

Валидация двухточечной модели предсказания низкочастотного усиления шума струи вблизи крыла

О. П. Бычков,* В. Ф. Копьев, Г. А. Фараносов

ФГУП ЦАГИ, Научно-исследовательский Московский комплекс ЦАГИ, Россия, 105005, Москва, ул. Радио, д. 17

(Статья поступила 14.11.2019; Подписана в печать 25.11.2019)

При близком расположении реактивного двигателя и крыла самолета на низких и средних частотах может возникать интенсивный шум, связанный с взаимодействием струи и задней кромки крыла. Для проведения расчетных оценок вклада данного эффекта в уровни шума самолета на местности на ранних этапах проектирования необходимо использование надежных предсказательных моделей. В данной работе предложена и валидирована модификация разработанной ранее аналитической модели шума взаимодействия, в основе которой лежит идея о рассеянии линейных гидродинамических пульсаций ближнего поля турбулентной струи на задней кромке крыла. Для валидации модели методом LES проведено численное моделирование шума струи вблизи прямоугольной пластины, имитирующей крыло самолета. Показано, что модифицированная модель, имеющая простой набор входных параметров, позволяет с приемлемой точностью предсказывать основные характеристики шума взаимодействия струи и крыла, в том числе в условиях наличия спутного потока, характерных для взлета и посадки самолета.

PACS: 43.20.Ej, 43.20.Fn, 43.28.-g. УДК: 534.23

Ключевые слова: шум взаимодействия струи и крыла, численное моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

Ужесточение международных норм ИКАО по шуму гражданских самолетов на местности [1] приводит к необходимости исследования всех возможных источников шума самолета с целью определения их относительных вкладов в общие уровни излучаемой акустической энергии, выявления доминирующих источников, подавление которых является наиболее перспективным, и в конечном итоге, разработки мер по снижению общего уровня шума самолета на местности. Одним из основных источников авиационного шума, особенно на режиме взлета, является силовая установка [2]. Использование современных турбореактивных двигателей повышенной степени двухконтурности, обладающих большим диаметром, привело к тому, что реактивная струя может оказаться достаточно близко к крылу самолета. В такой ситуации проявляется так называемый низкочастотный шум взаимодействия струи и крыла. Экспериментально было показано, что наличие отклоненного закрылка вблизи струи приводит к усилению излучаемого изолированной струей низкочастотного шума на величины порядка 7–10 дБ [3–5]. При этом даже простого нахождения струи вблизи поверхности крыла с убранной механизацией достаточно для повышения низкочастотного шума на величины порядка 3–8 дБ [5, 6]. Отличительной особенностью данного источника шума является симметричность его направленности относительно плоскости крыла, что приводит к необходимости его учета как в конфигурации с силовыми установками, размещенными на пилонах под крылом, так и над ним.

Объяснение такому существенному усилению шума, которое нельзя объяснить простым отражением от крыла, было дано в работах [6–11], где в качестве физического механизма, ответственного за интенсификацию шума, рассматривалось рассеяние пульсаций ближнего гидродинамического поля струи на задней кромке пластины, имитирующей крыло. В работе [6] предполагалось, что ближнее поле определяется волнами неустойчивости Кельвина-Гельмгольца, и рассматривалась только осесимметричная компонента пульсаций в виде волнового пакета с огибающей в виде функции Гаусса, для которого было посчитано поле рассеяния на задней кромке пластины. В работе [8] ближнее поле струи моделировалось более точно: в виде суперпозиции волновых пакетов различных азимутальных порядков. В [10] было показано, что для каждой азимутальной моды волновой пакет с плавной огибающей можно заменить на однородную волну с постоянной амплитудой, что позволило получить достаточно простые выражения для шума взаимодействия в дальнем поле без существенной потери точности. На основе анализа азимутального состава ближнего поля струи и решения модельной задачи рассеяния на полуплоскости в работе [11] было предложено дополнительное упрощение аналитической модели, смысл которого заключается в том, что характеристики шума взаимодействия можно с приемлемой точностью определить, зная лишь суммарные пульсации в ближнем поле струи, т.е. без разложения ближнего поля на азимутальные моды, что может существенно упростить практическое применение модели. Фактически это означает то, что необходимые входные данные для модели можно определить из эксперимента при помощи лишь пары датчиков, установленных либо в свободном поле струи, либо на поверхности пластины вблизи ее задней кромки. При этом расположение специальных датчиков непо-

*E-mail: spinozza@yandex.ru

средственно на поверхности крыла/закрылка позволит проводить измерения для крыльев сложной геометрии, в том числе при наличии спутного потока, что является практически важным случаем с точки зрения оценки шума самолета на местности.

