наблюдения, недоступный непосредственному измерению, период развития негативных отклонений процессов в БС до наступления критической фазы в виде отказа, связанный с вторичными энергетическими и механическими взаимосвязями между системами при одновременном их взаимодействии с внешней средой.

Ведущими учеными-специалистами системного анализа Санкт-Петербургского федерального исследовательского центра Российской академии наук (СПб ФИЦ РАН) разработана принципиально новая методологическая, методическая и технологическая концепция "Проактивного управления жизненным циклом (ЖЦ) космических средств (КСр) на основе использования киберфизических систем и интеллектуальных интерфейсов". На ее основе создана технологическая интеллектуальная информационно-аналитическая платформа (ИИАП) управления КСр. Применение ИИАП *позволяет в отличие от реактивного управления заранее предотвращать предпосылки (а не последствия) возникновения нештатных (критических) ситуаций, за счет целенаправленно формируемой на каждом конкретном этапе цикла* КСр (включающих космические аппараты) *структурно-функциональной избыточности, базирующейся на знаниях, полученных в результате многовариантного упреждающего прогнозирования возможных вариантов функционирования* КСр [3].

Использование разработанной концепции при построении методов проактивного управления полетом КА позволяет сохранять ресурсы БС за счет устранения негативных

предпосылок развития бортовых процессов, включающих синергетические явления, приводящих к нештатным (аномальным) ситуациям. Для оперативного прогнозирования и последующего парирования возможных нештатных ситуаций необходимо производить опознание аномальных процессов в БС путем сличения текущих и номинальных значений измеряемых и вычисляемых параметров оценки их технического состояния, с последующей идентификацией.

Однако из-за открытости, нелинейности и неклонируемости систем и их элементов не всегда можно провести опознание аномального процесса по параметрам непосредственно оценивания ТС системы. Параметры процессов, обусловленных синергетическими явлениями, в большинстве случаев недоступны непосредственным измерениям. Поэтому опознавание производится формированием по отношению к нулевой гипотезе о естественном старении систем по мере выработки ресурса, альтернативных гипотез о существенной взаимосвязи между синергетическими явлениями и более интенсивной выработкой ресурса БС, приводящей к их ранним отказам. Проверка гипотез производится через синергетические наблюдения – *оценивание недоступных непосредственным измерениям параметров процессов в одних материальных объектах по измерениям параметров процессов, отражающих физические энергетические воздействия и отображающих информационные взаимодействия в других материальных объектах при учете внешних факторов* [2].

Синергетические явления необходимо рассматривать в более широком аспекте управления бортовыми ресурсами КА. Они могут приводить как к более интенсивному расходу ресурсов при безотказной работе систем, так и сдерживать процесс выработки ресурса в системах, а в отдельных случаях восстанавливать (регенерировать) израсходованные ресурсы [4]. Через вторичные синергетические межсистемные взаимодействия, можно производить выравнивания расхода между разными видами ресурсов, что способствует увеличению эффективности выполнения программы полета за счет следования принципу "одновременной выработки всех видов ресурсов на момент завершения полета АКА" [5].

Синергетические явления способствуют формированию новых энергетических и материальных взаимодействий, а также информационных взаимосвязей, позволяющих повышать надежность и живучесть БС в рамках существующих конфигураций и за счет реконфигурации систем. Появляются принципиально новые возможности дополнительного ресурсного обеспечения за счет образно-символического управления ресурсами БС в случаях их отказов на основе информационных моделей с переходом от прямого к обратному отображению утраченных процессов [6], использования управления одной подсистемой несколькими объектами управления [7], повторного использования постанормальных безопасных процессов в БС (рециклинга) для решения новых функциональных задач [8].

Таким образом, переходом от реактивного к проактивному управлению *ресурсами БС с учетом синергетических явлений*, можно не только заранее предотвращать потери ресурсов из-за отказов в БС, но и выявлять дополнительные *синергетические ресурсы, которые формируются в ходе самоорганизации и саморазвития БС, за счет взаимодействия между процессами, протекающими в ходе совместного функционирования систем с учетом влияния внешней среды* [1].

Технологической основой для достижения поставленной цели является универсальная ИИАП, позволяющая адаптировать управление бортовыми ресурсами по заранее выбранному варианту "ситуация→решение" из многовариантных прогнозных состояний КА при различных методологических подходах. Для исследования и использования *синергетических явлений* в целях ресурсного обеспечения БС используются разнообразные источники знаний, которыми обладает экспертное сообщество. Интеллектуально – информационная часть платформы строится на основе *когнитивных функций экспертов (гнозис, память, интеллект, речь, праксис)*, знания которых позволяют решить фундаментальные задачи системно-кибернетических исследований, обусловленных синергетическими явлениями.

При этом для выделения из многоаспектного многовариантного прогноза (например, многоальтернативного, многоуровневой байпасности и других) случаев учета

синергетических явлений на основе концепции принципиально нового методологического подхода, при выполнении исследований используется понятие когнитивно-синергетического, адаптивно-вариабельного прогноза. Таким образом, в рамках технологических основ достижения цели для проведения *системно-кибернетических исследований разрабатывается когнитивно – синергетическая платформа адаптивно-вариабельного проактивного управления ресурсами БС КА как частный случай ИИАП адаптированный под решения сформулированных научно-технических задач.*

Список литературы

1. *Ковтун В.С.* Когнитивная агрегативно-потоковая метамодель процесса управления полетом автоматического космического аппарата // Вест. Самар. Гос. Ун-та. Сер. Технические науки. Том 28. №3 (2020). С. 35-60. DOI.org/10.14498/tech.2020.3.3 https://journals.eco-vector.com/1991-8542/issue/view/3181
2. *Ковтун В.С.* Метод проведения синергетических наблюдений процессов на борту космического аппарата // Изв. Вузов. Приборостроение. 2020. Т.63, № 11. С. 995-1002. DOI:17586/0021-3454-2020-63-11-995-1002. УДК 519.8.
3. Искусственный интеллект в космической технике. Состояние. Перспективы применения. Под редакцией докт. техн. наук А.Н. Балухто. М.: Радиотехника. 2021. С. 440.
4. *Ковтун В.С.* Обеспечение температурных условий эксплуатации никель-водородных аккумуляторных батарей на борту космического аппарата «Ямал-100» // Известия РАН. Энергетика. 2008. №3. С. 59-66.
5. *Ковтун В.С.* Применение методик вариабельного управления полетом автоматических космических аппаратов для рационального использования ресурсов бортовых систем // Космонавтика и ракетостроение. 2017. №4 (97). С. 143-157.
6. *Ковтун В.С., Павлов А.Н., Соколов Б.В., Павлов Д.А., Воротягин В.Н.* Методы задействования синергетических информационных ресурсов при управлении угловым движением автоматического космического аппарата //Космическая техника и технологии №1(32)/2021. С 112-126.
7. *Ковтун В.С., Павлов А.Н.* Когнитивно-синергетический подход к проектированию автоматических космических аппаратов с бортовыми системами, обладающими свойствами вариабельности // Интеллектуальные технологии на транспорте. 2021. №1. С. 53-58.
8. *Ковтун В.С.* Методы использования постанормальных процессов для управления полетом автоматических космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2018. №2 (101). С. 53-62.

ПРИМЕНЕНИЕ ЭВРЕСТИЧЕСКИХ АЛГОРИТМОВ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ ПИЛОТИРУЕМОГО ПОЛЕТА ЗА ПРЕДЕЛЫ НИЗКОЙ ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЫ

Дякин Р.А., Беляев А.М.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Федеральная космическая программа России на 2016-2025 годы, утвержденная правительством РФ от 23 марта 2016 г. №230, предусматривает создание необходимого задела для полномасштабного исследования Луны после 2025 года и осуществление к 2030 году высадки человека на Луну. Еще одним пунктом данной Программы является активное участие в международной кооперации по исследованию планет Солнечной системы. Все это говорит о том, что в скором времени мы увидим переход от освоения околоземной орбиты к освоению более отдаленного от Земли космического пространства.

Необходимо понимать, что «формат» выполнения будущих миссий будет существенно отличаться от таких проектов как орбитальная станция «Мир», МКС и т.д. Удаленность от Земли станет причиной формирования следующих особенностей:

– невозможность экипажа срочного возвращения на Землю;

– задержка в обмене информации между Землей и КА, что приводит к неэффективности управления полетом с Земли в ситуациях, требующих быстрого реагирования;

– трудности доставки с Земли расходуемых материалов и запасных элементов;

– высокая интенсивность космического излучения;

– вариативность длительности полета (от пары недель до нескольких лет). [1]-[3]

Как и сейчас, эффективность реализации миссий за пределами низкой околоземной орбиты будет в значительной мере зависеть от качества планирования. В свою очередь, планирование это сложный многоэтапный процесс, который, претерпит ряд изменений. Ввиду больших задержек при обмене информацией между Землей и КА больше не будет возможности постоянно отправлять на борт уточненные версии плана на каждый день или неделю (все это будет зависеть от удаленности миссии). Поэтому необходимо искать альтернативные способы планирования непосредственно на борту.

Одним из вариантов является обучение космонавтов технологии планирования. Однако, как показывает практика на МКС, для разработки плана на один день опытному специалисту требуется значительное количество времени. В зависимости от загруженности плана, это время может достигать нескольких часов. Не так много, для специалиста на Земле, но в то же время, это непозволительное расточительство времени экипажа. [4]-[6]

Другим путем решения задачи планирования является разработка автоматических средств, которые позволят минимизировать вовлеченность экипажа в процесс планирования путем оперативного составления, анализа и коррекции планов на борту КА.

По сути, для реализации автоматической системы планирования необходимо создание модели, которая с достаточной точностью будет описывать реальную систему.

Реализация подобной задачи возможна двумя способами:

– с использованием традиционных методов (классическое математическое решение задачи) – подразумевает комбинаторный поиск вариантов решения по четко определенному (детерминированному) алгоритму;

– с использованием нетрадиционных методов (нелинейная логика).

Классические методы планирования и оптимизации подразумевают, что все заказы и ресурсы заданы наперед и не меняются в ходе решения задачи, а размерность задачи ограниченна во избежание комбинаторного взрыва и экспоненциально быстрого замедления решения. В случае применения таких методов в задачах, требующих при решении учета большого количества разнородной информации и нелинейных логических связей между данными, системы становятся перетяжеленными, замедленными и усложненными. [7]-[9]

Процесс же разработки планов имеет неоднократные итерации, и даже при наличии одних и тех же исходных данных, в силу своей вариативности, результаты могут существенно отличаться друг друга, при этом являясь удобоваримыми для решения поставленной задачи. Задача планирования в целом не имеет как такового общего решения. То есть для выполнения поставленной задачи классические методы не подходят.

Подобная модель может быть построена на основе эвристических алгоритмов (алгоритм решения задачи, включающий практический метод, не являющийся гарантированно точным, но достаточный для решения поставленной задачи). Возможность (допустимость) использования эвристики для решения каждой конкретной задачи определяется ценой ошибки и статистическими параметрами эвристики. Кроме того, важным является наличие или отсутствие на выходе «фильтра здравого смысла» – оценки результата человеком. [10]-[15]

В рамках разработки автоматизированной системы планирования РС МКС была предпринята попытка применения такого рода подхода к созданию модуля автоматического построения планов. В процессе работы мы столкнулись с рядом трудностей, не типичных для автоматизированных систем.

В первую очередь, это большой объем данных, который необходимо предварительно занести в систему. Речь идет обо всей базе данных полетных операций с описанием их взаимосвязей и несовместимостей. Однако, не смотря на кажущуюся сложность поставленной задачи, все это вполне реализуемо на Земле в рамках подготовки к миссии. Экипажу необходимо будет лишь дополнять созданную базу знаний в зависимости от вновь появившихся задач, ограничений и т.д.

Другой трудностью, с которой мы столкнулись, является так называемый «комбинаторный взрыв». При определенных условиях, система генерирует огромное количество вариантов планов, по сути своей не особо отличающихся друг от друга. Для нивелирования этой особенности необходимо провести доработки по двум направлениям:

– увеличить мощность вычислительных средств;

– разработать некий внутренний алгоритм сравнения полученных вариантов плана, с целью выбора оптимального, и предоставления его оператору.

В заключении можно сказать, что задача разработки автоматической системы планирования реализуема. А вдумчивый подход к разработке эвристических алгоритмов позволит не только использовать эту систему при исследовании за пределами низкой околоземной орбиты, но и в работе специалистов по управлению орбитальных комплексов в качестве экспертной системы.

Список литературы

1. *Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е.* Управление космическими полетами: учеб. пособие: в 2 ч. Ч.1.-М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 476 с.
2. *Лысенко Л.Н.* Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов / Л.Н. Лысенко, В.В. Бетанов, Ф.В. Звягин. Москва: Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, 2014. 520 с. – ISBN 9785703838914.
3. *Бетанов В.В.* Концепция обобщения структурных свойств измерительных задач при навигационно-баллистическом обеспечении космического аппарата / В.В. Бетанов, В.В. Корянов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 7(700). С. 92-99. DOI 10.18698/0536-1044-2018-7-92-99.
4. Профессиональные стандарты для специалистов в области пилотируемой космонавтики / Б.И. Крючков, В.Н. Саев, Г.Д. Орешкин [и др.] // Пилотируемые полеты в космос. 2017. № 1(22). С. 127-133.
5. *Долгов П.П.* Инновации в практике подготовки космонавтов к внекорабельной деятельности / П.П. Долгов, Е.Ю. Иродов, В.С. Коренной // Пилотируемые полеты в космос. 2017. № 2(23). С. 104-115.

6. Мультиагентные технологии – новый способ решения сложных задач, использующий принципы самоорганизации и эволюции, присущие живым системам / Непубличное акционерное общество Группа компаний Генезис знаний. URL: www.kg.ru/technology/multiagent/
7. Достоинства и недостатки имитационного моделирования / Вяземский филиал Московского государственного университета. URL: http://info-tehnologii.ru/IMIT_MOD/DOS_IM_MOD/index.html
8. Многоагентные системы и многоагентный подход / Д.В. Александров, А.В. Костров, Р.И. Макаров, Е.Р. Хорошева. Методы и модели информационного менеджмента: учеб. пособие. – М.: Финансы и статистика. – 336 с.: ил.. 2007.
9. *Прокопьев И.В.* Применение мультиагентных методов и опыта космонавта-оператора в интеллектуальных интерфейсах / И.В. Прокопьев // Пилотируемые полеты в космос. 2017. № 4(25). С. 89-94.
10. *Крючков Б.И.* Статистическое описание экспериментов по моделированию профессиональной деятельности космонавтов до и после полетов на МКС / Б.И. Крючков, А.С. Кондратьев // Пилотируемые полеты в космос. 2021. № 2(39). С. 60-77. DOI 10.34131/MSF.21.2.60-77.
11. *Елисов Л.Н.* К вопросу о точности эвристических алгоритмов при решении оптимизационных задач в эксплуатации //Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2012. №. 179.
12. *Амбарцумян К.А.* Эвристический метод ресурсного планирования //Скиф. Вопросы студенческой науки. – 2019. – №. 5-1 (33).
13. *Токарева М.В.* Мультиагентный подход к планированию ресурсов //Информатика: проблемы, методология, технологии. – 2019. С. 1757-1760.
14. *Копкин Е.В., Попов Д.В., Чикуров В.А.* Эвристический алгоритм выбора многозначных диагностических признаков на основе их ценности для оценивания технического состояния объекта //Труды Военно-космической академии имени АФ Можайского. 2020. №. 675. С. 294-307.
15. *Скоба А.Н., Айеш А.А. Н., Михайлов В.К.* Эвристический алгоритм решения задачи оптимального размещения информационных ресурсов //Инженерный вестник Дона. 2018. – №. 1 (48).
16. *Басыров А.Г., Легков К.Е.* Метод эвристико-комбинированного решения трудоемких задач в параллельных вычислительных системах реального времени //T-Comm-Телекоммуникации и Транспорт. 2019. Т. 13. №. 3.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО УЧЕТА РЕСУРСОВ ПРИБОРОВ СУБА РС МКС НА ОСНОВЕ ЯЗЫКА ПРОГРАММИРОВАНИЯ PYTHON

Максименко В.В, Самодурова П.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Одной из задач специалиста ПОК СУБА в смене является учет ресурсов наработки приборов СУБА РС МКС. На сегодняшний день учет ресурсов приборов СУБА РС МКС ведется заполнением вручную специалистами смены специального Excel-документа.

С целью минимизации трудоемкости выполняемых работ по учету ресурсов приборов СУБА РС МКС, повышения точности расчетов, систематизации данных по наработкам приборов и сокращения времени на формирование ресурсных отсчетов, предлагается создать унифицированную автоматизированную систему, способную вести максимально возможную часть учета ресурса автоматически без участия специалиста. Программа должна иметь возможность принимать и обрабатывать исходные данные, сформированные из телеметрического архива и автоматически заносить результаты работы алгоритма в архивный файл. Одной из задач, решаемых в ходе разработки автоматизированной системы, является разработка алгоритма, по которому будет происходить автоматическое считывание ТМИ из файла исходных данных и выполняться расчет времени или циклов работы различных приборов. Необходимо систематизировать имеющиеся данные по наработкам и проанализировать необходимые условия для расчета ресурсов приборов, а также разработать удобный и интуитивно понятный графический интерфейс с элементами управления для эффективного взаимодействия между пользователем и программой. Для разработки был выбран язык программирования Python, являющийся одним из самых популярных и перспективных языков программирования в 2021 году.

В докладе представлена разработка программных средств автоматизированного учета ресурсов приборов СУБА РС МКС на основе языка программирования Python.

Список литературы

1. Система управления бортовой аппаратурой. Техническое описание. – РКК «Энергия» имени С.П. Королева, 1998. – 31 с.
2. Программа телеметрических измерений 17КС.42Ю 0000-0 ДПМ, РКК «Энергия» им. С.П. Королева, 1999.-348с.
3. Раздел ресурсного отчета СУБА СМ МКС П34799 ч.2 кн.13.
4. Электронная документация специалиста ПОК СУБА.

ОСОБЕННОСТИ АВТОМАТИЗАЦИИ КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ

Соловьев С.В., Лебедева Н.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Надежность выполнения задач полета пилотируемого космического корабля (ПКК) и безопасность его экипажа во многом зависят от степени оперативности и достоверности контроля и от принятого решения по дальнейшей стратегии функционирования бортовых систем (БС) ПКК [1, 2]. В процессе оперативного анализа функционирования БС ПКК регулярно возникают ситуации, когда специалисту группы контроля необходимо сделать выбор между двумя и более вариантами дальнейшей работы контролируемой БС.

Основным источником информации для специалиста группы контроля при оперативном анализе функционирования БС ПКК является телеметрическая информация (ТМИ). Используя ТМИ, специалист группы контроля перед сеансом связи, основываясь на документах по эксплуатации БС ПКК, правилах полета, технических описаниях и др. информации, формирует представление, каким образом будет функционировать контролируемая БС. Решение о дальнейшем функционировании БС ПКК (выдачи команд и др.) при выполнении сеанса связи принимается в сжатое время, которое зависит от типа ПКК, возможности выдачи управляющих воздействий в следующий раз, планируемых работ и наличии угрозы безопасности экипажа.

Эффективность принятого решения зависит не только от результата, но и от так называемой «стоимости» решения (трудозатрат на выработку рекомендации, учета прогноза при ее выполнении и др.), поэтому автоматизация контроля является важной задачей [3]. Использование автоматизации в процессе контроля состояния БС ПКК, позволяет сократить время, как на поиск аномалии, так и на выдачу рекомендации по парированию выявленной аномалии.

Для возможности автоматизации [4, 5] предлагается использовать математическую модель процесса оперативной оценки БС ПКК (формула 1).

$$\Phi[THi(t0),\dots,THjk(t0),\dots;\ Zl(t0+\Delta t),\dots;\ L(K(pri)),\dots;\ Sk(t0+\Delta t+t),\dots]=0 \quad (1)$$

где

THi, THjk – тенденции (к аномалиям), булевы функции от времени;

Zl – рекомендация для парирования тенденции к аномалии, булевы функции от времени;

Sk – функция состояния БС ПКК (после реакции), действительные функции от времени;

L(K(pri)) – текущая операция, состоящая из управляющих воздействий, зависимых от признаков состояния БС ПКК, булевы функции от времени;

t0 – время обнаружения тенденции к аномалии, Δt – временной лаг, t – время после выдачи рекомендации,

THi = {или THi(I), или THi(II)}

THi(I) – выход Пi за пределы допустимого диапазона;

Пi – абсолютное значение i-го параметра,

THi(II) – выход характеристик (скорость, характеристическая функция и др.) изменения значения параметра за пределы допустимых.

THjk – появившаяся значительная корреляция между независимыми (в норме) процессами в БС.

Для оценки увеличения корреляции между независимыми процессами в бортовых системах Sj и Sk предлагается использовать формулу 2.

$$rjk = cov(\Pi j \Pi k)/\sigma\Pi j \sigma\Pi k -> |rjk| \geq 0{,}2 \quad (2)$$

где i, l, k,… = {1,2,3…~1500}
j, k,… = {1,2,3…} – номера независимых (в норме) процессов в системах Sj и Sk.

Наиболее подходящим типом параметров, с точки зрения описания физических процессов, происходящих в наблюдаемых БС ПКК, следует считать аналоговые параметры. Для преобразования процесса контроля требовалось провести разделение неблагоприятных процессов на два вида: быстро развивающиеся и затяжные. Деление производится по времени и по характеристикам, которые систематизируются с учетом предыдущих полетов ПКК. В общем случае о наличии тенденции к нарушению нормального состояния БС может свидетельствовать как непредусмотренное монотонное изменение какого-либо параметра этой системы в одну сторону, так и повторение замечания к состоянию или функционированию БС ПКК. Второй важной особенностью автоматизации контроля состояния БС ПКК является возможность выдачи управляющих воздействий. С точки зрения изменения состояния БС, управляющее воздействие качественно меняет контролируемую БС, соответственно и характеристики изменения значения параметров БС изменяются. Предлагаемый вид математической модели позволяет также учесть признаки состояния БС ПКК, которые снимают запрет на выполнение управляющего воздействия.

Использование математической модели и структурирование данных, позволяет учесть особенности автоматизации контроля состояния БС ПКК. Уточнение характеристик наблюдаемых процессов позволяет скорректировать возможности дальнейшей работы контролируемой БС.

Список литературы

1. *Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е.* Управление космическими полетами: учеб.пособие: в 2 ч. // Ч. 2 М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 426 с.
2. *Кравец В.Г., Любинский В.Е.* Основы управления космическими полетами. М.: Машиностроение, 1983. 256 с.
3. *Соловьев С.В., Мишурова Н.В.* Анализ текущего состояния процесса контроля при управлении полетом космических аппаратов. Инженерный журнал: наука и инновации, 2016, вып. 3. URL: http://engjournal.ru/catalog/arse/adb/1474.html DOI 10.18698/2308-6033-2016-03-1474
4. *Никифоров В.О., Фрадков А.Л.* Схемы адаптивного управления с расширенной ошибкой //Автоматика и телемеханика. – 1994. – №9. – С.3-22.
5. Мирошник И.В., Никифоров В.О., Фрадков А.Л. Нелинейное и адаптивное управление сложными динамическими системами. – СПб.: Наука, 200. – 548с.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИЕЙ ОКОЛОЛУННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ С ПОМОЩЬЮ СОЛНЕЧНЫХ СПУТНИКОВ КОЛЛЕКТОРОВ

Никишина Я.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Луна – ближайшее к Земле космическое тело, второй компонент тесной двойной планетной системы Землю-Луна. Лунная программа должна стать общенациональным проектом, который объединит вокруг себя ведущие научные и промышленные центры нашей страны, позволит создать отечественные космические комплексы в обеспечение стратегических интересов России в дальнем Космосе при любом сценарии будущего освоения Луны ведущими космическими державами. Роскосмос планирует в 2022-2028 годах построить окололунную орбитальную станцию.

Развитие окололунной посещаемой платформы(ОЛПП) на последующих этапах сможет обеспечить поддержку систематических исследований Луны, окололунного пространства, Марса и других областей Солнечной системы. До создания базы на поверхности Луны можно было бы использовать ОЛПП как убежище в нештатных ситуациях. Предполагается, что ОЛПП даст возможность поддержки национальных целевых программ исследования дальнего Космоса.

Базовая орбита для ОЛПП должна обеспечивать ряд требований:

– минимальные программные риски и ограничения по окнам старта к Луне и возвращению на Землю;

– доступ в любую точку на поверхности Луны без изменения схемы перелета;

– широкие возможности для эвакуации с поверхности Луны;

– минимальные требования к грузоподъемности ракеты-носителя для транспортных операций по маршруту Земля – окололунная орбита – Земля;

– длительное нахождение станции с минимальными затратами на поддержание орбиты;

– необходимые условия освещенности и радиовидимости с Земли и будущей орбитальной станции.

В качестве варианта низкой окололунной орбиты рассматривается полярная орбита высотой 200 км над поверхностью Луны с периодом обращения по ~2 часа 10 минут. Перерывы связи с Землей длительность. До 45 минут, обусловленные затенением от Луны, появляются на каждом витке, за исключением повторяющихся с цикличностью в ~14 дней периодов непрерывной связи в течение 0,5-3,5 суток. Среднегодовая часть времени отсутствия связи с Землей составляет 25%. Теневые участки продолжительностью от 1,5 минут до 2 часов (в среднем по 40 минут) существуют на каждом витке, за исключением трех участков полной освещенности длительностью от 12 до 24 дней в течение года. Среднегодовая часть времени нахождения на теневых участках орбиты составляет 25%.

Достоинства низкой окололунной орбиты (НОЛО):

1. НОЛО хороша тем, что она аналогична низким околоземным орбитам и не требуется разработка новой схемы методики сближения.
2. Расположение ОЛПП на высоких окололунных орбитах имеет свои минусы. Недостатком является расположение ОЛПП на более удаленной, чем НОЛО, орбите от поверхности Луны, что потребует увеличения по сравнению с НОЛО затрат времени и топлива на доставку экипажа на ее поверхность.

Недостаток низкой окололунной орбиты: объект будет регулярно уходить в тень Луны, для чего и требуется обеспечивать ОЛПП электроэнергией.

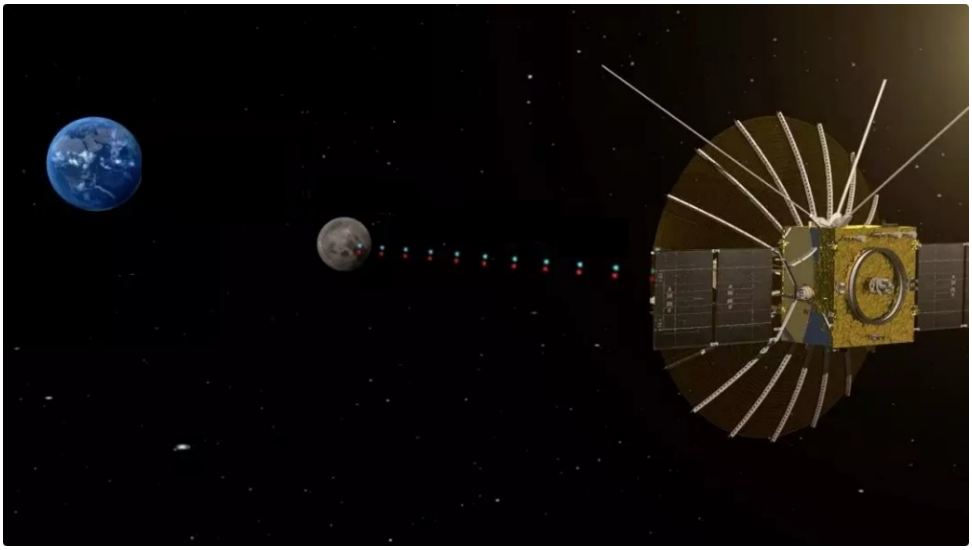


Рис. 1. Спутник солнечного коллектора на гало-орбите точки Лагранжа L_2

Точки Лагранжа системы двух тел – это такие орбиты, находясь на которых, легкий спутник остается неподвижным относительно этих двух тел. То есть, например, в точке L_1 системы Земля-Луна спутник будет обращаться вокруг Земли медленнее, чем должен бы, если бы Луны не было потому, что сила его притяжения к Земле частично компенсируется силой притяжения к Луне, находящейся с другой стороны.

Предлагается вывести спутник солнечного коллектора(ССК) на гало-орбиту точки L_1, солнечные батареи которого будут ориентированы постоянно к Солнцу, собирая свет и накапливая его, а в случае прохождения окололунной станции через тень и потребности в электропитании, ОЛПП может получать энергию из этих ССК. На гало-орбиту точки L_2 помещается точно такой же ССК, создавая тем самым возможность питать станцию на темной стороне Луны. Наклонение гало-орбиты вокруг L_2 зависит от размера. Расстояние от L_2 – 0- 60.000 км, период 8-14 дней. Так как ССК, помещенные на гало-орбиты точек Лагранжа имеют практически нулевую вероятность затенения, то они будут обеспечивать ОЛПП постоянной электроэнергией. Поскольку аккумуляторы и дополнительная площадь солнечных панелей для их зарядки на солнечной стороне орбиты заметно увеличивают массу электросистемы ОЛПП, то целесообразнее будет установить спутники на гало-орбиты точек Лагранжа.

До сих пор солнечные коллекторы – лучший вариант, если нужно годами снабжать космический аппарат энергией. Шестиугольники по краям – солнечные концентраторы. Зеркала образуют параболоид, собирающий солнечный свет на приемник, расположенный в фокусе. В нем теплоноситель закипает, газ крутит турбину, которая вырабатывает электричество. Панель рядом – радиатор тепла.

Солнечный коллектор нагревается, а затем передает тепловую энергию в бак-аккумулятор, накапливающий солнечный свет. Передача осуществляется лазерным излучением на различных частотах, направленным к фотоэлементу, установленному на ОЛПП. Фотоэлемент, работающий на преобразование световой энергии в постоянный ток, передает потребителю. Такое решение позволяет повысить КПД с ростом температуры теплоносителя. На данный момент передача энергии с помощью лазера возможна на 350 м, но это расстояние постоянно увеличивается.

Достоинства спутника солнечного коллектора:

1. Спутник солнечного коллектора сможет сэкономить от 6 до 8 миллиардов долларов по сравнению с электропитанием только от солнечных панелей.
2. Работоспособность спутника солнечного коллектора возможна при низких температурах.
3. Период работы спутника солнечного коллектора длительный.
4. Удобность в эксплуатации и монтаже.

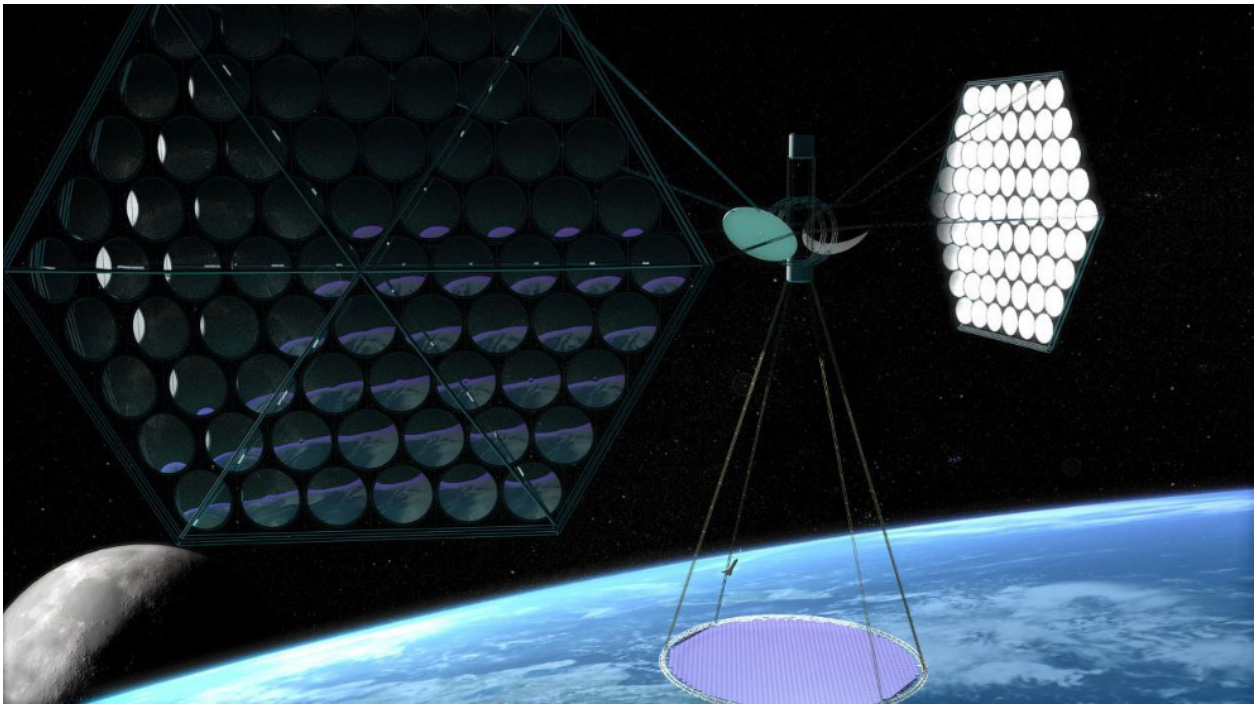


Рис. 2. Спутник солнечного коллектора

Солнечные коллекторы используются и на Земле, но в наиболее простой форме без концентрирующих зеркал.

Список литературы

1. https://gagarin.energia.ru
2. *Ванке В.А., Лопухин В.М., Саввин В.Л.* Проблемы солнечных космических электростанций. – Успех физических наук, Декабрь 1997, Т. 123, Вып. 4, С. 633

ПЕРСПЕКТИВЫ ПОЛЕТОВ АВТОМАТИЧЕСКИХ КА К РЕСУРСНО-ВЫГОДНЫМ ОКОЛОЗЕМНЫМ АСТЕРОИДАМ

Топорков А.Г., Соловьев С.В., Рзаев А.Ф.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В качестве одной из задач будущих космических полетов рассматривается добыча полезных ископаемых на околоземных астероидах [1]. Предлагается концепция миссии промышленного освоения астероидов на их орбите с использованием автоматических межпланетных КА [2]. Цель рассмотрения подобной миссий – это повышение автономности марсианской планетной базы на этапе ее строительства и функционирования.

Интерес мировых космических агентств к добыче полезных ископаемых на астероидах растет с каждым годом. Например, в 2022 году планируется начать исследовательскую миссию к очередному астероиду Psyche [3], который по предварительным данным богат различными металлами. При этом существуют коммерческие компании, такие как Asteroid Mining Corporation [4], которые проектируют космические миссии, разрабатывают технологии для добычи и освоения полезных ископаемых на астероидах.

Для формирования сценариев таких миссий, необходимо из множества известных околоземных астероидов [5] выбрать целевые астероиды, это подразумевает решение многокритериальной задачи. В качестве критериев были выбраны орбитальные параметры, габаритные размеры, характеристическая скорость и стоимость полезных ископаемых астероида. Причем астероиды должны принадлежать к одной из групп: Амуры, Аполлоны, Атоны или Атиры. В результате решения задачи были определены шесть целевых астероидов (см. таблицу).

Список выбранных астероидов

Название астероида	Спектральный класс	Минимальная ΔV, км/с	Диаметр астероида, км	Оценочная прибыль от добычи полезных ископаемых, млрд. долларов [6]
1999 KV4	B	5.778	3.21	3730
Anteros	L	5.440	2.30	1250
1998 UT18	C	6.110	0.94	99.6
Didymos	Xk	5.102	0.78	16.4
2000 RW37	C	6.150	0.34	4.5
Nereus	Xe	4.979	0.33	1.39

Для моделирования было разработано программное обеспечение, позволяющее определять параметры прямого перелета КА между Землей, астероидами и Марсом, а также рассчитывать зоны радиовидимости для планирования сеансов связи с КА.

Чтобы определить множество окон старта к выбранным целевым астероидам, рассчитать скорости отлета и прибытия КА, был реализован алгоритм решения задачи Ламберта [7]. Далее каждое полученное решение проверялось на условие, что величина характеристической скорости ΔV меньше изначально заданного значения ΔV_{max}. На этапе перелета Земля – астероид $\Delta V_{max} = 6.3$ км/с, а на этапе перелетов астероид – Марс – астероид $\Delta V_{max} = 9.5$ км/с.

Учитывая темпы развития космических технологий и снижения стоимости запусков, моделирование было проведено для периода с 2050 года по 2070 год. Продолжительность перелета была задана в интервале от 100 до 500 дней. Шаг перебора составлял одни сутки.

В качестве примера на рис. 1 представлена «карта» распределения рассчитанной характеристической скорости ΔV при перелете с Земли на астероид Anteros.

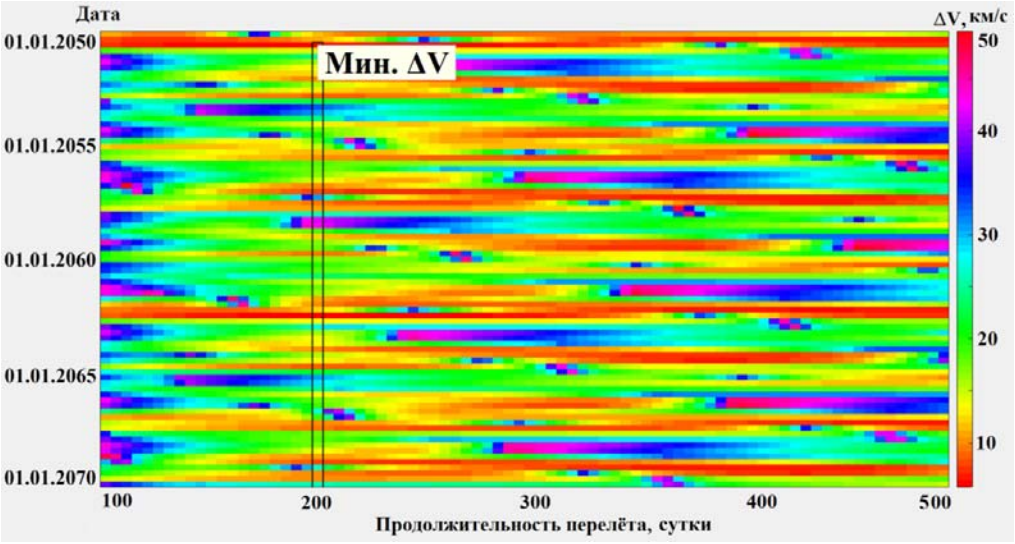


Рис. 1. Распределение ΔV при перелете с Земли на астероид Anteros

После проведения расчетов было получено, что астероиды 1998 UT18, 2000 RW37 и Nereus не удовлетворяют требованию по характеристической скорости ΔV на рассматриваемом временном периоде. На основании этого был сформирован план выполнения миссии (рис. 2) с рекомендованной последовательностью из десяти перелетов.

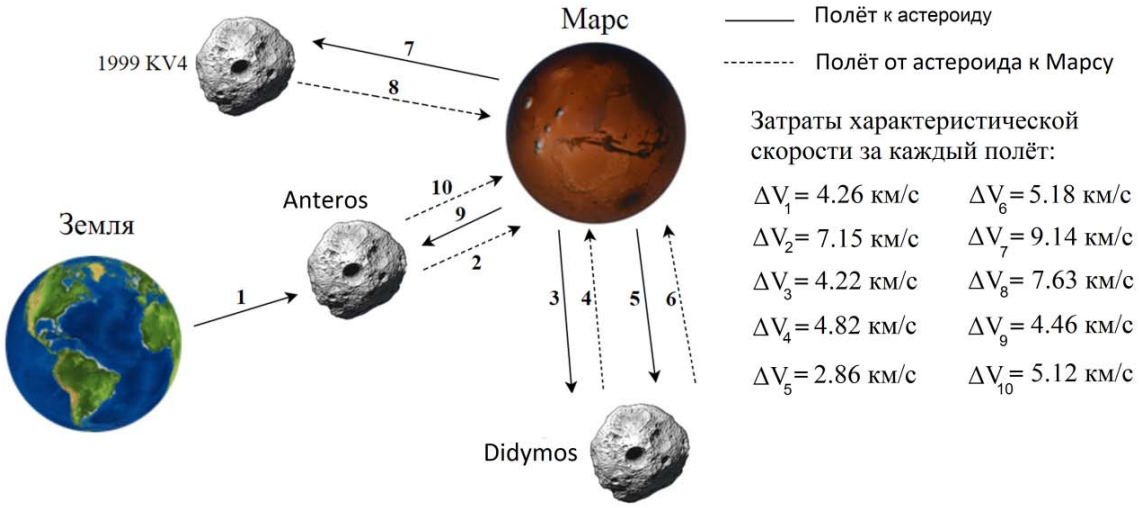


Рис. 2. План перелетов в рамках рассматриваемой миссии

Учитывая рассчитанные даты перелетов, можно сформировать график снабжения марсианской колонии (рис. 3) . Если скорость потребления материалов составит 15 кг/сутки, а начальная масса материалов в хранилище 70 тонн, то при реализации предложенной концепции снабжения, время потребления используемых ресурсов можно продлить на 3334 дня (9,13 лет). Это значит, что рассмотренный частный случай доставки ресурсов с астероидов позволит повысить автономность марсианской базы на 71%.

