

УДК 534.23

ВАЛИДАЦИЯ ДВУХТОЧЕЧНОЙ МОДЕЛИ ШУМА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СТРУИ И КРЫЛА ДЛЯ РЕАЛИСТИЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

© 2023 г. О. П. Бычков^а, *, Г. А. Фараносов^а

^аФАУ ЦАГИ, Научно-исследовательский Московский комплекс ЦАГИ, Москва, Россия

*e-mail: oleg.bychkov@tsagi.ru

Поступила в редакцию 04.07.2022 г.

После доработки 04.07.2022 г.

Принята к публикации 22.12.2022 г.

Для случая реалистичной маломасштабной конфигурации “двухконтурное сопло–механизованное крыло” проводится проверка разработанного ранее упрощенного полуэмпирического метода расчета низкочастотного шума взаимодействия струи и крыла самолета. В качестве входных данных для расчета шума используются результаты измерений амплитуды и конвективной скорости возмущений ближнего поля турбулентной струи вблизи задней кромки выпущенного закрылка, выполненных парой датчиков давления, установленных заподлицо с нижней поверхностью модели крыла. Показано, что результаты расчетной оценки спектральных характеристик и направленности шума взаимодействия хорошо согласуются с прямыми измерениями шума в дальнем поле как в статических условиях, так и при наличии спутного потока, имитирующего эффект полета.

Ключевые слова: шум взаимодействия струи и крыла, волны неустойчивости, дифракция

DOI: 10.31857/S032079192260055X, **EDN:** ITKVCH

ВВЕДЕНИЕ

В условиях ужесточающихся норм по шуму на местности [1] при проектировании новых или модернизации существующих самолетов гражданской авиации необходимо иметь представление об их основных источниках шума. Одним из заметных источников шума самолета с двигателями высокой степени двухконтурности, расположенными на пилонах под крылом, является эффект аэроакустического взаимодействия реактивной струи и крыла [2, 3], который в области низких и средних частот проявляется в виде существенного усиления шума струи. Экспериментальная оценка вклада данного источника в полное поле шума самолета в летных испытаниях затруднительна по ряду причин (стоимость, сложность проведения измерений и т.д. [4, 5]), и обычно проводятся исследования для маломасштабных моделей с последующим пересчетом на натурные условия (например, [6]). Однако и такой подход не всегда может быть реализован, например, на начальном этапе проектирования самолета, когда его геометрические параметры, в частности параметры системы “двигатель–крыло”, не зафиксированы окончательно. В таком случае для предварительной оценки шума проектируемого самолета на местности, в том числе с целью оптимизации некоторых параметров с точки зрения акустики, целесообразно использование расчетных моделей

основных источников шума, включающих эффект взаимодействия струи и крыла.

Существующие полуэмпирические модели аэроакустического взаимодействия струи и крыла самолета связывают появление дополнительного источника шума с рассеянием крупномасштабных гидродинамических возмущений ближнего поля струи на задней кромке крыла [7–11]. Изначально данные модели разрабатывались для упрощенной конфигурации, в которой рассматривалось взаимодействие одноконтурной струи, истекающей в покоящуюся среду, и которая моделирует крыло плоской пластины, параллельной оси струи. Задачей такого рода моделей является расчет шума взаимодействия струи и пластины на основе характеристик пульсаций в ближнем поле струи. Эти характеристики могут быть измерены или рассчитаны как для свободной струи в отсутствие пластины [8, 10, 11], так и непосредственно на поверхности пластины [9]. В последующих работах рассматривались различные модификации моделей с целью рассмотрения влияния на шумообразование по отдельности таких дополнительных факторов, как стреловидность крыла [12, 13], угол его установки [14], наличие спутного потока [15]. Между тем, представляет практический интерес задача расчетного определения характеристик шума взаимодействия струи и крыла для реалистичных конфигураций, соответствующих

тем, что реализуются в современных самолетах и содержащих стреловидное крыло с выпущенной механизацией и двухконтурное сопло.