Настоящая работа посвящена валидации предложенного в работе [11] упрощенного способа моделирования шума взаимодействия струи и крыла. Для валидации используется вычислительный эксперимент, в котором истечение струи из сопла, расположенного вблизи пластины, рассчитывается методом крупных вихрей (LES) на основе схемы КАБАРЕ [12, 13], хорошо зарекомендовавшим себя при расчетах как одиночных струй [13–15], так и струй в компоновке [16, 17]. Применение численного моделирования удобно для тестирования аналитической модели, поскольку оно позволяет одновременно определять характеристики ближнего поля струи в различных точках и шума взаимодействия струи и пластины в дальнем поле, как для статических условий, так и при наличии спутного потока.

1. АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ УСИЛЕНИЯ НИЗКОЧАСТОТНОГО ШУМА СТРУИ ВБЛИЗИ КРЫЛА

Для разработки полуэмпирической модели шума взаимодействия струи и крыла самолета в работе [10] была сформулирована трехмерная модельная задача о рассеянии пульсаций ближнего поля струи на жесткой полуплоскости в присутствии однородного набегающего потока (рис. 1). Решение задачи проводилось в два этапа. Первый этап заключался в моделировании пульсаций ближнего поля струи как решения конвективного волнового уравнения с граничным условием, заданным на цилиндрической поверхности $r = r_0$ в виде суперпозиции возмущений давления различных азимутальных порядков, распространяющихся вниз по

потoku:

$$p(X, r_0, \varphi, t) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} A_m e^{im\varphi + ik \frac{X}{M_{cm}} - i\omega t}, \quad (1)$$

где (X, r, φ) — цилиндрическая система координат, t — время, ω — круговая частота, k — волновое число, A_m и M_{cm} — соответственно амплитуда и конвективное число Маха m -й азимутальной моды ближнего поля, определенные в положении X , соответствующем задней кромке полуплоскости. Временной множитель $e^{-i\omega t}$ в дальнейшем для краткости будет опущен.

Несложно показать [10], что решение конвективного волнового уравнения с граничным условием (1) вне цилиндрической поверхности $r = r_0$ имеет вид:

$$p_i(X, r, \varphi) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} A_m \frac{K_m \left(\frac{k}{M_{cm}} \sqrt{1 - (M_{cf} - M_{cm})^2} r \right)}{K_m \left(\frac{k}{M_{cm}} \sqrt{1 - (M_{cf} - M_{cm})^2} r_0 \right)} \times e^{im\varphi + i \frac{k}{M_{cm}} X}, \quad (2)$$

где K_m — модифицированная функция Бесселя второго рода m -го порядка, M_{cf} — число Маха, посчитанное по скорости спутного потока V_{cf} .

Далее, на втором этапе рассматривалась задача о рассеянии поля (2) на задней кромке полуплоскости. Решение этой задачи для пульсаций давления p_d в дальней зоне ($kR \gg 1$) было получено в [10] при помощи метода Винера-Хопфа и двумерного метода перевала в виде суперпозиции вкладов от рассеяния всех мод ближнего поля. В плоскости, перпендикулярной к плоскости крыла (соответствует $\sin \psi = 0$ в сферической системе координат (R, θ, ψ)), решение принимает следующий вид:

$$p_d^2(R, \theta, 0) = \sum_{m=0}^{\infty} p_{dm}^2(R, \theta, 0),$$

$$|p_{dm}(R, \theta, 0)| \approx \frac{\tilde{A}_m(R) |\sin(\theta/2)|}{(1 - M_{cf}(M_{cf} - M_{cm})) - M_{cm} \cos \theta}, \quad (3)$$

$$\tilde{A}_m(R) \approx \frac{A_m M_{cm}^{3/2} \sqrt{1 + M_{cf}}}{kR \sqrt{2} \sqrt{1 + (M_{cf} - M_{cm})}} \frac{e^{-\frac{k}{M_{cm}} \sqrt{1 - (M_{cf} - M_{cm})^2} h}}{K_m \left(\frac{k}{M_{cm}} \sqrt{1 - (M_{cf} - M_{cm})^2} r_0 \right)},$$

где p_{dm} — звуковое поле от рассеяния на задней кромке m -й косинус-моды ближнего поля, параметр h определяет расстояния по нормали от полуплоскости до оси струи (рис. 1).