Существенной проблемой при реализации подобных миссий является задержка сигнала от наземного комплекса управления (НКУ) до КА. Например, при перелете с Земли к астероиду Anteros максимальная задержка сигнала составляет примерно 18 минут. Поэтому для успешного выполнения полета на борту КА необходим бортовой комплекс автоматического управления [8,9], который в случае прерывания связи с НКУ будет способен автономно контролировать состояние и функционирование КА, выявлять отклонения в работе систем КА и принимать решение относительно дальнейшего управления полетом.

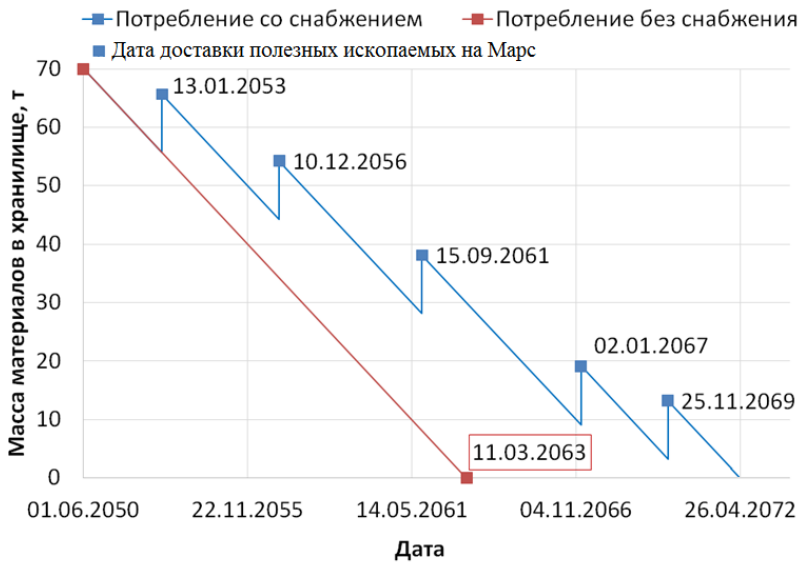


Рис. 3. График снабжения марсианской колонии

Таким образом, показано, что многоэтапные космические миссии в будущем могут быть использованы для снабжения и повышения автономности марсианской базы на этапе ее развертывания и функционирования. Представленная методика выбора целевых астероидов, может быть использована при проведении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. Целью подобных работ может являться проработка схемы полетов к ресурсно-выгодным астероидам, а также проектирование перспективных межпланетных космических аппаратов. Разработанная методика является универсальной и в качестве конечного пункта доставки добытых ресурсов может быть выбран любой объект Солнечной системы, например, Луна или Земля.

Список литературы

1. *Hein A.M., Matheson R., Fries D.* A techno-economic analysis of asteroid mining. Acta Astronautica. 2020. T. 168. C. 104-115. URL: https://arxiv.org/ftp/arxiv/papers/1810/1810.03836.pdf (дата обращения 10.09.2021).
2. *Biktimirov S., Ivanov A., Skobelev P., Lipkis R., Toporkov A., Skobelev P., Tsarev A., Kharlan A.* NearEarth asteroids utilization as a base for building of Earth-Mars-Moon economy (Paper ID: 47340). Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC 69, 16th IAA symposium on visions and strategies for the future. "IAC 2018 – 69th International Astronautical Congress: Space Resources: Technologies, Systems, Missions and Policies" 2018 URL: https:// iafastro.directory/iac/paper/id/47340/abstract-pdf/IAC-18,D4,5,5,x47340.brief.pdf?2018-04- 03.18:38:07 (дата обращения 10.09.2021).
3. Psyche Mission. A Mission to a Metal World. URL: https://psyche.asu.edu/ (дата обращения 20.09.2021).
4. Asteroid Mining Corporation. Redefining mining. URL: https://asteroidminingcorporation.co.uk (дата обращения 20.09.2021).
5. JPL small-body database browser. Jet Propulsion Laboratory. URL: https://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb.cgi (дата обращения 10.09.2021).
6. Asteroid Database and Mining Rankings. Asterank. URL: www.asterank.com (дата обращения 10.09.2021).
7. *Микрин Е.А., Звягин Ф.В.* Введение в механику полета и управление космическими аппаратами: учебник для вузов. Москва. Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2020, 566 с.

8. *Соловьев В.А., Любинский В.Е., Ивашкин В.В*. Управление полетом пилотируемого космического комплекса при проведении экспедиции на астероид. Инженерный журнал: наука и инновации, 2016, вып. 9. URL: http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-09-1533 (дата обращения 10.09.2021).
9. *Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е*. Управление космическими полетами. Лысенко Л.Н., ред. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009 (ч. 1).

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫХ СРЕДСТВ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ ОПЕРАТОРОВ РАКЕТНЫХ СИСТЕМ

Тургенев В.А., Уральсков В.А., Попова Н.Ю.

ВА РВСН имени Петра Великого, г. Балашиха, Московская область, Россия

Требования, предъявляемые к специалистам-операторам, подготавливаемых в интересах ракетных систем различного назначения носят объективный характер и сопоставимы с требованиями, предъявляемыми к специалистам-операторам дежурных смен, несущих дежурство на объектах Госкорпорации «Росатом» и других сложных технических систем, как правило непрерывного цикла.

В общем случае время подготовки специалиста-оператора (1) состоит из времени на теоретическую подготовку и времени на практическую подготовку на аппаратуре (ВВТ).

$$Tподг. = Tтеор. + Tпракт., \quad (1)$$

где *Tподг.* – время, подготовки специалиста оператора;

Tтеор. – время, проведенное на теоретическую подготовку;

Tпракт. – время, затраченное на практическую подготовку.

Таким образом, общее время на подготовку складывается из времени на теоретическую подготовку специалиста-оператора и времени затраченного на практическую подготовку на объектах учебно-тренировочных средств. Рассматривая возможность повышения качества подготовки и снижения времени затраченного на проведение подготовки и допуска специалистов к самостоятельной работе на штатной аппаратуре объектов управления необходимо руководствоваться тем, что контроль уровня подготовки как правило возлагается на эксперта-инструктора, и представляет собой практическую отработку как совокупности теоретических и практических задач, направленных на решение различных вводных, перевода систем из одного режима функционирования в другой и, конечно же, принятия решения для локализации неполадок (неисправностей) аппаратуры и решения о восстановлении работоспособности.

Особенностью построения учебно-тренировочных средств для подготовки операторов ракетных систем является необходимость подготовки специалиста на учебно-тренировочных средствах, имитирующих в полном объеме штатные средства управления как в габаритном размере, так и в наполненности функциональными задачами, обеспечивающими полноту отработки задач эксплуатации и устранения неполадок в работе аппаратуры.

Особую роль в обучении занимает тестирование, проводимое в контролируемых условиях, позволяющее объективно оценить тестируемые качества (решаемые вопросы) [1]. В практике необходимо использовать тестовые задачи и задания, отвечающие определенным требованиям и соответствующим критериям. На практике необходимо использовать тестовые задачи и задания, отвечающие различным критериям. Например, критерий валидности означает, что применяемая тестовая задача подготовки операторов должна диагностировать именно то умение, тот навык и знание, на которые она ориентирована. Результативность тестовых задач будет означать, что их набор обеспечивает всестороннюю проверку умений и способностей обучающихся операторов. Результативность тестовых задач будет означать, что их набор обеспечивает всестороннюю проверку умений и способностей обучающихся операторов.

Объективность результатов тестирования не должна зависеть от каких-либо условий, в частности, субъективного мнения эксперта-инструктора. Результаты выполнения контрольных задач можно считать объективными, если при повторном применении этих же или близких задач они будут совпадать.

Рассматривая уровни освоения опыта, полученного на основе тренировок с использованием УТС, можно выделить следующие уровни подготовки операторов РК [1]:

первый уровень – самостоятельное выполнение определенных действий, руководствуясь инструкциями по эксплуатации отдельных элементов и систем;

второй уровень – самостоятельность действий в типичных ситуациях, усвоив инструкцию по методу конкретной деятельности и выполняя операции или их серию;

третий уровень – самостоятельная деятельность в нетипичных ситуациях. Оператор может работать в нестандартных условиях. При этом оператор представляет функционирование системы в обобщенном виде и понимает функционирование целого класса элементов системы;

четвертый уровень – достижение самостоятельности оператором после усвоения опыта с возможностью видеть проблемы (неисправности) функционирования аппаратуры РК, критически их оценивать и предлагать действия, направленные на их решение и недопущение аварийных ситуаций и (или) катастроф.

На каждом уровне обучения большое значение, при использовании простейших имитационных тренажеров возлагается на эксперта-инструктора, в задачи которого входит на начальном этапе жесткий контроль действий оператора, давая возможность самостоятельной работе на учебно-тренировочных средствах. Далее эксперт-инструктор вводит в обучение вводные, элементы проблемных вопросов по мере усвоения знаний, освоения инструкций по эксплуатации аппаратуры, а в дальнейшем происходит освоение очередных уровней с учетом выполнения действий в составе расчетов или смен.

В конечном итоге эксперт-инструктор должен побудить у оператора интерес к освоению конкретными знаниями, подготовить информацию о предмете изучения о роли оператора в профессиональной деятельности, использовать учебно-тренировочные средства наиболее рациональным образом, обеспечивая действенный и своевременный контроль.

Рассматривая вопросы автоматизации функционала учебно-тренировочных средств для подготовки операторов ракетных систем необходимо отметить [2], что автоматизация функционала эксперта-инструктора, заключается в автоматическом формировании сценариев тренировок, с учетом уровней обучения операторов, на основе проведения тестирования операторов, с максимальной автоматизацией и независимой системой оценивания действий операторов.

В настоящее время дальнейшую автоматизацию, интеграцию и унификацию различных средств обучения и обеспечения подготовки операторов было бы оправданным продолжать, сформулировав четкие определения подобных понятий. Введение понятий для учебно-тренировочных средств, во-первых, давало бы возможность совершенствования и расширения их перечня и, во-вторых, задавало бы цели и ориентиры как разработчикам средств обучения и обеспечения, так и экспертам-инструкторам, проводящим занятия на тренажерах. В ходе дальнейшей автоматизации целесообразно включить соблюдение принципов гетерогенности, кросс-платформенности, объектной ориентированности, обора и унификации содержания, методической проработки выполняемых задач по уровню подготовленности.

Рассмотрим частично предлагаемые принципы [3], например, принцип гетерогенности. В науке гетерогенными принято называть системы, объединяющие в своем составе разнотипные элементы. Гетерогенной является компьютерная сеть, соединяющая разнотипные компьютеры. Очевидно, что учебная аудитория с имеющимися в ней инженерными и информационными средствами и технологиями является гетерогенной системой. Однако постулируемый принцип гетерогенности означает возможность и необходимость физического соединения и взаимодействия этих разнотипных средств.

Для дальнейшей автоматизации учебно-тренировочных средств должны быть найдены или вновь разработаны технические средства, которые позволили бы соединить средства информатизации, работающие на базе компьютерной техники и аналоговые средства обучения, средства искусственного освещения и средства управления интенсивностью естественного освещения, средства обеспечения климата, вентиляции, видеонаблюдения, контроля, связи и другие средства. Практическому физическому соединению подлежат так называемые «компьютерные» и «некомпьютерные» средства. Более того, возможно соединение и взаимодействие электрических и электронных приборов. Во многих случаях

для этого необходимы специальным образом разработанные электрические приборы. Гетерогенность подразумевает также обязательность физического соединения мобильных и стационарных компьютерных устройств без потери их функциональных преимуществ. Так, соединение мобильных устройств и планшетов с имеющимися в аудитории компьютерными сетями и стационарной компьютерной техникой, включая стационарно размещенные проекторы, интерактивные доски и аудиосистемы, должно осуществляться по беспроводной связи, поскольку проводное соединение в этом случае ликвидирует преимущество мобильности у названных устройств.

Гетерогенность можно рассматривать и как возможность физической связи средств обучения и обеспечения обучения, воздействующих на различные органы восприятия человека – слух, зрение, осязание, обоняние, вестибулярный аппарат, что кардинальным образом приблизит обучение на учебно-тренировочных системах к работе операторов на реальной аппаратуре ракетных систем.

Создание подобных учебно-тренировочных средств кардинальным образом приблизит обучение операторов с применением учебно-тренировочных средств к реальной работе специалистов-операторов дежурных смен и расчетов на аппаратуре ракетных систем и позволит автоматизировать как элементы различных уровней подготовки, так и объективно-независимо оценивать их уровень подготовки.

Список литературы

1. *Соколков Е.А.* Технологии проблемно-модульного обучения: теория и практика: монография. М.: Логос, 2012. 384с.
2. Тренажерные комплексы и тренажеры. Технологии разработки и опыт эксплуатации / В.Е. Шукшунов, В.В. Циблиев, С.И. Потоцкий и др. Под ред. В.Е. Шукшунова. М:. Машиностроение, 2005. 384с.
3. *Григорьев С.Г., Гриншкун В.В., Реморенко И.М.* «Умная аудитория» – шаг на пути к интеграции средств информатизации образования. Москва. Вестник РУДН, серия Информатизация образования, 2014, № 1 с. 16-26.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ОРГАНОВ ОВД И СЛУЖБ АЭРОПОРТА ПРИ ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Кулаков М.В.

АО «ЛИИ им М.М.Громова», г. Жуковский, Россия

Чернышева Е.С.

ФГУП «Государственная корпорация по организации воздушного движения в Российской Федерации» г. Москва, Россия

Технология взаимодействия органов обслуживания воздушного движения определяет перечень обязательных технологических операций для руководителей полетов (РП), предоставляющих районное диспетчерское обслуживание (РДО), диспетчерское обслуживание подхода (ДОП) и аэродромное диспетчерское обслуживание (АДО) при выполнении ими служебных обязанностей в период выполнения на аэродроме летных испытаний авиационной и ракетно-космической техники [1,2].

В рамках анализа, а также для дальнейшей разработки технологии взаимодействия служб обеспечения полетов аэропорта, целесообразно использовать математическую модель графа [2,3]. Маршрутом называется череда последовательно соединенных вершин x_i и ребер e_i.

$$x = x_0,\ e_0,x_1,\ e_1 \ldots\ldots,\ e_{n-1,}x_n = g \qquad (1)$$

где $e_i=(x_1, x_{i+1})$, x – начало маршрута, g – конец маршрута.

В маршруте e и x могут повторяться. Если все e различны, то маршрут называется «цепь». В цепи x могут повторяться. В том случае, когда все x отличаются, тогда она называется «простая цепь».

Последовательность вершин на рисунке 1 $x_1, x_2, x_3, x_4, x_6, x_4, x_5$ есть маршрут из x_1 в x_5, а вершины x_1,x_2,x_3, x_4, x_5 определяют простой путь из x_1 в x_5.

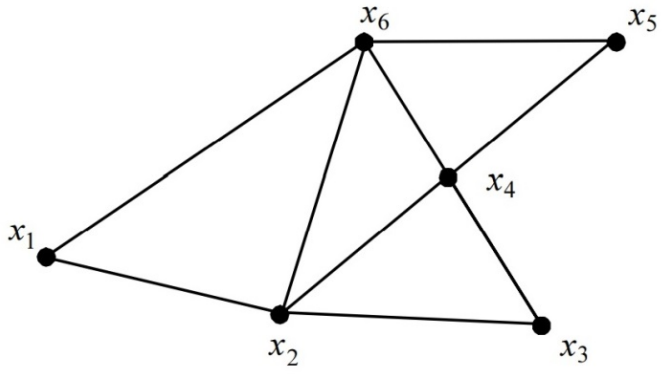


Рис. 1. Маршрут в графе

Для составления системного графика необходимо создать таблицу параметров взаимодействия (см. таблицу).

Таблица параметров технологического взаимодействия РП при испытательных полетах в момент ухудшении видимости

п/п	Наименование работы	Событие		Продолжительность, мин.
		нач.	кон.	
1	Определение значения видимости	0	1	0,10
2	Доклад РП	1	2	0,30
3	Переключение режима на ВИУ	1	3	0,10
4	Получение диспетчером новых условий на ВИУ	3	4	0,30
5	Доклад экипажу ВС	1	5	0,50
6	Решение КВС	5	6	0,30

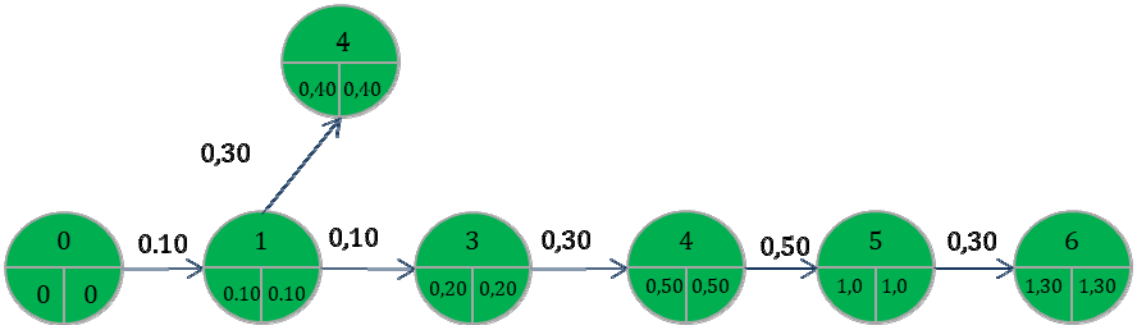


Рис. 2. Сетевой технологический график взаимодействия РП при испытательных полетах в момент ухудшении видимости.

Список литературы

1. *Реутович Г.А*. Обслуживание воздушного движения: учебное пособие. М.: Институт аэронавигации, 2013.
2. *Берцун В.Н.* Математическое моделирование на графах. Часть 1. Учебное пособие. ТГУ. 2006. 88 с.
3. Метеорологическое обеспечение международной аэронавигации, ИКАО, Издание восемнадцатое, 2013. 222 с.

ВЫЯВЛЕНИЕ И АНАЛИЗ ПРИЧИН ОТКАЗОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Брусков А.А., Филяев Г.А.,

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В этой работе мы рассматриваем возможные причины различий в отказах космических аппаратов. Наиболее очевидным фактором, который варьируется от одной орбиты к другой, является космическая среда. Космическая среда сильно влияет на производительность и срок службы спутников на орбите и может привести к дорогостоящим сбоям или потере подсистем и космических аппаратов. Космическая среда, как функция выбора орбиты, также влияет на проектные решения и влияет на размер, вес, сложность и стоимость спутника, что влияет на надежность спутника. Важными факторами, влияющими на надежность спутников, могут быть также программные соображения. Эти гипотезы обсуждаются далее.

Факторы окружающей среды. Одним из очевидных различий между низкой околоземной орбитой и средней околоземной орбитой и геосинхронной орбитой является разреженная атмосфера, присутствующая на низкой околоземной орбите. Это приводит к аэродинамическому сопротивлению, которому необходимо противодействовать, чтобы спутник оставался на орбите в течение длительных периодов времени. Срок службы обычных спутников составляет порядка нескольких месяцев на высоте 300 км и нескольких лет на высоте 400 км [1]. Однако оценки срока службы на орбите подвержены значительной неопределенности, поскольку они ограничены точностью моделей лобового сопротивления и погодой в космосе [2].

Два известных примера непреднамеренных просчетов из-за неадекватных прогнозов лобового сопротивления – американская космическая станция «Skylab» и советская «Салют-7». Первоначально ожидалось, что Skylab останется на орбите через десять лет после того, как последний экипаж вылетел в 1974 году, что позволило бы ему потенциально обслуживать Спейс шаттл. Однако Skylab стала жертвой неожиданно высокой солнечной активности и сошла с орбиты в 1979 году. Точно так же «Салют-7» должен был оставаться на орбите и через 8-20 лет после его вывода из эксплуатации в 1986 году. Однако «Салют-7» сошел с орбиты в феврале 1991 года из-за неожиданной солнечной активности, которая повысила верхнюю атмосферную плотность.

Поскольку атмосферное сопротивление и связанные с ним неопределенности обычно проявляются постепенно, они редко являются прямыми причинами сбоев спутников. Однако они влияют на сроки вывода из эксплуатации спутников на низкой околоземной орбите и могут усугубить последствия более мелких сбоев. Например, сопротивление верхних слоев атмосферы на спутниках на низкой околоземной орбите может привести к более коротким окнам, в течение которых оперативная группа может эффективно восстанавливать спутник от сбоев в движении, управлении пространственным положением или связи до того, как потери сопротивления или эффекты крутящего момента, вызванные лобовым сопротивлением, станут слишком большими.

Кроме того, верхняя атмосфера связана с химически коррозионными эффектами высокоактивных веществ, таких как атомарный кислород. Эта форма кислорода, преобладающая примерно от 200 км до 600 км по высоте, может реагировать с органическими пленками, композитными материалами и металлизированными поверхностями, вызывая ухудшение характеристик сенсоров.

Солнечные батареи и космические зеркала являются примером подсистем, которые сталкиваются с проблемой деградации, вызванной воздействием атомарного кислорода в среде на низкой околоземной орбите. Обширная эрозия из-за атомарного кислорода – это один механизм отказа на низкой околоземной орбите, которого не существует на орбитах-геосинхронных и средних околоземных орбитах.

Ионизация космической среды сильно зависит от высоты. Примерно на 300 км ионизируется 1% атмосферы, в то время как это число увеличивается до 100% ионизации в геосинхронной среде. Эти заряженные частицы, образующие плазменную среду, заряжают поверхность любого космического аппарата в ней до высоких отрицательных напряжений. Если локальное электрическое поле превышает поле пробоя вдоль поверхности материала, это может вызвать электростатическую дугу и электромагнитные помехи, достаточно большие для разрушения электронных компонентов. Это было объяснено как основной вид отказа для спутников на геосинхронной орбите, особенно когда они выходят из периода затмения в солнечную бурю. На малой высоте это заряженное явление появляется только в областях высоких широт, где авроральные электроны сталкиваются с космическим аппаратом. Это гораздо чаще встречается на более высоких орбитах, таких как геосинхронная.

Радиация. Существует несколько типов радиации, которые могут угрожать космическим аппаратам на околоземной орбите. Поскольку эти типы спутников радиационного воздействия находятся в различных диапазонах высот, они также являются потенциальными объяснениями различий в поведении надежности между спутниками на низкой околоземной орбите, средней околоземной орбите и геосинхронной орбите.

Радиационные пояса Ван Аллена состоят из электронов и ионов с энергиями более 30 кэВ. Они распределены неравномерно в пределах магнитосферы до расстояния в 7 радиусов Земли. Обычно признается, что космические полеты за пределы низкой околоземной орбиты оставляют защиту геомагнитного поля и проходят через пояса Ван Аллена. Таким образом, они сталкиваются с новыми угрозами, вызванными излучениями Ван Аллена. Область между двумя-тремя радиусами Земли лежит между двумя радиационными поясами и иногда называется «безопасной зоной» [4].

Солнечные частицы образуются в связи с солнечными вспышками. Они представляют собой быстро увеличивающийся поток энергетических частиц, от 1 МэВ до более 1 ГэВ, и могут длиться от нескольких часов до нескольких дней. В конечном итоге они могут привести к деградации солнечных батарей или электрооптических датчиков.

В зависимости от уровня их энергии, солнечные частицы проникают в магнитосферу Земли на разных высотах. Более вероятно, что они будут воздействовать на высотные орбиты, такие как геосинхронные орбиты, или на низкие околоземные орбиты.

Термический и энергетический цикл. Помимо воздействия на космическую среду, еще одним существенным различием между тремя категориями орбит является степень теплового и энергетического цикла. За один день спутник на низкой околоземной орбите длиной 400 км вращается вокруг Земли около шестнадцати раз, в то время как спутник на геосинхронной орбите вращается вокруг Земли один раз. В результате спутник на низкой околоземной орбите осуществляет циклы между периодом затмения и периодом солнечного света по меньшей мере в 16 раз чаще, чем спутник на геосинхронной орбите, подвергая спутник на низкой околоземной орбите значительно большему тепловому и энергетическому циклу. Целесообразно учитывать, что эффекты теплового расширения и сжатия могут вызывать усталость компонентов, особенно для чувствительных компонентов. Также вполне вероятно, что циклическое переключение подсистемы питания, особенно для заряда и разряда батареи в затмении и вне его, может привести к различным режимам отказа спутников на низкой околоземной орбите и геосинхронной орбите. Циклические эффекты могут быть одним из факторов существенной младенческой смертности, выраженной в данных о надежности спутников на низкой околоземной орбите.

Программные эффекты. Окончательная гипотеза о различиях в наблюдаемом поведении надежности спутников на низкой околоземной орбите и геосинхронной орбите касается влияния программных решений.

Как правило, геостационарные спутники предназначены для использования в течение периода времени порядка десяти или более лет. Напротив, срок службы спутника на низкой околоземной орбите, как правило, короче – часто менее пяти лет.

Разработка потенциально более дорогих и более долговечных спутников на геосинхронной орбите, будет включать в себя увеличение инвестиций в испытания контроля

качества и уделение большего внимания надежности, выбору деталей и избыточности. Гораздо более низкая вероятность выхода из строя на ранних сроках эксплуатации для спутников на геосинхронной орбите может быть отнесена на счет такого подхода к развитию системы.

Список литературы

1. *Larson, W.J., and Wertz, J.R. (ed.)* Space Mission Analysis and Design, 3rd ed., Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers, El Segundo, 1999.
2. *Doornbos, E. and Klinkrad, H.* Modelling of space weather effects on satellite drag, Advances in Space Research, Vol. 37, No. 6, 2006. pp. 1229-1239.
3. *Klinkrad, H. and Fritsche, B.* Assessment and Management of On-Ground Risk during Re-Entries, Joint ESA-NASA Space-Flight Safety Conference, ESA SP-486, 2002. pp. 325-332.
4. *Weintraub, R.A.* Arth's Safe Zone Became Hot Zone During Legendary Solar Storms, Goddard Space Flight Center, NASA.

Секция 14

Целевое использование пилотируемых космических комплексов

Председатель – руководитель Центра *Марков А.В.*

АНТЕННО-ФИДЕРНАЯ СИСТЕМА РСА ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА

Строев К.Н., Лихачев В.П., Заживихин И.М.

АО «НИИ СТТ», г. Смоленск, Россия

В настоящее время широкое применение во всем мире получили космические системы (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и, в частности, РЛС с синтезированной апертурой антенны (РСА). Информацию, получаемую от КС с РСА, можно использовать для решения задач как Министерства обороны и Министерства по чрезвычайным ситуациям РФ, так и для гражданских Министерств РФ [1, 2]: картографирование, землеустройство, контроль добычи полезных ископаемых, лесозаготовки, заповедных районов, загрязнения окружающей среды, мониторинг сельскохозяйственных угодий и других социально-экономических задач. Основной информацией от КС с РСА являются радиолокационные изображения поверхности Земли, сформированные с различной детальность (разрешающей способностью) в различных режимах работы. Как правило, для решения новых задач или повышения информативности РСА требуется модернизация (полная замена) ее функциональных устройств, что возможно сделать только на пилотируемом космическом комплексе (ПКК) при условии доставки усовершенствованных (новых) функциональных устройств транспортным грузовым кораблем. Одним из основных и крупногабаритных функциональных устройств РСА, обусловливающих ее информативные возможности: ширину полосы съемки и разрешающую способность на РЛИ, является антенно-фидерная система.

Целью доклада является описание конструкции антенно-фидерной системы РСА для пилотируемого космического комплекса (РСА ПКК).

В качестве зондирующего сигнала рассматривается ЛЧМ сигнал, который на промежуточной частоте поступает в облучатель антенно-фидерной системы РСА ПКК, где посредством диаграмообразующей схемы (ДОС) распределяется между приемо-передающими модулями антенной решетки облучателя. Для формирования зондирующего сигнала в требуемом диапазоне частот в облучатель антенно-фидерной системы также подается сигнал гетеродина, где посредством ДОС также осуществляется его распределение между приемо-передающими модулями. Преобразование сигнала на несущую частоту осуществляется непосредственно в приемо-передающих модулях. Таким образом, в ДОС используется сигнал относительно низкой частоты (порядка 1-2 ГГц), что позволяет пропорционально снизить фазовые ошибки, возникающие в ДОС.

В результате анализа предметной области, а также требований к режимам работы РСА ПКК, выработано оптимальное решение по затратам на реализацию ее антенно-фидерной системы. Предлагается вариант зеркальной антенны [3] с облучателем в виде фазированной антенной решетки (см. рисунок). В состав антенно-фидерной системы входят:

– рефлектор;

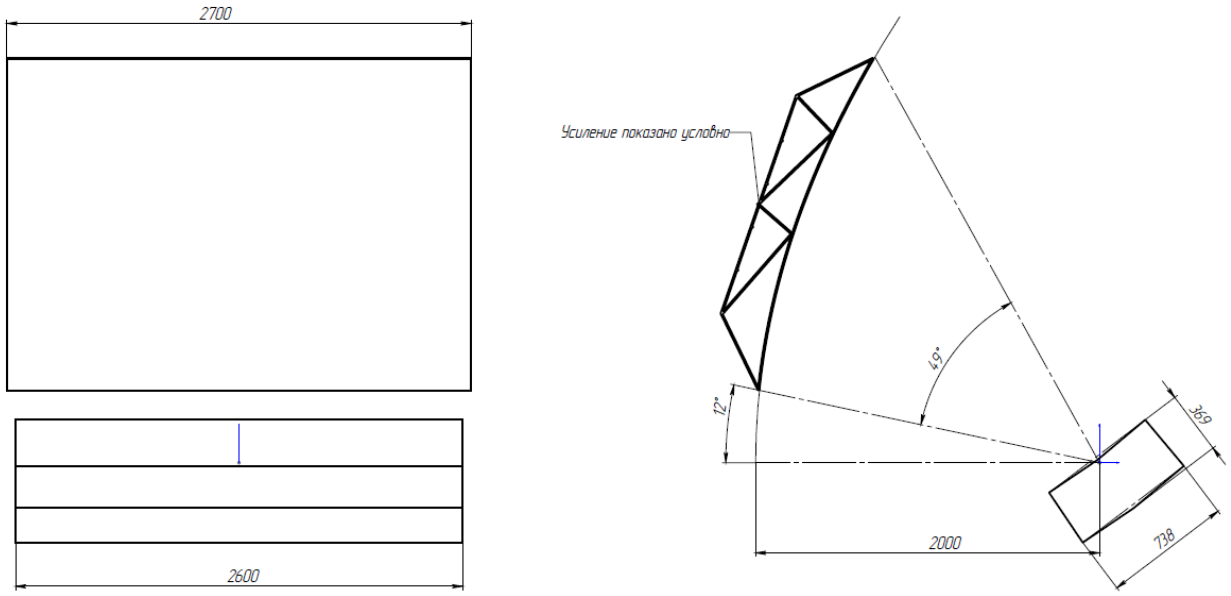
– облучатель;

– модуль калибровки.

Формирование требуемой диаграммы направленности антенны (ДНА) осуществляется посредством облучателя и рефлектора. Управление диаграммой направленности по азимуту и углу места осуществляется посредством ДОС в составе облучателя.

В состав облучателя входит антенная решетка (АР), которая состоит из 34 рядов антенных элементов (АЭ) по 72 шт. в каждом ряду: 56 основных и 16 дополнительных. Таким образом АР состоит из 2448 АЭ. По своему исполнению основные и дополнительные АЭ однотипные. Дополнительные АЭ предназначены для компенсации уровней боковых лепестков ДНА. На дополнительных АЭ формируется распределение мощности по закону $\sin(x)^2$.

Одновременно в АР работает три смежных линейки АЭ (216 облучателей) в зависимости от требуемой ориентации ДНА по углу места. Всего 32 положения ориентации ДНА по углу места.



Вариант зеркальной антенны с облучателем в виде фазированной антенной решетки

Антенные элементы входят в состав приемо-передающих модулей (ППМ). В состав антенной решетки облучателя входят 1224 приемо-передающих модуля. Один ППМ содержит два АЭ. В качестве АЭ предлагается использовать рупорную антенну. Конструкция антенны позволит работать с сигналами горизонтальной и вертикальной поляризаций.

Для контроля, тестирования и калибровки облучателя в структуре АФС предусмотрен модуль калибровки. Модуль калибровки содержит в своем составе передающую антенную систему и передатчик. Модуль калибровки расположен с учетом ДНА, формируемой облучателем, и не затеняет ее.

Для реализации телескопического (детального) и широкозахватного (сканирующего) режимов работы РСА ПКК необходимо иметь возможность управления ориентацией диаграммы направленности антенны по азимуту и углу места.

Управление положением ДНА осуществляется посредством облучателя АФС. Управление ДНА по углу места (диапазон регулировки ±8°) осуществляется посредством выбора работающей тройки линеек облучателей. Дискретность управления ДНА составляет 0,5 градуса. Управление ДНА по азимуту осуществляется посредством конструкции подводящих к ППМ волноводов ДОС в совокупности с управлением частотой гетеродина. Данный подход позволяет исключить фазовращатели из состава ППМ, упростить их и существенно снизить их стоимость.

Формирование зондирующего сигнала осуществляется по стандартной схеме. Для уменьшения потерь в каналах горизонтальной и вертикальной поляризация в ППМ предусмотрены раздельные усилители мощности, таким образом нет необходимости в использовании коммутатора сигналов высокой мощности. Разделение приема и передачи на антенных выходах осуществляется путем применения ферритовых циркуляторов.

Каждый приемный канал антенны имеет свой МШУ для исключения необходимости использования коммутатора и снижения уровня шума. Далее в пределах одного ППМ осуществляется суммирование сигналов соответствующих поляризационных каналов от двух антенных элементов. Данный подход позволяет снизить амплитудно-фазовые искажения сигнала при приеме.

Функциональная схема модуля ППМ подразумевает работу с поляризационным режимом *Single* (*HH/HV/VV/VH*). Функциональная схема ППМ может быть доработана для

работы с поляризационными режимами *Double* (*HH+HV/VV+VH*) и *Quad* (*HH+HV+VV+VH*). Однако в данных режимах в два раза увеличивается число приемных каналов от каждого ППМ, и соответственно число каналов ДОС.

Рефлектор АФС выполнен из листового материала (алюминия), установленного на сеточный каркас. Конструкция рефлектора представляет собой цельную конструкцию. Облучатель и модуль калибровки также выполнены в виде законченных конструктивных блоков.

Развертывание АФС РСА ПКК осуществляется в процессе внекорабельной деятельности не менее чем двух космонавтов путем поворота составных модулей (рефлектора, облучателя и модуля калибровки) относительно осей вращения и фиксации их на замки. В докладе приводятся основные технические характеристики АФС, рассчитанные для конкретной высоты орбиты ПКК.

Сравнительный анализ предлагаемого варианта построения АФС (см. рисунок) с вариантом классической полной матричной активной фазированной АР (АФАР) приведен в таблице.

Результаты сравнительного анализа зеркальной антенны с облучателем в виде ФАР и полной матричной АФАР

Параметр	Вариант АФС	
	С рефлектором	Матричная АФАР
Количество ППМ, шт.	2048	5760
Количество фазовращателей в ППМ, шт.	0	2…3
Мощность передатчика ППМ, Вт	2x55	2
Количество суммируемых каналов, шт.	216 (3x72)	5760 (80x72)

Таким образом, явными преимуществами предложенной концепции построения АФС РСА ПКК является: меньшие масса (оценочно в 1,5…1,7 раза) и стоимость (оценочно в 3…4 раза) относительно классической матричной АФАР за счет меньшего количества приемопередающих модулей, более простой схемы управления и меньшей стоимости ДОС; возможность крепления зеркала и облучателя АФС непосредственно к корпусу многоцелевого лабораторного модуля ПКК; теоретически неограниченный модернизационный потенциал АФС и РСА в целом, который гарантированно реализуется космонавтами в ходе внекорабельной и внутрикорабельной деятельности.

Список литературы

1. *Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э.* Радиолокационные системы землеобзора космического базирования/Под. ред. В.С. Вербы. – М.: Радиотехника, 2010. – 680 с.
2. *Купряшкин И.Ф., Лихачев В.П.* Космическая радиолокационная съемка земной поверхности в условиях помех. – Воронеж: Научная книга, 2014 – 460 с.
3. *Виленко И.Л., Кривошеев Ю.В., Шишлов А.В.* Гибридные зеркальные антенны с облучающими активными фазированными решетками: вопросы проектирования и измерений // Решетневские чтения. 2011. №15. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/gibridnye-zerkalnye-antenny-s-obluchayuschimi-aktivnymi-fazirovannymi-reshetkami-voprosy-proektirovaniya-i-izmereniy (дата обращения: 27.09.2021).

НАЗЕМНАЯ ПОДГОТОВКА КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА «ИМПУЛЬС (2 ЭТАП)» НА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

***Богатый А.В, Дьяконов* Г.А.[1], *Лапшинова О.В.*[2]**

[1]НИИ ПМЭ МАИ, г. Москва, Россия
[2]ПАО РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Данная работа посвящена наземной отработке опытного образца научной аппаратуры с импульсным плазменным инжектором (НА ИПИ) из состава комплекса научной аппаратуры «ИПИ-500», разрабатываемого для проведения космического эксперимента (КЭ) «Импульс (2 этап)» на многофункциональном лабораторном модуле Российского сегмента Международной космической станции (МЛМ РС МКС).

Работы по созданию и отработке НА ИПИ проводились под руководством академика РАН, профессора, доктора технических наук, директора-главного конструктора НИИ ПМЭ МАИ (НИИ прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института) Попова Г.А.

НА ИПИ предназначена для формирования в высоковольтном разряде и инжекции в космическое пространство высокоскоростных плазменных потоков.

Целью космического эксперимента «Импульс (2 этап)» являются комплексные экспериментальные исследования физических процессов, происходящих при инжекции в ионосферу Земли импульсных потоков плазмы. К таким процессам относятся возмущение параметров ионосферы и среды вблизи поверхности МЛМ, формирование плазменных неоднородностей, генерация электромагнитных волн, в том числе в НЧ, КНЧ и ОНЧ диапазонах частот, стимулирование возмущений геомагнитного поля и высыпаний частиц.

Использование в качестве инструмента воздействия на ионосферу импульсного плазменного инжектора позволит также решать задачу отработки в летных условиях рабочих процессов перспективных импульсных плазменных двигателей, интерес к которым стал возрождаться в связи с миниатюризацией космической техники и появлением разработок малых космических аппаратов (МКА). К таким двигателям относится абляционный импульсный плазменный двигатель (АИПД), конструктивные и электротехнические принципы создания которого использованы при разработке НА ИПИ. Преимуществом таких двигателей является сравнительно малая масса, конструктивная и схемная простота, низкое, не выше 100 Вт, энергопотребление, небольшая стоимость. Несмотря на это, импульсные плазменные двигатели нуждаются в длительной и дорогостоящей экспериментальной доводке в зависимости от целевых назначений двигателя и заданных критериев оптимизации [1]. Для геофизических экспериментов требуется создание долгоживущих плазменных образований с большой концентрацией заряженных частиц, возникающих в результате воздействия на ионосферу. Создаваемая аппаратура НА ИПИ обеспечит выброс плазменного потока с повышенной плотностью частиц в импульсе до $N=10^{18}$ см$^{-3}$ при концентрации ионов до 10^{16} см$^{-3}$, со среднемассовой скоростью частиц до 15 км/с и скоростью высокоэнергичных частиц до 30 км/с. В качестве плазмообразующего вещества используется фторопласт-4. При этом частота импульсов составляет 2,0-2,5 Гц. Такие параметры обеспечат заметный отклик ионосферы с возможностью регистрации исследуемых эффектов.