В настоящей работе проводится проверка применимости ранее разработанной авторами “двухточечной” полуэмпирической модели шума взаимодействия [16] к случаю реалистичной маломасштабной конфигурации “двухконтурное сопло–механизированное крыло”. Ниже представлено краткое описание используемой модели шума взаимодействия струи и крыла. Далее приведены результаты экспериментального исследования в заглушенной камере АК-2 поля пульсаций на поверхности крыла и дальнего акустического поля системы “струя–крыло”. Затем показаны результаты сравнения расчетных характеристик шума взаимодействия, полученных на основе полуэмпирической модели с использованием характеристик пульсаций на поверхности крыла, с данными прямых измерений шума в дальнем поле. В заключении сформулированы основные выводы работы.

ПОЛУЭМПИРИЧЕСКАЯ ДВУХТОЧЕЧНАЯ МОДЕЛЬ

В качестве полуэмпирической модели шума взаимодействия струи и крыла самолета в работе используется упрощенная двухточечная модель, описание и результаты валидации которой для упрощенной конфигурации “струя–пластина” представлены в работе [16]. При разработке данной модели рассматривалась задача о рассеянии пульсаций ближнего поля струи на задней кромке полуплоскости при наличии спутного потока скорости V_{cf} (рис. 1). Положение задней кромки относительно среза сопла характеризуется параметрами d и h , как показано на рис. 1. Предположение о неизменности характеристик ближнего поля струи при расположении вблизи нее рассеивающей поверхности [8, 9, 17] позволяет разбить данную задачу на подзадачи о моделировании ближнего поля струи (I) и последующем рассеянии найденных возмущений ближнего поля на задней кромке полуплоскости (II). В работе [11] было показано, что процесс рассеяния в основном определяется характеристиками ближнего поля вблизи кромки и поэтому для заданной частоты ω и азимутального числа n структура пульсаций давления на цилиндрической поверхности радиуса r_0 , окружающей струю, может быть описана в виде однородной волны амплитуды A , распространяющейся вниз по потоку вдоль оси X со скоростью V (рис. 1):

$$p(X, r_0, \varphi, t) = Ae^{\frac{i\omega X}{V} - i\omega t - in\varphi}, \quad (1)$$

где (X, r, φ) – цилиндрическая система координат, t – время. Вообще говоря, пульсации ближ-

него поля являются суперпозицией бесконечного набора азимутальных мод вида (1), однако экспериментальные исследования характеристик модального состава продемонстрировали доминирование нескольких первых азимутальных мод [11], из которых основной вклад в поле рассеяния вносят лишь осесимметричная ($n = 0$) мода и первая ($n = 1$) косинус-мода. Благодаря тому, что структура поля рассеяния этих двух мод практически одинакова, то для нахождения рассеянного на кромке поля, вместо задачи о рассеянии каждой из доминирующих мод (с последующим энергетическим суммированием полученных полей), можно рассматривать задачу о рассеянии на кромке осесимметричной моды с характеристиками, соответствующими суммарному ближнему полю [18]. Таким образом, можно считать, что в модели (1) $n = 0$, а характеристики A и V соответствуют характеристикам полного поля вблизи рассеивающей кромки. Такой подход с практической точки зрения чрезвычайно удобен, поскольку позволяет избежать процедуры азимутальной декомпозиции поля пульсаций вблизи струи, которая даже для свободной струи достаточно сложна [11, 13, 18], не говоря о струе при наличии крыла.

Вне цилиндрической поверхности возмущение давления удовлетворяет конвективному волновому уравнению:

$$\Delta p - \left(-ik + M_{cf} \frac{\partial}{\partial X}\right)^2 p = 0, \quad r > r_0, \quad (2)$$

с граничным условием (1) и условием излучения на бесконечности, где M_{cf} – число Маха, посчитанное по скорости набегающего потока V_{cf} . Можно показать, что решение конвективного волнового уравнения для заданного граничного условия принимает следующий вид:

$$p(X, r, \varphi) = A \frac{K_0\left(\frac{k}{M} \sqrt{1 - (M_{cf} - M)^2} r\right)}{K_0\left(\frac{k}{M} \sqrt{1 - (M_{cf} - M)^2} r_0\right)} e^{i\frac{k}{M} X}, \quad (3)$$

где K_0 – модифицированная функция Бесселя второго рода 0-го порядка, k – волновое число, M – число Маха, посчитанное по конвективной скорости возмущений V . Временной множитель $e^{-i\omega t}$ здесь и далее для краткости опущен.