Таким образом, выражение (3) связывает пульсации давления на кромке с шумом взаимодействия в дальнем поле в плоскости $(R, \theta, 0)$, для предсказания которого необходимо иметь данные об амплитудах пуль-

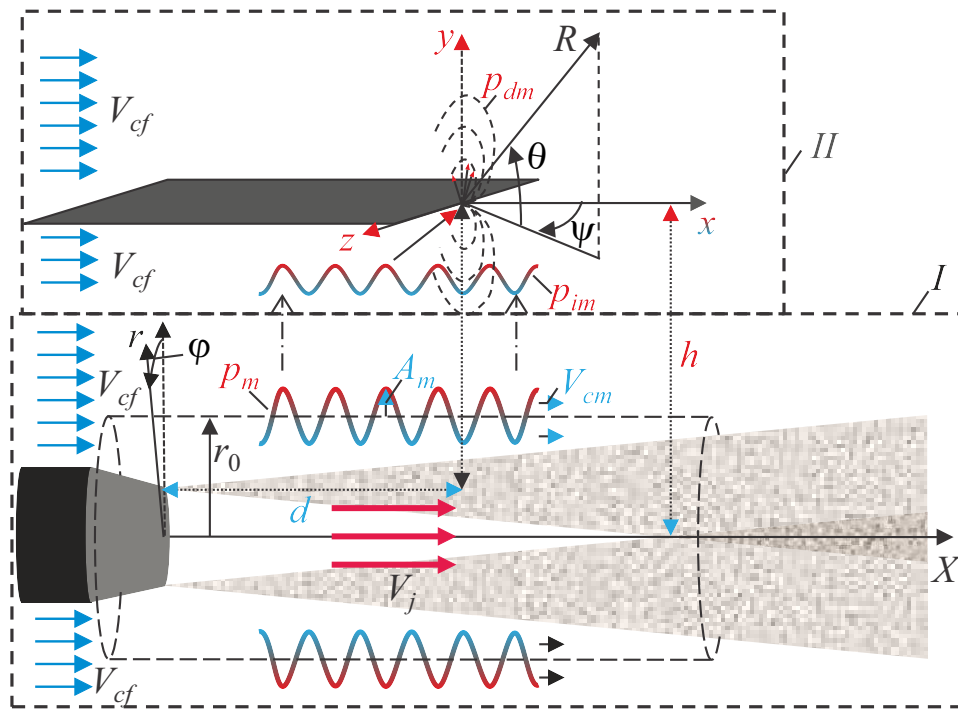


Рис. 1: Схема трехмерной задачи и ее подразделение на две подзадачи, решение которых лежит в основе полуэмпирической модели шума взаимодействия струи и крыла самолета

саций A_m , измеренных вблизи рассеивающей кромки, а также об их конвективных скоростях, определяющих M_{cm} . В работах [9, 10, 18] показано, что если пластина не замывается струей, то в выражении 3 достаточно рассматривать лишь сумму первых двух мод ($m = 0, 1$). При этом можно считать, что пластина практически не влияет на амплитудно-фазовые характеристики ближнего поля струи [6], поэтому величины A_m и M_{cm} обычно определяются для изолированной струи [9, 10]. Однако даже в таком случае измерение этих величин в эксперименте является достаточно трудоемкой задачей, требующей использования многомикрофонных массивов [10],

применение которых к тому же ограничено статическим случаем ($M_{cf} = 0$). Кроме того, на результат может оказать влияние чрезвычайная чувствительность результатов измерений к точности позиционирования микрофонов ближнего поля и самой пластины относительно оси струи [11].

Анализ связи модового состава ближнего поля струи и шума взаимодействия в дальнем поле [11] позволил предложить дополнительное упрощение модели, основанное на том, что передаточные функции для доминирующих нулевой и первой косинус мод примерно равны друг другу, и тогда 3 можно переписать как

$$p_d^2(R, \theta, 0) \approx \left(\frac{\tilde{A}(R) \sin(\theta/2)}{(1 - M_{cf}(M_{cf} - M_c)) - M_c \cos(\theta)} \right)^2, \tag{4}$$

$$\tilde{A}(R) = \frac{AM_c^{3/2} \sqrt{1 + M_{cf}}}{kR\sqrt{2}\sqrt{1 + (M_{cf} - M_c)}} \frac{e^{-\frac{k}{M_c} \sqrt{1 - (M_{cf} - M_c)^2} h}}{K_0\left(\frac{k}{M_c} \sqrt{1 - (M_{cf} - M_c)^2} r_0\right)},$$

где A, M_c — соответственно амплитуда и конвективное число Маха полных пульсаций ближнего поля струи (без разложения на азимутальные моды). Смысл упрощения 4 заключается в том, что необходимые для мо-

делирования параметры теперь могут быть определены с помощью одной пары датчиков, которые могут быть расположены как в свободном поле изолированной струи, так и на поверхности пластины.

Одним из преимуществ модифицированной модели является сокращение количества необходимых для измерения входных данных датчиков. Кроме того, в случае размещения датчиков на поверхности пластины удается избежать обозначенных выше проблем точности позиционирования и возможности измерений при наличии спутного потока.

2. ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЕТ ДЛЯ КОНФИГУРАЦИИ «СТРУЯ — ПЛАСТИНА»

Для того чтобы продемонстрировать возможность модели 4 предсказывать основные характеристики шума взаимодействия в дальнем поле было проведено численное моделирование для простой конфигурации «струя-пластина», аналогичной исследовавшейся в экспериментах [8, 10, 18]. Численный расчет позволяет одновременно определять характеристики ближнего поля струи в различных точках и шума взаимодействия струи и пластины в дальнем поле как для статических условий, так и при наличии спутного потока, и поэтому удобен для тестирования аналитической модели. Таким образом, в данном случае численный расчет выступает в роли «вычислительного эксперимента», который используется для валидации разработанной модели.

В ходе численного исследования шума взаимодействия рассматривалась расположенная вблизи жесткой пластины холодная струя, истекающая из круглого профилированного сопла диаметра $D = 40$ мм со скоростью, соответствующей числу Маха $M_j = 0.53$ (рис. 2). Было выполнено два расчета: один соответствовал статическим условиям (спутный поток отсутствовал $M_{cf} = 0$), в другом — скорость спутного потока соответствовала $M_{cf} = 0.09$. Задняя кромка пластины была смещена относительно среза сопла вниз по потоку на расстояние $d = 3.15D$, а расстояние от нее до оси струи составляло $h = D$.

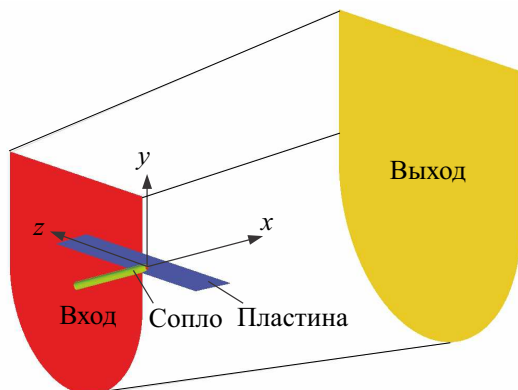


Рис. 2: Общий вид расчетной области для численного моделирования истечения струи вблизи пластины

Расчеты аэродинамических и акустических характеристик рассмотренной конфигурации были проведены с помощью разрабатываемого при участии НИО-9 ЦАГИ решателя типа LES на основе схемы КАБАРЕ [13]. Расчеты проводились на рабочей станции с 4-мя графическими процессорами (модификация кода под графические карты описана в [14]). Расчетная сетка содержала около 30 миллионов ячеек, характерный размер расчетной области составлял $100D$ в продольном направлении и $50D$ — в поперечном (рис. 2).

Шум в дальнем поле рассчитывался с помощью интегрального метода Фокса Вильямса-Хоукинга (ФВХ) в варианте, изложенном в [19]. При таком подходе в ближнем поле источника звука строится контрольная поверхность (ФВХ-поверхность), охватывающая источник, на которой сохраняются данные нестационарного LES-расчета. Звук в дальнем поле рассчитывается с использованием функции Грина конвективного волнового уравнения и выражается через интеграл по контрольной поверхности. В данном случае контрольная поверхность имела вид усеченного конуса, ось которого совпадала с осью струи (рис. 3). Внутри ФВХ-поверхности находился участок струи длиной $25D$ и часть пластины, на которой сосредоточены наиболее интенсивные пульсации ближнего поля. Шум в дальнем поле вычислялся для точек на цилиндрической поверхности, окружающей струю, радиус поверхности составлял $20D$.

Как отмечалось выше, для использования модели (4) необходимо знание об амплитуде пульсаций A_c и их конвективной скорости V_c вблизи рассеивающей кромки. Для определения этой информации во время численного расчета записывались временные реализации пульсаций давления в двух парах точек в ближнем поле (желтые точки на рис. 3). Одна пара находилась на поверхности пластины вблизи ее кромки, вторая располагалась симметрично относительно продольной оси. Продольное разнесение датчиков составляло $0.5D$. Эти две пары виртуальных датчиков моделируют предложенные в работе [11] варианты измерений ближнего поля для предсказания шума взаимодействия струи и крыла: измерения парой микрофонов в отсутствие крыла в области предполагаемого расположения задней кромки (нижняя пара точек на рис. 3), либо измерения парой поверхностных датчиков, установленных непосредственно на крыле вблизи задней кромки кромки (верхняя пара точек на рис. 3).