Конструктивно НА ИПИ представляет собой сборочную единицу (моноблок), состоящую из двух независимых абляционных импульсных плазменных инжекторов, каждый из которых выполнен по схеме двухканального коаксиального импульсного плазменного ускорителя [2]. Всего моноблок НА ИПИ имеет четыре коаксиальных разрядных канала, попарно связанных с двумя электрически независимыми конденсаторными накопителями энергии с энергоемкостью 100 Дж каждый. Такая схема позволяет повысить частоту инжекции в каждой паре разрядных каналов и обеспечит резервирование каналов инжекции, повышая надежность и ресурс работы НА. В состав НА ИПИ входят также два блока инициирования разряда, двухканальный блок системы питания и управления (СПУ), а также две автономные системы электрообогрева (АСЭО). Составные

части объединены в два независимых подблока, имеющих самостоятельное электропитание, управление и каналы передачи телеметрических параметров. Разработку и изготовление систем СПУ и АСЭО НА ИПИ осуществляет АО «АВЭКС».

Для обеспечения анализа работоспособности НА ИПИ в процессе наземной отработки и при летных испытаниях в составе аппаратуры предусмотрены аналоговые и температурные датчики, опрашиваемые бортовой информационно-телеметрической системой (БИТС) МЛМ. Регистрируются и передаются на Землю параметры, контролирующие в каждом подблоке НА наличие напряжения питания на входе подблока и на накопителе энергии, наличие питания на входе АСЭО, наличие тока разряда. Кроме этого, передаются по телеметрии значения выходного напряжения каждого канала СПУ, значения температур корпуса накопителей и корпуса СПУ.

На этапе наземной подготовки космического эксперимента (КЭ) «Импульс (2 этап)» в НИИ ПМЭ МАИ создан опытный образец НА ИПИ, являющийся полным аналогом летного образца, разработана комплексная программа экспериментальной отработки, а также программа конструкторско-доводочных испытаний. В процессе наземной подготовки КЭ были проведены лабораторные испытания макета НА ИПИ, конструкторско-доводочные испытания опытного образца, выполнены комплексные электрические испытания в составе комплексного стенда МЛМ на технической и экспериментальной базе ПАО «РКК «Энергия».

По результатам лабораторных и стендовых испытаний подтверждена возможность создания НА ИПИ с заданными параметрами инжектированного потока плазмы. В процессе испытаний проведены тепловые измерения, подтвердившие возможность непрерывной работы теплоизолированного инжектора в течение 5 минут с частотой импульсов не менее 2,0 Гц. Проведены также длительные испытания макета инжектора, подтвердившие возможность обеспечения ресурса 10^6 импульсов при отсутствии системы подачи плазмообразующего вещества, и ресурсные испытания критичных элементов конструкции инжектора. Также проведен анализ и выданы рекомендации по обеспечению надежности работы НА с учетом возможного локального роста давления окружающей КА среды. К ним относятся введение в состав НА устройства отключения СПУ при существенном повышении разрядного тока инжектора, использование инжекторов с коаксиальными ускорительными каналами, что позволяет выполнить надежную изоляцию токоподводов, использование сплошной заливки силовых конденсаторов компаундом. Наряду с этим, для обеспечения надежности работы НА ИПИ применена отработанная при создании АИПД элементная база, использованы отработанные конструктивные и схемные решения. Кроме того, с целью повышения надежности аппаратуры, разработчики отказались от системы подачи плазмообразующего вещества, обеспечили дублирование всех основных частей НА.

При разработке НА ИПИ были также всесторонне рассмотрены вопросы безопасности КЭ. Для обеспечения безопасности взаимодействия экипажа с аппаратурой НА ИПИ и безопасностиего функционирования на борту МЛМ введены специальные конструктивные элементы (защитные экраны и крышки), исключающие контакт экипажа с высоковольтными частями аппаратуры. Включение установленной на внешней поверхности МЛМ аппаратуры при нахождении членов экипажа вне гермоотсеков МКС запрещено. Использованы **к**онденсаторные накопители энергии с разрядным сопротивлением, обеспечивающим безопасный разряд конденсаторных накопителей в течение 30 минут при отказе всех других составных частей НА.

При наземной отработке НА ИПИ были также рассмотрены потенциальные факторы опасности при функционировании аппаратуры на борту МЛМ, обусловленные выбросом с борта МЛМ потока плазмы. К ним относится электромагнитное излучение в ближней зоне от поверхности МЛМ при инжекции плазмы, возможное попадание частиц плазмы на оптические поверхности и возвратные токи на поверхность МЛМ, обусловленные изменением плотности заряженных частиц вблизи МЛМ при вылете искусственной плазмы. Как следует из экспериментальных исследований, проведенных при разработке АИПД, являющимися аналогами инжектора, электромагнитные поля, генерируемые импульсным

плазменным инжектором, являются преимущественно низкочастотными (10 кГц…10 МГц) и поэтому не могут оказывать существенного воздействия на работу радиоэлектронной аппаратуры МКС, рабочие частоты которой находятся в области частот 0,5…1 ГГц. Что касается электромагнитных полей, вызываемых плазменным сгустком в окружающей среде МЛМ, то они имеют более широкий диапазон частот, однако амплитуда колебаний мала и соответствует тепловому шуму плазмы. Расчеты в соответствии с максимальным для ИПИ углом раствора плазменной струи 30° показывают, что тепловое и загрязняющее воздействие струи плазмы на солнечные батареи и оптические приборы МКС пренебрежимо малы в связи с низкой плотностью создаваемой плазмы, способной изменить характеристики (прозрачность) элементов оптической поверхности. Во избежание прямого попадания плазменной струи на оптические поверхности и солнечные батареи в РКК «Энергия» разработан специальный посадочный кронштейн, позволяющий ориентировать струю плазмы в свободную от конструктивных элементов область ионосферы.

Как показывает результаты КЭ «Импульс (1 этап)», выполненного на служебном модуле (СМ) РС МКС с аналогичной НА [3], во время инжекции плазмы с борта МКС вблизи ее поверхности создаются электростатические колебания, обуславливающие повышение амплитуды переменных токов на поверхность МКС. Однако в силу их колебательного характера с переменным знаком амплитуд, а также небольшого значения (не более 13 нА) значительных повышений потенциала МКС не наблюдалось. После отключения инжектора амплитуда этих токов быстро затухает до обычного электростатического колебания среды вблизи поверхности МКС.

В рамках конструкторско-доводочных испытаний опытного образца НА ИПИ были проведены испытания на воздействие механических нагружений, климатические испытания, испытания по проверке режимов работы и определению потребляемой мощности, длительные испытания на функционирование в вакууме, испытания на электромагнитную совместимость, термовакуумные испытания.

На этапе проведения комплексных электрических испытаний (КИ) опытного образца НА ИПИ в составе комплексного стенда МЛМ отработаны электрические схемы сопряжения НА с бортовыми системами электропитания, управления режимами работы НА, системой регистрации и передачи на Землю ТМ-информации. В ходе КИ был выявлен эффект наводки паразитных токов в цепях фидера питания СПУ при зарядке конденсаторов накопителей энергии, приводящих к ложному срабатыванию контрольного сигнала подачи напряжения питания на СПУ. Для обеспечения электрической развязки двух фидеров питания: СПУ и накопителей энергии, проведена доработка входного каскада фидеров накопителей энергии путем введения диодной вставки. Тем самым был устранен дефект, выявленный в ходе КИ, и обеспечена надежность контроля подачи напряжения по фидерам питания НА ИПИ.

Результаты наземной отработки показали, что опытный образец НА ИПИ работоспособен и его характеристики соответствуют предъявляемым требованиям для решения задач КЭ. В настоящее время наземная экспериментальная отработка НА ИПИ завершена и ведется изготовление летного образца аппаратуры.

Список литературы

1. *Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Нечаев И.Л., Попов Г.А., Семенихин С.А., Тютин В.К., Яковлев В.Н.* Современное состояние работ по созданию ЭРДУ с АИПД в НИИ ПМЭ МАИ // Известия РАН. Энергетика, 2019, № 3, стр. 96-109.
2. *Губарев В.Я. и др.* Экспериментальное определение скоростных характеристик импульсного эрозионного ускорителя // Плазменные ускорители, М.: Машиностроение, 1973, с. 211-213.
3. *Лисаков Ю.В., Климов С.И., Лапшинова О.В, Медников Б.А., Машков А.С.,Пушкин Н.М.* Флуктуации тока на плоские зонды прибора «Зонд-Заряд», установленного на орбитальном комплексе «Мир» // Космические исследования, 2003, т. 41, № 3. с. 265-276.

ОБОСНОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК РСА ДЛЯ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА

Купряшкин И.Ф., Лихачев В.П., Селезнев Д.А.

АО «НИИ СТТ», г. Смоленск, Россия

Если двадцать лет назад количество КА-носителей РСА исчислялось единицами, то сегодня для решения множества задач привлекается широкий перечень орбитальных группировок: Lacrosse и FIA-Radar (США), SARLupe и TerraSAR (ФРГ), COSMO-Skymed (Италия), Radarsat (Канада), Sentinel (ЕС), Risat (Индия), TecSAR (Израиль), PalSAR и IGS (Япония), Yaogan (Китай), PAZ (Аргентина) и Kompsat (Южная Корея). В системе дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) зарубежных стран имеются малые КА ICEYE, Capella Space, NovaSAR-S, Gaofen-3 и Asnaro-2. На стадии реализации проекты XpressSAR и OptiSAR, UrtheCast, Umbra Lab, MicroSat, StriX и RISAT-2A. На стадии разработки находятся компании Channel Logistics & DBA Space Eyes, R2 Space и Ursa Space Systems, Trident Space Inc. Mino Space, iQPS, Smart Satellite, PredaSAR, Kawa Space и др. Темп развития современных технологий позволяет постоянно модернизировать РСА для повышения их информативности, многофункциональности и др., однако на перечисленных носителях оперативно это сделать невозможно. В то же время на пилотируемых космических комплексах (ПКК) РСА отсутствуют, хотя подобное размещение позволит реализовать ряд преимуществ: гарантированное развертывание антенной системы, возможность модернизации (или замены вышедших из строя) функциональных устройств, доставляемых грузовыми кораблями, и др. В качестве одного из вариантов такой системы может рассматриваться РСА ПКК с развертываемой зеркальной антенной (ЗА) с облучателем в виде фазированной антенной решетки (ФАР) (см. тезисы Строев К.Н., Лихачев В.П., Заживихин И.М. «Антенно-фидерная система РСА пилотируемого космического комплекса»).

Целью доклада является обоснование характеристик РСА для пилотируемого космического комплекса (РСА ПКК) при различных геометрических параметрах ЗА с облучателем в виде ФАР.

Геометрические параметры антенно-фидерной системы РСА определяют, как массо-габаритные характеристики РСА в целом, так и многие ее показатели эффективности [1-3]. Кроме этого, они определяют требования к аппаратуре цифровой обработки сигналов (ЦОС), передающему и приемному устройствам (см. рисунок), а зачастую и возможность (целесообразность) их реализации [3]. В частности, требования к средней мощности излучения РСА можно предъявить на основе соотношения:

$$P_{ср} \geq \frac{2(4\pi)^3 R^3 V K_ш kT}{\mu_\Sigma G^2 \lambda^3 \Delta r \sigma^0_ш}, \qquad (1)$$

где $R = (R_З + h)\cos\gamma - \sqrt{R_З^2 - (R_З + h)^2 \sin^2\gamma}$ – дальняя граница зоны захвата; h – высота круговой орбиты ПКК; $R_З$ – радиус Земли для принятой модели референц-эллипсоида на широте съемки; γ – угол обзора (между местной вертикалью КА и направлением на точку съемки; V – орбитальная скорость ПКК на круговой орбите; $K_ш$ – коэффициент шума приемного устройства; $kT = 4\times10^{-21}$ Вт/Гц; μ_Σ – суммарные потери мощности сигнала; G – коэффициент усиления антенны РСА; λ – длина волны зондирующего излучения РСА; Δr – разрешение по горизонтальной дальности в маршрутного (полосового) режима съемки; $\sigma^0_ш$ – шумовой эквивалент удельной ЭПР (радиометрическая чувствительность).

Исходные данные для расчета характеристик РСА ПКК: h = 500 км, $K_ш$ = 3, $\sigma^0_ш$ = – 18дБ, λ = 0,031 м, μ_Σ = 6 дБ. Диапазон отклонения ДНА по азимуту ±2 град., по углу места ±8 град. Скважность зондирующего импульса (ЗИ) Q = 4. Характеристики РСА ПКК, рассчитанные по изложенным в [1-3] методикам, для различных вариантов геометрических

параметров ЗА с облучателем ФАР и зоны захвата по горизонтальной дальности приведены в табл. 1 и 2. Развертывание крупногабаритных антенн РСА ПКК требует внекорабельной деятельности нескольких космонавтов и вносит ограничения на возможность стыковки грузовых и других модулей с ПКК. Средняя и максимальная потребляемая мощность РСА обусловливает требования к энергетической системе (ЭС) ПКК (к количеству солнечных и аккумуляторных батарей) и, как следствие, влияет на допустимую конфигурацию модулей ПКК. Скорость перестройки ЛЧМ ЗИ обусловливает требования к аппаратуре ЦОС. В связи с этим проведен сравнительный анализ характеристик РСА ПКК достигаемых для различных вариантов геометрических параметров ЗА с облучателем ФАР приведен в табл. 3.



Обобщенная структурная схема РСА для ПКК

Табл. 1. Характеристика РСА ПКК для различных вариантов геометрических параметров ЗА с облучателем ФАР при и удалении ближней (дальней) границы зоны захвата по горизонтальной дальности 300 км (600 км)

Характеристика	Значение характеристики при размере антенны (горизонтальный – вертикальный)		
	Вариант 1 (6,22м – 0,32м)	Вариант 2 (3м – 0,61м)	Вариант 3 (1,46м – 1,2м)
Импульсная мощность, Вт	3250	7120	15000
Средняя излучаемая мощность, Вт	822	1780	3745
Коэффициент усиления антенны, дБ	42	41,6	41,4
Потенциальное разрешение по азимуту, м: маршрутного режима детального режима (3с)	 3,1 0,32	 1,5 0,32	 0,73 0,32
Размер кадра детального РЛИ, по азимуту, км	3,15	6,5	13,4
Мгновенная полоса обзора, км	80	40	20
Длительность импульсов, мкс	103	50	24
Ширина спектра ЗИ, МГц маршрутный режим детальный режим	 88 470	 183	 375

Скорость перестройки ЛЧМ ЗИ, МГц/мкс маршрутный режим детальный режим	 0,854 4,56	 3,66 9,4	 14,4 23,5
Максимальная потребляемая мощность, Вт	4000	8000	16000

Табл. 2. Характеристика РСА ПКК для различных вариантов геометрических параметров ЗА с облучателем ФАР при и удалении ближней (дальней) границы зоны захвата по горизонтальной дальности 220 км (520 км)

Характеристика	Значение характеристики при размере антенны (горизонтальный – вертикальный)	
	Вариант 4 (4м – 1,1м)	Вариант 5 (2,8м – 2м)
Импульсная мощность, Вт	1580	2120
Средняя излучаемая мощность, Вт	395	335
Коэффициент усиления антенны, дБ	46	47
Потенциальное разрешение по азимуту, м: маршрутного режима детального режима (3с)	 1,7 0,3	 1,2 0,3
Размер кадра детального РЛИ по азимуту, км	4,8	6,8
Мгновенная полоса обзора, км	20	11
Длительность импульсов, мкс	46	33
Ширина спектра ЗИ, МГц маршрутный режим	205	286
детальный режим	500	
Скорость перестройки ЛЧМ ЗИ, МГц/мкс маршрутный режим детальный режим	 4,46 10,87	 8,67 15,15
Максимальная потребляемая мощность, Вт	1600	1360

Табл. 3. Результаты сравнительного анализа показателей эффективности РСА ПКК по их характеристикам (табл. 1 и 2)

Показатель	Приоритет вариантов ЗА с облучателем ФАР				
	№1	№2	№3	№4	№5
Сложность развертывания	5	3	1	4	2
Сложность ЭС	3	4	5	2	1
Ограничение на конфигурацию ПКК	3	4	5	2	1
Детальность РЛИ	5	3	1	4	2
Размер кадра детального РЛИ	3	2	1	4	5
Сложность ЦОС	1	2	5	3	4
Среднее значение	3,33	3	3	3,17	2,5

Таким образом, РСА, размещаемые на ПКК, целесообразно разрабатывать на основе концепции «открытой архитектуры», что практически обеспечит им неограниченный модернизационный потенциал по режимам обзора пространства и формирования РЛИ, и по оперативности обработки информации непосредственно на борту ПКК. Результаты сравнительного анализа показателей эффективности РСА ПКК доказывают, что явным преимуществом обладает РСА ПКК с антенной №5, имеющей размеры по горизонтали – 2,8 м и по вертикали – 2м, с полосой обзора 300 км и дальней границей зоны захвата по горизонтальной дальности 520 км.

Список литературы

1. *Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э.* Радиолокационные системы землеобзора космического базирования / Под. ред. В.С. Вербы. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.
2. *Купряшкин И.Ф., Лихачев В.П.* Космическая радиолокационная съемка земной поверхности в условиях помех. – Воронеж: Научная книга, 2014 – 460 с.
3. *Груздов В.В., Колковский Ю.В., Криштопов А.В., Кудря А.И.* Новые технологии дистанционного зондирования Земли из космоса. М: ТЕХНОСФЕРА, 2018. – 482 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПЛАЗМЕННОГО СЛОЯ, ОКРУЖАЮЩЕГО СПУСКАЕМЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ПРИ ПРОХОЖДЕНИИ АТМОСФЕРЫ

Грибков А.С., Гранкина Е.Н.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Космический эксперимент по исследованию характеристик плазменного слоя, окружающего спускаемые космические аппараты (СА) при прохождении атмосферы планируется провести непосредственно из СА, регистрируя излучение плазмы через один из иллюминаторов корабля на высотах от 100 до 40 км. На этом участке траектории спуска температура на поверхности лобового щита теплозащитного покрытия аппарата достигает 2 тысяч градусов, а температура в сжатом слое, по толщине составляющем 10–15 см, может достигать 8–10 тысяч градусов. Химический состав образующегося вокруг СА газо-плазменно-пылевого слоя определяется в основном продуктами термодеструкции лобового щита в результате взаимодействия с набегающим воздушным потоком со скоростью 8–6 км/с. Учитывая сложную аэрофизику отрывных течений космический эксперимент и совместный анализ экспериментальных и расчетных данных[*] будет выполнен в мировой практике впервые. Для регистрации излучения плазмы разработана аппаратура на основе спектрометра, регистрирующая электромагнитное излучение в диапазоне от 300 до 1060 нм с разрешением 0,7 нм. Для измерения степени загрязнения иллюминатора во время спуска будет измеряться интенсивность излучения лазерного диода подсветки, отраженного от наружной поверхности иллюминатора. В докладе приведены результаты проведенной разработки научной аппаратуры для реализации задач космического эксперимента на СА «Союз» и результаты исследований возможностей спектрометрических исследований плазменного слоя на модельных экспериментах на плазмотроне.

[*] *Суржиков С.Т.* Компьютерная аэрофизика спускаемых космических аппаратов. Двухмерные модели. М.: Физматлит, 2018. 543 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ХИМИЧЕСКОГО СОСТАВА МЕТЕОРОВ ИЗ КОСМОСА

Капранов В.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Актуальность работы связана с важностью исследования метеоров из космоса. Каждый день фиксируется более 1000 метеоров [1], но их наблюдение с Земли обычно затруднено влиянием атмосферы, в настоящее время сведений о проектах по изучению метеоров из космоса нет (2016–2019, проект *Meteor*, непрерывная съемка участка неба камерой высокого разрешения установленной перед иллюминатором [2]). Возможность получения снимков, видео, а также спектрограмм участков атмосферы, где обнаружен метеор, позволило бы получать новые данные о химическом составе метеоров (единственный способ реконструировать вещественный состав космических тел, недоступных для изучения другими методами) и данные о динамике атмосферы на больших высотах (такие данные используются для построения и валидации моделей атмосферы).

Цель данной работы – исследование возможностей изучения движения и химического состава метеоров из космоса, а также разработка облика космической аппаратуры для этого. Большая часть метеоров исследуется с Земли, анализируются траектории и химический состав с определения состава родительских объектов. Однако часть метеоров не может быть исследована из-за атмосферных явлений или раннего сгорания. Аппаратура космического базирования позволит исследовать и такие метеоры.

При падении в атмосфере тела начинают гореть, спектр этого излучения и является основным источником информации о химическом составе падающего тела (рис. 1).

Расположение спектрометра в космосе позволит получать спектрограммы на самых ранних этапах горения в верхних слоях атмосферы, а также получать спектрограммы на этапах горения в нижних слоях атмосферы независимо от атмосферных явлений, в отличие от наблюдений с поверхности Земли, которые ограничены дальностью и атмосферной обстановкой.

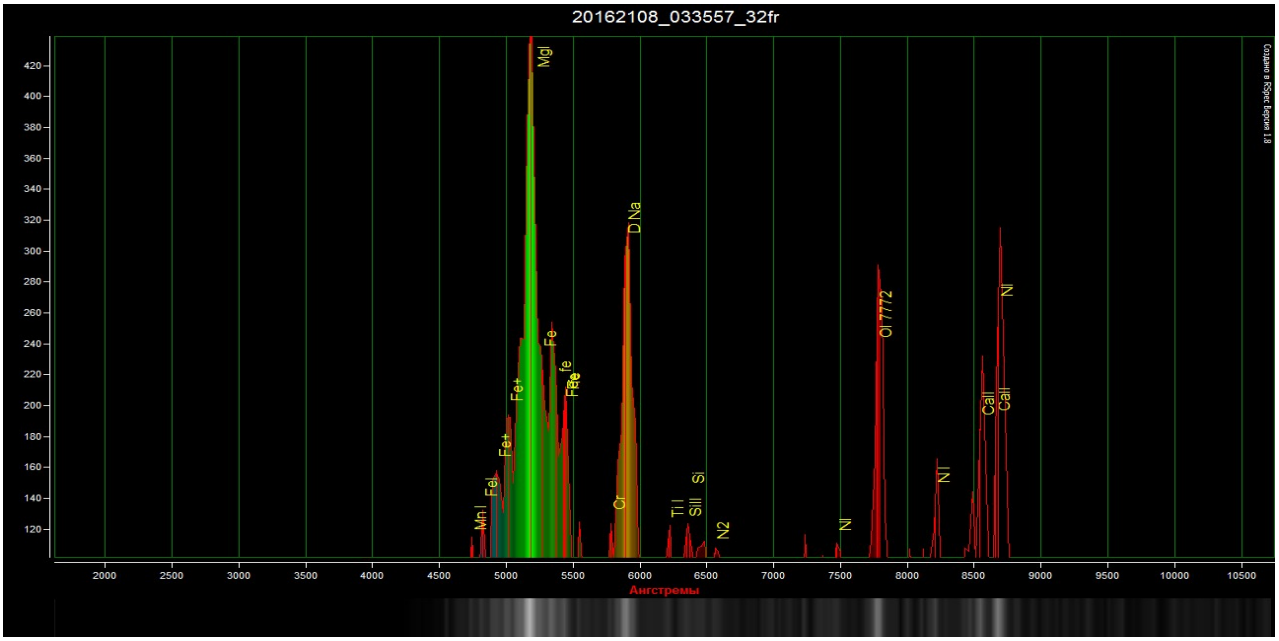


Рис. 1. Пример спектрограммы космического тела

В качестве спектрометра предполагается использовать спектрометр с волоконным выходом, например, Maya2000 Pro. Основные характеристики представлены в таблице.

Основные характеристики спектрометра Maya2000 Pro

Оптическое разрешение	~ 0.035 нм FWHM
Диапазон работы	165-1100 нм
Ширина входной щели	5, 10, 25, 50, 100 и 200 мкм
Время интегрирования сигнала	7.2 мс - 5 с
Питание	5В, 450 мА

Предлагаемая аппаратура также должен содержать камеру наблюдения, которая будет фиксировать появление метеора, ограничивать поле зрения соосного с камерой спектрометра и включать его. Такая аппаратура может быть закреплена на иллюминаторе МКС и работать в автоматическом режиме.

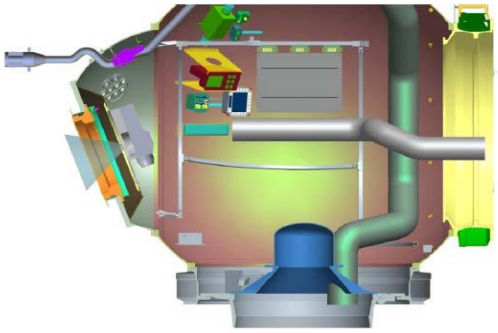


Рис. 2. Возможное место установки спектрометра

Использование спектрометра с волоконным выходом позволит установить на иллюминатор только легкую составную часть оборудования, тогда как основная часть может быть расположена где угодно и связана волоконным и электрическим кабелями.

В качестве прототипа была спроектирована и собрана система для получения спектров светящихся объектов на расстояниях до 100 м. Ее работоспособность проверена в лабораторных условиях.



Рис. 3. Модель и макет системы для получения спектров светящихся тел, а также пример полученного спектра люминесцентной лампы

Список литературы

1. База наблюдений метеорных тел с 1982 года, URL: https://www.imo.net/members/imo_vmdb (дата обращения: 08.09.2021).
2. *Arai T., Kobayashi M., Yamada M., Senshu H., Maeda K., Wada K., Ohno S., Ishibashi K., Ishimaru R., Matsui T., Fortenberry M.*. ON-GOING STATUS OF METEOR PROJECT ONBOARD THE INTERNATINOAL SPACE STATION., 48th Lunar and Planetary Science Conference (2018).

ОТРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ В КОСМОСЕ

Евдокимов Р.А., Щербенко Н.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Использование беспроводной передачи электрической энергии (БПЭЭ) между космическими аппаратами (КА) позволяет обеспечить централизованное энергоснабжение в космосе, основанное на применении одной или нескольких мощных энергетических станций для более эффективного и гибкого энергоснабжения КА в сравнении с существующими автономными бортовыми энергетическими установками. При этом может быть увеличена энерговооруженность КА, обеспечена стабильность уровня энергопотребления, а также возможность глубокого регулирования циклограммы энергопотребления при существенном снижении габаритов и массы космического аппарата.В относительно близкой перспективе технология БПЭЭ между КА может быть использована в следующих областях:

– энергоснабжение созвездий микроспутников (в том числе для поддержания их орбит с помощью электроракетных двигателей) с борта МКС и/или РОСС, либо специальных энергетических КА-энергостанций (ЭС) [1];

– дистанционное энергоснабжение КА для проведения микрогравитационных экспериментов и производства в космосе (КА типа «ОКА - Т») [2];

– энергоснабжение с борта орбитальных КА потребителей на поверхности Луны и других тел Солнечной системы (Марса, астероидов, спутников планет и т.п.), а также отделяемых от основных орбитальных КА модулей в ходе планетных исследований [3];

– дистанционное энергоснабжение потребителей в труднодоступных районах Земли и в акватории мирового океана с орбитальных ЭС.

В дальней перспективе БПЭЭ может найти применение в межорбитальных транспортных системах [4], а также при реализации программ освоения дальнего космоса, включая лунную научную станцию и марсианскую экспедицию [5]. В таблице представлены оценки требуемых характеристик БПЭЭ для указанных областей.

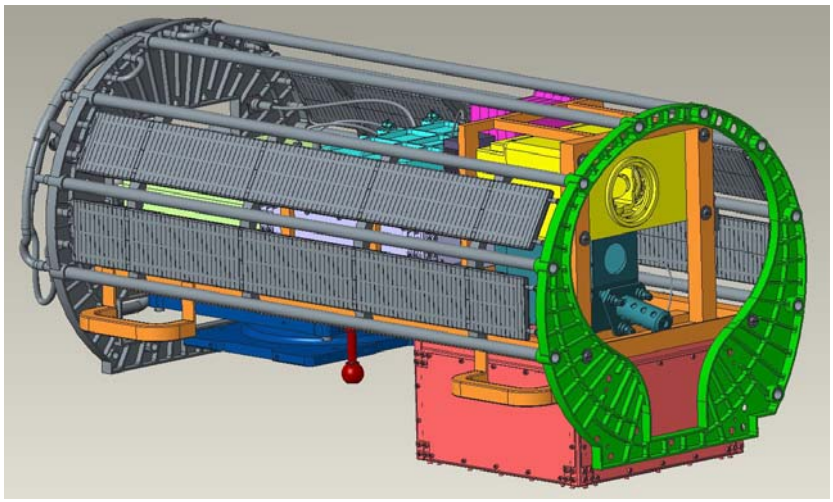
Возможные сферы применения технологии БПЭЭ и основные системные требования

Возможные сферы применения БПЭЭ в космосе	Требуемая дальность передачи энергии, км	Требуемая мощность на выходе системы БПЭЭ, кВт, не менее	Оценка диаметра апертуры оптической системы передатчика, м
Энергопитание автономных производственных модулей	от 0,1 до 10	3,0	от 0,1 до 0,3
Энергоснабжение микроспутников от ЭС	от 100 до 10000	1,0	от 0,3 до 1,5
Энергоснабжение потребителей на поверхности Луны с лунной орбиты	от 100 до 1000	0,1÷1,0	от 0,3 до 0,5
Межорбитальная транспортная система	от 10000 до 50000	50,0	от 3 до 4

В долгосрочную программу научных экспериментов на Российском сегменте Международной космической станции (МКС) включен космический эксперимент (КЭ)

«Пеликан» – «Исследование передачи электрической энергии лазерным излучением между КА». Цель КЭ состоит в отработке технологии БПЭЭ для космических применений в натурных условиях. Планируется поэтапное увеличение передаваемой электрической мощности с 50–100 Вт до 300 Вт на дальности 1 км, а также демонстрация возможности передачи энергии на дальностях до 5 км. Проведение КЭ по БПЭЭ между КА планируется впервые, характеристики создаваемой научной аппаратуры (НА) отражают существующий уровень развития технологии. Цель КЭ состоит не только в демонстрации осуществимости БПЭЭ в космосе. Предполагается создание элементов технологии и прототипа системы, которые могли бы использоваться для различных практических применений. Поэтому к ключевым элементам НА «Пеликан» предъявляются высокие требования по ресурсу и сроку службы в условиях космоса – не менее 3000 ч и 5 лет, соответственно.

Предложена следующая схема проведения КЭ. На внешней поверхности одного из модулей Российского сегмента МКС (основной вариант – МЛМ), на двухосевой поворотной платформе (ДПП) размещается передающая часть системы БПЭЭ – блок «Пеликан-Н» (см. рисунок). Помимо системы генерации лазерного излучения (СГЛИ) он включает: систему обнаружения, наведения и удержания приемника излучения (СОНУ), систему формирования и наведения пучка излучения (СФИН), а также системы питания и управления (СПУ) и обеспечения условий функционирования (СОУФ). Блок фотоэлектрического приемника-преобразователя (блок «Пеликан-ФПП»), включающий приемник излучения и систему датчиков позиционирования пучка (СДПП), устанавливается на транспортном грузовом корабле (ТГК) «Прогресс», на блоке мишени со специальными призматическими отражателями, обеспечивающими обратную связь для СОНУ.



Общий вид блока «Пеликан-Н» (для четвертого этапа КЭ «Пеликан»)

Для управления НА «Пеликан» и обработки получаемой информации используется специализированное программное обеспечение, устанавливаемое на ПК ИУС РС МКС. Эксперимент проводится после доставки ТГК «Прогресс» грузов на МКС. Перед отстыковкой на крышку люка корабля (после демонтажа стыковочного агрегата) устанавливается блок «Пеликан-ФПП». После отхода ТГК «Прогресс» от станции на безопасное расстояние обеспечиваются его периодические повторные сближения с МКС на расстояние до 1000 м. Продолжительность работы СГЛИ на максимальной мощности (время передачи энергии в одном сеансе) составит от 1,5 до 5 минут. Количество сеансов с одним ТГК «Прогресс» – не менее 5. Интервал между сеансами – не менее суток для обеспечения требуемых условий сближения. В начале сеанса блок «Пеликан-Н» наводится с помощью ДПП в область небесной сферы, где по баллистическим данным ожидается появление ТГК «Прогресс». Осуществляется поиск, захват и сопровождение блока «Пеликан-ФПП» с помощью СОНУ. Эта система сканирует лазерным лучом малой мощности (0,5 Вт) с длиной волны 0,665 мкм участок небесной сферы размером 50×500.

Лазерное излучение, отраженное от блока мишени, формирует в приемном канале системы изображение. Его обработка позволяет вычислить координаты центра приемника с точностью не хуже 60″. По данным СОНУ с помощью ДПП осуществляется сопровождение приемника. Точность наведения ДПП по каждой из осей не хуже 10′ (грубое наведение). Система ориентации ТГК «Прогресс» должна обеспечить ориентацию продольной оси корабля на блок «Пеликан-Н» с точностью ± 10^0. Перед включением СГЛИ на полную мощность выполняется прецизионное наведение с помощью СФИН и пучка лазерного излучения пониженной мощности. СФИН является двухзеркальной оптической системой с внеосевым оптоволоконным вводом излучения, генерируемого СГЛИ, формирующей пучок излучения диаметром не более 0,3 м* на расстоянии 1000 м. СФИН обеспечивает также прецизионное наведение пучка излучения по двум осям в диапазоне ± 5 мрад (±17,5′). Точность наведения (10 мкрад) определяется дискретностью шага исполнительного устройства – пьезоэлектрической наклонной платформы, выполняющей поворот продольной оси пучка за счет поворота вторичного зеркала СФИН. После выполнения этапа грубого наведения (с точностью 10,0′), СФИН под управлением ПК ИУС по специальному алгоритму осуществляет сканирование пучком излучения СГЛИ на минимальном уровне мощности участка небесной сферы размером ± 5 мрад по двум осям. При попадании лазерного излучения на приемник датчики СДПП позволяют определить плотность потока в местах их размещения. Эта информация по специально организованному радиоканалу, с помощью системы обмена данными (СОД), один из терминалов которой размещается на блоке «Пеликан-ФПП», а другой – блоке «Пеликан-Н», поступает в ПК ИУС. Обработка данных позволяет уточнить положение пучка излучения относительно центра приемника. Методика отработана в лабораторных условиях.

Мощность, получаемая блоком «Пеликан-Н» от борта станции, не может превосходить 400 Вт. Поэтому в состав блока включена собственная система питания и управления (СПУ) с буферными литий-ионными аккумуляторными батареями. Батареи заряжаются от системы электропитания станции и обеспечивают мощность до 6000 Вт в течение 1,5 минут, либо 3000 Вт в течение 3 минут. Выделяемая СГЛИ тепловая энергия не может быть непосредственно отведена излучением в космическое пространство, т.к. требуемая площадь холодильников-излучателей приводит к неприемлемо большим габаритам блока «Пеликан-Н». Поэтому в блок «Пеликан-Н» включена система обеспечения условий функционирования (СОУФ) с тепловым аккумулятором.

В настоящий момент завершается разработка конструкторской документации на НА для проведения второго этапа КЭ «Пеликан» по отработке элементов и алгоритмов системы наведения (НА «Тест-Пеликан»), а также эскизное проектирования НА «Пеликан».

В докладе приводятся основные характеристики НА «Пеликан», рассматриваются вопросы интеграции на РС МКС, пути совершенствования технологии БПЭЭ между КА.

Список литературы

1. *Evdokimov, R.A.* Remote Electric Power Transfer Between Spacecrafts by Infrared Beamed Energy / R.A. Evdokimov, B.E. Chertok, V.P. Legostaev, V.A. Lopota, B.A. Sokolov, V.Yu. Tugaenko // AIP conference Proceedings. V. 1402. Melville, New York. 2011.
2. *Евдокимов Р.А., Корнилов В.А., Лобыкин А.А., Тугаенко В.Ю.* Космическая технологическая система с дистанционным энергоснабжением по лазерному каналу// Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2018. №9. С. 82–92.
3. *Евдокимов Р.А., Тугаенко В.Ю.* Дистанционное энергоснабжение потребителей на поверхности Луны// Известия РАН. Энергетика 2019. № 5 С.3. 19.

* Под диаметром пучка понимается область, в которой сконцентрировано 90 % оптической мощности.

4. *Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Синявский В.В. и др.* Перспективы использования беспроводной передачи электрической энергии в космических транспортных системах// Известия РАН. Энергетика. 2009. №2 С.118–123.
5. *Evdokimov R.A., Tugaenko V.Y., Gribkov A.S., Sinyavski V V., Bombin A.N., Maslennikov A.A.* Remote power supplying of equipment for planetary explorations // Proceeding of the First Moscow Solar System Symposium. Moscow, IKI, 11–15 October 2010.

РАЗРАБОТКА УСТАНОВКИ ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ПОДТВЕРЖДЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ НА УРОВНЕ НЕ БОЛЕЕ 20%

Мацак И.С., Воропаев Р.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Эффективность беспроводной передачи энергии (БПЭ) лазерным излучением является одним из ключевых показателей технологии, определяющих ее применимость и целесообразность использования в космических приложениях. Достигнутые в мире значения КПД БПЭ лазерным излучением находятся в диапазоне 10-12% [1, 2], в то же время настоящий уровень развития компонентной базы технологии БПЭ [3, 4, 5] позволяет экспериментально подтвердить теоретические значения КДП > 20%, спрогнозированные при проведении научно-исследовательских работ в 2009-2013 гг [6].

В работе рассматривается возможность проведения эксперимента по достижению максимального КПД тракта БПЭ, приведены результаты расчетных исследований, подтверждающие эту возможность, представлен проект установки для демонстрации эффективности > 20% в лабораторных условиях.

Эффективность передачи энергии лазерным излучением от электричества до электричества зависит от эффективности каждого компонента, входящего в тракт передачи, и имеет мультипликативный характер. В общем случае в структуру КПД входят эффективности систем питания, генерации лазерного излучения, наведения, оптической системы, фотоэлектрических преобразователей и системы преобразования энергии приемника, мощности, затрачиваемые на охлаждение и обеспечивающую электронику, и поглощение в атмосфере. Для оценки эффективности передачи энергии предлагается использовать обобщенную формулу:

$$\eta = \frac{P_в}{P_п} = \frac{P_п - P_к - P_э}{P_п} \cdot \eta_п \cdot \eta_л \cdot \eta_о \cdot \eta_н \cdot \eta_а \cdot \eta_ф \cdot \eta_в, \qquad (1)$$

где $P_п$ – мощность, потребляемая системой передачи энергии, $P_в$ – передаваемая мощность, $P_к$ – мощность, затрачиваемая на охлаждение, $P_э$ – мощность обеспечивающей электроники, $\eta_п$ – эффективность системы питания (драйвера), $\eta_л$ – эффективность лазерного модуля (или диода), $\eta_о$ – коэффициент пропускания оптической системы, $\eta_н$ – эффективность системы наведения, $\eta_а$ – поглощение в атмосфере, $\eta_ф$ – эффективность фотоэлектрических преобразователей, $\eta_в$ – эффективность системы преобразования энергии приемника.

В отличие от формулы для оценки эффективности, приведенной в [7], предлагаемая формула (1) учитывает потери энергии на охлаждение и обеспечивающую электронику.

Основными принципами, позволяющими достигать максимальных значений КПД, являются – выбор длины волны, для которой произведение $\eta_л \cdot \eta_ф$ является максимальным и минимизация $P_к$ при использовании остальных компонентов с эффективностью в диапазоне от 0,9 до 1. Руководствуясь этими принципами, для длины волны 808 нм лазерного модуля, охлаждаемого с помощью теплового аккумулятора, расчетным путем были получены значения эффективности тракта в диапазоне от 11 до 26%. В частности, использование пассивной системы охлаждения позволяет иметь $P_к = 0$, в статическом эксперименте предполагается, что $\eta_н = 1$, $\eta_п = 0{,}95 \ldots 0{,}975$, использование системы формирования пучка не является обязательным, поэтому $\eta_о = 1$, потребление электроники оценивается как $P_э < 0.05P_п$. Выбранный лазерный диод обладает типичной эффективностью $\eta_л - 0{,}5$, имеющиеся фотоэлектрические преобразователи – $\eta_ф > 0{,}5$, а система преобразования энергии $\eta_в = 0{,}9$. Затухание в атмосфере на небольших расстояниях можно не учитывать, так что $\eta_а = 1$. Исходя из этих значений, ожидаемая в эксперименте эффективность всего тракта должна составить более η>20%.

В продолжение исследований в области тепловых аккумуляторов [8,9] была разработана установки, позволяющей проводить экспериментальные исследования эффективность тракта КПД в лабораторных условиях (см. рисунок).

