

**Исследование эффекта усиления шума, связанного со взаимодействием реактивной струи и крыла самолета, на примере точного решения модельной задачи**

*Г.А. Фараносов<sup>2</sup>, О.П. Бычков<sup>1,2</sup>*

<sup>1</sup> Московский физико-технический институт (государственный университет)

<sup>2</sup> Центральный аэрогидродинамический институт

Современные двигатели самолетов с большой степенью двухконтурности располагаются вблизи плоскости крыла, что приводит к эффекту усиления шума струи (см, например, [1-3]). Дополнительный источник шума может быть объяснен тем, что при достаточно малом расстоянии между крылом и струей гидродинамические пульсации, не излучающие звук в отсутствие кромки крыла, рассеиваются на ней, в виде звуковых волн, таким образом, усиливая шум струи в дальнем поле [2].

Для теоретического исследования возможного механизма усиления шума струи вблизи кромки крыла рассматривается модельная 2-мерная задача. Приближенное решение данной задачи в рамках отсутствия взаимного влияния кромок сопла и крыла было получено [3]. В настоящей работе основной целью является получение точного решения.

Кромки крыла и сопла моделируются в задаче с помощью двух параллельных полуплоскостей, которые разнесены друг от друга, как в продольном, так и поперечном направлениях. При этом среднее течение представляет собой однородный, параллельный полуплоскостям поток с разрывом скорости. В качестве начального возмущения рассматривается исходящая из области струи плоская акустическая волна, рассеивающаяся затем на полуплоскостях. Таким образом, решаются конвективные волновые уравнения, и задача сводится к решению матричного уравнения Винера-Хопфа с помощью Паде аппроксимаций и метода вычитания полюсов [4].

Проведена верификация полученного точного решения в предельных случаях, для которых решения известны: 1) в отсутствие среднего течения [5], 2) при условии слабой связи между кромками [3]. Показано хорошее совпадение точного решения с известными результатами. При этом была уточнена область применимости

приближенного решения, полученного в [3]: в то время как для малых поперечных расстояний между пластинами наблюдалось хорошее совпадение результатов, начиная с некоторого расстояния, результаты начинали расходиться. Было установлено, что расхождение связано с образованием сильной связи между двумя кромками, наличие которой в приближенном решении не учитывалось.

В результате, точное решение показало, что приближение кромки крыла к области доминирования волны неустойчивости, сходящей с кромки сопла, приводит к существенному увеличению амплитуды возмущения в дальнем поле. Связано это с тем, что амплитуда излучающих звуковых волн пропорциональна амплитуде волны неустойчивости, рассеивающейся на кромке крыла.

С точки зрения практического приложения результат настоящей работы показывает, что для правильного моделирования шума струи вблизи крыла необходимо корректное описание структуры ближнего поля струи, что является достаточно сложной задачей, для решения которой требуется проведение более тонких экспериментальных и численных исследований.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ (проект 14-01-31041-мол-а).

## Литература

1. V.G. Mengle. *The Effect of Nozzle-to-Wing Gully Height on Jet Flow Attachment to the Wing and Jet-Flap Interaction Noise*. AIAA-2011-2705.
2. V.F. Kopiev, G.A. Faranosov, M.Yu. Zaytsev, E.V. Vlasov, R.K. Karavosov, I.V. Belyaev, N.N. Ostrikov. *Intensification and suppression of jet noise sources in the vicinity of lifting surfaces*. AIAA-2013-2284.
3. Бычков О.П., Фараносов Г.А., *О возможном механизме усиления шума струи вблизи крыла*. Акуст. журн., 2014, Т.60, №5, с.596-610.
4. Veitch B., Peake N. *Acoustic propagation and scattering in the exhaust flow from coaxial cylinders* // *J. Fluid Mech.*, V. 613, 2008, P. 275-307.
5. I.D. Abrahams, G.R. Wickham, *The scattering of sound by two semi-infinite parallel staggered plates II. Evaluation of the velocity potential for an incident plane wave and an incident duct mode*. *Proc. R. Soc.*, A 427, 1990, pp.139–171.