3. РЕЗУЛЬТАТЫ ВАЛИДАЦИИ УПРОЩЕННОЙ МОДЕЛИ ШУМА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

На рис. 4 изображены результаты расчета спектров пульсаций ближнего поля вблизи кромки (правые «датчики» каждой из пар) и соответствующих им конвективных скоростей. Поскольку на поверхности пластины присутствует падающее и отраженное поля давления, амплитуды которых для жесткой стенки

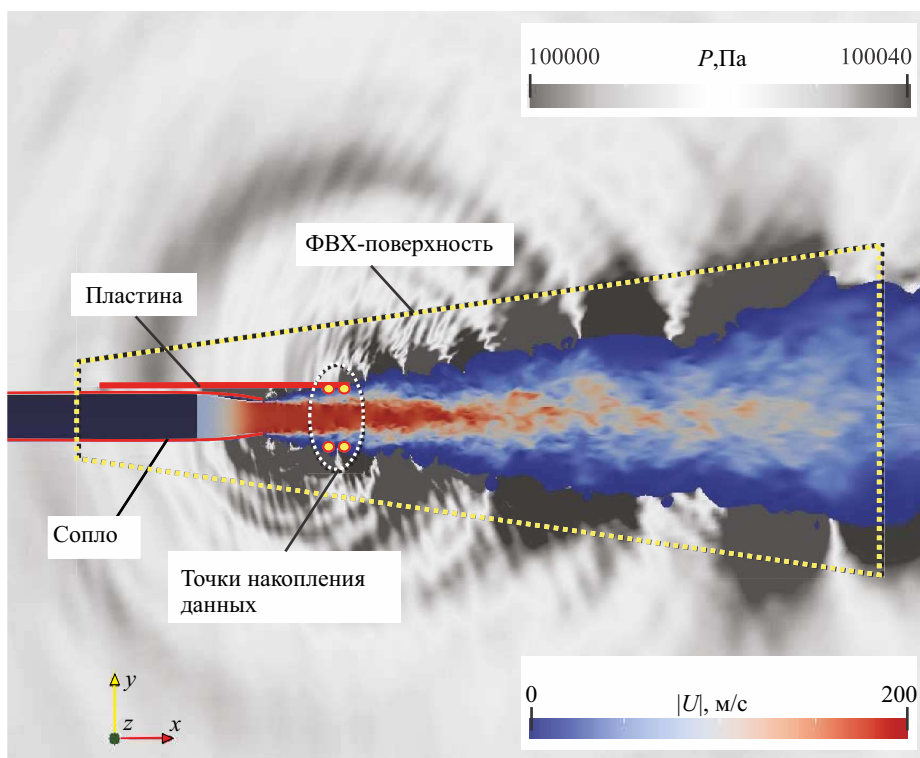


Рис. 3: Мгновенное поле модуля скорости (цветная палитра) и давления (серая палитра) в плоскости симметрии для случая $M_{cf} = 0$. Также показано расположение контрольной поверхности для вычисления звука в дальнем поле и расположение точек, в которых сохранялись данные для определения характеристик пульсаций в ближнем поле