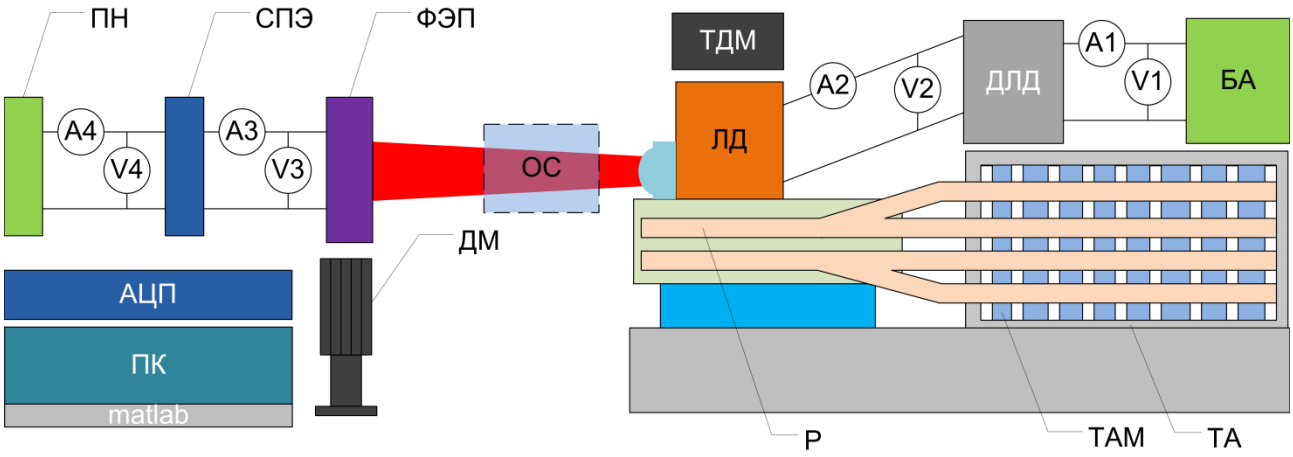


Схема эксперимента. ПН – полезная нагрузка, СПЭ – система преобразования энергии, ФЭП – фотоэлектрические преобразователи, АЦП – аналого-цифровой преобразователь, ДМ – датчик мощности, ОС – оптическая система, ЛД – лазерный диод, ТДМ – тестовый диодный модуль, ДЛД – драйвер лазерного диода, БА – блок аккумуляторов, ТА – тепловой аккумулятор, ТАМ – теплоаккумулирующий материал, Р – радиатор

Лазерный диод ЛД закреплен на радиаторе теплового аккумулятора ТА и тепловая мощность с помощью тепловых труб радиатора Р доставляется в ТА, где теплоаккумулирующий материал с изменением фазы ТАМ поглощает тепло. Питание ЛД происходит с помощью драйвера лазерного диода ДЛД, осуществляющего преобразование «напряжение-ток» электрической мощности блока аккумуляторов БА. Лазерный пучок ЛД формируется оптической системой ОС и достигает фотоэлектрических преобразователей ФЭП, выходная электрическая мощность которых через систему преобразования энергии СПЭ достигает полезной нагрузки ПН. В каждой части тракта с помощью АЦП и токовых шунтов ТШ производится измерение токов и напряжений. Мощность лазерного излучения может контролироваться с помощью датчика мощности ДМ. Измерение эффективности и калибровка драйвера ДЛД для различных напряжений и токов осуществляется с помощью разработанного тестового диодного модуля ТДМ. Управление установкой, получение и обработка данных осуществляются с персонального компьютера ПК из среды Matlab.

В таблице приведен перечень основных компонентов, используемых в установке.

Компоненты установки

Комп.	АЦП	БА	ДМ	ЛД	ТДМ	ДЛД	Р	ФЭП	ТШ
Мо-дель	L-Card E-502	Delta DT122 6	Coherent PM150-50 Coherent LabMax	IPG Photonics PLD-70-S-975 Quantel QD-C1840-H	Набор Д112-25-12	Maiman Electro-nics SF6015	Cooler Master Hyper 212X	Квант AsGa	75ШИП1-10-0,5

С помощью разрабатываемой установки может быть оценена не только общая эффективность тракта, определяемая как отношение произведений токов и напряжений перед ПН (A4,V4) и после БА (A1,V1), но и каждый из множителей формулы (1), что позволит оптимизировать тракт и его режимы работы для достижения рекордных показателей КПД БПЭ. В настоящий момент изготавливаются составные части установки, проводится их тестирование, определяются оптимальные режимы работы.

Список литературы

1. *Kim S.-M.* Experimental demonstration of optical wireless power transfer with a DC-to-DC transfer efficiency of 12.1% / *S.-M. Kim, D.-H. Rhee* // Optical Engineering. 2018. Vol. 57(8). p. 086108. – DOI 10.1117/1.OE.57.8.086108.
2. *Zhou W.* Power control method for improving efficiency of laser-based wireless power transmission system / *W. Zhou, K. Jin* // IET Power Electron. 2020. Vol. 13, Issue 10. Pp. 2096–2105. – DOI 10.1049/iet-pel.2019.1372.
3. *Crump P.* Efficient High-Power Laser Diodes / *P. Crump [et al.]* // IEEE J. Sel. Top. Quantum Electron. 2013. Vol. 19, № 4, pp. 1501211–1501211. ISSN 1077-260X. DOI 10.1109/JSTQE.2013.2239961.
4. *Khvostikov V.P.* PV Cells and Modules Specialized for Space Wireless Energy Transfer: Modeling and Development / *V.P. Khvostikov [et al.]* // Proc. 28th EUPVSEC. 2013. P. 544–545. ISBN 3-936338-33-7. DOI 10.4229/ 28thEUPVSEC2013-1CV.6.6.
5. Experimental research of high efficiency energy conversion of laser radiation by GaAs/Ge photovoltaic cell / *V. Kapranov [et al.]* // Proc. 27th EUPVSEC. 2012. P. 175–177.
6. Исследования по повышению эффективности приемников монохроматического ИК-излучения, разработка рекомендаций по выбору проектного облика приемника монохроматического излучения для дистанционной передачи энергии между КА: Отчет о НИР (промежуточ.) [Текст] / РКК «Энергия»; рук. В.П. Легостаев, В.Ю. Тугаенко; исполн.: О.В. Заяц [и др.]. Королев, 2012. 246 с. №ГР Ф-40995. Инв. № Г2240/12.
7. *Triviño A.* Wireless Power Transfer Technologies Applied to Electric Vehicles: A Review / *A. Triviño, J.M. González, J.A. Aguado* // Energies. 2021. Vol.14. P. 1547. DOI 10.3390/en14061547.
8. *Разуваев А.Е.* Система поддержания рабочей температуры лазерных излучателей на основе тепловых аккумуляторов / *А.Е. Разуваев* // Тезисы докладов XX науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов. Королев, 2014. С. 490–491.
9. Модульный радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта / *Корнилов В.А., Тугаенко В.Ю.* //Патент РФ № 2725116. – 2020. Бюл. № 19 от 29.06.2020.

СПОСОБ ПОЛУЧЕНИЯ СПЕКТРАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АТМОСФЕРНЫХ ВОЛН В КОСМИЧЕСКОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ «ТЕРМИНАТОР»

Беляев А.Н., Николайшвили С.Ш., Омельченко А.Н.[1], Смирнов Ю.В., Полуаршинов М.А. Воронин Ф.А.[2], Страхов А.В.[3]

[1]ФГБУ «ИПГ», г. Москва, Россия
[2]ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия
[3]ООО «НПП «Робис», г. Москва, Россия

Анализ результатов французского космического эксперимента «LSO» проведенного на Российском сегменте Международной космической станции (РС МКС), показал, что в окрестности солнечного терминатора на высоте ≈ 90 км в диапазоне длин волн (762±5 нм) колебательно-вращательной атмосферной полосе (0,0) молекулярного кислорода существует яркий (≈100 кРл) эмиссионный слой. Космический эксперимент (КЭ) «Терминатор» предполагает отработку технологии получения информации о волновых возмущениях вышеупомянутого эмиссионного слоя. Для чего, с борта МКС проводится фотосъемка атмосферы Земли в атмосферной полосе (0,0) молекулярного кислорода в окрестности солнечного терминатора, когда поверхность Земли и тропосферная облачность уже/еще не освещены прямыми лучами заходящего/восходящего Солнца. Тем не менее, тропосферная облачность, находящаяся в тени Земли, в окрестности солнечного терминатора остается хорошо видимой с орбиты МКС, благодаря подсветке, создаваемой релеевским рассеянием в тропосфере прямого солнечного излучения. В силу чего, в рамках КЭ «Терминатор» на первый план выходит задача извлечения спектральных характеристик атмосферных волн в области мезопаузы из изображений атмосферы Земли с доминирующим вкладом тропосферной облачности.

В докладе представлен способ решения этой задачи, проиллюстрированный на примере обработки данных, полученных в КЭ «Терминатор». В основу способа положен параллакс эффект. А именно, благодаря тому факту, что тропосферная облачность и мезосферный эмиссионный слой находятся на разных высотах, регистрируемое на двух, сделанных с МКС, последовательных снимках атмосферы Земли угловое смещение эмиссионного слоя будет заметно больше по сравнению со смещением изображения тропосферной облачности. Этот обстоятельство дает принципиальную возможность путем совмещения изображений тропосферной облачности на двух последовательных снимках с последующим их вычитанием друг из друга избавиться от доминирующего вклада тропосферной облачности, оставив на получившемся двумерном поле яркости только информацию о распределении интенсивности мезосферного эмиссионного слоя. Показано, что Фурье-спектр этого поля с точностью до постоянного множителя совпадает с Фурье-спектром возмущений мезосферного эмиссионного слоя, создаваемых проходящими через него атмосферными волнами.

Список литературы

1. *Blanc E., Farges T., Belyaev A.N., Alpatov V.V., Brebion D., Labarthe A., Melnikov V.* Main results of LSO (Lightning and Sprite Observations) on board of the International Space Station, "*Special issue of Microgravity Science and Technology (MST) dedicated to the 6 Soyuz missions*" prepared by ESA, 2006.
2. *Belyaev A.N., Alpatov V.V., Blanc E. and Melnikov V.E.* Space-based observations of O_2 A (0,0) band emission near the solar terminator and their interpretation, *Adv. Space Res.*, 38, 2366-2373, 2006
3. *Полуаршинов М.А., Беляев А.Н., Моисеенко К.Б., Николайшвили С.Ш.*. Моделирование волновых возмущений ночной атмосферной эмиссии в атмосферной полосе (0,0) молекулярного кислорода. Геомагнетизм и аэрономия. Т. 55, №3, 2015.

ТЕПЛОВОЙ АККУМУЛЯТОР ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА И РАСЧЕТНЫЕ МОДЕЛИ

Воропаев Р.А., Мацак И.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В ПАО «РКК «Энергия» ведутся работы по созданию научной аппаратуры для проведения космического эксперимента «Пеликан», целью которого является демонстрации технологии беспроводной передачи энергии с помощью лазерного излучениями между космическими аппаратами. Оптической мощности лазера в диапазоне от 300 Вт до 2 кВт с КПД от 30% до 40%, выделяемая им в течение эксперимента, тепловая мощность будет составлять от 750 до 4,5 кВт. При этом температура лазерных излучателей не должна превосходить 35°С. В связи с чем, обеспечение теплового режима лазера является задачей, требующей нестандартных решений и детальной проработки. Поэтому в качестве основы системы обеспечения условий функционирования (СОУФ) предложено использовать тепловой аккумулятор (ТА) с прокачкой через него теплоносителя, позволяющий счет за высоких значений теплоты фазового перехода теплоаккумулирующего материала (ТАВ) отводить в ТА требуемое количество тепла при мощностях до 6,5 кВт. При работе лазера в непрерывно-периодическом режиме ТА успевает полностью излучить энергию, накопленную в течение эксперимента, длительность которого может составлять до 20 минут.

Решение задачи теплоотвода при фазовом переходе предполагает решений задачи Стефана для ТАВ и уравнения теплового баланса для теплоносителя. Известно единственное аналитическое решение данной задачи (решение Неймана), полученное для полу-ограниченного массива. Для любых других вариантов геометрии используется приближенные или численные решения.

Тепловой расчет ТА проводился численным методом в среде ANSYS Fluent. Моделирование процесса позволяет оценить вклад в теплотехнические характеристики аккумулятора основных процессов, происходящих в теплообменнике ТА, а именно: конвективный теплообмен, плавление ТАВ и теплообмен излучением. В работе сделан расчет для упрощенных моделей ТА.

В ходе разработки научной аппаратуры для КЭ «Пеликан» был разработан макет теплового аккумулятора, конструкция которого представляет собой параллелепипед с размерами 1000*100*11 мм, внутренний объем которого заполнен ТАВ и содержит 36 трубок внутренним диаметром 3 мм для прокачки теплоносителя (рис. 1). В качестве ТАВ выбран гексадекан ($C_{16}H_{34}$) с температурой плавления 18,2 ^{o}C, что с учетом теплового сопротивления конструкционных элементов позволяет поддерживать лазерные источники при температурах до 35°С.

Тепловая мощность, снимаемая с ТА, рассчитывается по следующей формуле:

$$P = c\,\rho\,Q\,(T_{вх} - T_{вых}),$$

где Q – расход теплоносителя через ТА, [м^3/с], $T_{вх}$, $T_{вых}$ – температуры на входе и выходе теплообменник ТА, [С] (измерения производились с помощью погружных датчиков), с – удельная теплоемкость теплоносителя (вода), [Дж/ кг*К], ρ – плотность теплоносителя, [кг/м^3].

В ходе экспериментальных и проектно-конструкторских работ было экспериментально установлено:

– в зависимости от расхода теплоносителя и начального состояния ТАВ снимаемая тепловая мощность одной панели ТА составляет от 300 до 700 Вт (рис. 2);

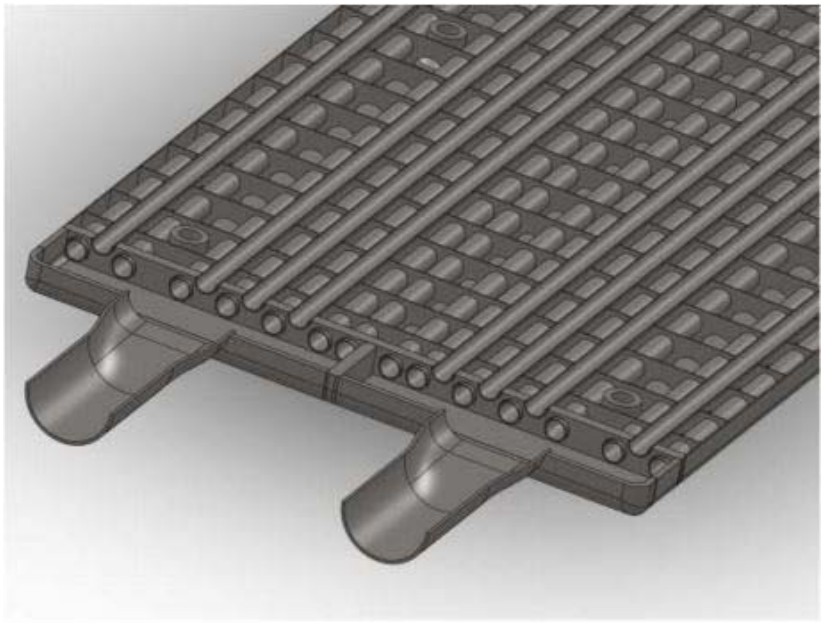


Рис.1. Тепловой аккумулятор

– снимаемая мощность нелинейно снижается вместе с уменьшением расхода теплоносителя через теплообменник ТА;

– для расплавленного ТАВ снимаемая мощность в два раза выше, чем в случае затвердевшего ТАВ);

– зависимость отношения жидкой и твердой фазы ТАВ от времени.

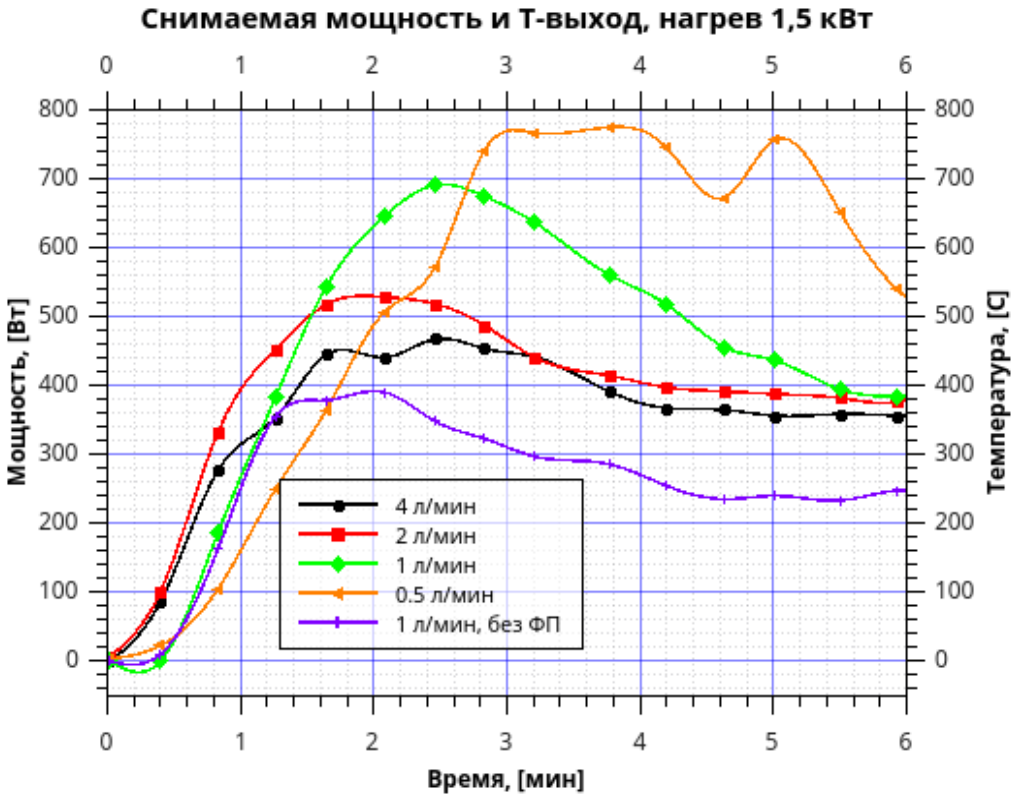


Рис. 2. Зависимость снимаемой мощности от времени

Список литературы

1. *Умеренков Е.В.* Моделирование теплового режима аккумулятора тепла на фазовом переходе / Е.В. Умеренков // Молодежь и наука: Сборник материалов VII Всероссийский научно-технической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых. – Красноярск: Сибирский федеральный университет, 2011.
2. *Васильев Е.Н.* Теплофизический анализ теплового аккумулятора для системы терморегулирования мощных блоков радиоэлектронной аппаратуры кратковременного действия / Деревянко В.А., Чеботарев В.Е. // Решетневские чтения. 2016.
3. *Корнилов В.А.* Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта: пат. 2716591 Рос. Федерация / Корнилов В.А., Тугаенко В.Ю. // ПАО «РКК «Энергия». – 2019110921; заявл. 11.04.2019; опубл. 20.03.2020.
4. *Бабаев Б.Б.* Принципы теплового аккумулирования и используемые теплоаккумулирующие материалы / Бабаев Б.Б. // Теплофизика высоких температур – 2014. С. 760–776.
5. *Грибков А.С.* Перспективы использования беспроводной передачи электрической энергии в космических транспортных системах / Грибков А.С. [и др.]// Известия РАН. Энергетика. 2009. №2 С. 118 – 123.
6. *Tyagi V.V.* Review on thermal energy storage with phase change materials and applications / *Atul Sharma, V.V. Tyagi, C.R. Chen, D. Buddhi* // Renewable and Sustainable Energy Reviews. 2009. Vol. 13, no. 2. Pp. 318–345.

ЭКСПЕРИМЕНТЫ С ПЛАМЕНАМИ НА БОРТУ МКС И ТЕХНОЛОГИИ ДЕФЛАГРАЦИОННОГО И ДЕТОНАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ

Пичугин С.Б.[1], Фролов С.М.[2]

[1]ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия
[2]ФИЦ ХФ РАН им. Н. Н. Семенова, г. Москва, Россия

Начиная с 2017 и по настоящее время – 2021 год, в рамках Программы совместных исследований на борту МКС проводятся исследования, посвященные изучению горения в условиях невесомости и микрогравитации. В исследованиях участвуют российские космонавты и американские астронавты, а также предприятия госкорпорации «Роскосмос», подразделения агентства NASA и российские и американские учебные и исследовательские заведения, коммерческие фирмы. В исследованиях используется американская аппаратура CIR (Combustion Integrated Rack) – стойка для изучения процессов горения, размещенная в модуле Destiny американского сегмента МКС.

Программа совместных исследований включает один эксперимент с горением жидкостей, пять экспериментов с горением газов и один эксперимент с горением твердого тела.

К настоящему времени проводятся или завершены следующие эксперименты:

– КЭ Зарево (Cool Flame, CFI) – с горением жидкостей

– серия космических экспериментов с горением газов под общим наименованием Advanced Combustion via Microgravity Experiments (ACME), в том числе:

а) КЭ Диффузионное пламя (D-Flame, CLD);

б) КЭ Электрическое пламя (E-Flame);

в) КЭ Сферическое пламя (s-Flame);

г) КЭ Фламенко (Burning Rate Emulator, BRE);

д) КЭ Адамант (Flame Design, FDI).

В настоящее время идет подготовка к эксперименту «Джел» (GEL, Growth and Extinction Limit) с горением твердого тела.

Участие российского экипажа заключается в настройке стойки CIR и пополнение ее компонентами топлива, окислителя и разбавителя. На выполнение указанных работ российский экипаж затратил более 70 часов полетного времени. К каждому эксперименту – целевой работе предприятием ПАО «РКК «Энергия» разработаны детальные методики работы экипажа с оборудованием.

Данные, полученные в ходе исследований, позволили существенно расширить понимание процессов протекания обычного (дефлаграционного) и детонационного горения в условиях невесомости [1], предложить и усовершенствовать технологии для двигательных установок, установок по переработке отходов, обогревательных и охлаждающих устройств, для систем борьбы с пожарами на борту космических аппаратов и т. д. Напомним, что при дефлаграционном горении определяющую роль может играть не только химическая кинетика, но и свойства турбулентно-молекулярного переноса вещества, количества движения и энергии. Детонационное горение в основном определяется кинетикой химических превращений в ударно сжатом веществе в условиях самовоспламенения.

Теоретическое обоснование эффективности детонационных двигателей относят к пионерским работам академика Я.Б. Зельдовича в 40-х годах XX века [2]. В последние годы, в связи с задачами по снижению массы и габаритов энергоустановок, интерес ученых и конструкторов к этой теме существенно возрос. Физико-химические процессы в установках, где происходит детонационное горение, протекают со скоростями, на два-три порядка превышающими таковые в установках и двигателях с обычным горением. Детонационный фронт распространяется со скоростью 1500–2500 м/с. Сгорание топливной смеси в детонационной волне происходит в узкой зоне почти при постоянном объеме

с повышением полного давления, тогда как сгорание в обычном пламени происходит при постоянном давлении. В отличие от двигателя на обычном горении, в котором течение в реактивной струе установившееся, в детонационном двигателе течение в реактивной струе пульсирующее и формируется либо в результате периодически повторяющихся детонационных взрывов (импульсно-детонационные двигатели (ИДД)), либо в результате непрерывного вращения одной или нескольких детонационных волн в кольцевой камере сгорания (непрерывно-детонационные двигатели (НДД)). Частота пульсаций в таких двигателях может изменяться от десятков и сотен герц (ИДД) до десятков килогерц (НДД). Повышение давления в камере сгорания детонационного двигателя позволяют существенно снизить нагрузку на турбонасосные агрегаты. Эксперименты в космосе позволят дать ответ на вопрос о том, какое горение веществ, находящихся в различных агрегатных состояниях – дефлаграционное или детонационное – перспективнее использовать для дальнейшего освоения космического пространства.

В настоящее время результаты космических экспериментов обрабатываются, однако уже на этапе предварительного анализа удалось получить важнейшую информацию по критическим явлениям при горении и самовоспламенении в условиях невесомости и по вопросам технического характера: затуханию гомогенных и диффузионных пламен, многостадийности самовоспламенения капель, образованию суперагломератов сажи размером до 1 мм, способам фиксации капель в объеме камеры сгорания при изменении давления и т.д. Накоплен полезный опыт для разработки отдельных узлов установок горения и установок в целом. Как показывают исследования, при проектировании, конструировании и изготовлении таких установок особое внимание должно уделяться мощности и надежности запальников – устройств, предназначенных для поджига горючей смеси, – надежности защиты трубопроводных средств подачи жидкого топлива от засоров, надежности запорной арматуры баллонов для хранения газообразных компонентов горючих смесей и др. При горении топлив в условиях невесомости отмечается повышенное сажеобразование, что также должно учитываться при эксплуатации таких установок. Полученный опыт можно использовать не только при проектировании космических средств, но и средств, предназначенных для эксплуатации в земных условиях.

Успехи в области ИДД и НДД в РФ достигнуты в институтах Российской академии наук: Федеральном исследовательском центре химической физики им. Н.Н. Семенова Российской академии наук (ФИЦ ХФ РАН) и Институте гидродинамики им. М.А. Лаврентьева Сибирского Отделения Российской академии наук (ИГиЛ СО РАН), в которых разработаны научные основы проектирования таких двигателей, проведены успешные испытания ряда экспериментальных образцов и впервые экспериментально доказана энергоэффективность детонационного горения [3].

В ФИЦ ХФ РАН разработаны экспериментальные образцы малоразмерных двигателей коррекции орбиты (ИДД и НДД) с тягой в диапазоне от десятков граммов до сотен килограммов. Совместно с ПАО «Тураевское машиностроительное конструкторское бюро «Союз» (ПАО ТМКБ «Союз») ученые ФИЦ ХФ РАН испытали демонстратор малоразмерного метано-кислородного НДД, показавший удельный импульс на земле 270 с при давлении в камере сгорания 32 атм. Ученые ИГиЛ СО РАН совместно с НПО «Энергомаш» в рамках проекта «Ифрит» Фонда перспективных исследований РФ разработали и испытали демонстратор маршевого керосино-кислородного НДД [4].

Список литературы

1. *Пичугин С.Б., Фролов С. М.* // Материалы 16-й международной конференции «Авиация и космонавтика», проводимой ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт», 20-24 ноября 2017 г., г. Москва. С. 114–115.
2. *Зельдович Я.Б.* К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // Журн. техн. физики. 1940. Т. 10, вып. 17. С. 1455–1461.

3. *Фролов С.М., Аксенов В.С., Иванов В.С., Медведев С Н., Шамшин И.О., Яковлев Н Н., Костенко И.И.* Ракетный двигатель с непрерывно-детонационным горением топливной пары “природный газ – кислород». Доклады академии наук, 2018. Том 478, № 4. С. 429–433.
4. Российский ракетный детонационный двигатель назвали в честь демона огня// электронный ресурс ТАСС, опубликовано 11 ноября 2016, 14:52, http://tass.ru/armiya-i-opk/3776698

Секция 15

Информационные технологии

Председатель – руководитель Центра *Катьянов Ю.В.*

ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕКТРОННОЙ СТРУКТУРЫ ИЗДЕЛИЯ ПРИ РАЗРАБОТКЕ, ПРОИЗВОДСТВЕ И ЭКСПЛУАТАЦИИ ИЗДЕЛИЙ. ФОРМИРОВАНИЕ СТРУКТУРНОЙ МОДЕЛИ ИЗДЕЛИЯ

Андрианова С.И.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В настоящее время существуют проблемы управления составами сложных изделий космического назначения и комплектами электронных документов/данных, которые влияют на качество и сроки разработки, производства и ввода в эксплуатацию изделий космического назначения.

На основе опыта применения в 2015 – 2021 гг. электронной структуры изделия при разработке и эксплуатации изделий, а также ввода ГОСТ 57412-2017 «Компьютерные модели в процессах разработки, производства и эксплуатации» предложено применение более общей технологии структурного моделирования и ее увязка с другими видами компьютерных моделей – геометрическими, процессов эксплуатации. В данном докладе рассматривается формирование структурных моделей изделия, аспектом моделирования которых является электронная структура изделия (ЭСИ). Назначение, общие требования, перспективные решения разработаны с учетом специфики РКК «Энергия» и особенностями применяемой информационной системы управления проектами и данными об изделии.

Структурная модель изделия формируется по этапам ЖЦИ с применением следующих видов ЭСИ: функциональной, конструктивной, технологической, производственной, логистической, ЭСИ испытаний, эксплуатационной. Между видами ЭСИ обеспечивается автоматическая передача данных по мере продвижения по этапам ЖЦИ, процедуры согласования и утверждения, выпуска, учет изменений.

В структурной модели изделия назначаются связи между соответствующими видами ЭСИ и электронной документацией (проектной, конструкторской, технологической, производственной, отчетами по испытаниям и эксплуатации), а также другими данными – несоответствиями, карточками разрешения. ЭСИ позволяет формировать отчеты в соответствии с требованиями нормативной документации для получения документов по ГОСТ 2.105, 2.106 и др. В структурной модели изделия назначаются конфигурации финальным изделиям, применимость – составным частям, что дает возможность фильтровать и передавать в другие информационные системы различные составы изделия. Классификация составных частей позволяет использовать структурные модели изделия для ведения и поиска по характеристикам при повторном применении составных частей.

Внедрение технологии структурных моделей изделия не завершено, но опыт и методы решения проблем на РКК «Энергия» могут быть использованы для ускорения процессов цифровизации на предприятиях космической отрасли.

Список литературы

1. ГОСТ 2.053-2013 Электронная структура изделия. Общие положения.
2. ГОСТ Р 57412-2017 Компьютерные модели в процессах разработки, производства и эксплуатации изделий. Общие положения.
3. ГОСТ Р 58300-2018 Управление данными об изделии. Термины и определения.

ПЕРЕХОД НА БЕЗБУМАЖНЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ ДОКУМЕНТООБОРОТ С ПРИЗНАНИЕМ ПОДЛИННИКАМИ ЭЛЕКТРОННОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ

Баторин А.Г., Капорцев Н.С., Майоров А.Д.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Цифровая трансформация Корпорации переводит создание космических изделий в цифровой вид (Электронный макет).

Управление электронным макетом изделия требует реализации процессов технического документооборота (согласования, утверждения, хранения, изменения конструкторской документации) в информационной системе (ИС) управления проектно-конструкторскими работами на базе Windchill.

Подписание данных в ИС производится электронной подписью (ЭП), являющейся согласно №63-ФЗ [1] равнозначной собственноручной подписи. ЭП подтверждает факт подписания документа определенным лицом и позволяет обнаружить факт внесения изменений в документ после подписания.

В данном докладе рассматривается опыт внедрения и отработки в Корпорации решения по подписанию электронной конструкторской документации (ДЭ) с помощью ЭП. ЭП бывает простая и усиленная. Усиленная делится на не квалифицированную и квалифицированную. На предприятии сейчас используется усиленная квалифицированная ЭП, содержащая метку времени и результат проверки действительности сертификата на момент подписания. Процесс согласования и утверждения полностью безбумажный, что приводит к сокращению времени на оформление удостоверяющего листа и получению на нем ручной подписи утверждающего. Реализация внедрения включает в себя 3 этапа. На первом этапе был разработан сам модуль ЭП, проведена отработка утверждения ДЭ электронной подписью внутри департамента ИТ с последующим вводом в эксплуатацию утверждения ДЭ с ЭП в ИТ. На втором этапе проверялась совместимость программного обеспечения при переходе на Windchill 11.1. Для ускорения подписания больших файлов проведен переход на использование HASH, что позволило на порядок уменьшить время, затрачиваемое на подписание документации с помощью ЭП. Кроме этого добавлена возможность подписания усиленной ЭП извещений об изменении. Третий этап предполагает доработку для перехода на новую редакцию № 63 – ФЗ*, отказ от JAVA и готовность к выпуску подлинников электронной конструкторской документации с электронной подписью.

Благодаря проведенным и запланированным мероприятиям достигается готовность к выпуску подлинников электронной конструкторской документации с использованием усиленной ЭП, что обеспечивает переход на безбумажный технический документооборот.

Передовые программные решения и налаженные на их базе бизнес-процессы с учетом лучших практик являются ключом к достижению целей Корпорации: сокращению стоимости, соблюдения сроков в условиях повышения сложности и качества.

* ФЗ «Об электронной подписи».

К ВОПРОСУ РЕАЛИЗАЦИИ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ РАЗМЕЩЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ В ОТСЕКАХ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ «ОРЕЛ»

Беляков А.А., Шулепов А.И.

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева г. Самара, Россия

На сегодняшний день перед отраслью космического машиностроения стоит задача пройти путь цифровой трансформации, так как в процессе производственно-хозяйственной деятельности на предприятиях накапливаются большие объемы данных, развиваются технологии электронного документооборота и информационных коммуникаций. В связи с этим возникает необходимость обеспечения проектно-конструкторских подразделений графическими станциями нового поколения, автоматизирующими процессы разработки (в последний годы этот показатель вырос с 25% до 57%). В частности, для автоматического конструирования изделий требуется совершенствовать математические методы и модели, на которых строятся алгоритмы программного обеспечения, потому что они требуют высокопроизводительного оборудования. Одной из насущных проблем в данной области является автоматизация процесса поиска решения задачи размещения полезной нагрузки (ПН) в отсеках космических кораблей, что предлагается обсудить подробнее.

В основе любого решения при разработке схемы размещения ПН в отсеках лежит разделение совокупной массы грузов на партии для более эффективного их расположения. Причем выбор критерия разбиения ПН – это важное решение, принимаемое конструктором, поскольку исходные данные и граничные условия работы с грузами будут определять ход решения задачи, общее расходование времени, состав крепежа и монтажных мероприятий. Инженер-конструктор адаптирует проектную схему размещения ПН до рабочей, которая затем передается для согласования в профильные отделы по уточнению требований к массово-центровочным и инерционным характеристикам, эргономике отсека и монтажу [1]. Как правило, формой конечного результата здесь является трехмерная модель компоновки, разработанная в системе автоматизированного проектирования.

Однако сама процедура создания схемы размещения до сих пор выполняется «традиционным способом в ручном режиме», несмотря на то, что на сегодняшний день разработано довольно много алгоритмов, позволяющих делать это автоматически. Основная трудность заключается в том, что они не адаптированы под задачи космической отрасли, на которые накладывается гораздо больше ограничений. Укрупненно их группы таковы:

– функциональные;
– эргономические;
– тепловые;
– монтажные;
– габаритные;
– виброударные и акустические;
– массово-центровочные и инерционные.

Исходя из этого, решение задачи размещения ПН достигается путем итераций, пока конструктор методом увязок не получит допускаемый вариант компоновки. На практике для отыскания такого компромисса может потребоваться несколько недель.

Процесс затягивается, если на поздних этапах создания конструкторской документации возникают важные, но неучтенные требования. Это приводит к переделыванию компоновки условно «с нуля», так как она собирается методом последовательно-одиночного размещения грузов. Кроме того, это влечет за собой новый цикл написания отчетов и прохождения согласований. Отсюда возникает потребность вносить корректировки в процессе получения компоновки и сравнивать характеристики нескольких возможных вариантов одновременно.

С учетом вышеизложенного для разработки программного обеспечения весь процесс может быть разбит на этапы:

1. Ввод исходных данных, куда входят количество, массы и габариты грузов и требования к размещению;
2. Выбор формы и силового набора конструкции отсека;
3. Выбор критерия порядка размещения грузов;
4. Определение начальных массово-центровочных характеристик отсека;
5. Ввод ограничений задачи согласно конструктивно-технологическим требованиям;
6. Составление лимитно-массовой сводки ПН [2];
7. Сборка проектной схемы размещения ПН;
8. Синтез проектного облика твердотельной модели;
9. Генерация предварительного отчета;
10. Получение и анализ уточняющих ограничений к компоновке;
11. Изменение конфигурации схемы размещения ПН из проектной в рабочую;
12. Конструирование рабочей твердотельной модели;
13. Создание нескольких модификаций компоновки (опционально);
14. Генерация окончательного отчета.

На перспективу в процесс может быть включен этап топологической оптимизации компоновки, которая повышает степень ее совершенства по выбранному критерию. Очевидно, что часть этой процедуры можно провести заранее при разработке требований к точности отработки заданных параметров.

Например, такие технологии могут быть актуальны при разработке пилотируемого космического корабля «Орел» (ПКК «Орел), где масса дорогостоящего экспериментального оборудования достигает 1000 *кг*. Причем оно может иметь переменный состав, отчего задачу размещения приходится каждый раз перерешивать в связи с изменением исходных данных. То же касается и выбора крепежа, который должен обеспечить сменность этого оборудования. И если даже оно крепится в унифицированных стойках, то их надо производить целую линейку, которой можно будет варьировать в каждом конкретном случае.

Следующее ограничение накладывается на объем, который для экспериментального оборудования составляет суммарно 6 $м^3$ с обоих сторон отсеков. Функциональное деление внутреннего объема на зоны размещения сокращает область допускаемых решений. В отличие от ПН, к распределению приборов и агрегатов бортовой аппаратуры на внешних сторонах дополнительного герметичного отсека и двигательного отсека ПКК «Орел» предъявляется меньше требований, так как исчезают некоторые геометрические и функциональные ограничения. Это характерно и для программного обеспечения, которое реализует автоматизированное решение данной частной задачи и уже порядка пяти лет используется в АО РКЦ «Прогресс» при проектировании космических аппаратов дистанционного зондирования Земли [3].

Эти и многие другие аспекты проектно-конструкторских задач нельзя игнорировать при разработке специализированного программного обеспечения. Теоретическая база знаний и технологических наработок НИИ космического машиностроения в части автоматизации размещения ПН в отсеках совместно с практическим опытом производства ПАО РКК «Энергия» способны обеспечить создание, экспериментальную отработку и последующее внедрение этого научно-технического решения в работу инженеров-конструкторов отдела управления конфигурацией, общей сборки, обеспечения надежности и контроля массово-центровочных и инерционных характеристик изделий.

Таким образом, задачи автоматизации процессов конструирования требуют тесной кооперации отраслевых предприятий и профильных научных центров в целях развития информационных технологий в космическом машиностроении.

Список литературы

1. *Беляков А.А., Шулепов А.И.* Анализ схемы размещения бортовой аппаратуры на примере блока выведения «Волга» // Материалы VII Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VII Козловские чтения), под общ. ред. Р.Н. Ахметова. Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2021. 395 стр. ISBN 978-5-93424-871-1.
2. *Козлов Д.И., Аншаков Г.П., Агарков В.Ф.* Конструирование автоматических космических аппаратов / Д.И. Козлов, Г.П. Аншаков, В.Ф. Агарков и др.; Под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1996. 448 с.: ил. ISBN 5-217-02657-X.
3. *Шилов Л.Б.* Методика выбора мест установки и пространственной ориентации внешних устройств КА ДЗЗ : автореф. дис. канд. техн. наук / Л.Б. Шилов; научный руководитель д-р техн. наук., проф. В.И. Куренков. Самара: Самарский национальный исследовательский университет, 2016. 16 с.

ПОСТРОЕНИЕ ПОСТРЕЛЯЦИОННОЙ СУБД НА ОСНОВЕ СЛОВАРНОЙ ТЕХНОЛОГИИ

Гананчян А.В., Жильцов С.А.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Средства реализации корпоративных информационных систем (КИС), использующие современные серверы баз данных, обеспечивают сформулированные в теореме CAP (теореме Брюера) фундаментальные требования к хранению данных:

– Consistency – согласованность, понимаемая как целостность по ограничениям;

– Avaliability – доступность данных;

– Partition Tollerance – распределение БД по физическим узлам (стабильная работа при линейно растущем объеме).

Наилучшим решением для КИС оказались многопользовательские централизованные и распределенные базы на основе строго типизированной реляционной модели с транзакционной обработкой данных [1].

Новые требования к информационным системам выявили недостатки используемых в них реляционных СУБД [2]:

1. Строгая типизация, приводящая к несоответствию структуры БД структуре данных реального объекта. Для хранения в реляционной базе данные одного информационного объекта должны быть декомпозированы и распределены по множеству равноценных нормализованных таблиц.
2. Атомарность (единственность и неделимость) данных не адекватно представляет множественные свойства и групповые данные.
3. Статичность данных. Серверы реляционных баз данных (РБД) не имеют специальных средств для представления истории изменения данных.
4. Отдельное от информационного объекта хранение и выполнение его собственных действий. Поведение объекта в РБД описывается в виде хранимых в базе функций, процедур и триггеров, не принадлежащих информационному объекту.
5. Плохая масштабируемость, вызывающая стремительное падение производительности при росте объема данных и количества используемых в запросах соединений (JOIN) таблиц.
6. Неустойчивость к отказам оборудования.