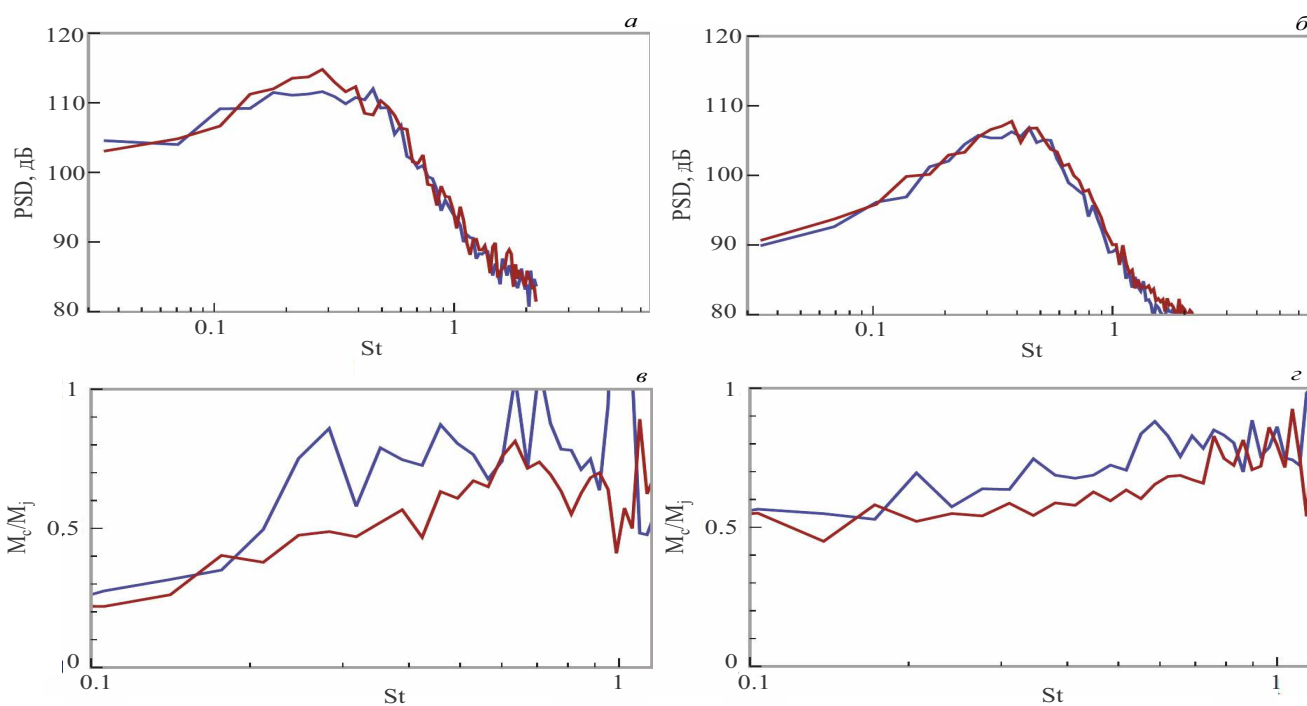


Рис. 4: Определение входных параметров для модели 4 из результатов численного моделирования: спектры пульсаций ближнего поля в области расположения кромки (а, б), конвективная скорость распространения возмущений у кромки (в, г). Слева показаны результаты для статических условий ($M_{cf} = 0$), справа — для условий полета ($M_{cf} = 0.09$). Синие линии — результаты для пары датчиков на пластине, красные — результаты для датчиков свободного поля

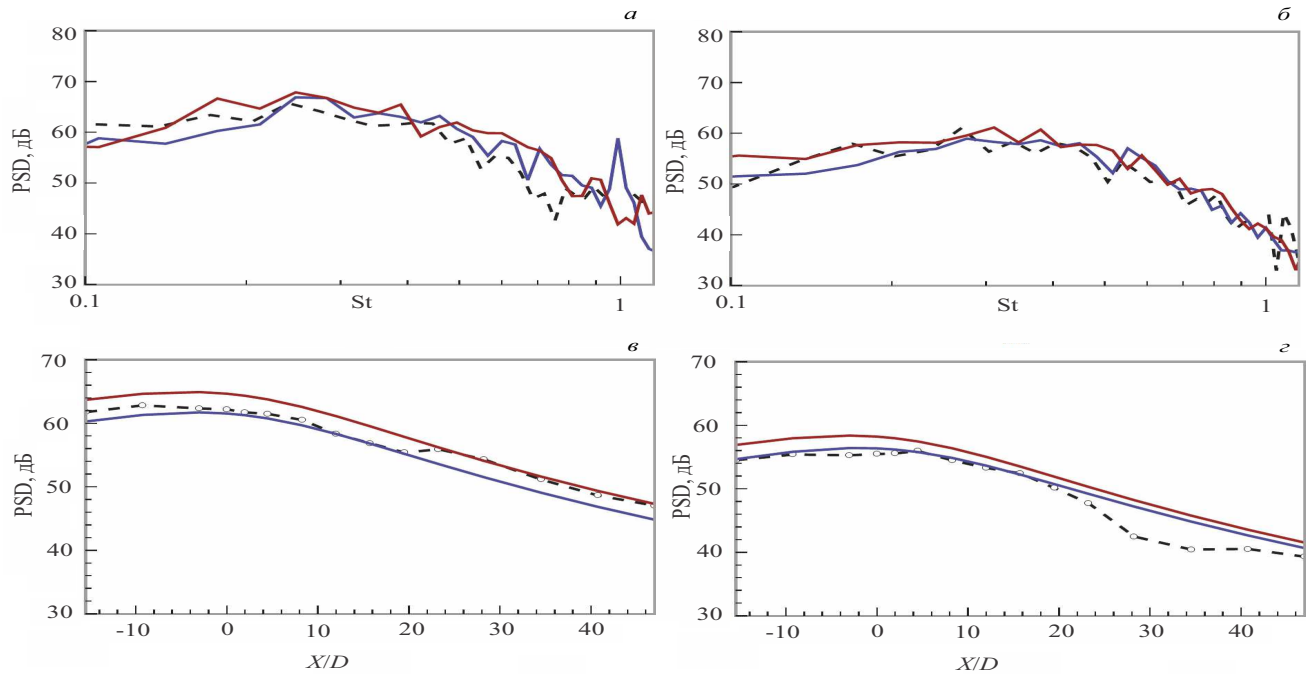


Рис. 5: Сравнение предсказаний модели 4 с результатами численного моделирования: спектры в боковом направлении для ($R = 20D$, $\theta = 90^\circ$, $\psi = 0$) (а, б), цилиндрическая направленность $St = 0.2$ для ($R \sin \theta = 20D$, $\psi = 0$) (в, г). Слева результаты для статики ($M_{cf} = 0$), справа результаты для условий полета ($M_{cf} = 0.09$). Синие линии — результаты предсказания по паре «датчиков» на пластине, красные — результаты предсказаний по «микрофонам» свободного поля, черный пунктир — результаты численного эксперимента

можно считать одинаковыми, сигнал с верхних «датчиков» был уменьшен в 2 раза, т.к. в модель (4) входят параметры именно падающего поля. Для нижней же пары «датчиков» эффекты отражения от пластины считались пренебрежимо малыми ввиду экспоненциального затухания ближнего поля струи в радиальном направлении, и измеряемое этой парой поле считалось свободным, то есть таким же как и для изолированной струи без пластины. Очевидно, что если модель (4) верна, то расчеты рассеянного поля по обеим парам датчиков должны давать одинаковые результаты.

Из представленных данных видно, что в рассматриваемой точке амплитуда пульсаций для условий полета уменьшается, а конвективная скорость возмущений увеличивается по сравнению со статическими условиями. Эти эффекты объясняются тем, что при наличии спутного потока инкремент неустойчивости возмущений уменьшается из-за меньшего разрыва продольной скорости, а их фазовая скорость становится больше из-за увеличения скорости потока в среднем по сечению.

Из сравнения спектров свободного поля, полученных по нижним и верхним датчикам (рис. 3, а, б), видно, что они совпадают с хорошей точностью. При этом в конвективной скорости для верхних и нижних датчиков заметны различия (рис. 3, в, г), которые, как показано ниже, не оказывают существенного влияния на шум в дальнем поле.

Найденные таким образом значения амплитуд и скоростей возмущений, падающих на заднюю кромку пластины, позволяют использовать аналитическую модель (4) для расчета шума взаимодействия струи и пластины и сравнить предсказываемые результаты с результатами, полученными непосредственно в численном моделировании.

На рис. 4 представлены результаты расчетов по модели (4) на основе данных, полученных с верхних и нижних пар «датчиков», а также результаты численного эксперимента. В результатах численного эксперимента из общего шума вычитался шум струи, и таким образом, выделялась компонента, связанная именно с шумом взаимодействия струи и пластины. Для этого использовалась методика, предложенная в работе [18] и основанная на анализе азимутальных компонент шума в дальнем поле.

На рис. 5, а, б приведено сравнение спектров шума взаимодействия в боковом направлении ($R = 20D$, $\theta = 90^\circ$, $\psi = 0$), демонстрирующее хорошее совпадение различных вариантов расчета как в статических, так и в полетных условиях. Максимальные уровни шума достигаются в диапазоне чисел Струхала $St = 0.2-0.4$, число Струхала вычислялось по диаметру сопла и скорости истечения струи. При включении спутного потока уровни шума падают, а максимум спектра несколько смещается в область более высоких частот. Такое поведение соответствует поведению спектров ближне-

го поля (рис. 4, а, б) и подтверждает линейность связи характеристик ближнего и дальнего полей (4). На рис. 5, в, г приведены распределения интенсивности излучения для $St = 0.2$ на образующей цилиндрической поверхности ($R \sin \theta = 20D$, $\psi = 0$). Видно хорошее соответствие данных, полученных на основе аналитической модели, и непосредственных результатов вычислительного эксперимента. Расхождение в области малых углов наблюдения θ ($x/D > 25$) в условиях наличия спутного потока объясняется тем, что в этой области шум взаимодействия становится существенно слабее шума струи и поэтому из результатов численного моделирования он определяется с большой погрешностью.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе проведена валидация упрощенной модели предсказания низкочастотного усиления шума струи вблизи крыла в статических условиях и при наличии спутного потока. Входными данными для модели являются амплитуда и конвективная скорость возмущений

давления, создаваемых струей вблизи задней кромки крыла. Для валидации использовались данные вычислительного эксперимента, в котором истечение струи из сопла, расположенного вблизи пластины, имитирующей крыло, было рассчитано методом LES на базе схемы КАБАРЕ. Показано, что пара «датчиков», установленных на пластине вблизи ее задней кромки, или в свободном поле в области предполагаемого расположения кромки, позволяет оценить амплитуду и конвективную скорость возмущений давления, определяющих характеристики рассеянного на кромке поля. Сравнение результатов расчета по упрощенной аналитической модели и результатов, полученных непосредственно из численного эксперимента, показало, что модель адекватно предсказывает как спектральный состав, так и направленность шума взаимодействия в статических условиях и при наличии спутного потока.

Представленная в работе упрощенная модель может быть полезна в качестве инженерного приложения на начальных этапах проектирования самолета для уточнения оценок шума на местности.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ в рамках проекта № 18-31-00430.