Словарная технология

При работе со словарной технологией ставились задачи упростить работу с текстовой информацией, добиться плотного хранения и быстрого поиска. Дополнительно требовалось решить задачи связанные с доступом к элементам хранения. Для решения этих задач в языке C++ можно воспользоваться методом обобщенного программирования, где используется стандартная библиотека шаблонов STL [3]. Это библиотека контейнерных классов, где пары ключей и значений, которые относятся к строковому типу называются словарем.

Основной функцией работы со словарями является поиск. Наиболее популярны реализации, основанные на различных деревьях поиска. Так в C++ есть реализация на основе красно-черного дерева, другой популярной реализацией является использование хэш-таблицы в языках Ruby и Phyton [4]. У каждой реализации есть свои достоинства и недостатки. В реализации на сбалансированном дереве поиска много времени тратится на балансировку деревьев при пополнении и, особенно, при удалении элементов. А в реализациях на хэш-таблицах операция вставки выполняется долго и зависит от коэффициента заполнения.

Словарная технология может существенно упростить и ускорить построение информационно-поисковых систем. Могут эффективно решаться задачи хранения информации, проверки и кодирования информации, сжатие информации [5].

Управление информацией. В словарь можно помещать как произвольную, так и управляющую информацию. Это эффективно работает в самой словарный технологии, когда словарями управляет словарь более высокого уровня.

Под «словом» мы будем понимать последовательность произвольных символов ограниченную 0. Часто словарь представляются в виде пар «ключ-значение», где ключ используется для поиска, а значение используется как результат поиска и может содержать очень большой набор разнообразных данных. Если ключ-значение можно представить одним словом, то это соответствует данному понятию словаря. Если значение велико, то словарь помещается только ключ который может представлять собой строку из нескольких слов в стандартном понимании и ссылку на значение. Такое представление обычно требует дополнительной программы обработки.

Все слова, помещаемые в словаре, подвергаются кодировке. Кодировки разработаны в соответствии с поддержанием лексикографического порядка слов и оптимизированы по сжатию информации. Кодированное слова разбивается на узлы. Каждый узел хранится в единственном числе и в итоге получается древовидные хранения словаря.

Разбор дерева в структуре осуществляется специальным алгоритмом. При этом адрес отдельных узлов и ссылки на них вычисляется и это обеспечивает экономное хранение нижних ветвей графа словаря. Кроме общего количества слов в словаре, в структуру хранения включена статистика количества слов, содержащихся в каждой ветви графа.

Основные функции словаря: поиск слова с возвратом номера, добавление слова в словарь, вывод слова по заданному номеру, удаление слова из словаря, возврат диапазона по началу слова.

Быстрый поиск и эффективное хранение информации используется при построении системы управления базами данных. Естественно возникает вопрос о возможности построения СУБД на основе словарной технологии.

Словарное представление реляционного отношения

Самый простой способ представить таблицу в словарном виде является введение нумерации строк таблицы (нумерация кортежа). В этом случае таблицу можно представить в виде совокупности словарей, каждый из которых представляет собой набор значений одного атрибута с нумерацией строк в начале. Количество таких словарей будет определяться количеством атрибутов (столбцов).

Возможен формат представления таблицы в виде единого словаря:

<номер кортежа> <имя атрибута> <разделитель> <значение атрибута>

Нумерация в начале каждого слова словаря делает хранение данных неэффективным – будет повтор названия атрибутов без использования словарного сжатия. Частично можно сократить размер словаря если ввести нумерацию имен атрибутов, а расшифровку номеров атрибутов можно ввести в другом словаре. Эта нумерация позволит также расположить значение атрибутов для одного номера кортежа в порядке следования названий атрибутов в табличном представлении. Данное представление хорошо решает задачу восстановление записи. Однако поиск записи по значениям атрибутов возможно только контекстный, поэтому требуется также словарь с обратным порядком хранимой информации. В словаре с обратным представлением данных используется номер кортежа, который указывается в конце строки. Выделить номер записи можно по его размеру.

Построение обратных словарей в виде единого словаря в данном случае является эффективным. Повторение имен атрибутов или их значений подвергается словарному сжатию. Для единообразия можно использовать нумерацию имен атрибутов. Также важно, что все значения каждого атрибута предстанут в сортированном виде.

Построение постреляционной СУБД на основе словарной технологии

Возможность реализации операций реляционной алгебры в словарном представлении определяет возможность построения СУБД на основе словарной технологии, где решаются задачи хранения информации и выполнения запросов для поиска информации.

При практической реализации СУБД, сочетающей возможности реляционной, объектно-ориентированной и многомерной модели данных, возникает множество вопросов, от решения которых зависит эффективность работы:

– автоматизация ведения номеров записей;
– ограничение на количество слов в одном словаре;
– оптимизация хранения информации;
– управление большим количеством словарей;
– управление добавлением изменением и удалением записей в таблицах;
– поиск и восстановление записей;
– описание изменение структуры таблиц;
– наложение условий на хранение информации в отдельных полях (типы данных, пустое значение, значение по умолчанию, выпадающие списки допустимых значений и так далее);
– реализация языка запросов;
– защита информации;
– клиент-серверная реализация базы данных;
– восстановление информации при компьютерном сбое.

Основными задачами, возникающими при построении СУБД в словарном виде являются: представление постреляционной таблицы с учетом вложенных таблиц, управление хранением и отображением вложенных таблиц, хранение большого объема данных и возможность использования многомерных кубов, словарное управление структурой базы данных, клиент серверная реализация базы данных и возможность распределенного хранения, языки запросов и управления результатом выбора информации из базы данных.

Опираясь на предлагаемое решение, можно создать разнообразные модели построения данных, что открывает перспективы разработки промышленных СУБД на основе словарного представления информации.

Список литературы

1. *Когаловский М.Р.* Энциклопедия технологий баз данных. М.: Финансы и статистика, 2002. 800 с.
2. *Дейт, К. Дж.* Введение в системы баз данных, 8-е издание.: Пер. с англ. М., Вильяме, 2005. 1328 с.
3. The Object Data Standard: ODMG 3.0. Edited by R.G.G. Cattel, Douglas K. Barry. Morgan Kauffmann Publishers, 2000.
4. *Кормен Т., Лейзерсон Ч., Ривест Р., Штайн К.* Алгоритмы. Построение и анализ М., Вильямс, 2005. 1296 с.
5. *Уткин Г.С.* Словарная технология. Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. 215 с.

АНАЛИЗ ФАКТОРОВ, ВЛИЯЮЩИХ НА КАЧЕСТВО ПРОЦЕССА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Денисов А.Ю.

АО РКС, г. Москва, Россия

Производство сложной наукоемкой продукции [1] требует квалифицированной организации процессов, сопровождающих как само изготовление и сборку, так и проведение подготовительных работ, предшествующих началу обработки заготовок и сборки комплектующих [3]. Совокупность мероприятий, обеспечивающих технологическую готовность производства, называется технологической подготовкой производства (ТПП) [5]. Ключевым фактором организации эффективного производства является информационное взаимодействие участников процессов. Такие аспекты процессов разработки и производства, как появление, систематизация, обмен, накопление, использование, хранение информации являются информационным обеспечением этих процессов. В случае, когда исходные данные для проектирования технологического процесса изготовления детали представлены в виде цифровой модели – электронной модели детали (ЭМД) [6], а процессы разработки изделий, планирования поставок и диспетчеризации производства организованы с использованием специализированного программного обеспечения (ПО) в рамках единого информационного пространства предприятия (ЕИП), появляются новые возможности повышения качества как процесса ТПП, так и производственного процесса в целом.

Качество системы ТПП определяет качество продукции, изготовленной на данном производстве. Таким образом, качество системы ТПП определяется следующими критериями:

1. Соответствие параметров точности изготовленного изделия параметрам точности, заданным в конструкторской документации;
2. Соответствие сроков изготовления изделия заданным срокам изготовления.

Для повышения качества процесса ТПП был проведен анализ факторов, влияющих на качество этого процесса. Результаты анализа представлены в табл. 1.

Табл. 1. Факторы, влияющие на качество процесса ТПП

№	Наименование фактора	Вид фактора	Степень влияния, % от общего по результатам анализа
1	Нормативно-справочная информация (НСИ):	Общесистемный	12
	– Наличие НСИ		
	– Полнота НСИ		
	– Доступность НСИ на рабочих местах		
2	Наличие регламента процедур по этапам ТПП	Общесистемный	11
3	Отсутствие эффективного механизма поиска информации	Общесистемный	13
4	Необходимость повторного ввода идентичной информации на различных рабочих местах для различных задач	Общесистемный	14
5	Уровень технологических возможностей механообрабатывающего производства	Детализирующий	19

6	Уровень автоматизации проверки разработанной документации и управляющих программ для оборудования с ЧПУ	Детализирующий	11
7	Уровень автоматизации процесса принятия решений при ТПП	Детализирующий, критический	20

В современных условиях [4] для производства ракетно-космической техники характерны:

– малая величина партии выпускаемой продукции (в большинстве случаев до 10 шт/партия);

– ограниченное время проектирования технологического процесса изготовления детали;

– практическая сложность полноценного учета физического износа, в т.ч. неравномерного, используемого оборудования;

– сложность оперативной экспертной оценки выбранного варианта процесса изготовления;

– необходимость участия опытных специалистов в процессе принятия решений по вопросам ТПП, как следствие – наличие затруднений при автоматизации принятия решений.

Как показывает анализ, в рассматриваемом случае необходимость участия опытных специалистов является узким местом системы ТПП, поскольку присутствие т.н. «человеческого фактора» не гарантирует выполнение проектирования технологического процесса изготовления детали требуемой точности в установленные сроки. Фактор влияния уровня автоматизации процесса принятия решений при ТПП на процесс ТПП является детализирующим, критическим и составляет основной проблемный вопрос.

Пути решения данного проблемного вопроса представлены в табл. 2.

Табл. 2. Пути решения проблемного вопроса

Организационный	Организация автоматизированных рабочих мест (АРМ) на всех уровнях структурных подразделений предприятия, разработка регламента использования ПО. Развитие концепции интегрированной структуры, включающей центр коллективного проектирования, позволяющий разрабатывать документацию проектов с последующим в рамках этой структуры выполнением ТПП.
Технический	Физическое объединение АРМ на уровне локальной сети.
	Применение технологического оборудования, и технологического оснащения, позволяющего в базовом исполнении и комплектации обеспечить выпуск продукции требуемого качества за минимальное число технологических циклов.
Научный (методический)	Разработка комплексной методики автоматизации процессов ТПП, с использованием дополнительной информации, отражающей опыт экспертов и представленной в специализированной базе знаний.
	Аналитическая оценка процессов взаимодействия подразделений предприятия: структурная схема подразделений, схема движения информации, необходимый объем и полнота информации на различных стадиях жизненного цикла изделия для представления ЭМД как электронного подлинника документации и представления данных в режиме электронного макета.

Для решения проблемного вопроса применения одних лишь организационных и технических решений недостаточно. Наиболее актуальным и перспективным представляется проведение исследований в научном направлении.

Анализ показывает, что в данной ситуации возникает вопрос по процессу изготовления детали согласно ЭМД на оборудовании с ЧПУ. Можно сделать вывод о несоответствии ЭМД технологическим возможностям производства по реализации ЭМД, а также тем, что основной проблемный вопрос связан с необходимостью участия человека для принятия решений в процессе ТПП.

С целью исключения возможных ошибок в процессе изготовления, связанных с так называемым «человеческим фактором» и несоответствия между изготовленной деталью и ее ЭМД, выраженного в несоответствии фактических размеров изготовленной детали допустимым отклонениям, заложенным в электронную модель, следует дополнить ЭМД информацией, учитывающей опыт экспертов в области производства и корректировки параметров производственного процесса [2], Предлагается расширить систему ТПП за счет использования дополнительной информации, представленной в виде соответствующей базы знаний (БЗ). БЗ должна содержать информацию по решениям производственно-технологических задач, возникающих при изготовлении детали на оборудовании с ЧПУ и отражать накопленный производственный опыт. Использование БЗ позволит на стадии ТПП, а в перспективе и конструкторского проектирования, предусмотреть возможные сложности, связанные с данным вариантом изготовления конкретной детали и поможет специалисту по разработке технологического процесса принять оптимальное техническое решение. Схема системы ТПП с предлагаемой БЗ и факторами, влияющими на качество ТПП, представлена на рисунке.

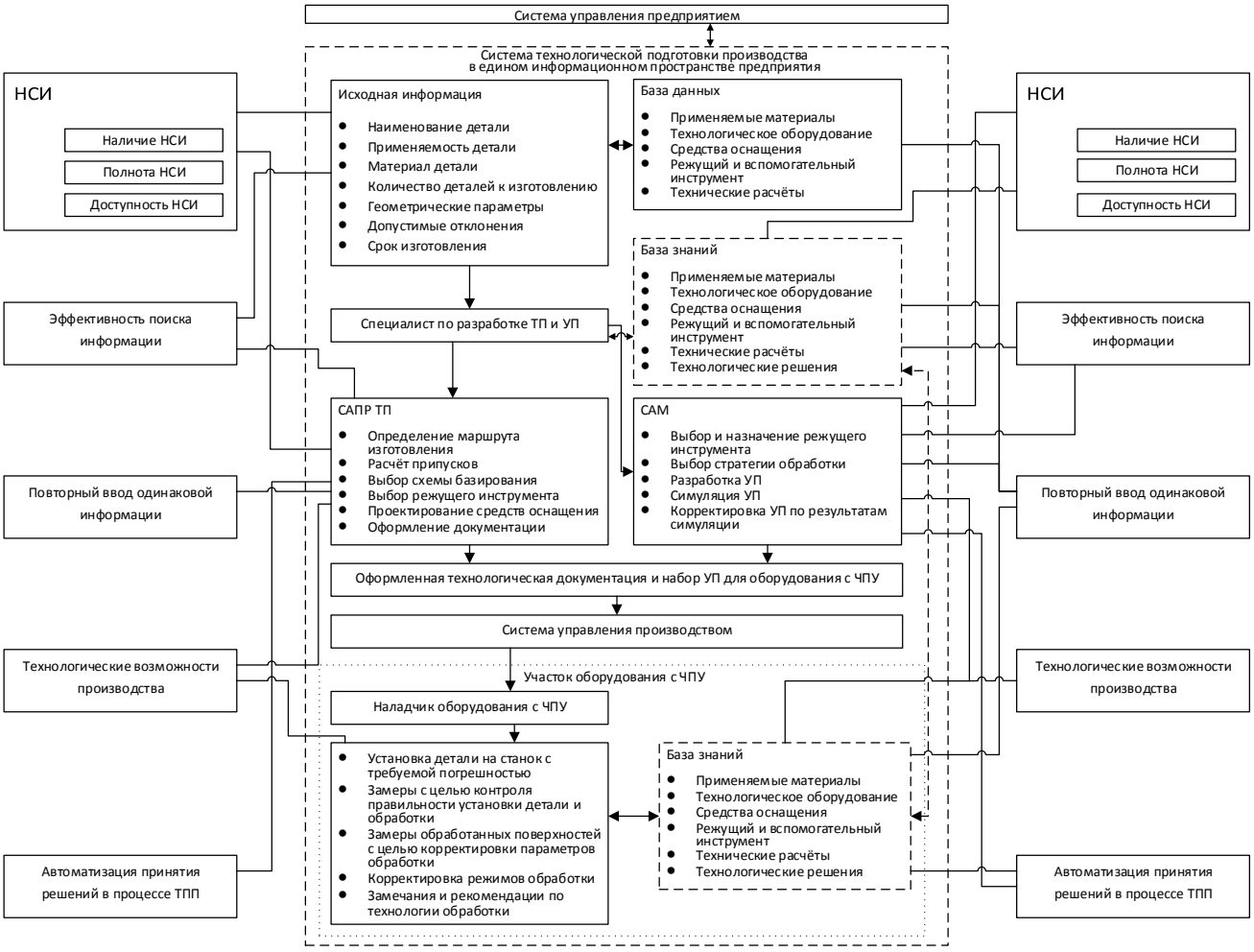


Схема системы ТПП с предлагаемой БЗ и факторами влияния

Выводы

Рассмотрены факторы, влияющие на качество процесса технологической подготовки производства изделий ракетно-космической техники. Выполнен анализ рассмотренных факторов. По результатам анализа выявлен критический детализирующий фактор, влияющий на качество процесса ТПП в наибольшей степени. Обозначены основной проблемный вопрос и научное направление его решения.

Список литературы

1. Постановление правительства РФ №773 от 15.06.2019 г. «О критериях отнесения товаров к высокотехнологичной продукции».
2. *Тэрано Т.* Прикладные нечеткие системы. Пер. с яп. к.т.н. Чернышова Ю.Н. М., Мир, 1993. – 368 с.
3. *Романов А.А., Тюлин А.Е.* Шестой технологический уклад в космическом приборостроении // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, т.4, вып. 4, с. 64–82.
4. *Жамойдик Т.И., Ревяков Г.В.* Научно-методические подходы к решению задачи моделирования предприятия на базе концептуальных положений цифровых технологий // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2021, т.8, вып. 2, с. 32–42.
5. ГОСТ Р 50995.3.1-96 Технологическая подготовка производства.
6. ГОСТ 2.056-2014 ЕСКД Электронная модель детали.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ И ТЕХНОСФЕРНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ СПЕЦИАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ

Егоркин А.А.

Военная академия ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого, г. Балашиха, Россия

Несмотря на огромное количество теоретических трудов, посвященных проблемам безопасности, до сих пор не завершена разработка общей комплексной теории производственно-экологической безопасности. Из-за трудно предсказуемых последствий соответствующих вредных воздействий системный анализ и моделирование основных процессов в биосфере вообще и в техносфере в частности особенно актуальны.

При организации обеспечения экологической и техносферной безопасности специальных объектов (СО), составляющей которой является промышленная безопасность, необходимо учитывать комплексное воздействие объекта как на «внутреннею область», так и на «внешнюю область». К «внутренней области» можно отнести территорию специального объекта, ограниченную санитарно-защитной зоной с входящей в нее производственной площадкой и персоналом. Тогда «внешняя область» будет состоять из окружающей среды за территорией санитарно-защитной зоны, включающая различные природные объекты и техногенные области, а также селитебная зоной.

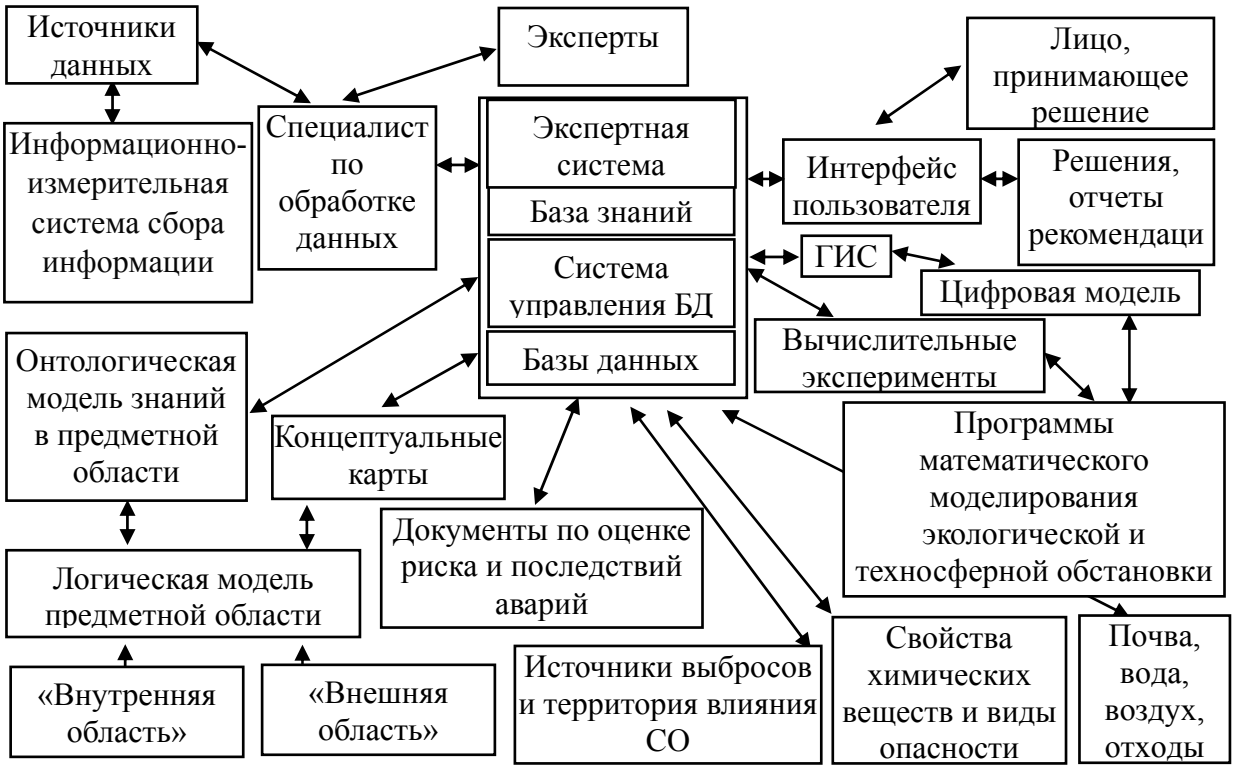
Комплексное воздействие обусловлено наличием общих источников и границы влияния на «внутреннюю и внешнюю область» зависят только от количественных показателей. В области обеспечения экологической и техносферной безопасности эффективные системы, построенные на основе информационного управления, используются крайне редко, что обусловлено недостаточной проработанностью вопросов, находящихся на стыке экологии, географии, биологии, информатики, экономики и медицины.

Для решения задач обеспечения экологической и производственной безопасности специалистами используются в основном информационные системы на основе программных комплексов, которые имеет модульную структуру, позволяющую при необходимости расширять ее конфигурацию и подключать новые модули.

Недостатком такого подхода являются: использование (в некоторых ситуациях) интуитивно непонятного разнородного интерфейса пользователя; отсутствие возможности полноценного использования с реализацией всех возможностей геоинформационных систем (ГИС); отсутствие системы поддержки принятия решения (СППР) и экспертных систем (ЭС), что исключает работу с программой оператора с недостаточным уровнем подготовки; ограниченные возможности по ситуационному моделированию. Но основным недостатком является невозможность формирования управленческих решений на основе процесса управления и системы управления в автоматическом режиме.

Учитывая сложность задач и большой объем информации, необходимой для организации эффективного управления, предполагается использовать для организации выработки управленческого решения информационную систему поддержки принятия решений (ИСППР), основным элементом которой будет экспертная система (ЭС), состоящая из базы знаний (БЗ) и базы данных (БД), а также управляющих элементов (см. рисунок).

Создаваемая ИСППР должна работать при двух сценариях развития ситуации. К первому относится моделирование и выдача рекомендаций при повседневной штатной работе СО, ко второму относится наличие чрезвычайной ситуации на СО.



Структура информационной системы

В литературе встречается достаточно много примеров построения отдельных узкоспециализированных информационных систем, однако отсутствует универсальная ИСППР, позволяющая описывать на основе моделирования широкий класс ситуаций. Предлагается использовать для построения ИСППР онтологическую модель ситуаций.

Выбор онтологического описания обусловлен тем, что этот метод позволяет объединить в едином представлении реляционные модели, объектно-ориентированные модели, математические модели.

Фундаментом ИСППР и модели ПО, будет являться БЗ в качестве закономерностей (принципы, связи, законы), полученные в результате практической деятельности и профессионального опыта, позволяющие ЛПР ставить и решать задачи в ПО и БД под управлением системы управления базами данных (СУБД), отличием которой от БЗ будет содержание в ней отдельных фактов, характеризующих объекты, процессы и явления ПО, а также их свойств.

Блок хранения данных, состоящий из СУБД и самих БД, содержит обширную информацию как по параметрам самого СО, так и по вариантам вычислительных экспериментов, моделирующих различные ситуации на объекте в рамках рассматриваемой системы обеспечения безопасности.

Применяемая в ИСППР ГИС-технология должна реализовывать использование комплексных моделей, представляющих экологическую и техносферную информацию в виде интегральных блоков данных, характеризующих техногенную территорию (рельеф, климат, гидрогеологические, почвенно-геологические, гидрохимические, растительные и наличие урбанизированной и жилой застройки), техногенные потоки, характеризующие пространственное и временное распространение в объектах окружающей среды, представленные как комплексные показатели загрязнения атмосферного воздуха, вод, почв, уровня шумового и вибрационного загрязнения, количество и качество зеленых насаждений, радиационное загрязнение и накопление отходов.

Предполагаемая структура блока программ математического моделирования экологической и техносферной обстановки состоит из набора программных средств для моделирования складывающейся ситуации и извлечения данных по результатам вычислительных экспериментов для включения их в базу данных ЭС.

Разнообразие требований к характеру оценок загрязнения и высокая специфичность распространения выбросов, сбросов, загрязнения почвы и обращения с отходами в различных метеоусловиях приводят к необходимости использования большого количества различного класса моделей. Также можно отнести к данному блоку разработку на основе математических моделей систем контроля и управления загрязнениями и разработку научно обоснованных методов долгосрочного планирования мероприятий, направленных на сокращение выбросов вредных веществ.

Несмотря на обширность проведенных исследований до настоящего времени нет сколько-нибудь общепринятой модели распространения примесей в атмосфере. Это объективно обусловлено сложностью и разнообразием процессов, а также субъективными факторами. Поэтому существует множество моделей самых различных типов [1].

Модели, характеризующие распространение веществ в атмосферном воздухе, условно можно подразделить по определяющему признаку на эмпирические или теоретические. В первом случае превалируют данные проведенных многочисленных экспериментов и в меньшей степени теоретические выкладки. Во втором случае во главу угла поставлены фундаментальные уравнения теории диффузии в турбулентных средах со сложным математическим аппаратом и достаточно большим объемом вычислений на ЭВМ.

Еще более сложной задачей является моделирование учета загрязнения водных объектов. К моделям поступления загрязняющих веществ в водные объекты возможно отнести два класса имитационные - дающие ответ на вопрос о состоянии водного объекта и оптимизационные – используемые для выбора оптимального с точки зрения предполагаемых действий и экономического эффекта управляющего воздействия.

Применяемые в настоящее время математические модели можно разделить на балансовые модели, упрощенные инженерные методики, модели, основанные на применении уравнений гидродинамики (расчет поля скорости течения) и уравнений переноса примесей (транспортная модель) [2].

Выбор между балансовыми моделями, упрощенными инженерными методиками, не учитывающими геометрическую форму русла реки, наличие островов, притоков и других особенностей, или применением гидродинамических моделей, основанных на уравнениях речной гидравлики, уравнениях Навье – Стокса, требующих применения значительных затрат компьютерного времени на получение результатов прогноза, остается сложной управленческой задачей.

Создание и комплексное внедрение ИСППР даст возможность не только оперативно получать объективную и достоверную информацию об экологическом состоянии во «внутренней и внешней области», влияния СО, но и вырабатывать обоснованное управленческое решение по обеспечению экологической и техносферной безопасности.

Список литературы

1. *Замай С.С., Якубайлик О.Э.* Модели оценки и прогноза загрязнения атмосферы промышленными выбросами в информационно-аналитической системе природоохранных служб крупного города: Учеб. пособие / Краснояр. гос. ун-т. Красноярск, 1998. 109 с.
2. *Копытенкова О.И., Аль Маджми Салих Сауд Якуб.* Использование метода трехмерного математического моделирования в практике геоэкологических исследований // Интернет-журнал «НАУКОВЕДЕНИЕ». Том 8, №3 (2016).

ЭЛЕКТРОННОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ КОРПОРАЦИИ И РАБОТНИКА НА ОСНОВЕ ИС «ЛИЧНЫЙ КАБИНЕТ»

Захаров А.А., Федосеев А.Н., Жаворонков И.Л.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

На современном предприятии информационные системы – это неотъемлемая часть производства, призванная повысить эффективность, увеличить скорость работы, сократить трудозатраты.

Современные компании используют множество корпоративных систем для решения различных задач. Рядовому сотруднику не всегда очевидно, в какой системе находятся нужные ему данные, к кому из коллег обратиться с запросом и какой регламент получения той или иной информации или услуги.

Часто работники не имеют доступа к электронным сервисам, предоставляющим информацию по учету рабочего времени, данным расчетного листка по заработной плате, информации об отпуске, стаже работы и т.д. Перечисленная информация у работника либо отсутствует, либо поступает ему в устной или бумажной форме. Также не всегда очевидно, какие подразделения предоставляют сервисы для работников предприятия, и как ими воспользоваться.

В связи с этим актуальным является создание информационно-технологической платформы, предназначенной для организации таких сервисов, кроме того она должна быть доступна всем работникам независимо от наличия ПК на рабочем месте.

В качестве такой платформы в ПАО «РКК «Энергия» и ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия» разрабатывается ИС «Личный кабинет». Система обеспечивает единую точку персонифицированного доступа работников к требуемой им информации и сервисам, создает единое информационное пространство, путем объединения разнородных информационных ресурсов, позволяя получать актуальную информацию в едином формате в контексте общего пользовательского интерфейса.

Система создается с использованием платформы Oracle Application Express и Битрикс24 и взаимодействует с ИС «Эверест», КСЭД, 1С:ЗУП, СКУД, СУРВ и АИС ПпУ и другими корпоративными системами.

В настоящее время в ИС «Личный кабинет» реализованы следующие сервисы:

– сервис «Кадровая информация» – предназначен для предоставления личной информации работника и содержит табель учета рабочего времени, расчетный листок по заработной плате, график отпусков, стаж, награды;

– сервис «Голосования и обсуждения» – предназначен для составления и проведения голосований и получения обратной связи от работников в форме комментариев;

– сервис «Электронная приемная Генерального директора» – предназначен для автоматизированной регистрации, обработки, анализа сопровождения и хранения обращений, жалоб и предложений поступающих на имя Генерального директора от работников Корпорации;

– сервис подачи предложений по улучшению;

– сервис «СКУД» – предназначен для получения информации о проходах на территорию Корпорации и объекты внутреннего контура;

– сервис подписки на дни рождения и кадровые изменения.

Логически система разделена на две части: личный кабинет работника и личный кабинет руководителя. При этом всем работникам Корпорации доступна личная информация, а руководителям, в том числе, и по подчиненным сотрудникам.

В рамках расширения возможностей Системы ведется разработка сервиса подачи заявок на получение различных кадровых, производственно-социальных и других видов услуг. Работники предприятия смогут подавать заявки в соответствующие службы (кадровую, бухгалтерию и т.д.) и затем получать информацию о том, как выполнена услуга и где и когда можно получить необходимую справку.

Реализация функционала подачи заявок и его интеграция с Центром Единого Сервиса и Общим центром обслуживания позволит создать единое информационное «окно» для заявителей, позволяющее осуществлять подачу, маршрутизацию, отслеживание и контроль исполнения заявок, а также позволит сократить потерю рабочего времени, затрачиваемого сотрудниками предприятия на поиск информации, требуемой для оперативного планирования и контроля результатов выполнения работ, при взаимодействии с каталогом услуг.

Также планируется интеграция с системой производственного планирования, что обеспечит возможность для производственных подразделений видеть свои производственные задания. Создание сервисов электронного журнала регистрации отлучек позволит перейти от ведения журналов в бумажном виде, а сервис анкетирования позволит создавать, проводить и анализировать результаты анкетирования работников по различным социальным или производственным вопросам.

Доступ в Систему возможен как с АРМ пользователей, так и с информационных терминалов. При этом для входа с терминала используется пропуск работника, а интерфейс максимально адаптирован для работы с использованием сенсорного экрана.

В дальнейшем планируется объединение информационной системы Личный кабинет с корпоративным порталом, что обеспечит единую точку доступа работников ко всей актуальной информации и ко всем цифровым корпоративным сервисам.

Список литературы

1. Информационная система «Личный кабинет». Техническое задание. Королев: ПАО «РКК «Энергия», 2021.
2. Автоматизированная информационная система «Центра Единого сервиса» (ИС ЦЕС). Техническое задание. Королев: ПАО «РКК «Энергия» , 2021.
3. Система формирования, маршрутизации и обработки заявок и обращений работника на предоставление кадрового сервиса в рамках ОЦО («Единое окно»). Королев: ПАО «РКК «Энергия» , 2021.
4. Интранет и каналы внутренних коммуникаций. Исследование 120 компаний России и СНГ. ООО «Ривелти», 2020.

ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ НАДЕЖНОСТИ ИНФОРМАЦИОННЫХ ОПТИЧЕСКИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

Игнатьев Ф.Н.

Московский авиационный институт
(Национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Актуальными задачами надежности оптико-электронных приборов, эксплуатируемых в полях ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП), являются: установление закономерностей деградации и возникновения отказов оптических систем (ОС), разработка методов прогнозирования отказов и способов обеспечения требуемого уровня надежности ОС.

Последовательный подход в решении перечисленных задач связан с изучением физической природы явлений, определяющих деградацию функционального состояния, отказы ОС и построением количественных характеристик в виде показателей надежности, регламентируемых нормативно-техническими документами.

Функциональное состояние информационных ОС, осуществляющих мониторинг земной поверхности, космического пространства и т.п., определяется требуемым уровнем качества формируемого ими изображения. В этой связи для получения адекватных представлений о деградации функционального состояния ОС, и построения методов оценки показателей надежности удобно воспользоваться одной из наиболее полных характеристик, описывающих качество оптической системы – функцией рассеяния точки $I(x',y')$. Согласно определению [1]

$$I(x',y') = \left|\left(U\left(x',y'\right)\right|^2 .$$

$$U\left(x',y'\right) = \iint P(x,y)\,exp[i\frac{2\pi}{\lambda}(x'x+y'y)]dxdy ,$$

$$P(x,y) = \begin{cases} G(x,y)\,exp(2\pi i W(x,y)) & x,y \in \Omega \\ 0 & x,y \notin \Omega \end{cases} . \qquad (1)$$

Здесь: x,y – ортогональные координаты волнового фронта в плоскости выходного зрачка ОС, Ω – область зрачка, x',y' – ортогональные координаты в фокальной плоскости центрированные на оптической оси, λ – рабочая длина волны, $G(x,y)$ – функция, описывающая амплитудную модуляцию световой волны оптической системой. В условиях радиационных воздействий $G(x,y)$ несет информацию об изменениях оптической плотности материалов элементов ОС. $W(x,y)$ – функция аберраций, описывающая фазовые характеристики световой волны в выходном зрачке ОС в условиях воздействия на ОС ИИ КП.

Комплексная функция зрачка, определяемая выражением (1), позволяет учесть, как изменения волнового фронта рабочего поля, так и изменения его амплитуды и связать в одном выражении качество (структуру) оптического изображения с возмущениями параметров ОС, инициируемыми ИИ КП.

В прикладной оптике известно, что фазовые характеристики светового поля в оптической системе, с требуемой степенью точности, могут быть оценены методами геометрической оптики [2]. В этой связи функцию аберраций $W(x,y)$ можно оценить выражением

$$W(x,y) = \left(L(x,y;x',y') - L_0\right)/\lambda , \qquad (2)$$

где L_0 – эйконал главного луча невозмущенной ОС, $L(x,y;x',y')$ – эйконал вспомогательного луча между точками входного x,y и выходного x',y' зрачков.

В условиях радиационной нагрузки на ОС эйконал луча может изменяться вследствие изменений: показателей преломления n_j материалов оптических элементов, радиусов кривизны R_j поверхностей оптических элементов, в том числе локальных, расстояний d_j между элементами, векторов смещений центров кривизны t_j поверхностей элементов от оси системы или наклонов поверхностей. Анализ перечисленных изменений показывает, что в области актуальных для обсуждаемых явлений радиационных нагрузок они малы, в смысле масштаба величин, соответствующих невозмущенным значениям параметров.

Это обстоятельство позволяет воспользоваться в оценке радиационно-инициируемых изменений эйконала приближением вида

$$\delta L = \sum_j \frac{dL}{dn_j}\delta n_j + \sum_j \frac{dL}{dR_j}\delta R_j + \sum_j \frac{dL}{dd_j}\delta d_j + \sum_j \frac{dL}{dt_j}\delta t_j \,. \qquad (3)$$

С другой стороны, анализ влияния простейших аберраций на качество изображения, показывает, что значимые для обсуждаемых ОС величины изменений параметров отвечают аберрациям сопоставимым с долями рабочей световой волны. Например, согласно теории формирования изображения, предельно допустимые значения волновых аберраций ОС согласно критериям Релея – $\lambda/4$ или Марешаля – $\overline{\Delta^2} \le \lambda^2/180$. Это указывает на необходимость корректной расчетно-эмпирической оценки радиационно-инициируемых изменений показателя преломления материала и геометрии оптических и конструкционных элементов ОС в соответствующих масштабах.

Фундаментальным свойством радиационных нагрузок космического пространства является их многокомпонентный характер и разнообразие энергетических спектров ИИ. Эти обстоятельства приводят к необходимости введения эмпирических параметров материалов, определяющих соответствующие «отклики» на единичную радиационную нагрузку определенного вида ИИ. Эти параметры должны обеспечивать выполнение оценки изменений диэлектрических характеристик и геометрии элементов ОС с отмеченной выше точностью. В качестве таких параметров предлагаются дозовые коэффициенты показателя преломления и линейного расширения оптических и конструкционных материалов [3], так как именно поглощенная доза определяет меру воздействия ИИ на облучаемое тело.

Согласно определению [3]:

– под дозовым коэффициентом показателя преломления $\beta_i(\lambda)$ следует понимать изменение показателя преломления оптического материала, с учетом длины волны λ, вызываемое единичной радиационной нагрузкой заданного вида:

$$\beta_i(\lambda) \equiv \delta n(\lambda) \cdot \frac{1}{D} \,. \qquad (4)$$

Здесь $\delta n(\lambda)$ – регистрируемое изменение показателя преломления инициируемое радиационной нагрузкой характеризуемой поглощенной дозой $D(\vec{r})$; – под дозовым коэффициентом линейного расширения следует понимать приведенное к единице длины изменение линейного размера образца, вызываемое единичной радиационной нагрузкой:

$$\alpha_i \equiv \frac{\delta l}{l} \cdot \frac{1}{D} \qquad (5)$$

Здесь δl – изменение линейного размера l образца инициируемое радиационной нагрузкой характеризуемой поглощенной дозой $D(\vec{r})$.

Экспериментальные оценки дозовых коэффициентов предполагают однородное распределение поглощенной дозы в области контроля параметра экспериментального образца.

Оценка дозовых коэффициентов должна производиться в условиях термостабильности, при температурах близких к температуре эксплуатации ОС, на всех этапах эксперимента.

В условиях пространственной неоднородности поглощенных доз ИИ КП могут возникать фотоупругие эффекты, свойства которых требуют дополнительного изучения. При работе с апохроматами необходимо учитывать характеристики рабочего спектрального интервала.

Представление о дозовом коэффициенте линейного расширения материала позволяет выполнить оценку инициируемых ИИ КП напряжений и деформаций элементов ОС адекватно конкретному пространственно-временному распределению поглощенных доз с требуемой в прикладной оптике точностью [3].

Проведены экспериментальные оценки дозовых коэффициентов ряда промышленных стекол, используемых в космических объективах. Сопоставление инициируемых ИИ фазовых и амплитудных эффектов в промышленных стеклах указывает на безусловную актуальность проблемы радиационно-инициируемых аберраций в задачах обеспечения радиационной стойкости информационных оптико-электронных устройств.

Резюмируя изложенное, к основным задачам обеспечения и оценки надежности информационных ОС космического базирования следует отнести:

– развитие методов исследования и оценки радиационно-инициируемых изменений диэлектрических и механических характеристик оптических материалов и элементов, в условиях отвечающих нагрузкам адекватным нагрузкам ИИ КП;

– разработку методов исследования и оценки радиационно-инициируемых деформаций оптических материалов и элементов, удовлетворяющих требованиям современного оптического приборостроения;

– исследование радиационно-инициируемых хроматических аберраций информационных оптических систем;

– разработку численных методов оценки радиационных нагрузок в элементах ОС, включающих учет срока и условий активного существования ОС.

Список литературы

1. *Борн М., Вольф Э.* Основы оптики. М.: Наука, 1978. 719 с.
2. *Слюсарев Г.Г.* Методы расчета оптических систем. М.: Машиностроение, 1969. 672 с.
3. *ИгнатьевФ.Н.* Радиационно-инициируемая деградация оптического изображения: дис…. д-ра физ.-мат. наук. Гос. Опт. Ин-т им. С.И. Вавилова, СПб., 1997. 253 с.

ОПЫТ ПОСТРОЕНИЯ РАСПРЕДЕЛЕННЫХ ПРИЛОЖЕНИЙ ДЛЯ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ НА ЯЗЫКЕ *PYTHON*

Душенко А.Г., Кириевский В.Е.