-
- [1] Приложение 16. Охрана окружающей среды. Авиационный шум. 2017. 1. Издание 8. ©ICAO
- [2] Peak N. // Ann. Rev. Fluid Mech. 2012. **44**. P. 227.
- [3] Way D.J., Turner B.A. // AIAA-80-1048. 1980.
- [4] Mead C.J., Strange P.J.R. Under-wing installation effects on jet noise at sideline // AIAA-1998-2207, 4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 1998.
- [5] Kopiev V.F., Faranosov G.A., Zaitsev M.Yu., Vlasov E.V., Karavosov R.K., Belyaev I.V., Ostrikov N.N. Intensification and suppression of jet noise sources in the vicinity of lifting surfaces // AIAA-2013-2284, 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2013.
- [6] Cavalieri A.V.G., Jordan P., Gervais Y. Scattering of wavepackets by a flat plate in the vicinity of a turbulent jet // AIAA-2012-2156, 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2012.
- [7] Vera J., Lawrence J., Self R.H., Kinganz M.J. The Prediction of the Radiated Pressure Spectrum Produced by Jet-Wing Interaction // AIAA-2015-2216, 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2015.
- [8] Denisov S., Faranosov G., Ostrikov N., Bychkov O. Theoretical modeling of the excess noise due to jet-wing interaction // AIAA-2016-2932, 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2016.
- [9] Lyu B., Dowling A.P., Naqavi I. // J. of Fluid Mechanics. 2017. **811**. P. 234.
- [10] Bychkov O.P., Faranosov G.A. // Acoustical Physics. 2018. **64**, N4. P. 437.
- [11] Бычков О.П., Фараносов Г.А. // Акустический журнал. 2020. **66**, № 1. С. 34.
- [12] Karabasov S.A., Goloviznin V.M. // J. Comput. Phys. 2009. **228**. P. 7426.
- [13] Faranosov G.A., Goloviznin V.M., Karabasov S.A., Kondakov V.G., Kopiev V.F., Zaitsev M.A. // Computers & Fluids. 2013. **88**. P. 165.
- [14] Markesteijn A.P., Semiletov V.A., Karabasov S.A. CABARET GPU Solver for Fast-Turn-Around Flow and Noise Calculations // AIAA-2015-2223, 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2015.
- [15] Markesteijn A.P., Semiletov V.A., Karabasov S.A. GPU CABARET solutions for the SILOET jet noise experiment: Flow and noise modeling // AIAA-2016-2967, 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2016.
- [16] Kopiev V.F., Semiletov V.A., Yakovlev P.G., Karabasov S.A., Faranosov G.A. // Int. J. of Aeroacoustics. 2016. **15**, N 6-7. P. 631.
- [17] Бычков О.П., Фараносов Г.А., Копьев В.А., Беляев И.В. Численное моделирование шума взаимодействия струи и плоской пластины // в сборнике Акустика среды обитания Сборник трудов Третьей Всероссийской конференции молодых ученых и специалистов. 2018. С. 50.
- [18] Faranosov G.A., Belyaev I.V., Kopiev V.F., Bychkov O.P. // AIAA Journal. 2019. **57**, N. 5. P. 1885.
- [19] Najafi-Yazdi A., Bres G.A., Mongeau L. // Proc. Royal Soc. A. 2011. **467**. P. 144.

Validation of two-point predictive model of jet near the wing low-frequency noise amplification

O. P. Bychkov^a, V. F. Kopiev, G. A. Faranosov

*Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Moscow Research Complex. Moscow 105005, Russia
E-mail: ^aspinozza@yandex.ru*

With close proximity of the jet engine and the wing of the aircraft intense noise may occur at low and medium frequencies associated with the interaction of the jet and the trailing edge of the wing. To conduct estimates of the contribution of this effect to aircraft community noise levels at the early stages of design, it is necessary to use reliable predictive models. In this paper, a modification of the previously developed analytical model of interaction noise is proposed and validated, which is based on the idea of scattering of turbulent jet near field linear hydrodynamic pulsations at the trailing edge of the wing. To validate the model, numerical simulation of jet noise near a rectangular plate simulating an airplane wing was performed using the LES method. It is shown that the modified model, which has a simple set of input parameters, makes it possible to predict with reasonable accuracy the main characteristics of the jet-wing interaction noise, including in the presence of a concurrent flow characteristic of an airplane take-off and landing.

PACS: 43.20.Ef, 43.20.Fn, 43.28.-g.

Keywords: jet-wing interaction noise, numerical simulation

Received 14 November 2019.

Сведения об авторах

1. Бычков Олег Павлович — аспирант, мл. науч. сотрудник; e-mail: spinozza@yandex.ru.
2. Копьев Виктор Феликсович — доктор физ.-мат. наук, нач. акустического отделения; e-mail: vkopiev@mktsagi.ru.
3. Фараносов Георгий Анатольевич — канд. физ.-мат. наук, вед. науч. сотрудник; e-mail: georgefalt@rambler.ru.