ООО «Центр тренажеростроения и подготовки персонала», г. Москва, Россия

Использование распределенной микросервисной архитектуры взамен традиционной монолитной – перспективный тренд в разработке корпоративных приложений [1]. Вместо того чтобы исполнять все функции приложения на сервере или АРМ с помощью внутрипроцессных взаимодействий, используется набор небольших приложений, каждое из которых обеспечивает ограниченный набор функций. Эти приложения взаимодействуют друг с другом по сети, чаще всего по протоколу HTTP(S), и могут работать как на одном и том же, так и на разных серверах, зачастую физически удаленных друг от друга.

Преимущества микросервисной архитектуры:

– позволяет по мере необходимости обновлять приложение по частям, значительно снижая риск нарушения внутренних зависимостей;

– обеспечивает повышенную надежность: даже если один из микросервисов сбоит, это не обязательно приводит к неработоспособности всего приложения;

– дает возможность использовать разные технологии и языки в рамках одного приложения;

– позволяет эффективно организовать независимую работу нескольких команд разработки в одном большом проекте.

Для языка Python существует множество простых и легковесных фреймворков, специально предназначенных для построения серверов API: Flask, Tornado, FastAPI и др.

Предлагаемая структура кроссплатформенного распределенного приложения с трехуровневой архитектурой [2] показана на рисунке. Приложение использует следующий технологический стек:

– база данных – PostgreSQL

– средство для взаимодействия с БД – SQLAlchemy;

– фреймворк REST API – Tornado;

– веб-фреймворк – Django;

– средство разработки десктоптного GUI – PyQt.

Универсальный шаблон приложения, ориентированный на широкий спектр корпоративных применений реализован специалистами ООО «Центр тренажеростроения и подготовки персонала» (ЦТ) в виде платформы разработки LongEtude. Использование данной платформы позволяет значительно сократить цикл разработки и дает разработчикам возможность сосредоточиться на реализации бизнес-логики и дизайне интерфейса пользователя, не отвлекаясь на технические детали взаимодействия компонентов приложения и решение вспомогательных задач: управление конфигурациями, логирование, бенчмаркинг и т. п.

В настоящее время в ЦТ на базе платформы LongEtude разрабатываются два пилотных проекта из разных предметных областей:

– комплекс математического моделирования задач космической баллистики КММ;

– автоматизированная система планирования медико-биологических экспериментов АСПЭ.

Накопленный ЦТ опыт показывает высокую эффективность предложенных решений в условиях жестких проектных графиков и дефицита рабочего времени разработчиков.

В дальнейшем мы планируем расширить функционал платформы, включив в нее:

– средства управления развертыванием на базе Docker;

– управление пользователями;

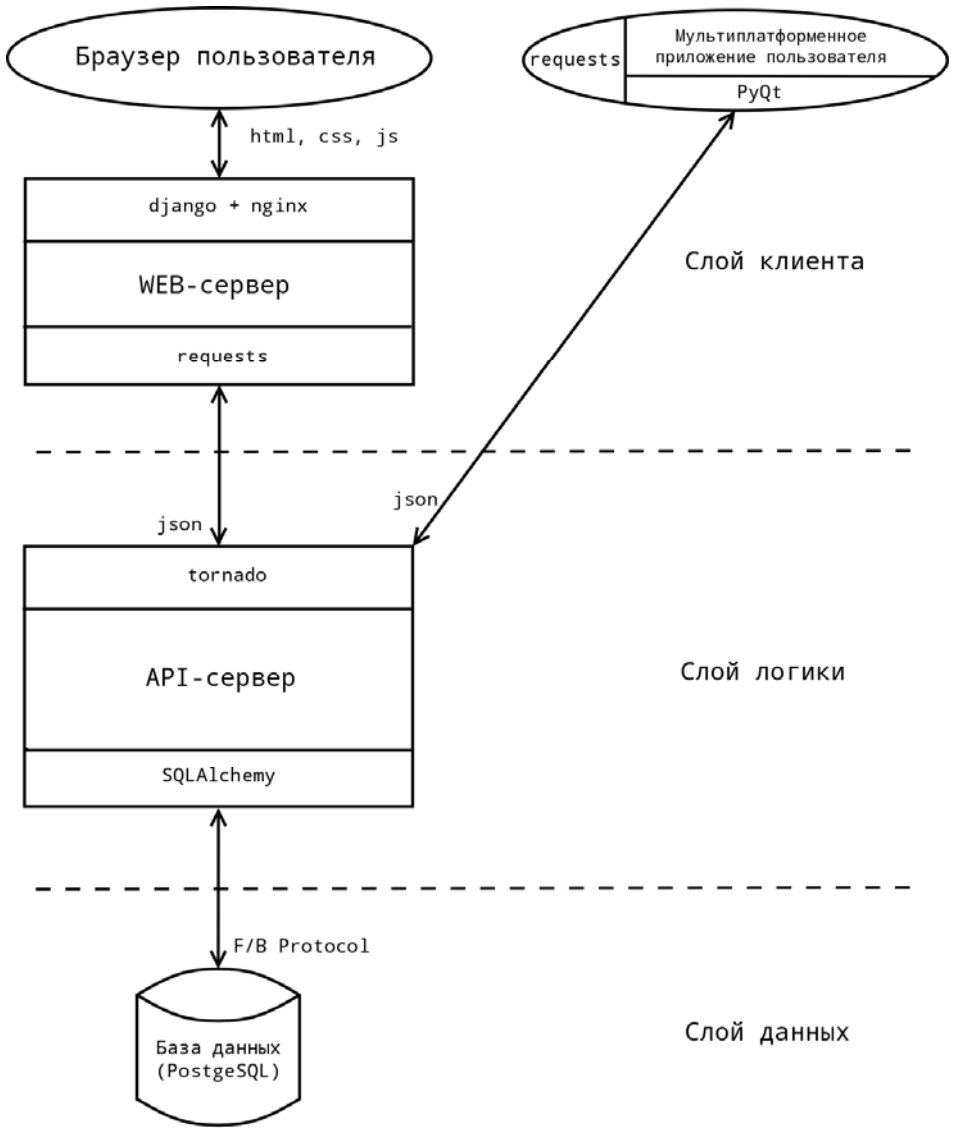
– расширенные функции администрирования БД;

– поддержку push-уведомлений от API-сервера на стороне WEB-сервера;

– расширенную поддержку научной графики и анимации;

– обмен бинарными данными;

– поддержка протокола MQTT для удаленного мониторинга и управления аппаратными устройствами.



Трехуровневая архитектура микросервисного приложения на Python

На сегодняшний день платформа LongEtude используется внутри команды разработки ЦТ и не распространяется в качестве самостоятельного коробочного продукта. Отдельные ее части опубликованы в открытом доступе в качестве общественного достояния [3].

Список литературы

1. *Ричардсон К.* Микросервисы. Паттерны разработки и рефакторинга. СПб.: Питер, 2019. 544 с.
2. *Фаулер М.* Шаблоны корпоративных приложений. М.: Вильямс, 2016. 548 с.
3. *Kirievskiy V.* CleanAPI: Pretty tornado wrapper for making lightweight REST API services: [Электронный ресурс] // vlakir/cleanapi. URL: https://github.com/vlakir/cleanapi (дата обращения: 06.09.2021).

РЕАЛИЗАЦИЯ ИНТЕГРАТОРА ЭВЕРХАРТА ДЛЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ НА ЯЗЫКЕ *PYTHON*

Кириевский В.Е., Елкин Н.С., Калинин И.И.

ООО «Центр тренажеростроения и подготовки персонала», г. Москва, Россия

Задача прогнозирования движения космического аппарата (КА) может быть поставлена следующим образом:

– задан вектор состояния КА в начальный момент времени;

– требуется найти вектор состояния КА в произвольный последующий момент времени.

Движение КА в инерциальной прямоугольной системе координат (*x, y, z*) можно описать системой обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ):

$$\begin{cases} m\ddot{x} = -\mu m\dfrac{x}{r^3} + F_{\Sigma x} \\ m\ddot{y} = -\mu m\dfrac{y}{r^3} + F_{\Sigma y} \\ m\ddot{z} = -\mu m\dfrac{z}{r^3} + F_{\Sigma z} \end{cases}, \quad (1)$$

где: m – масса КА; μ – гравитационный параметр Земли; r – длина радиус-вектора; $F_{\Sigma x}, F_{\Sigma y}, F_{\Sigma z}$ – проекции суммы возмущающих сил, действующих на КА, на соответствующие оси системы координат.

Система (1) в общем случае не разрешима в элементарных функциях, поэтому на практике для ее решения применяют приближенные численные методы, наиболее распространенными из которых являются одношаговые алгоритмы Рунге-Кутты, в частности – «классический» явный метод Рунге-Кутты 4-го порядка [1]. Однако в задачах долгосрочного прогнозирования данный метод либо не обеспечивает необходимой точности вычислений, либо приводит к непроизводительным затратам машинного времени. В [2] был предложен оригинальный неявный метод, названный «интегратор Эверхарта» и получивший широкое распространение для решения задач небесной механики. Впоследствии было предложено несколько модификаций данного метода. Одна из наиболее удачных модификаций описана в [3].

Разработанная авторами блок-схема алгоритма интегратора Эверхарта в нотации ДРАКОН, позволяющая реализовать его на любом современном языке программирования, представлена на рисунке. Для упрощения визуального восприятия на рисунке опущены подробности некоторых тривиальных математических операций, исчерпывающе описанных в соответствующей литературе, а также служебные процедуры, связанные с инициализацией матрицы коэффициентов α_{ij} и оценкой точности, описание которых приведено в [2, 3].

Авторы изучили существующие программные реализации интегратора Эверхарта и пришли к выводам, что каждая из них обладает одним или несколькими из следующих недостатков:

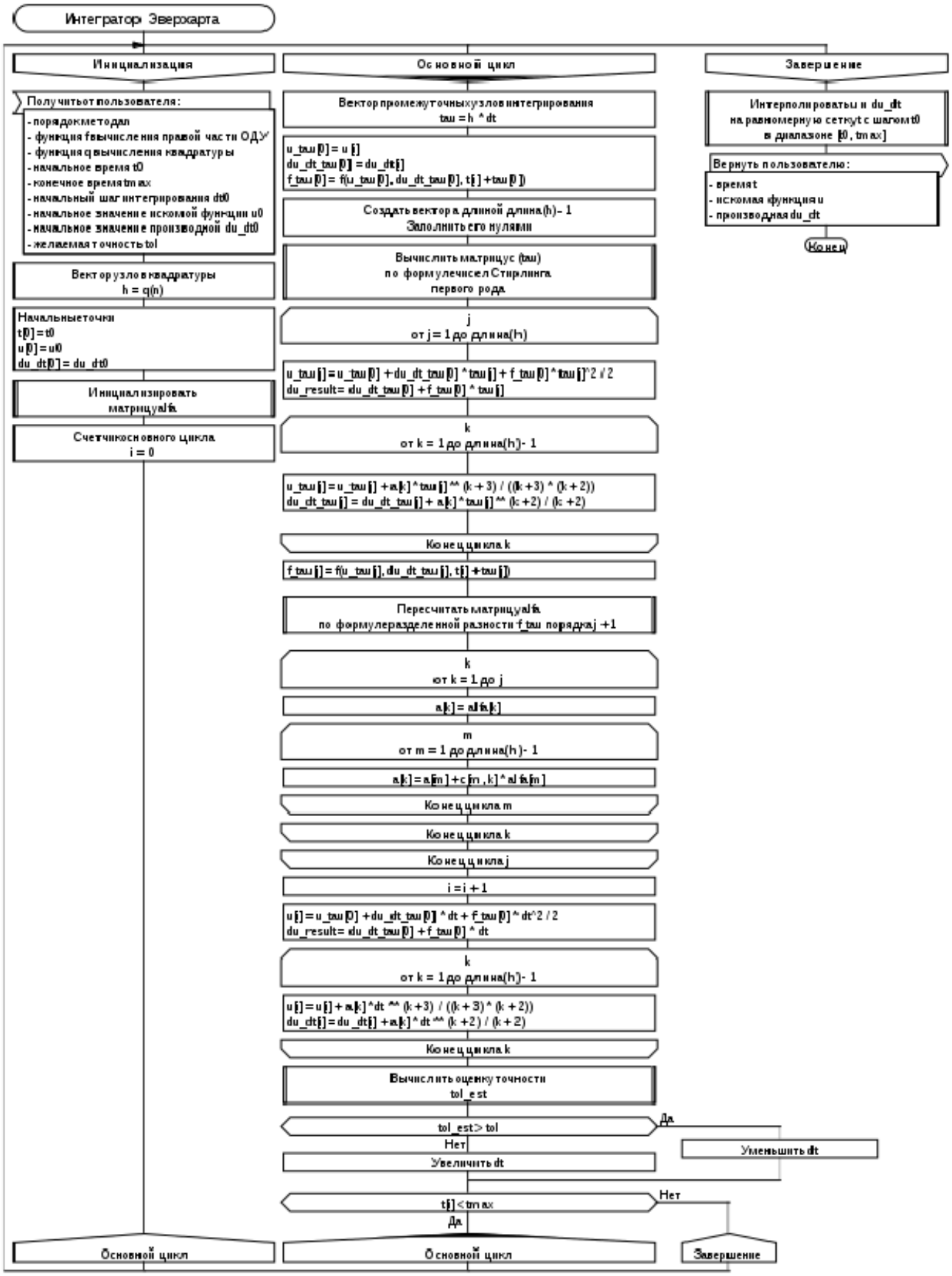
– использование языка FORTRAN, что препятствует интеграции кода во вновь создаваемые программные комплексы;

– запутанный, слабо структурированный код, с большим трудом поддающийся реверс-инжинирингу;

– жестко закодированные константы, связанные с порядком метода и узлами квадратуры;

– глубокая интеграция в существующие библиотеки астрономических расчетов, препятствующая применению в специфических задачах баллистики КА на околоземной орбите;

– ориентация на ОДУ с порядком, пониженным до первого, в то время как прямое решение ОДУ второго порядка в форме (1) требует при прочих равных условиях меньших вычислительных затрат.



Блок-схема алгоритма интегратора Эверхарта

Авторами разработана современная реализация интегратора Эверхарта на языке Python 3, свободная от перечисленных выше недостатков. Реализация включена в состав свободно распространяемой библиотеки численных методов CleanODE [4]. Библиотека используется специалистами ООО «Центр тренажеростроения и подготовки персонала» в проекте создания комплекса математического моделирования задач космической баллистики.

В дальнейшем планируется расширить функционал библиотеки, включив в нее:

– реализацию отдельных участков кода, критически важных с точки зрения производительности, в виде предварительно скомпилированных библиотек на языке C;

– алгоритм автоматического выбора стартового шага, описанный в [3];

– возможность решения системы ОДУ первого порядка.

Будут также выполнены практические оценки точности решения в задачах долгосрочного прогнозирования орбит КА, в том числе плохо обусловленных, проведена сравнительная оценка модификаций интегратора, основанных на различных видах гауссовых квадратур (Радо, Лобатто, Лежандра и др.), исследовано влияние повышения разрядности представления данных с 64 до 128 бит на точность решения и производительность.

Авторы выражают признательность проф. Авдюшеву В.А. (Томский государственный университет) за оказанную помощь в реализации алгоритма.

Список литературы

1. *Скворцов Л.М.* Численное решение обыкновенных дифференциальных и дифференциально-алгебраических уравнений. М.: ДМК Пресс, 2018. 230 с.
2. *Everhart E*. Implicit single-sequence methods for integrating orbits. // Celestial Mechanics. 1974. 10. P.35-55.
3. *Авдюшев В.А.* Интегратор Гаусса - Эверхарта // Вычислительные технологии. 2010. Т. 15. № 4. С. 31-46
4. *Kirievskiy V*. CleanODE: Customized collection of ODE solvers: [Электронный ресурс] // vlakir/cleanode. URL: https://github.com/vlakir/cleanode (дата обращения: 20.09.2021).

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ МЕЖДУ МОДУЛЯМИ КУБСАТА

Предеин К.В., Рудой И.А.[1], Сухарев. Д.А.[2]

[1]МАИ, [2]МИНОТ РГГУ, Москва, Россия

Массовые, прочностные характеристики и процессы изготовления микроспутников сегодня не являются оптимальными. Современные (беспроводные) технологии позволяют улучшить параметры малых космических аппаратов, оптимизировать задачи производства. Помимо этого, проводная система, по сравнению с беспроводной, усложняет унификацию аппаратов для их различного рода взаимодействия в космосе.

Контактные разъемы физических соединений в нагруженных элементах являются слабыми местами, беспроводные модули лишены этого недостатка.

В рамках реализации проекта будет разработан прототип системы беспроводной передачи информации между модулями микроспутников. Итоговым экспериментальным устройством будет демонстратор спутника формата CubeSat 1U. В компоновку демонстратора будут включены модули беспроводной передачи данных, располагающиеся на платах в каркасе кубсата. Во время работы компоненты демонстратора будут обмениваться информацией беспроводным путем.

Принципиальная новшество разработки будет состоять в применении беспроводной связи внутри малого космического аппарата. Удаление системы кабелей внутри спутника позволит снизить общую сухую массу аппарата на 7-10%. Освободившуюся массу и пространство можно использовать для дополнительной полезной нагрузки. Благодаря данному варианту компоновки не будет ограничений взаиморасположения плат, накладываемых информационными кабелями, таких как ограниченное расстояние между платами, последовательность их установки, учитывая общие габариты до 100 мм * 100 мм * 100 мм.

Основные задачи работы:

1. Разработка принципа беспроводной передачи данных.
2. Разработка составных частей модулей беспроводной передачи данных в кубсате.
3. Разработка конструкции модулей беспроводной передачи данных.
4. Разработка каркаса кубсата и креплений для модулей.
5. Разработка системы беспроводной передачи данных между модулями кубсата.

Технология будет применяться в образовательных космических проектах, учебных комплектах спутников. Первым заказчиком данного демонстратора планирует стать космическая компания SET-Orbit. Дальнейшими потребителями будут космические компании, запускающие микроспутники, такие, как Iridium, Spacebelt, Urthecast. По результатам выполнения текущего проекта предполагается проведение более масштабных НИР в рамках грантов, таких как Старт и Развитие.

Список литературы

1. *Фортескью П., Суанерд Г., Старк Д.* (ред.) Разработка систем космических аппаратов. Альпина Паблишер, 2016, 764 с.
2. *I. Arruego, H. Guerrero, S. Rodríguez, J. Martínez-Oter, J. J. Jiménez, J. A. Domínguez, A. Martín-Ortega, J. R de Mingo, J. Rivas, V. Apéstigue, J. Sánchez, J. Iglesias, M. T. Alvarez, P. Gallego, J. Azcue, C. Ruiz de Galarreta, B. Martín, A. Alvarez-Herrero, M. Díaz-Michelena, I. Martın, F. R. Tamayo, M. Reina, M. J. Gutierrez, L. Sabau, J. Torres*. A Ten-Year History in Optical Wireless Links for Intra-Satellite Communications. IEEE JOURNAL ON SELECTED AREAS IN COMMUNICATIONS, VOL 27, NO. 9, DECEMBER, 2009, с. 1599–1611.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ДОПОЛНЕННОЙ РЕАЛЬНОСТИ (AR) В ПАО «РКК «ЭНЕРГИЯ»

Фадеев И.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Во время сборки изделия инженеру и рабочему сборщику для проверки соответствия КД и ТД на установку нужной детали регулярно приходиться перемещаться от рабочего места с ПК к рабочему месту сборки, которые достаточно удалены друг от друга. Разработчики изделия и специалисты центра цифровых технологий предложили использовать технологию дополненной реальности (AR) для визуализации информации сборщику прямо перед изделием.

Первоначально был отработан импорт 3D-моделей изделия из CAD-системы в систему дополненной реальности и совмещение виртуального и физического изделия по специальным меткам. Далее, пришлось изменить используемый метод привязки трехмерной модели к физическому изделию (метод трекинга). Был выбран метод совмещения виртуального и реального изделия по внешнему контуру.

Данный метод отлично себя показал на небольших объектах – изображение виртуальной модели поверх физического изделия практически совпадало. Можно было перемещаться вокруг изделия с отображенной в средстве AR моделью, перемещать само изделие в пространстве – накладываемая виртуальная модель совпадала с положением изделия.

Но с крупными объектами возникли проблемы. Размеры, блики, нестабильность качества освещения в помещении, например, мерцание источника света, текстуры изделия, посторонние объекты в фокусе камеры и др. Все эти факторы привели к тому, что наложение виртуальной модели на физическое изделие сопровождалось дрожанием отображаемой 3D-модели в техническом средстве AR, синхронизация при перемещении выполнялась с существенной задержкой, и даже возникала полная потеря накладываемого изображения.

Все эти недостатки были выявлены при отработке на реальном изделии в составе прототипа AR-инструкции по проведению авторского надзора по укладке кабелей. Данные недостатки будут устранены в новых версиях решения По результатам испытаний был зарегистрирован патент на изобретение RU 2 739 901 C1 «Мобильное устройство визуализации контроля технологического процесса с применением технологии дополненной реальности» от 29.12.2020.

Информационные технологии, в том числе AR сильно шагнули вперед. Пакет разработки ARCore[*] от Google имел версию 1.9 в июне 2019 г., а в июне 2021 г. уже 1.24. Смартфоны и планшеты получили лидары к уже имеющимся датчикам глубины и гироскопам. AR-очки начали повсеместно применяться на производстве. Нейросети помогают оптимизировать 3D-модель под наилучшую работу с AR.

На данный момент работы по использованию технологии дополненной реальности в Корпорации продолжаются в рамках цифровой трансформации.

[*] Обзор ARCore URL: https://developers.google.com/ar/discover.

Секция 16

Экономика и менеджмент космической деятельности, управление проектами и персоналом, международная деятельность

Председатель – заместитель генерального директора
по международной деятельности к.т.н. *Деречин А.Г.*

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ РКК «МОРСКОЙ СТАРТ»

Языков М.Д., Рыкалин А.В.

Московский авиационный институт, г. Москва, Россия

Проект ракетно-космического комплекса (РКК) «Морской старт» («Sea Launch») был разработан в начале 1990-х годов, при этом руководствовались идеей создания плавучего космодрома, имеющего ряд преимуществ над наземными космодромами. К наиболее важным из них относятся: возможность запуска ракет-носителей (РН) непосредственно с экватора, что повышает показатели массы, выводимой на орбиты космическими аппаратами, и снижает удельную стоимость их доставки на целевую орбиту. Помимо этого, старт РН с экватора предоставляет возможность осуществлять запуски с любым азимутом с нейтральных вод Мирового океана, что позволит избежать вероятных политических рисков и исключит необходимость отчуждения земли под районы падения отделяемых частей космических аппаратов и ступеней РН. Первоначально точка старта находилась близ Острова Рождества, в Тихом океане, и в качестве РН использовалась трехступенчатая ракета «Зенит-3SL». После продажи проекта в 2016 г. российской компании S7 РКК «Морской старт» был перебазирован в порт Славянка, неподалеку от Владивостока. На замену РН «Зенит-3SL» в перспективе рассматривается проведение запусков с космодрома «Морской старт» с помощью возвращаемой ракеты «Союз-5SL», являющейся модификацией РН среднего класса «Союз-5» с учетом унификации основных конструктивных решений. В данной работе предлагается рассмотреть основные преимущества планируемого запуска РН «Союз-5SL» с точки зрения эффективности по сравнению с одним из прошедших запуском РН «Зенит-3SL» с того же плавучего космодрома «Морской старт», а также с планируемым запуском «Союза-5» с наземных космодромов. Для сравнительного анализа рассматриваемых РН «Зенит-3SL» и «Союз-5SL» в работе использовались следующие показатели: техническая эффективность ракетно-космической системы, определяющаяся относительной массой полезного груза; коэффициент, характеризующий конструктивное совершенство ракетного блока РН и представляющий собой отношение пассивной массы ракетно-космической системы к ее активной массе; экономическая эффективность ракетно-космической системы.

Стоимость доставки грузов на орбиту из года в год довольно сильно отличается, и это зависит как от инфляции, так и от мировой конъюнктуры стоимости пусков, а также от орбиты. Ряд данных характеризует себестоимость пуска по факту «сухой» стоимости ракеты-носителя. Зачастую при расчетах не принимается во внимание стоимость работы наземных служб и тем более страхования, цена которого может весьма отличаться в зависимости от статистики отказов ракеты. В связи с этим, сравнение стоимостей пуска РН должно происходить крайне осторожно.

Известно, что техническая эффективность функционирования ракетно-космической системы определяется вероятностью выполнения поставленных перед системой задач. Эффективность зависит от безопасности, живучести, надежности работы составных частей конструкции, а также точности их параметров. В свою очередь, экономическая эффективность ракетно-космической системы характеризуется стоимостью доставки 1 кг массы полезного груза на околоземную орбиту. Сейчас эта стоимость, в лучшем случае, составляет не меньше 1 500 долларов США за 1 кг массы полезного груза, доставляемого на низкую опорную орбиту высотой 170…200 км над поверхностью Земли. Полученные в работе приближенные значения стоимости позволяют сделать вывод об экономической целесообразности перспективных пусков РН «Союз-5SL» с РКК «Морской старт».

В работе также был проведен расчет экономии топлива при запуске РН «Союз-5» со стартовой платформы «Одиссей» с экватора и с космодрома «Байконур». Получилось, что экономия в этом случае составляет 181 т.

Поскольку немаловажным является, что при движении к месту запуска на РН оказывает влияние волнения океана, то в процессе транспортирования РН на стартовую

платформу к месту старта было учтено, что возможен шторм со значительной высотой волны 6,5 м. Был произведен расчет максимальной высоты волны, которая допустима для стартовой платформы, чтобы не переходить в полупогруженное состояние.

Необходимость в скорейшей модернизации и вводе в эксплуатацию РКК «Морской старт» подтверждается рядом обоснованных причин, представленных в работе. Среди них: создание мультипликативного эффекта для развития уровня жизни в Дальневосточном регионе в результате восстановления проекта комплекса; оценка себестоимости пуска РН в 3,77 млрд. рублей (при самом оптимистичном варианте, предусматривающем широкую государственную поддержку, а также заказы со стороны иностранных государств); то, что «Морской старт» будет являться третьим полностью Российским космодром, вследствие чего Россия не будет зависеть от других стран (в частности, Казахстана) в нынешней нестабильной геополитической обстановке.

Список литературы

1. РКК Морской Старт [Электронный ресурс]. URL: https://www.energia.ru/ru/launchers/sea-launch/purpose.html (дата обращения: 30.09.2020). РКК Энергия.
2. Конструкция Ракеты Носителя «Зенит» [Электронный ресурс]. URL: https://russkosmos.livejournal.com/4108.html (дата обращения: 01.10.2020).
3. *Мухамеджанов, Р.* Космодром Мечты [Текст] / Р. Мухамеджанов // Русский Космос. 2020. № 8. С. 36-39.
4. *Афанасьев, И.* «СОЮЗ» Универсальный [Текст] / И. Афанасьев // Русский Космос. 2020. – 9. С. 44-47.
5. Морской Старт [Электронный ресурс]. URL: https://s7space.ru/launch-sea/ (дата обращения 15.10.2020). S7 Space. 670.
6. *Калинин С.Ю., Рождественский А.В., Шленов Ю.В.* Оценка экономической эффективности эксплуатации ракетно-космического комплекса // Труды МАИ. № 56.
7. *Советкин Ю.А., Щербина Д.В.* Оценка технико-экономической эффективности разработки ракет-носителей с многоразовыми блоками первых ступеней // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2010. №1.
8. *Благовещенский С.Н., Холодилин А.Н.* Справочник по статике и динамике корабля. В двух томах. Изд. 2-е, перераб. и доп. Том 2. Динамика (качка) корабля. Л., «Судостроение», 1976. 176 с.

ОЦЕНКА ИННОВАЦИОННО-ИНВЕСТИЦИОННОГО ПОТЕНЦИАЛА ПРЕДПРИЯТИЯ

Баранова Е.А.

Московский авиационный институт, г. Москва, Россия

Потребность проведения оценок инновационно-инвестиционного потенциала в современных условиях вызвана усилением межотраслевого характера решаемых научно-технических проблем, необходимостью более тщательного выбора целей исследования и анализа условий получения результатов в связи с увеличением масштабов научно-технической деятельности и удорожанием исследований.

В настоящее время специалисты по организации научно-технической деятельности и управлению используют различные типы оценок, среди которых можно выделить: учетно-отчетные и целевые (проблемно-ориентированные) оценки инновационно-инвестиционного потенциала.

Под оценкой в данном случае следует понимать совокупность количественных и качественных характеристик ресурсов, описывающих инновационно-инвестиционного потенциала в целом или по отдельным его составляющим. Оценка инновационно-инвестиционного потенциала – важное средство выявления и мобилизации внутренних ресурсов, повышении эффективности исследований, совершенствовании хозяйственного руководства, более обоснованного принятия управленческих решений.

Ценность и полезность оценок инновационно-инвестиционного потенциала и его составляющих возрастает при соблюдении следующих условий: полноты инвентаризации; правильности и точности; непрерывности.

Применение учетно-отчетных оценок и большие массивы накопленных статистических данных позволяют следить за характером изменения структуры и величины научно-технического потенциала и его составляющих, выявлять тенденции его развития и производить грамотную научную политику, направленную на повышение эффективности его использования.

Проблемно-ориентированные оценки дополняют учетно-отчетные оценки. Они необходимы при подготовке организационно-управленческих решений, при переориентации реально функционирующих фирм на новые цели по формированию новых коллективов для достижения поставленных целей.

Рассмотренные оценки тесно взаимосвязаны и взаимодополняемые. Они – основной инструмент оценки инновационно-инвестиционного потенциала и его составляющих на основе данных статистики.

На сегодняшний день учеными выявлены различные показатели и методики расчета потенциала в зависимости от целей инвестиционно-инновационной деятельности. В частности, различные подходы к оценке инновационно-инвестиционного потенциала предлагают: С.М. Ильяшенко, В.А. Верба и И.В. Новикова, В.М. Хобта и Г.А. Комар, О.В. Князь, Ю.О. Андрианов, Н.В. Краснокутская и другие [1,2].

Существующие проблемы оценки инвестиционно-инновационного потенциала, которые можно разделить на три группы:

К первой группе относятся проблемы выбора показателей, по которым осуществляется оценка инвестиционного потенциала. На сегодня не существует единого критерия оценки уровня инвестиционного потенциала предприятия, что обусловлено следующими причинами.

Ко второй группе относятся проблемы выбора показателей оценки инновационного потенциала, определяющейся необходимостью использованием различных как количественных, так и качественных параметров, которые в полной мере могут определить инновационный уровень готовности предприятия к реализации инвестиционных целей.

К третей группе относятся проблемы обобщения результатов оценки инвестиционно-инновационного потенциала, что обусловлено совокупностью различных подходов и результативных показателей, которые трудно сопоставить в процессе формирования стратегии.

Инновационно-инвестиционный потенциал является комплексным индикатором конкурентоспособности предприятия, его устойчивости и способности к расширенному воспроизводству, что предполагает проведение его оценки.

Поэтому особую значимость приобретает разработка методики оценки инновационно-инвестиционного потенциала для проведения объективной и качественной его оценки. Вподходах к оценке инновационно-инвестиционного потенциала различные авторы предлагают оценивать отдельно его составляющие по различным выбранным показателям. Данный подход имеет место быть, но он не учитывает влияние составляющих инновационно-инвестиционного потенциала друг на друга. Хотя Евлаш А.И. в своих исследованиях предлагает методику, которая по его утверждению предполагает декомпозицию инновационно-инвестиционного потенциала на составляющие и последующую их оценку утверждая, что « каждая из компонент потенциала содержит основополагающие индикаторы, оценивающие элементы его структуры и отражающие их взаимодействие, как между собой, так и с внешней средой организации.» . [3].

В настоящее время значение инновационно-инвестиционного потенциала предприятий в основном определяется на основе экспертных методов. Это связано, в свою очередь, с недостаточной разработанностью экономического аппарата оценки. Не вызывает сомнения, что переход от экспертных к расчетным методам является шагом вперед в направлении повышения точности принимаемых на этой основе решений, а также расширения возможностей последующего анализа. Предлагаем для определения количественного показателя инновационно-инвестиционного потенциала предприятия использовать следующую формулу:

$$Ku = K^{u-u} = \sum_{i=1}^{n} Ki \cdot mi \text{, где} \qquad (1)$$

$Ku = K^{u-u}$ – интегральный показатель оценки инновационно-инвестиционного потенциала;

Ki – оценка i-го показателя;

mi – весовой коэффициент важности i-го показателя;

K_1 – коэффициент обновления основных фондов;

K_2 – коэффициент ликвидности предприятия;

К3 – коэффициент рентабельности предприятия;

K_4 – коэффициент доли рынка предприятия;

K_5 – коэффициент инновационности;

K_6 – коэффициент обновления продукции предприятия;

K_7 – коэффициент объема продаж инновационной продукции;

K_8 – коэффициент инвестиционной привлекательности производства;

K_9 – коэффициент затрат на НИОКР.

Весовые коэффициенты важности определяются на основе экспертных методов. Зная значения весовых коэффициентов и показателей, рассчитываем количественный показатель, характеризующий значения инновационно-инвестиционного потенциала предприятия. Результаты расчета представлены в табл. 1.

Качественно оценить значение инновационно-инвестиционного потенциала предприятия можно с помощью системы показателей, учитывающих специфические отраслевые особенности, наиболее характерные для данного предприятия, используя следующие показатели:

К10 – коэффициент информационной обеспеченности;

К11 – коэффициент качества труда;

К12 – коэффициент соответствия инвестиций целям, задачам, стратегии;

К13 – коэффициент уровня инновации уровню соответствия НТП;

К14 – коэффициент уровня профессионализма;
К15 – коэффициент степени адаптированности к изменениям внешней среды;
К16 – коэффициент совершенствования структуры организации.

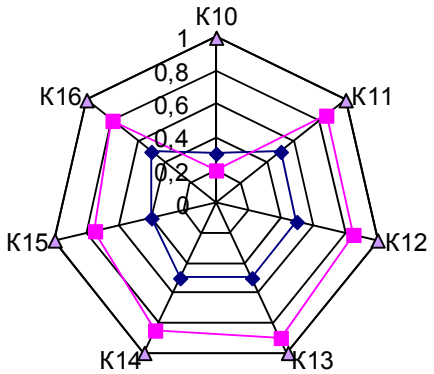
Табл. 1. Значения количественных показателей инновационно-инвестиционного потенциала предприятий

Обозна-чение	Весовой коэффициент mi	Предприятие А			Предприятие Б		
		2017 г.	2018 г.	2019 г.	2017 г.	2018 г.	2019 г.
К1	0,05	0,83	0,82	0,83	0,83	0,84	0,87
К2	0,15	1,23	1,03	1,09	1,2	1,0	1,1
К3	0,2	0,6	0,67	0,9	0,2	0,21	0,23
К4	0,1	0,01	0,05	0,07	0,3	0,3	0,2
К5	0,1	0,1	0,12	0,13	0,2	0,2	0,2
К6	0,1	0,3	0,3	0,35	0,02	0,015	0,02
К7	0,1	1	1	1	0,2	0,18	0,2
К8	0,1	0,94	0,95	0,95	0,93	0,905	0,93
К9	0,1	0,1	0,1	0,1	0,25	0,25	0,25
$Ки = К^{и-и}$		0,595	0,582	0,735	0,452	0,419	0,435

Пример расчета значения качественных показателей инновационно-инвестиционного потенциала предприятия А приведен в табл. 2 и на рисунке.

Табл. 2. Значения качественных показателей инновационно-инвестиционного потенциала предприятия А

	Обозначение	Критический уровень коэф.	Факт.уро-вень коэф.
Информационная обеспеченность	К10	0,3	0,2
Качество труда	К11	0,5	0,85
Соответствие инвестиций целям, задач, стратегии	К12	0,5	0,85
Уровень инновации уровню соответствия НТП	К13	0,5	0,9
Уровень профессионализма	К14	0,5	0,85
Степень адаптированности к изменениям внешней среды	К15	0,4	0,75
Совершенствование структуры организации	К16	0,5	0,8



Характеристика инновационно-инвестиционного поттенциала предприятия А

Аэрокосмическая отрасль сегодня находится в критическом состоянии, поддержка, предоставляемая государством недостаточна для качественного выполнения работ и международных обязательств России. Для сохранения и развития инновационно-инвестиционного потенциала, структурной перестройки с учетом международных приоритетов предлагается ряд мер аналогичных мерам МСК, реструктуризация отрасли должна осуществляться централизовано, а во главе отрасли должны стоять две компании РАКА и интегрированная структура. РАКА осуществляет выполнение Федеральных программ, интегрированная структура – коммерческих. Основу интегрированной компании должны составлять отделения, объединяющие предприятия по технологическим направлениям. Во главе отделений – предприятия – лидеры в своих технологических областях. Взаимодействие между РАКА и интегрированной структурой может осуществляться через координирующий центр.

В современных быстро меняющихся социально-политических и экономических условиях перед организацией, действующей на рынке, стоит задача не только выживаемости, но и непрерывного развития, наращивания своего потенциала.

Список литературы

1. *Шляхто И.А.* Оценка инновационного потенциала промышленного предприятия // Вестник Брянского государственного технического университета 2006. №1(9). С.109-115.
2. *Михайлов С.Н., Чаплыгина Е.В.* Методика оценки инвестиционной конкурентоспособности предприятий строительной отрасли //Проблемы современной экономики. 2011. № 3 [Электронный ресурс].
3. *Евлаш А.И., Кевра Г.И.* Обоснование элементов структуры инновационно-инвестиционного потенциала // Труды БГТУ № 7 2015. С. 24-27.
4. *Ермолаева Е.Н.* Формирование и оценка научно-технического потенциала предприятия: дис. ... канд. экон. наук: 08.00.05 / Е.Н. Ермолаева; Новосиб. Гос. Акад. Экономики и упр. Новосибирск, 2003. 187 с.

РЫНОК СУБОРБИТАЛЬНОГО ТУРИЗМА: ТЕНДЕНЦИИ, ПЕРСПЕКТИВЫ, ВОЗМОЖНОСТИ

Ушаков Б.Ю., Соболева А.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

2021 год может считаться первым годом новой эры космического туризма (рис. 1).

В сфере орбитальных миссий заключен ряд контрактов и запланированы туристические полеты как на станцию, так и на орбиту вокруг Земли без стыковки. В целях расширения коммерциализации низкой околоземной орбиты NASA предложило частному сектору принять участие в разработке новых коммерческих орбитальных станций, которые станут полигоном для экспериментов и гостиницами для туристов. Это первые шаги для перехода деятельности на низкой околоземной орбите из сферы, где доминирует государство, в сферу, где лидером является частный сектор.

Сегмент суборбитального туризма изначально позиционировался как вид коммерциализации космической деятельности: компания Virgin Galactic привлекла более $500 млн за счет расширенных продаж билетов задолго до первого полета. В этом сегменте также произошли существенные изменения. Лидерами рынка стали две компании: Blue Origin и Virgin Galactic, выполнившие первые суборбитальные туристические полеты в июле этого года. Другие компании, которые планировали отправлять туристов в космос, либо отложили свои полеты на неопределенный срок, как XCOR Aerospace, либо совсем вышли из бизнеса, как Armadillo Aerospace и Rocketplane Global.

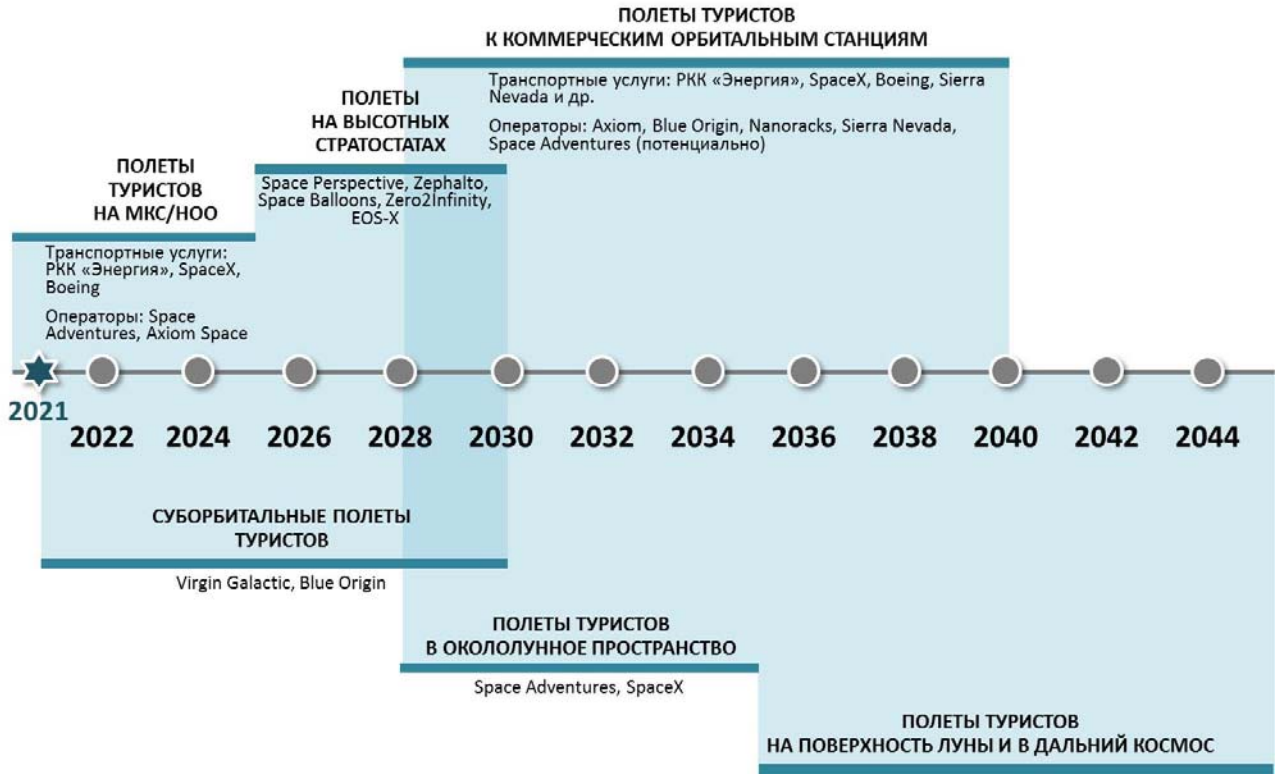


Рис. 1. Дорожная карта развития космического туризма

В настоящее время на рынке суборбитального туризма доминируют США. В будущем прогнозируется конкуренция международного масштаба: к 2030 году китайская компания Beijing Lingkong Tianxing Technology Co., Ltd. представит свой пилотируемый суборбитальный ракетоплан, демонстратор которого в 2019 году прошел успешные летные испытания.

Актуальность настоящего исследования обусловлена возникновением нового самостоятельного рынка космического туризма с усиливающейся конкурентной борьбой как за заказчиков, так и за бюджетные инвестиции. Знание доминирующих тенденций и перспектив развития этого рынка поможет выстроить эффективную маркетинговую стратегию для удовлетворения «эволюционирующего» спроса, характеризующегося возможным переходом части заказчиков из суборбитального в орбитальный сегмент, а также поддержания конкурентоспособности на высоком уровне.

Основные игроки – Blue Origin и Virgin Galactic – вышли на рынок коммерческих пилотируемых суборбитальных полетов примерно в одно и то же время с разницей в девять дней, но движутся они в разных направлениях.

Компания Virgin Galactic, предлагающая полеты на системе воздушного старта и горизонтальной посадки, делает ставку на рост спроса и интереса к суборбитальным пилотируемым миссиям. Ее финансовые прогнозы базируются на быстром увеличении частоты пусков при разработке новых транспортных средств и космодромов и снижении цены до доступного уровня. В компании также заявляют о применении этой технологии для высокоскоростных пассажирских перевозок. Однако это либо произойдет в далеком будущем, либо вообще будет недостижимо, если суборбитальный туризм не окажется прибыльным, как предполагается сейчас.

Для компании Blue Origin суборбитальные полеты – это лишь один из этапов развития. Она использует опыт разработки суборбитальной системы вертикального взлета и вертикальной посадки New Shepard для ракеты-носителя New Glenn и других проектов. Так, модифицированный вариант «двигательного модуля» New Shepard станет второй ступенью ракеты-носителя производства Blue Origin. Тем не менее, компания только на продаже билетов получила более $100 млн, что положительно характеризует отношение к космическим полетам.

Спонсорство как инструмент продвижения и повышения уровня потребительской лояльности может существенно повлиять на экономику космического туризма. Для 500 крупнейших компаний со средним маркетинговым бюджетом в $50 млн спонсорство может принести весомую прибыль. Сейчас компании Heineken и Red Bull – самые крупные спонсоры в космической отрасли, но как только космический туризм станет более доступным, безопасным и привлекательным для общества, он привлечет гораздо больше средств.

Наряду с активным ростом объема рынка космического туризма, растет и его инвестиционная привлекательность: акции компании Virgin Galactic активно торгуются на рынке ценных бумаг. В 2021 году инвестиционная компания Ark Investment Management запустила биржевой фонд ETF под названием ARK Space Exploration для отслеживания инновационных космических компаний. Главные компании этого фонда ETF – Boeing, Lockheed Martin и Virgin Galactic. За первые пять дней торгов инвесторы вложили в него $536,2 млн.

Однако остаются вопросы о статусе суборбитальных туристов с точки зрения целесообразности присвоения им т.н. «крыльев астронавтов». Суборбитальные полеты имеют большой потенциал к взрывному росту (низкая цена, упрощенная подготовка и т.д.), но заявленная высота полета в «более 100 км» для необходимого пересечения линии Кармана и пересмотренные правила Федерального авиационного управления США, нацеленные на придание космическим полетам общественно-безопасного значения, приведут к тому, что ни один из суборбитальных туристов не будет считаться «настоящим» астронавтом, но может стать «почетным».

Проведенный анализ показывает, что в ближайшие 10 лет спрос на космический туризм будет расти, причем у всех сегментов рынка есть потенциал роста (рис. 2). В настоящее время космический туризм доступен только для клуба «очень богатых», а самый многообещающий сегмент с точки зрения привлечения широкого круга клиентов – это суборбитальные полеты. При прямом многофакторном сравнении рынков суборбитального и орбитального туризма видна тенденция к росту числа орбитальных туристов при увеличении заказчиков суборбитальных полетов. Таким образом, компании,

предлагающие суборбитальные полеты, не являются прямыми конкурентами операторов орбитального туризма, а разогревают для них рынок, привлекая платежеспособных заказчиков.

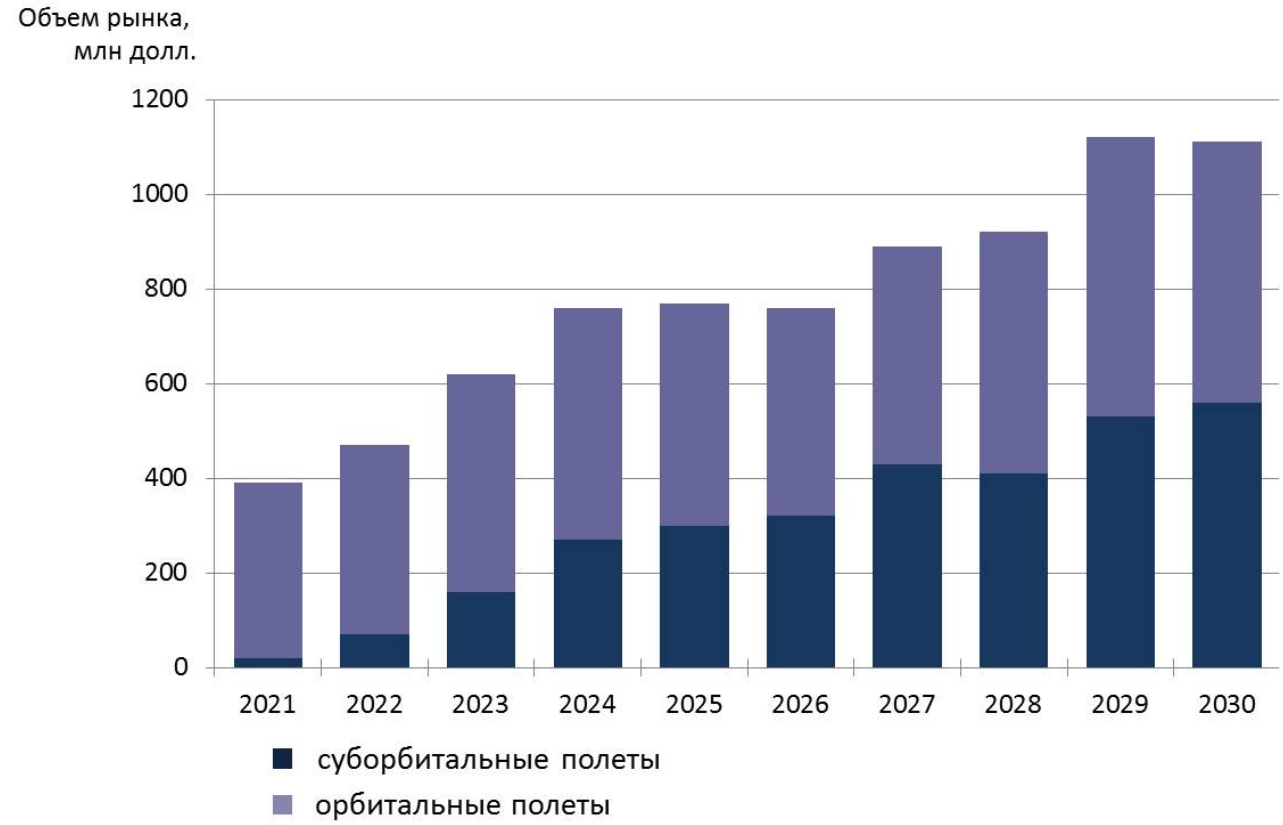


Рис. 2. Развитие мирового рынка космического туризма

Список литературы

1. Space Tourism & Travel Markets, 2nd Edition. NSR. – 2021.
2. «When Will Crewed Commercial Stations Fly?» Astralytical. – 2021.
3. Space News / SpaceNews Inc. – Tysons Corner, USA. – № 1–8, 2021.
4. Aviation Week & Space Technology / Informa Markets. – Shawnee, USA. – № 1–15, 2021.

ЭКСПЕРТНАЯ ОЦЕНКА ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ В ОБЕСПЕЧЕНИИ СОЗДАНИЯ ИННОВАЦИЙ

Родионов Н.В.

Самарский национальный исследовательский университет им. С.П. Королева, Россия, Самара

На промышленных предприятиях при выполнении государственных контрактов на создание опытных или серийных изделий могут быть получены результаты интеллектуальной деятельности (РИД), подлежащие правовой охране. При этом создание РИД сопровождается поиском технико-экономической информации (ТЭИ), которая способствует не только выработке идей для создания конкурентоспособных инноваций, но и описанию текущих и прогнозных характеристик инновации. Отметим, что под инновацией понимается решение производственной задачи, подлежащей правовой охране и способствующей получению технико-экономической пользы, как для заказчика, так и для потребителя (промышленного предприятия). В табл. 1 представлены категории ТЭИ, каждая из которых должна быть направлена на удовлетворение требований заказчика.

Табл. 1. Перечень ТЭИ

№ п./п.	Категория ТЭИ (обозначение)	Виды ТЭИ	Назначение ТЭИ в обеспечение создания новых инноваций
1.	Научная $(ТЭИ_1)$	Включает себя такие научные документы как: тезисы, статьи, доклады, лекции, монографии, диссертации, тематические сборники, учебные пособия, методические указания, заметки, заделы, издания	Поиск научной информации может способствовать формированию новых принципов, закономерностей развития существующих инноваций
2.	Техническая $(ТЭИ_2)$	Проектная, конструкторская, эксплуатационная документация на прототипы и аналоги инноваций как наиболее поздних, так и наиболее ранних, технические задания	Поиск технической информации может способствовать формированию облика инновации превосходящего аналоги и прототипы по функциональным параметрам
3.	Экономическая $(ТЭИ_3)$	Сметы затрат, экономические, стратегические, тактические, маркетинговые планы и отчеты, новостные сборники на экономическую тематику, а также тематические обзоры в области экономики отраслей и предприятий, статистические отчеты	Поиск экономической информации может способствовать выработке экономически эффективного варианта продвижения инновации на рынок относительно предприятий-конкурентов, выпускающих аналогичные инновации
4.	Нормативная $(ТЭИ_4)$	Стандарты отраслей и предприятий, технические условия	Поиск нормативной информации может способствовать созданию инновации согласно требованиям того или иного заказчика

Продолжение табл. 1

5.	Справочная $(ТЭИ_5)$	Промышленные каталоги продукции, классификаторы продукции, аннотации, рефераты	Поиск справочной информации может способствовать качественному описанию депонируемых материалов инновации в маркетинговых целях (о характеристиках текущего и прогнозного состояния инновации).

По табл. 1 отметим, с целью проверки качества удовлетворения требованиям заказчика инноваций, по любой категории ТЭИ можно оценить как плановое, так и фактическое состояние вклада ТЭИ в создание инновации такими экспертными методами как метод анализа иерархий (МАИ), метод ELECTRO и.т.д.[1–3]. На основе указанных методов и полученной ТЭИ комиссией по инновациям могут присваиваться экспертные балы полученной ТЭИ, например, в интервале от 1 до 9. При этом, чем выше значение экспертного бала планового состояния ТЭИ, тем выше польза ТЭИ в процессе создания инновации. Чем ближе к плановому значению находится значение экспертного бала фактического состояния ТЭИ, тем выше уровень качества инноваций для заказчика.

Представим корреляционное выражение, которое позволяет оценить взаимосвязь между значениями экспертных баллов, полученных в процессе создания инноваций и значениями экспертных баллов, присвоенных после создания инноваций.

$$r_{ПЭФЭ} = \frac{\sum_{i=1}^{n}\left(ПЭ_i - \overline{ПЭ}\right)\times\left(ФЭ_i - \overline{ФЭ}\right)}{\sqrt{\sum_{i=1}^{n}\left(ПЭ_i - \overline{ПЭ}\right)^2}\times\sqrt{\sum_{i=1}^{n}\left(ФЭ_i - \overline{ФЭ}\right)^2}}, \qquad (1)$$

где $ПЭ$ – значение экспертной оценки, полученной в процессе создания инновации;

$ФЭ$ – значение экспертной оценки комиссии, полученной после создания инновации;

n – количество участников комиссии по инновациям;

i – порядковый номер участника комиссии по инновациям;

$\overline{ПЭ}$ – среднее значение экспертных оценок, полученных в процессе создания инновации;

$\overline{ФЭ}$ – среднее значение экспертных оценок, полученных после создания инновации.

Представим экспериментальные данные экспертной оценки ТЭИ, например, в рамках создания клапана, использующихся в двигательной установке ракеты-носителя. Имеется 4 эксперта ($Ч_z$, где z – порядковый номер эксперта) в области создания инновационного клапана. Комиссией по инновациям, состоящей из 4 экспертов, необходимо произвести экспертную оценку планового и фактического состояния ТЭИ в обеспечение создания клапана. Результаты экспертной оценки приведены в табл. 2.

Табл. 2. Результаты экспертной оценки НТИ

Обозначение участника комиссии по инновациям	*ПЭ*	*ПФ*	$\overline{ПЭ}$	$\overline{ФЭ}$	$r_{ПЭФЭ}$
$Ч_1$					
$ТЭИ_1$	9	6	5,8	4,8	0,68
$ТЭИ_2$	7	8			
$ТЭИ_3$	5	6			
$ТЭИ_4$	5	2			
$ТЭИ_5$	4	3			
$Ч_2$					
$ТЭИ_1$	5	2	6,2	4,4	0,50
$ТЭИ_2$	8	3			
$ТЭИ_3$	3	3			
$ТЭИ_4$	9	7			
$ТЭИ_5$	6	7			
$Ч_3$					
$ТЭИ_1$	6	2	7,2	5	0,40
$ТЭИ_2$	6	5			
$ТЭИ_3$	7	7			
$ТЭИ_4$	8	6			
$ТЭИ_5$	9	5			
$Ч_4$					
$ТЭИ_1$	7	5	6	5	0,68
$ТЭИ_2$	7	4			
$ТЭИ_3$	3	2			
$ТЭИ_4$	6	7			
$ТЭИ_5$	7	7			

Таким образом, по табл. 2 отметим, что среднее значение корреляции $r_{ПЭФЭ}$ между членами комиссии по инновациям составляет 0,57. Высокие значения экспертных балов можно отметить по плановому состоянию $ТЭИ_2$, а также фактическому состоянию $ТЭИ_4$ и $ТЭИ_5$.

Список литературы

1. *Родионов Н.В., Загидуллин Р.С.* Анализ экспертных методов оценки качества инноваций // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2020. № 10. С. 105-111.
2. *Чесбро Г.* Открытые инновации. М: Поколение, 2007. 336 с.
3. *Кристенсен К., Рейнор М.* Решение проблемы инноваций в бизнесе. М: Альпина Диджитал, 2003. 460 с.

АВТОМАТИЗАЦИЯ УЧЕТА ВЫПУСКАЕМОЙ ПРОДУКЦИИ И ПОДГОТОВКИ ОТЧЕТНОСТИ В ОТДЕЛЬНО ВЗЯТОМ ЦЕНТРЕ ПАО «РКК «ЭНЕРГИЯ»

Титов А.А., Кучеров М.А.,

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Анализ деятельности сотрудников Центра бортовых и наземных радиотехнических комплексов показывает, что значительное рабочее время исполнителей занимают операции по систематизации переписки и выпускаемой документации, поиск документов, подготовка отчетности. В связи с этим родилась идея соединить указанные операции в едином программном продукте, который получил название «БРК» («Бюро рабочих копий»), разработка которого началась в 2015 году.

Новизна такой постановки задачи для нашего Центра на тот момент состояла в том, что в каждом подразделении, как правило, на уровне сектора, имелись свои архивы переписки или сведений о выпускаемых документах: либо в бумажном виде, либо в файлах DOC или Excel. В соответствии с требованиями отчетности, каждый исполнитель формировал вручную ежеквартальный План-отчет, и не зависимо от всего этого, экономисты вели свою отчетность на уровне отделов и отделений.

Первая версия программного обеспечения (ПО) «БРК» представляла собой попытку автоматизации указанных задач на уровне одного отдельно взятого сектора. В целях обеспечения последующего масштабирования, за основу управления данными было выбрано свободное серверное ПО PostgreSQL [1] на выделенном Linux-сервере [2]. Разработка клиентских частей проводилась в среде Windows. Вопреки прогнозам скептиков, с помощью ПО «БРК» удалось обеспечить решение триединой задачи: однократный ввод карточки и скана документа или сведений о проведенной работе, централизованное хранение в базе данных и получение отчетности как на уровне исполнителя, так и на уровне подразделения. При этом повысилась исполнительская дисциплина: поскольку подготовка любой отчетности обычно влечет за собой значительные затраты времени и сил, то возможность автоматического получения отчетов мотивировала исполнителей на регулярное сканирование выпускаемых документов и ввод их в «БРК».

По мере накопления опыта и положительных отзывов пользователей, в течение 2017-2021 годов, ПО «БРК» вышло на уровень отдела, потом на уровень отделения и Центра, и в настоящее время является основным программным продуктом Центра, обеспечивающим ввод планов, учет фактически выпущенной продукции, получение отчетов для дирекций и управлений.

Функциональность ПО «БРК» на настоящий момент отражена на рис. 1.

Технологический процесс работы с ПО «БРК» включает в себя следующие этапы:

– пользователь производит ввод сведений о документе или выполненной работе с прикреплением скан-копии подтверждающего документа;

– для обеспечения быстрого ввода используются заранее подготовленные справочники атрибутов, которые можно пополнять также в реальном времени, при этом автоматически рассчитываются показатели фактических затрат;

– плановые показатели (в иерархии «Проект-Этап-Работа») формируются заранее и сопровождаются пользователем-модератором по мере корректировки плана предприятия;

– привязка документа или работы к пункту плана может производиться как при вводе документа, так и с использованием специального режима групповой привязки;

– документ записывается в базу данных и сразу становится видимым в разделе «Отчетность», скан-копии документов хранятся в специальных полях базы данных в зашифрованном виде;

– после записи в базу данных документ, при необходимости, можно зарегистрировать в журнале инвентарных номеров Центра с автоматическим получением номера;

– отчетность формируется в формате MS Excel по формам, утвержденным руководством предприятия;

– одновременно с формированием отчета обеспечена возможность сброса скан-копий отчетных документов в заданную папку.

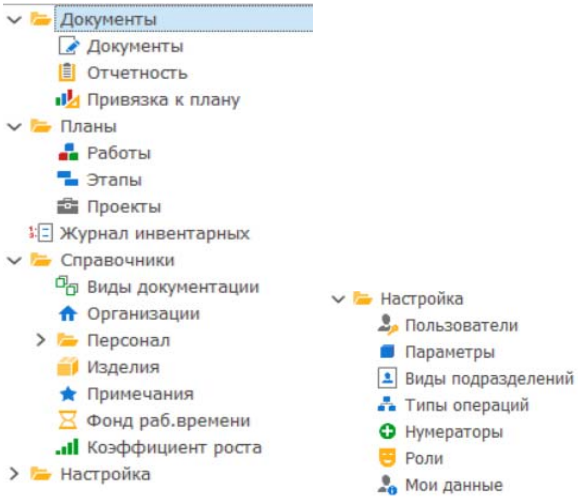


Рис. 1. Главное меню ПО «БРК»

Перед началом работы с программой должны быть сформированы системные и пользовательские справочники, при этом часть справочников может пополняться пользователями в реальном времени.

На настоящий момент реализованы следующие типы операций учета:

– «исходящий выпущен»;

– «входящий согласован»;

– «работы проведены»;

– «ПО разработано»;

– «извещение проведено»;

– «для сведения»;

– «в разработке».

Для каждого типа операций с использованием специальных справочников настраивается перечень вводимых полей и алгоритмы расчета фактических затрат.

Благодаря использованию современных визуальных компонентов и методов фильтрации [3], реализованы функции быстрого поиска, группировки, конструирования экранов под нужды пользователя, клонирования документов (рис.2).

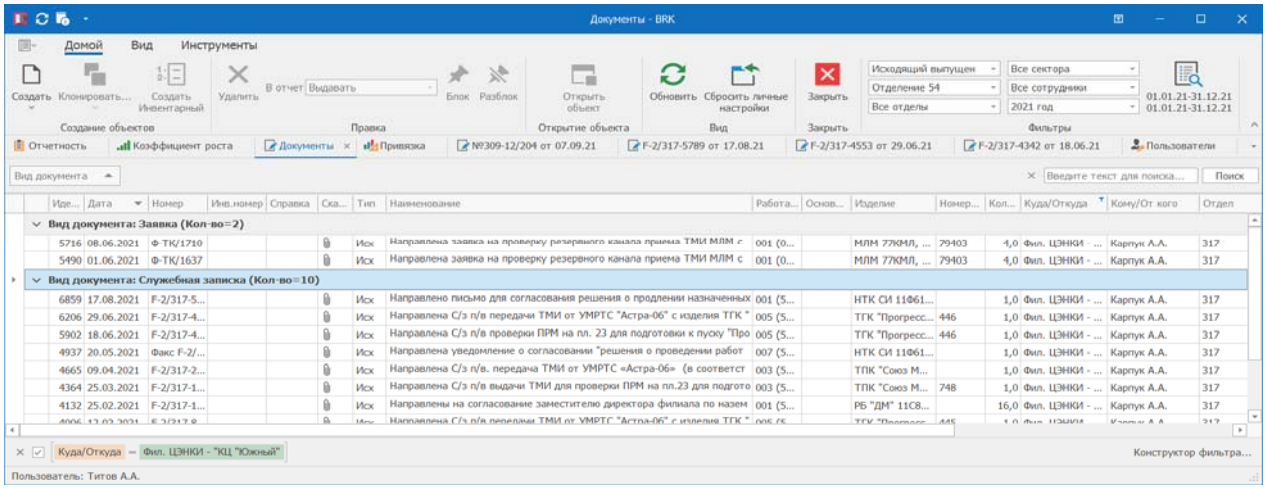


Рис. 2. Вид реестра документов

Особо следует отметить возможность настройки структуры Центра, отделений, отделов, от имени которых ведется учет.

Для разграничения доступа к различным ресурсам определены роли («пользователь», «модератор», «руководитель» и «администратор»), которые определяют права доступа к данным, операциям, отчетам, и назначаются каждому пользователю.

По мере «взросления» в ПО «БРК» по пожеланиям пользователей включаются различные «фишки», которые существенно облегчают работу с программой:

– установка и снятие блокировки документа для редактирования;

– обеспечение запрета или установки периода для выдачи в отчет;

– реализация прав доступа к компонентам вплоть до конкретных полей и пр.;

– интеграция с имеющимися сервисами предприятия (справочник сотрудников и пр.).

Для обеспечения оперативного сопровождения ПО разработаны специальные программные средства выпуска версий, которые обеспечивают запись изменений программного кода непосредственно в базу данных и автоматическую установку на все рабочие места Центра. Разработаны скрипты для ежесуточного архивирования базы данных.

Распоряжением руководства Центра сформированы «группы поддержки», состоящих из пользователей–модераторов, обеспечивающих сопровождение плановых показателей и критически важных справочников.

Внедрение ПО «БРК» позволило резко сократить затраты на получение различных справок, отчетов: если раньше в каждом отделении подготовкой отчетов занимались в среднем 15-20 человек (начальники отделов и секторов), то сейчас – при условии, что пользователи сами вводят сведения о продукции – один-два человека (экономисты), под контролем начальников отделов. Также в связи с накоплением и систематизации большого количества документов, упростился процесс подбора аналогов при формировании планов подразделений, предоставляемых в ГК «Роскосмос».

Результаты эксплуатации ПО «БРК» подтверждают правильность технических решений, заложенных в основу проектирования: на протяжении пяти лет не наблюдалось ни одного серьезного сбоя базы данных и клиентских частей, объем базы данных на текущий момент составляет порядка 15 Гб (объем сервера – 1Тб), количество контролируемых документов – около 8 тысяч, общее количество пользователей – 230, среднее количество одновременно работающих пользователей в день – 20-30.

Список литературы

5. *Моргунов Е.П.* PostgreSQL. Основы языка SQL. – БХВ-Петербург, 2019. – 336 с.
6. *Поляк-Брагинский А.В.* Локальная сеть под Linux. – BHV, 2011. – 240 с.
7. DevExpress.com – Rapid. NET Application Development for Desktop and the Web.

О РОЛИ МЕЖКУЛЬТУРНОЙ КОММУНИКАЦИИ В МЕЖДУНАРОДНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПАО «РКК «ЭНЕРГИЯ» (МАТРИЦА МЕЖКУЛЬТУРНОГО ОБЩЕНИЯ)

Кропова Е.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Современный рынок космических товаров и услуг стремительно развивается, и с начала 2009 года к настоящему времени вырос практически в 1,8 раза [3, 4]. Вместе с ним растет с каждым годом и количество участников рынка. Сейчас в числе участников мирового космического рынка не только технологически развитые космические державы: США с передовыми инновационными космическими проектами, чей бюджет составляет половину всего мирового бюджета [11]; Россия со сравнительно небольшим бюджетом [14], но лидирующими позициями по целым направлениям современного космического рынка, включая пилотируемую космонавтику [12]; Китай с наращиваемой и динамически развивающейся космической программой (расходы на космическую отрасль за последние 5 лет выросли в 4 раза [9]), Европа и Великобритания с годовым бюджетом в 2020 году свыше 10,78 млрд долл. США и перспективной космической программой на 2021-2027 гг. с бюджетом свыше 14,88 млрд долл. США [8], но и развивающиеся регионы, только вступающие в коммерческий космический рынок: Ближний Восток (передовые космические программы, включая освоение дальнего космоса, наличие собственных ракет-носителей, космодромов [6, 7]), Африканский регион (8 стран-участниц) [5], Латинская Америка (с созданным в 2020 году Космическим агентством стран Латинской Америки и Карибского бассейна, объединяющим космические агентства Мексики, Аргентины, Боливии, Эквадора, Сальвадора, Парагвая, Колумбии (наблюдатель), Перу (наблюдатель), и обширной космической программой по освоению Луны и дальнего космоса, совместным запускам космических аппаратов, наблюдению за Землей с целью предотвращения катастроф и изучению влияния климатических изменений, а также по развитию систем связи) [6]. Так в мировом обмене космическими товарами и услугами принимают участие свыше 85% стран, представителей всех континентов, различных культур, религий, имеющие разнообразное мировоззрение, социально-экономический статус и уровень технического и технологического развития.

ПАО «РКК «Энергия» (Корпорация) является одним из ключевых игроков на мировом космическом рынке, активно участвуя во многих масштабных международных программах. С 1975 года было реализовано свыше 2,5 тысяч сделок с международными контрагентами, а доходы от международной деятельности составили свыше 3 млрд долл. США [13]. Корпорация реализует сделки по экспорту товаров и услуг по направлению пилотируемых программ, в том числе, по программе Международной космической станции (МКС): по полетам иностранных космонавтов и космическим экспериментам, по поставкам оборудования и предоставления услуг; по направлению автоматических космических аппаратов и спутниковых систем связи и ДЗЗ. Кроме того, Корпорация реализует сделки по импорту комплектующих для комической техники в рамках прямых сделок с иностранными поставщиками оборудования для автоматических КА и Российского сегмента МКС. Корпорация также участвует в совместных предприятиях с иностранными компаниями [15].

Успешная реализация сделок по направлениям деятельности Корпорации обеспечивается, в том числе за счет эффективной коммуникации представителей Корпорации и иностранных участников космического рынка. Известно, что результат переговоров во многом определяет дальнейший результат сотрудничества и возможность достижения намеченных целей. Что же необходимо для того, чтобы переговоры были наиболее эффективными и выгодными, как научиться их эффективно вести?

Как правило, опытные участники переговорного процесса активно используют различные методики, но довольно часто опускают моменты межкультурной коммуникации, совокупности культурно-релевантных ценностей, норм, стереотипов и социальных умений,

обеспечивающих бесконфликтность, результативность и комфортность переговорного процесса в поликультурной среде [2], при этом заблуждаясь в том, что специалисты из других стран думают так же, как и они. Так, для некоторых культур характерна четкая организация (Великобритания [25, 26], Германия) или внимание к фактам и данным (США [28]), для других важны доверительные отношения и следование определенному этикету (Япония, Франция), дружелюбный подход (Канада), избегания конфронтации (Китай [30]).

В разных странах отношение ко времени отличается. Выделяют страны с линейным временем (США, ЕС), где соблюдается расписание, и наблюдается следование поочередному выполнению задач; страны с многоплановым временем (Южная Европа, некоторые Арабские страны), где время не имеет значения, на первый план выходит общение; страны с цикличным временем (Восточные страны, некоторые Арабские страны), где для решения проблемы требуется значительное время, а в результате может решаться задача, которая изначально даже не стояла в повестке. При этом существует общемировой принцип, связанный с категорией «время», так наиболее эффективная оперативная умственная деятельность реализуется до обеда, а творчеством лучше заниматься вечером [20].

Ключевым в переговорном процессе является внимание. В зависимости от времени суток и часового пояса страны, откуда прибыл контрагент, можно эффективно управлять переговорами. Внимание – процесс контроля содержания явления, мысли или любого другого феномена в непосредственной близости от нас. Однако как только появляется раздражитель любого из органов чувств, мы бессознательно отвлекаемся. Управляя своим и чужим вниманием, можно достигать намеченных целей, как это делают фокусники (используют феномен человека верить в визуальный аспект), политики и журналисты (отвлекают внимание граждан от настоящих социальных проблем, делая акцент исключительно на вопросы, не имеющих реального значения), спортсмены (делают финты), мошенники (обращают внимание оппонентов на эмоции, а не размышления) [19]. Так в человеческом сознании в процессе принятия решений вырабатывается ряд программ, которые запускаются при наступлении триггерного условия. Несмотря на то, что данные программы помогают оперативно принимать решения, иногда они способствуют тому, что человек действует нерационально, генерируя в сознании человека решения с небольшими ошибками – когнитивные искажения [18]. Эффективное управление подобными искажениями в межкультурной парадигме также имеет свои особенности.

В результате анализа отмеченных выше особенностей переговорной деятельности, в том числе факторов времени, отношения к вниманию и общим принципам межкультурной коммуникации, включая правила знакомства и ведения переговоров, выбора одежды, отношения к подаркам, темы табу, базовые фразы на языке партнера и др., разработаны модели типовых матриц факторов межкультурного общения в процессе ведения переговоров сотрудниками Корпорации с представителями различных культур, участниками международной космической деятельности. Данные матрицы являются основой для разработки методологии обучения сотрудников Корпорации навыкам эффективного ведения переговорного процесса с зарубежными контрагентами. Использование данной методологии в работе сотрудниками Корпорации будет способствовать созданию предпосылок для установления добропорядочных деловых отношений с зарубежными контрагентами, повышения имиджа Корпорации на мировом космическом рынке, привлечения новых выгодных контрактов, и, следовательно, увеличения показателей экономической эффективности ПАО «РКК «Энергия».

Список литературы

1. *Гришаева Л.И., Цурикова Л.В.* Введение в теорию межкультурной коммуникации. М., 2008. – 156
2. *Сахно И.Я.* Межкультурная компетенция как условие успешных бизнес-переговоров. Вестник Тамбовского университета. Серия: Гуманитарные науки, 2014 – С. 1.
3. Space Foundation: Summary of 2021. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.spacefoundation.org/ (дата обращения: 15.06.2021)

4. SIA: State of the Satellite Industry Report (June 2020). [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.brycetech.com/ (дата обращения: 16.06.2021)
5. The Space Economy in Figures. OECD report. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.oecd-library.org/ (дата обращения: 15.06.2021)
6. Euroconsult Report 2021. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://digital-platform.euroconsult-ec.com/about-euroconsult/ (дата обращения: 17.06.2021)
7. Jonathan's Space Report. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://planet4589.org/space/jsr/latest.html/ (дата обращения: 16.06.2021)
8. European Council. Infographic – EU in space. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.consilium.europa.eu/en/infographics/eu-in-space/ (дата обращения: 17.06.2021)
9. Orbital Gateway Consulting: Private Investment in Chinese Space. ESA Space economy Steering Committee (15.04.2021) [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://space-economy.esa.int/storage/downloads.pdf (дата обращения: 21.06.2021)
10. Annual budget of the (JAXA) from FY 2012 to 2021 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.statista.com/statistics/1049184/ (дата обращения: 21.06.2021)
11. The Space Report. 2019 Global Space Economy. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.spacefoundation.org/ (дата обращения: 22.06.2021)
12. Statista: Space industry worldwide – statistics & facts. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.statista.com/ (дата обращения: 15.06.2021)
13. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева во втором десятилетии XXI века. 2011-2015. – М.: РКК «Энергия», 2016
14. Федеральный закон от 08.12.2020 №385-ФЗ «О Федеральном бюджете на 2021 год и на плановый период 2022 и 2023 годов
15. Годовой отчет ПАО «РКК «Энергия» за 2020 год – стр. 17
16. Airbus reports FY 2020 results dated 18.02.2021. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.airbus.com/ (дата обращения: 15.06.2021)
17. Boeing Reports Fourth-Quarter Results. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.investors.boeing.com/ (дата обращения: 15.06.2021)
18. *Коршунов К.* «Дверь в лицо» и еще четыре когнитивных искажения в переговорах. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://pro.rbc.ru/news/ (дата обращения: 15.06.2021)
19. АДВ. Внимание к вниманию. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://advgroup.ru/journal/attention (дата обращения: 15.06.2021)
20. *Парк У.*, BBC Capital, 12.02.2019. Когда наш мозг работает лучше всего. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.bbc.com/ukrainian/ (дата обращения: 15.06.2021)
21. Национальные особенности: ведение международных переговоров.[Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.mrmz.ru/article/v51/print/ (дата обращения: 15.06.2021)
22. *Сорокина А.В.* Основы делового общения. – М.: Научная книга, 2017
23. *Константинова П.* Как вести переговоры с индийскими партнерами. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://rb.ru/opinion/peregovory-india/ (дата обращения: 15.06.2021)
24. *Ковальцова Л.* Успех переговоров зависит от дистанции. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://lady.tochka.net/3644-uspekh-peregovorov-zavisit-ot-distantsii/ (дата обращения: 15.06.2021)
25. Как общаться с партнерами из Англии. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.sekretariat.ru/question/ (дата обращения: 15.06.2021)
26. *Ильина К.* Как построить деловые отношения с британскими партнерами. Forbes. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.forbes.ru/ (дата обращения: 15.06.2021)
27. *Кудусова Т.Х., Мозговая Н.Н.* Особенности межличностных отношений у представителей стран БРИКС. Материалы Международной научно-практической конференции молодых ученых стран БРИКС, 2015

28. Этика переговоров: как пошагово выстроить бизнес-отношения в США. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.conformato.com/ (дата обращения: 15.06.2021)
29. Кросс-культурное поведение в бизнесе. Переговоры с канадцами. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://pciholog.com/ (дата обращения: 15.06.2021)
30. Дистанция общения с китайцами. China Group. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://chinagroups.ru/distanciya-obshheniya-s-kitajcami/ (дата обращения: 15.06.2021)

ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЕКТАМИ В КОСМИЧЕСКОЙ ЭКОНОМИКЕ

Никман Д., Вакс В.Б.

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н.Туполева-КАИ, г. Казань, Россия

В настоящее время термин «космическая экономика» практически отсутствует как в научном аппарате, так и в официальных документах. Однако из требований современной практики очевидно, что «успешное управление развитием национального космоса требует концептуализации феномена современной космической экономики» [6]. По итогам деятельности Космического форума Организации экономического сотрудничества и развития (ОЭСР) было сформулировано современное рабочее определение термина «космическая экономика». Под космической экономикой понимается вся деятельность, включая использование ресурсов, которая связана с созданием и обеспечением экономической ценности и выгод для людей в процессе изучения, понимания и использования космоса» [7].

Таким образом, управление проектами в космической экономике реализуется при помощи следующих моделей и стандартов (см. таблицу).

*Перечень основных концепций управления проектами**

Разработчик	Стандарт/модель	Страна
NASA-DoD	NASA PM standards, CPM Водопад	США
Частный альянс	Agile/SCRUM/Канбан	США
IABG	V-model	Германия
СОВНЕТ Роскосмос	ГОСТ Р 21500-14, 21256, 54869-11	Россия

*Составлено по [5]

Особенностью реализации управления проектами в космической экономике является возникновение следующих основных проблем:

– опасность утраты научно-технологического и производственного потенциала, утрата ключевых технологий;

– дефицит бюджетного финансирования;

– большие потери при производстве (запаздывание поставок, перепроизводство, лишние этапы обработки из-за нарушения стандартов и технологий);

– слабая адаптация международных систем стандартов по управлению проектами к условиям работы предприятий космической отрасли [1].

Для решения данных проблем в космической экономике применяется комплекс обязательных к выполнению стратегий, ставящих целью сокращение потерь и оптимизацию производства. Благодаря применению процедур бережливого производства разработка и конструирование в РКП получают преимущества в гибкости и управляемости, особенно важные при работе над несколькими проектами [4].

Европейская кооперация по стандартизации в области космической техники (ECSS) реализует ряд стандартов для космической деятельности и космической экономики в целом, применяемых для трех направлений – инженерия, производство и управление проектами [2]. Данные стандарты могут применяться в различных сферах космической экономики:

при оценке выполнения заданных сроков проектов, бюджетов, технических заданий; при описании, проектировании, изготовлении опытных образцов, оценке степени достижения требований потребителя или заказчика; при производстве/изготовлении, сборке и эксплуатации. Целью разработки стандартов в космической экономике выступает необходимость оценки качества (надежности, безопасности) и эффективной реализацией космических проектов на всех этапах.

Проектный менеджмент в структуре NASA включает в себя ряд стандартов и моделей отвечающих за разделение ответственности, иерархию документов (NPD, NPR, CPD и тд.), моделей компетенций, ролей, управления жизненными циклами проекта (NASA: TRL, CMM), оценок, управления рисками, распределения и планирования бюджета. При производстве в космической экономике наибольшое внимание уделяется управлению жизненными циклами и рискам. При этом могут быть использованы различные модели менеджмента, такие как CPM Водопад, спиральная модель, V-model и другие. Использование конкретной модели определяется сильными и слабыми сторонами доступных моделей [3].

Становление космической экономики определило переход организации космической деятельности от государственных программ к рыночному типу. В настоящий момент в космической сфере действуют многочисленные частные организации, такие как SpaceX, Airbus, Virgin Galactic. Особенностями функционирования частных организаций в космической экономике являются высокая инновационность, приоритет адаптации готовых решений, использование плоских структур организации, свободной коммуникации, использовании концепций управления стоимостью космических проектов на всех этапах их реализации (Cost Engineering) и гибких методологий разработки (Agile).

Поскольку все этапы жизненного цикла космического проекта осуществляются преимущественно внутри компаний, это обеспечивает им специфические преимущества при управлении проектами:

- быстрое выполнение многопрофильных задач;
- снижение рисков интеграции с подрядчиками;
- применение лучших технологий в виртуальном прототипировании;
- автоматический контроль выполнения требований к проекту;
- разделение рисков с поставщиками;
- разработка новых проектных решений;
- концептуальный анализ альтернативных вариантов.

Таким образом, космическая экономика представляет собой перспективную отрасль, которая потенциально способна влиять на социально-экономическую и научную сферу жизни общества и предоставлять ему преимущества посредством производства продуктов с прямым или косвенным использованием космических технологий. Космическая экономика как понятие подразумевает использование при реализации проектов различных подходов к управлению.

Несмотря на консервативность, характерную для космической деятельности, современные подходы к осуществлению деятельности и разработке проектов используется в NASA, SpaceX и других зарубежных организациях, действующих в космической сфере. Правительства и частные компании заинтересованы в решении проблем оптимизации реализации проектов в космической экономике и способствуют развитию и внедрению оптимальных управленческих решений, а также универсальных стандартов в сфере освоения космоса.

Список литературы

1. Федеральная космическая программа России на 2006–2015 гг. (ФКП-2015) [Электронный ресурс] // Официальный сайт Федерального космического агентства (РОСКОСМОС). URL: http//federalspace.ru (дата обращения: 23.09.2021).
2. Стандартизация в области космической деятельности [Электронный ресурс] // Официальный сайт Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии (РОССТАНДАРТ). URL:

https://www.gost.ru/portal/gost/home/activity/international/abroad?portal:componentId=a625fc70-bd4a-47f7-aa17-aef2ae45838f&portal:isSecure=false&portal:portletMode=view&navigationalstate=JBPNS_rO0ABXc4AAZhY3Rpb24AAAABABBjb25jcmV0ZURvY3VtZW50AAZkb2NfaWQAAAABAAMyNDYAB19fRU9GX18* (дата обращения: 23.09.2021).

3. Program and Project Management [Электронный ресурс] // Official website of The NASA Office of the Chief Engineer (OCE). URL: https://www.nasa.gov/offices/oce/functions/prog_proj_mgmt.htm (дата обращения: 23.09.2021).
4. *Дмитриева Е.С.* Бережливое производство на предприятии ракетно-космческой отрасли [Электронный ресурс] // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. № 13. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/berezhlivoe-proizvodstvo-na-predpriyatii-raketno-kosmcheskoy-otrasli (дата обращения: 23.09.2021).
5. *Цветков А.Б.* Вопросы эффективности проектного менеджмента в космической отрасли: российский и международный опыт [Электронный ресурс] // 2-я международная конференция «ЛОГИСТИКА Ракетно-Космической Промышленности» SPACELOG-2017 URL: http://sms-corp.ru/images/publication/Spacelog2017.pdf (дата обращения: 23.09.2021).
6. *Яник А.А.* К концепции «космической экономики» // Тренды и управление. 2018. № 1. С. 51-66.
7. *Яник А.А.* Космическая трансформация экономики: предвестники и тенденции // Исследования космоса. –2019. – № 1. – С. 1-14.

СОЗДАНИЕ ЕДИНОГО ЦЕНТРА КОМПЕТЕНЦИЙ ПО ИСПЫТАНИЯМ И ИССЛЕДОВАНИЯМ МАТЕРИАЛОВ

Ширяев Е.А., к.т.н. Данилов Д.В., Коваленко Е.В.

ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск, Россия

Успех современной двигателестроительной компании зависит не столько от ее истории, размеров и мощностей производства, а от того, насколько ее технологические процессы систематизированы и имеют цифровую историю. К производителю высокотехнологичной продукции предъявляются все более высокие требования и ожидания, что влечет за собой необходимость адаптивного развития и повышения компетенций.

На данном технологическом этапе развития современные компании в основном используют бизнес-модель, ориентированную на продажу с дальнейшим сервисным обслуживанием на протяжении всего жизненного цикла продукта. Но компании не стоят на месте, а активно разрабатывают и предлагают новые модели ведения бизнеса, пробуя различные бизнес-модели.

На наш взгляд наиболее перспективной является бизнес-модель, ориентированная на результат: клиент не покупает продукт, а платит только за результат деятельности. Данная модель ведения бизнеса может быть выгодна только при условии наличия цифровой копии работающего физического объекта – «Цифрового двойника», так как производитель берет на себя ответственность, за то, как продукт работает. Все эксплуатационные расходы, связанные с поддержанием его в работоспособном состоянии, ложатся на производителя, а не на заказчика. Фундаментом для создания «Цифрового двойника» является всестороннее знание о материалах, из которого производится продукт. Необходимо знать, иметь и исследовать те свойства, те материалы, которые обеспечат должное качество выпускаемой продукции. Для этого требуется создание «Цифрового паспорта на материал», в котором будут в достаточном для Заказчика объеме определены свойства конкретного материала, из которого изготавливается конкретная деталь, используемая при производстве конкретного изделия.

Наша корпорация стремительно переходит в цифровое пространство, отказываясь от устаревших моделей разработки, проектирования и изготовления продукции, что позволяет снизить сроки и затраты на разработку и сопровождение жизненного цикла выпускаемого продукта. Немаловажную роль в этом развитии играет процесс цифровизации определения свойств, используемых в производстве материалов при изготовлении изделий (продукции). На данный момент идет планомерное переоснащение заводских металлургических лабораторий на современное исследовательское и испытательное оборудование, на котором установлено специализированное программное обеспечение, позволяющее записывать и проводить вычислительные расчеты получаемых данных с дальнейшим добавлением результатов в специализированные цифровые базы данных о материалах загружаемые в единую базу АО «ОДК» GRANTA MI, реализуемую в рамках проекта «Управление знаниями. Использование банка данных по конструкционной прочности материалов для обеспечения требований по массе и установления ресурса при создании двигателя». Программные продукты имеют интегрированный доступ к внутриорганизационным испытаниям, а также предоставляют высококачественные справочные данные о материалах и позволяющие прогнозировать необходимые свойства на этапе проектирования изделий, что значительно снижает время проектирования, и как результат ускоряет процесс выхода нового продукта на рынок.

При этом на рынке мы видим рост конкурентоспособности у распределенных структур, так как это позволяет:

– контролировать загрузку оборудования и увеличить рентабельность используемых активов путем перераспределения нагрузки на используемое оборудование и квалифицированный персонал;

– вести единую материаловедческую базу данных, что исключает затраты на ведение дублирующих научно-исследовательских работ, создает единый реестр поставщиков материалов, а в перспективе снизит срок разработки и внедрения новых материалов;

– проводить исследования и испытания материалов для сторонних заказчиков, не входящих в корпорацию.

Реализация этих принципов заложена в проекте «Создание единого центра компетенций по испытаниям и исследованиям материалов». Его реализация позволяет увеличить рентабельность активов и осуществить диверсификацию на неавиационные рынки. В ходе проработки инициативы было проведено исследование рынка и выявлена закономерность роста продаж исследовательского и испытательного оборудования с 2011 года по 2020 г. в четыре раза, что говорит о потребности рынка в высококачественных и дорогостоящих исследованиях. По результатам диалога с такими компаниями как: ПАО «Северсталь», АО «Загорский трубный завод», АО «Композит» и рядом других крупных компаний, мы видим потенциал в развитии испытательного центра АО «ОДК».

В итоге, у компании есть окно в два-три года, чтобы коммерциализировать имеющиеся технологические компетенции. В среднесрочном же периоде, все больше промышленных компаний будут переходить в области измерений к модели потребления «как услуга», что позволит им переориентировать свои инвестиционные затраты на критические для их бизнеса технологии.

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ПОТЕНЦИАЛА ОБОРУДОВАНИЯ В УСЛОВИЯХ МНОГОЗАДАЧНОСТИ

Н.Н. Коновалова, А.В. Молчанский, Ж.А. Барабаш

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов, Россия

В настоящее время, в рамках реализации госпрограммы диверсификации производства, в условиях многозадачности, когда предприятиям ОПК необходимо получить максимальный результат от своей деятельности, в т.ч. за счет наращивания производства высокотехнологичной продукции гражданского и двойного назначения, востребованной на рынке, необходимо оценить производственный потенциал оборудования предприятия.

Производственный потенциал оборудования является определяющим вектором дальнейшего развития предприятия. Ключевые критерии эффективного производства отражают как техническую, так и организационную и финансовую стороны оптимального использовании производственного потенциала оборудования. [1].

Производственный потенциал оборудования определяется исходя из номенклатуры выпускаемой продукции, оценки технических параметров оборудования.

Цель работы: разработать методику оценки производственного потенциала оборудования в условиях многозадачности. [2].

Методика применима для решения следующих задач:

1. Определение оборудования с маленьким коэффициентом загрузки.
2. Техническое перевооружение в рамках поставленных задач.
3. Функционально-стоимостной анализ бизнес-процессов.
4. Разработка бизнес-планов, технико-экономических обоснований проектов.

Методика состоит из следующих этапов:

1. Алгоритм анализа выпускаемой продукции.
2. Определение критериев оценки производственного потенциала оборудования.
3. Разработка комплекса мероприятий по оптимизации станочного парка, его модернизации и техническом перевооружении.
4. Разработка бизнес-планов, технико-экономических обоснований по наращиванию производства высокотехнологичной продукции гражданского и двойного назначения.
5. Расчет экономического эффекта от использования предложенной методики. [3].

Вывод: определена методика оценки производственного потенциала оборудования для предприятий с учетом поставленных задач.

Список литературы

1. *Фатхутдинов Р.А.* Организация производства: Учебник. М.: ИНФРА-М, 2017.
2. *Новицкий Н.И.* Организация и планирование производства: Практикум. Минск: Новое знание, 2014.
3. *Грешилов А.А.* Математические методы принятия решений. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006.

НЕКОТОРЫЕ ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

Щербак С.Ф.

ПАО РКК «Энергия», г. Королев, Россия

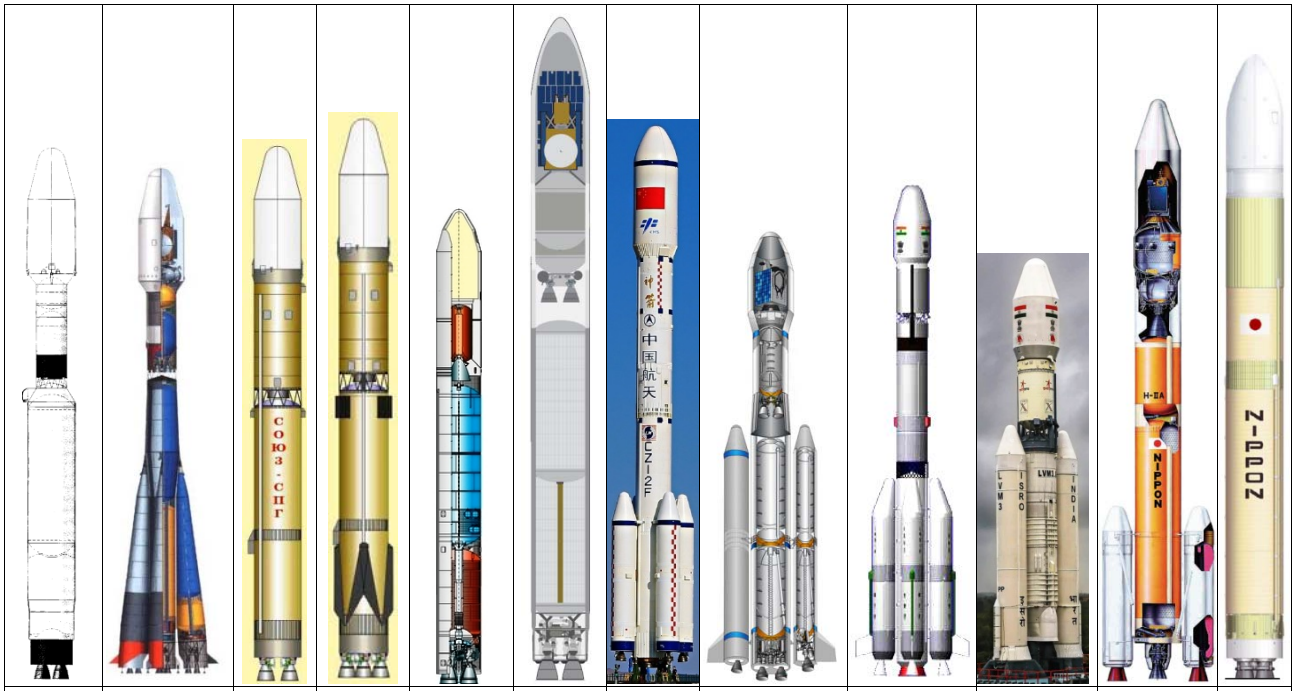
Актуальность повышения конкурентоспособности средств выведения возрастает из-за обострения обстановки на рынке пусковых услуг.

Основные причины:

1. Выход на рынок компании SpaceX с высокоэффективными РН семейства Falcon 9 среднего класса и Falcon Heavy сверхтяжелого класса;
2. Полномасштабная разработка нового поколения РН среднего и тяжелого классов, нацеленных на коммерческое применение. К ним, в частности, относятся американские Vulcan Centaur, европейские Ariane 6, японские H-3, индийские GSLV Mk III, китайские CZ-5, CZ-7, CZ-8;
3. Уход с рынка РН «Протон-М» и «Зенит-3SL/SLБ», ранее имевших заметную долю;
4. Рост числа запусков АКА на НОО при одновременном снижении на ГПО/ГСО;
5. Быстрый рост числа запусков микроспутников и их возможностей;
6. Разработка нескольких РН сверхтяжелого класса для пилотируемых полетов к Луне и в дальний космос.

Анализ конкурентоспособности проводился для следующих вариантов разрабатываемых РН (по возрастанию размерности):

– «Союз-6» среднего класса;
– «Союз-5» «средне-тяжелого» класса;
– «Енисей» сверхтяжелого класса.



Союз-6	Союз-2.1б	Союз-СПГ	Амур-СПГ	Antares 230+	Vulcan Centaur (0-solid)	CZ-2FT	CZ-8	GSLV MkII	GSLV MkIII	H-2A 202	H3 (30S)

Рис. 1. Внешний вид РН СК, сравниваемых с РН «Союз-6»

Для оценки конкурентоспособности приняты следующие три группы базовых критериев:

– потребительские свойства, включая стоимостные;

– показатели технического совершенства;

– основные экологические характеристики.

В качестве основного комплексного критерия сравнения массово-энергетических характеристик отдельных блоков используется величина собственной характеристической скорости блока в пустоте без какого-либо ПГ - V_X, которая определяется по формуле:

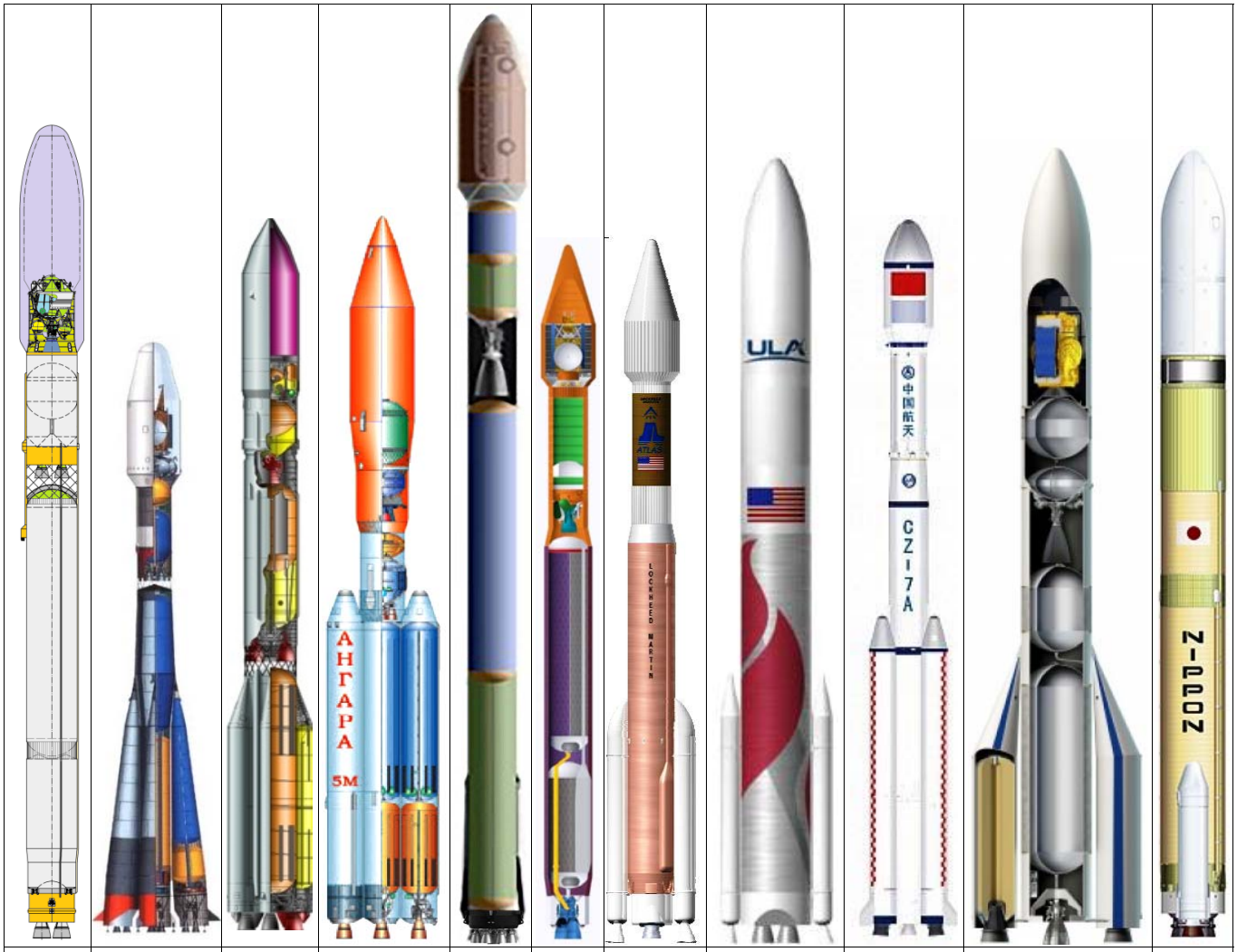
$$V_X = P_{удп}\ g \ln(M_{0б}/M_{кб}),$$

где $P_{удп}$ - удельный импульс тяги маршевых РД в пустоте;

$M_{0б}$ - стартовая масса блока;

$M_{кб}$ - «сухая» масса блока.

Данный критерий учитывает и массовое совершенство конструкции блока, и эффективность маршевых РД, поэтому часто используется для сравнения как отдельных ракетных блоков, так и РН в целом.



Союз-5/ДМ	Союз-2.1б	Протон-М	Ангара-А5М	Falcon 9 Block5	AtlasV 401	AtlasV 421	Vulcan Centaur (2-solid)	CZ-7A	Ariane 62	H-3 (32L)

Рис. 2. Внешний вид РН, сравниваемых с РН «Союз-5»

При сравнительном анализе также учитывались конструктивно-компоновочная схема и точностные характеристики РН, а также габаритные характеристики сборочно-защитных блоков.



Рис. 3. Общий вид РКН СТК «Енисей», SLS Block 1B Cargo, Falcon Heavy, Super Heavy/Starship, CZ-9, CZ-9A, CZ-FH

По результатам анализа дана сравнительная оценка уровня конкурентоспособности перспективных РН и рекомендации по ее повышению: планомерный рост массово-энергетического совершенства блоков второй ступени и разгонных блоков, стоимостных и экологических характеристик, а также расширение сферы применения.

Список литературы

1. Научно-технический отчет по облику КРК «Союз-5» с РН «Союз-6»;
2. Материалы эскизного проекта космического ракетного комплекса среднего класса «Союз-5». Конкурентоспособность;
3. Материалы эскизного проекта космического ракетного комплекса сверхтяжелого класса. Сравнение КРК СТК с существующими и разрабатываемыми зарубежными аналогами.

ОПТИМИЗАЦИЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ РКК «ЭНЕРГИЯ» ПОСРЕДСТВОМ ТРАНСФОРМАЦИИ ПРОЦЕССА НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО РАЗВИТИЯ

Захарова О.Н., Барболина Е.Н.

ПАО РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Вероятно, в современных условиях самый распространенный вопрос собственника, или же топ-менеджера хозяйствующего субъекта звучит так: «Как повысить эффективность деятельности предприятия?» И сделать это таким образом, чтобы не только получить эффект сиюминутный, но и иметь возможность получения эффектов в долгосрочной перспективе. Как видно из самой постановки вопроса, здесь имеется два разнонаправленных целевых ориентира: быстрый эффект и эффекты долгосрочного характера, которые планируется получать в последующем. И ответ на поставленный вопрос, учитывая вызовы и кризисные явления в окружающем нас мире, переходит из ранга желаемых, в ранг необходимых условий функционирования любого предприятия. В том числе и в ракетно-космической отрасли, особенно, если учитывать тренд к выходу некоторых отраслевых направлений на массовые рынки и сопутствующий рост интереса других отраслей к данной сфере.

Наиболее ординарным решением поставленного вопроса является разработка плана или комплекса мероприятий по снижению затрат и/или увеличению прибыли. Однако, подобное решение, на наш взгляд, ограничивает пространство выбора и не учитывает дихотомичный характер целевых устремлений менеджмента. Дихотомичность проявляется с одной стороны – в потребности увеличить степень финансовой и инвестиционной свободы, дающей возможность для маневра, а с другой стороны – в желании непрерывного развития и системного расширения будущих перспектив функционирования. То есть получение быстрых положительных финансово-экономических результатов является одним из необходимых условий для увеличения степени свободы компании в принятии управленческих решений, чтобы преумножать и реализовывать эту свободу.

Важно также учесть, что выбор «желаемых» компанией целей и их достижение происходит на фоне естественного устаревания существующих технологий, продуктов и решений, что влечет за собой систематический отказ от всего того, что износилось, утратило актуальность и не соответствует современным требованиям. Получается, что с целью замещения утраченного и перехода от одного состояния к другому приходится продуцировать уникальные прикладные решения конкретных задач и добывать/синтезировать новые научные знания, вводя в производственный цикл новые технологии и/или новую продукцию.

Перемены и развитие, таким образом, происходят за счет инноваций, создающих условия переходов к более эффективным моделям функционирования, посредством микса научных исследований, маркетинга, развития продуктовых категорий, управления изменениями и улучшениями и т.п. На практике это выражается в необходимости постоянного пересмотра стратегических приоритетов и выбора путей развития, ведь, если оставаться на месте, пусть и в очень устойчивой лидирующей позиции, то через некоторое время эта позиция трансформируется в отстающую, так как все остальные находятся в движении.

Примем в расчет и тот факт, что сегодня и индивиды, и организации реализуют свой жизненный цикл во «fluid world» («жидком мире»), говоря языком когнитивных наук. То есть в мире текучем, нестабильном, прозрачном, сверхбыстром, гибридном, мерцающем, которому мы не можем верить. Более широкое распространение получил термин VUKA мир, являющийся близким по своей сути к понятию «жидкий мир», но фиксирующий исследование хаотичности окружающей среды такими характеристиками, как: нестабильность, неопределенность, сложность и неоднозначность / двусмысленность. И этот мир, сложно поддающийся прогнозированию, воздействует на компанию, создает с ней общее пространство деятельности менеджмента. А в зоне своего непосредственного влияния

воздействует не только на ее определение тренда развития, но и на выбор стратегических приоритетов и тактических решений.

Все указанные особенности были учтены при проведении масштабного исследования на примере ПАО «РКК «Энергия» с использованием в качестве инструментария динамического, ситуационного, SWOT анализов, диагностики бизнес-процессов и др. Деятельность Корпорации была исследована на предмет выявления:

– уникальных черт ретроспективы развития компании, как системы (общий анализ внешних событий, успехов / неудач),
– изменения роли и значимости предприятия в отрасли и в рынке,
– результативности реализуемых программ и их особенностей,
– характерных черт организации и потребностей внутренних бизнес-процессов (БП) и реакции на эти потребности системы управления в динамике,
– обращения новых знаний в компании,
– конгруэнтности (соответствия/несоответствия между реальностью и представлением о ней основных специалистов компании),
– особенностей кадровой политики, частично настроений / моды / ценностей,
– некоторых других системных аспектов.

В ходе анализа был получен массив данных, которые легли в основу разработки сценария повышения эффективности деятельности корпорации. Оказалось, что некоторые значения организационных характеристик имеют широкий разброс. В этой связи дихотомично заданная цель «повысить эффективность деятельности предприятия и в ближайшей перспективе, и в долгосрочной» не может быть достигнута имеющимися средствами. Поэтому в качестве цели была принята иная формулировка, а именно *приращение эффективности без потери возможности устойчивого долгосрочного развития*. Выбранная целевая функция с учетом минимальных и максимальных значений характеристик (были получены в ходе анализа и имели значительный разброс) была декомпозирована на 3 уровня основных противоречий.

1) Поверхностное противоречие (противоречие между потребностью и возможностью) – требуется достичь приращения эффективности деятельности, как в горизонте тактического планирования (от одного года до трех лет), так и в горизонте стратегического планирования, при этом необходимо не утерять позиции компании в отрасли, принимая во внимание нестандартность задач в условиях неопределенности, а также ограниченные ресурсы РКК «Энергия» (учитывая финансовое состояние и требования программы финансового оздоровления).

2) Углубленное противоречие (переходим от общего к частному в противоречии, от поверхностного рассмотрения системы целиком к противоречию между частями системы и их параметрами) – необходим компромисс между снижением затрат на функционирование РКК «Энергия» и наращиванием ресурсов, требующихся для развития и получения выгод (то есть с одной стороны необходимо системно оптимизировать бизнес-процессы (БП), снижая затраты, а с другой стороны – наращивать научно-технический и инновационный потенциал, расширяя продуктовую линейку, зоны влияния и усиливая позиции компании на рынках и в отрасли).

3) Обостренное противоречие (самое насущное, недостающее, то жизненно необходимо для достижения целевой функции и оценка готовности и возможности перехода к желаемому состоянию) – системная оптимизация БП находится лишь в стадии становления, то есть готовность только создается, а для оперативного получения выгод не определен некий задел решений / продуктов / технологий, потребных рынку, и готовых к реализации (под заделом понимается резервный, буферный запас, наработка, то, что выработано/сделано про запас для будущей работы).

Таким образом, оптимизируя деятельности компании в горизонтах тактического и стратегического планирования, решать следует задачу по формированию научно-технического задела (НТЗ). При этом идеальный конечный результат (ИКР) – максимальные выгоды от научно-технического задела (НТЗ). Выгоды в данном случае трактуются

достаточно широко, например, развивая НТЗ, мы формируем новые знания и культивируем изобретательский талант, что, по сути, является выгодами, монетизация которых весьма затруднительна, но сами выгоды ощутимы в долгосрочной перспективе.

Чтобы НТЗ создавался постоянно («на гора») и использование его приносило бы максимальные выгоды, нужна система научно-технического развития (НТР) предприятия. Система НТР должна представлять собой цельную, интегрированную в организационную структуру РКК «Энергия», группу взаимосвязанных компонентов, с четко заданными целевыми ориентирами, результатами и адекватными (релевантными и валидными) показателями эффективности.

При этом в фокусе внимания при формировании данной системы должны находиться несколько важных ресурсных компонентов всего комплекса, т.е. действующих на предприятии подсистем, а именно:

– производственно-логистический комплекс и основные ресурсы;

– инвестиционная и маркетинговая политики;

– научно-техническая база и ее возможности;

– система управления, формирующая оптимальные соотношения во взаимодействии всех элементов указанного комплекса.

Таким образом, мы и усилим благоприятное воздействие на системную оптимизацию БП, ускорив ее, и создадим условия для оперативного получения выгод.

С целью достижения ИКР, в рамках приведенных ограничений, допущений и фактических значений параметров была разработана модель БП «Инновационное развитие». Отличие данной модели от существующих в ракетно-космической отрасли заключается в том, что она – двухконтурная, базирующаяся на ресурсообеспечивающих решениях, формирующих необходимые кадровые, финансовые, материальные, информационные потоки, и реализует весь ЖЦ инноваций, ориентированный на конкретные выходы процесса «Инновационное развитие» в ПАО «РКК «Энергия». На базе модели БП верхнего уровня «Инновационное развитие» разработана (требует верификации и валидации) система НТР Корпорации, включающая 5 основных компонентов, распределенных в соответствии с уровнями управления: объекты управления, процессы управления объектами, организационные структуры, инструменты управления, обеспечивающие подсистемы. Полученное решение трансформации процесса научно-технического развития позволяет разрешить обостренное и углубленное противоречия, чтобы оптимизировать деятельность ПАО «РКК «Энергия» в рамках выбранной целевой функции.

Список литературы

1. *Беляков, Г.П.* Инновационный потенциал наукоемкого предприятия ракетно-космической промышленности и его оценка / Г.П. Беляков, С.В. Еремеева //Фундаментальные исследования. 2014. № 12-11. С. 2398-2402.
2. *Герасимова, Е.Н.* Старый новый VUCA-мир: как ответить на его вызовы. – Режим доступа: https://netology.ru/blog/07-2020-vuca, свободный. – Загл. с экрана.
3. *Клюшников, В.Ю.* Методология создания инновационного научно-технического задела в ракетно-космической отрасли / В.Ю. Клюшников, А.А. Романов, А.Е. Тюлин // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2018, Т. 5, Вып. 2. С. 53–64.
4. Роль научно-технического задела в инновационных процессах создания перспективного вооружения: проблемы и пути решения / А.Ю. Кравченко [и др.]// Вооружение и экономика. 2012, №4(20). С. 41–55.
5. *Фредерик Лалу.* Открывая организации будущего. (Frederic Laloux, 2014) пер. с англ. В. Кулябиной; [науч. ред. Е. Голуб]. – 7-е изд. М.: Манн, Иванов и Фербер, 2020. 425 с.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ФАБЛАБОВ ПРИ РАЗРАБОТКАХ, ПРОИЗВОДСТВЕ И ЭКСПЛУАТАЦИИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Калошин А.М., Малахов И.В.

АО «Авиационная электроника и коммуникационные системы»
г. Москва, Россия

Мерзликин В.Г.

РЭУ им. Г.В. Плеханова, Москва, Россия
Московский политехнический университет, Москва, Россия

Рассмотрены вопросы привлечения ФАБЛАБов образовательных учреждений для разработок группировок малых космических аппаратов, способы совершенствования технологий производства, миниатюризации и удешевления комплектующих малых космических аппаратов. Предлагается интенсифицировать разработки и производство малых космических аппаратов с привлечением студентов университетов в рамках рабочих программ учебного процесса, в которых должны быть представлены задачи для штатной производственной практики в обеспечение функционирования ФАБЛАБов.

Динамично развивающийся рынок услуг, поставляющий информацию из космоса, требует все большего объема поставляемых данных. Совершенствование, миниатюризация и удешевление комплектующих, на основе которых создаются спутники, привело к значительному росту проектов по созданию малых космических аппаратов (МКА). В ближайшем будущем ожидается «бум» создания МКА, объем продаж и их доля будет неуклонно расти. Работа в жесткой конкурентной коммерческой среде заставляет изготовителей МКА искать новые подходы к проектированию, изготовлению и отработке в целях снижения стоимости группировки, такие как: создание унифицированных космических платформ для разного вида полезных нагрузок; модульная архитектура построения космической платформы; перенимание технологий серийного производства продукции для изготовления МКА в том числе со значительным снижением необходимого объема отработки (см. рисунок) [1-3].

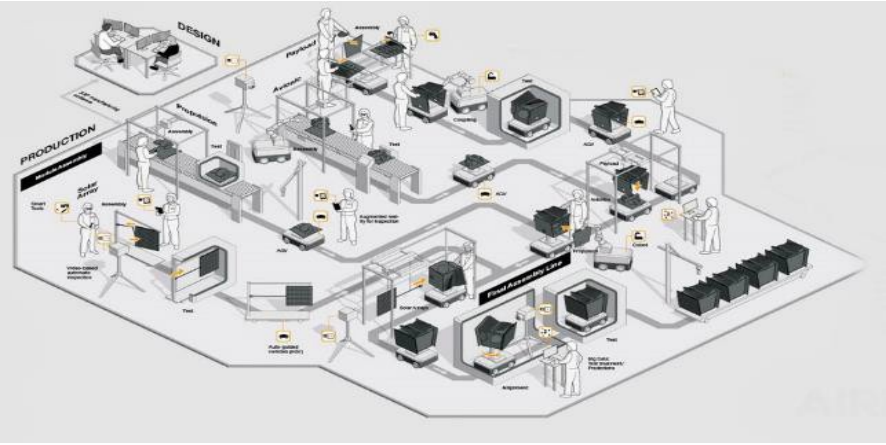


Рис. 1. Схема концептуально нового подхода к созданию космических систем – переход от создания единичных изделий к гибкому поточному производству “Build-to-Order” с производством не менее 4 –х спутников/сутки(по материалам “AIRBUS – defense & space”)

Рост рынка создания МКА способствовал появлению новой бизнес модели, создания и запуска не отдельных КА, а крупных группировок МКА, а это означает, что появился целый класс некорректируемых минимизированных спутников или малогабаритных космических аппаратов, разработка и производство, которых может быть перемещена

в создающиеся во всем мире многочисленные ФАБЛАБы, в рамках проектного обучения [3, 4]. В переводе с английского фаблаб – производственная лаборатория (**fabrication laboratory**), основная цель которой заключается в предоставлении пространства для научных исследований, производства необходимых деталей и изделий.

Благодаря своей уникальности и актуальности творческой среды – ФАБЛАБы открывают огромные возможности перед молодыми инноваторами. Это позволяет говорить о дальнейших перспективах развития ФАБЛАБов в соответствии с потребностями времени.

Количество активно функционирующих творческих мастерских и лабораторий, которые называются хакспейсами, ФАБЛАБами, коворкинг-мастерскими и мейкерспейсами, стремительно растет по всему миру. При наличии общей концепции они отличаются принципами организации и являются уникальными с точки зрения отражения потребностей и желаний сообщества.

ФАБЛАБы обладают современными учебно-производственными объектами с необходимым оборудование. Например: 2-мерными, высокопрецизионными фрезерными станками; плазменными, лазерными, ножевыми, водоструйными резаками для нарезания листовых материалов; рабочими местами для разработки, сборки и тестирования цифровой и микропроцессорной электроники; 3-осевыми станками с ЧПУ, оборудованными 3 или более осями, которые управляются с компьютера, вакуумными камерами и вибростендами [5].

Становясь исключительно востребованными, такие лаборатории появились на промышленных предприятиях, в крупных фирмах, в ведущих университетах и колледжах. Главным результатом такого подхода является обучение специалистов через непосредственное участие в практической работе, пусть и несложной, но содержащей все основные этапы реальных проектов, чего не удается достигнуть при любом аудиторном обучении.

Подобное сотрудничество осуществляется, прежде всего, при стажировке в ведущих предприятиях РФ студентов, в рамках целенаправленно актуализированной тематики исследования, в рамках выпускных квалификационных работ бакалавров и магистерских диссертаций, а также при выполнении отдельных научных проектов по различным национальным программам [1], грантам, учитывающих как классические, так и новые экономические модели [6, 7].

Еще одно достоинство такого способа обучения и соответствующей модели участия в производственном процессе, в решении задач предприятия – это возможность для студентов университета принять участие во всех этапах проекта – от замысла до обработки полетных данных в течение всего срока учебного процесса.

Существенным преимуществом привлеченных разработок в ФАБЛАБах являются технико-экономические факторы, которые имеют следующие составные части: недорогие комплектующие, при малой массе спутника дешевый вывод на орбиту, а также разработки учащейся молодежи при бюджетном финансировании их производственной практики со стороны Министерства науки и высшего образования [4].

Наиболее известные зарубежные университеты, интенсивно вовлекающие студентов в разработку малых спутников – это Технический университет Берлина (наноспутники TUBSat); Университет штата Юта (аппарат NuSat); Стэнфордский университет (StenSat, QuakeSat, CubSat); Университет Санта Клара (спутник Artemis).

В России пример такого подхода – проекты малых спутников, разрабатывавшиеся в недалеком прошлом и разрабатываемые сейчас в МАИ, МГТУ, МЭИ, САКУ, ВИКИ, МГУ и других вузах. В качестве примеров можно привести микроспутники «Татьяна» и «Татьяна-2», запущенные МГУ им. М. В. Ломоносова; микроспутник «Колибри», разработанный ИКИ РАН.[2].

Реализация много-спутниковых группировок требует:

а) новых технологий, обеспечивающих необходимые высокие характеристики в классе малых спутников (50-500 кг), для решения задач, которые ранее были доступны спутникам более высокого класса;

б) многократного снижения стоимости, создания целевых спутников, способов и средств выведения.

в) индустриальных моделей производства, включая переход от централизованной иерархической архитектуры технических систем к модульной «мехатронной» архитектуре и технологиям “Plug & Play”, создания уникальных продуктов к гибкому, ориентированному на спрос, поточному производству на единой платформе спутников различного, “по запросу», целевого назначения “Build-to-Order”.

Для удовлетворения нарастающего спроса рынка. В настоящее время в АО «АВЭКС» ведется разработка МКА ДЗЗ. Руководством компании было принято решение использовать имеющийся научный потенциал учащихся вузов в решении задач при создании продукции [3].

Исходя из выше сказанного – наиболее экономически выгодным вариантом является совместная работа с образовательными учреждениями, в которых имеется возможность создания на их базе ФАБЛАБов.

Суммируя сказанное выше, можно утверждать, что инвестиции в такого рода студенческие проекты со стороны промышленности и государственных структур, например, Министерства науки и высшего образования, могут привести к важным прямым (отработка новых технологий и технологических решений) и непрямым (обучение молодых специалистов, способных к активному участию в реальных космических и других высокотехнологических проектах) положительным результатам.

Список литературы

1. Федеральная космическая программа России на 2016-2025 годы. 23.03. 2016 г. № 230.
2. *Абламейко С.В. и др.* Малые космические аппараты. Учебное издание. Серия «Аэрокосмические технологии». 2011. Белорусский государственный университет.
3. *Калошин А.М., Малинин А.С., Иосипенко С.В.* Универсальная спутниковая платформа микрокласса для решения задач мониторинга земной поверхности. Сборник материалов XXVII научно – технической конференции «Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли». 13 -18 сентября 2021. Сочи.
4. *Мерзликин В.Г., Ступаков С.О., Арестова В.В., Чукина М.В., Капранова И.П.* Подготовка военно-технических кадров средней школой для высокотехнологичных отраслей оборонной промышленности. В сборнике: Проблемы и перспективы развития промышленности России. Сборник материалов VI международной научно-практической конференции. 2020. Каф. «Экономика промышленности», РЭУ им. Г.В. Плеханова, 2020. С. 140-150.
5. *Горелов В.А., Аршинов С.В., Максимов Ю.В., Пини Б.Е., Бекаев А.А., Мерзликин В.Г., Ветрова А.Ю.* К вопросу выбора технологии обработки сложнопрофильных изделий. Известия МГТУ МАМИ. 2012. Т. 2. № 2 (14). С. 67-73
6. *Мерзликин В.Г., Красс М.С., Кулаго А.Е., Худяков С.В.* Затратность экономики России. Динамические модели развития. Научные исследования и разработки. Экономика фирмы. 2013. Т. 2. № 3-4. С. 30-34.
7. *Галушка А.С., Ниязметов А.К., Окулов М.О.* Кристалл роста. К русскому экономическому чуду. 2021. 360 с.

Содержание

Секция № 1. Пилотируемые комплексы 3

Секция № 2. Конструкция, прочность и материаловедение 38

Секция № 3. Бортовые комплексы управления 186

Секция № 4. Приборы и системы 219

Секция № 5. Бортовые и наземные радиотехнические комплексы 310

Секция № 6. Электромеханика 363

Секция № 7. Космическая баллистика, аэрогазодинамика, теплообмен, динамика переходных процессов и нагружения 425

Секция № 8. Проектирование средств выведения 503

Секция № 9. Проектирование автоматических космических комплексов и систем 516

Секция № 10. Производство и технологии 551

Секция № 11. Двигатели, двигательные и энергетические установки 619

Секция № 12. Системы терморегулирования и жизнеобеспечения 679

Секция № 13. Летные испытания и эксплуатация КА и средств выведения 711

Секция № 14. Целевое использование пилотируемых космических комплексов 738

Секция № 15. Информационные технологии 766

Секция № 16. Экономика и менеджмент космической деятельности, управление проектами и персоналом, международная деятельность 794


ЭНЕРГИЯ