При решении второй подзадачи (рис. 1, II) производится поиск поля рассеяния возмущений (3) на задней кромке полуплоскости. Искомое решение должно удовлетворять конвективному волновому уравнению (2) и граничным условиям в виде непротекания на жесткой полуплоскости ($x < 0$) и равенству нормальных смещений границы между областями под и над полуплоскостью ($x > 0$), а также условию излучения на бесконечности. Из-за наличия разрывного граничного условия при $y = 0$ поиск решения производится

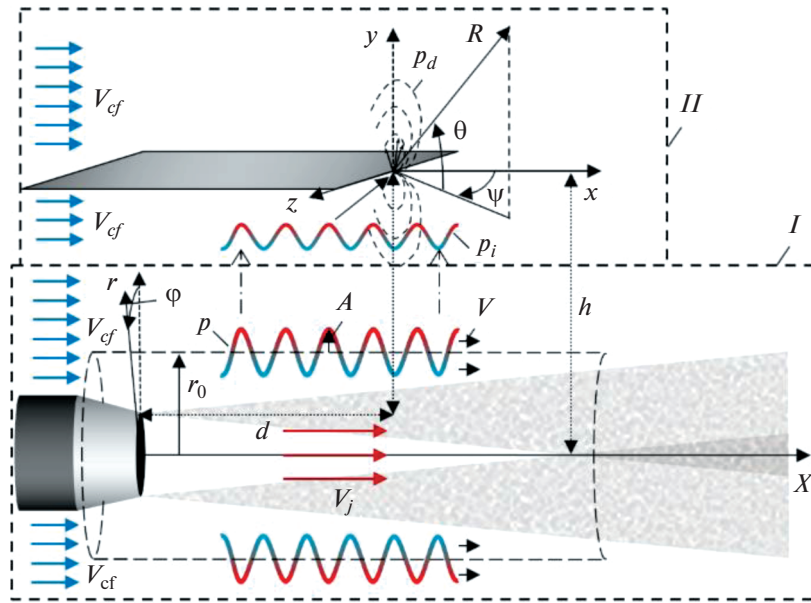


Рис. 1. Схема задачи и ее подразделение на две подзадачи.

методом Винера–Хопфа [19], а итоговое выражение, записанное в виде обратного преобразования Фурье, аппроксимируется в дальнем поле ($kR \gg 1$) при помощи двумерного метода перевала [20]. Здесь (x, y, z) и (R, θ, ψ) – декартова и сферическая системы координат, связанные с задней кромкой полуплоскости. Можно показать, что в плоскости, перпендикулярной к полуплоскости ($\sin \psi = 0$), решение принимает следующий вид:

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

$$\tilde{A}(R) = \frac{AM^{3/2} \sqrt{1 + M_{cf}}}{kR \sqrt{2} \sqrt{1 + (M_{cf} - M)}} \times$$

$$\frac{e^{-\frac{k}{M} \sqrt{1 - (M_{cf} - M)^2} h}}{K_0 \left(\frac{k}{M} \sqrt{1 - (M_{cf} - M)^2} r_0 \right)},$$

где p_d – звуковое поле от рассеяния на задней кромке ближнего поля (3), h – расстояния по нормали от полуплоскости до оси струи. Выражение (4) связывает пульсации давления ближнего поля с шумом взаимодействия в дальнем поле в плоскости $(R, \theta, 0)$, для предсказания которого необходимо иметь данные об амплитуде пульсаций полного поля A и о конвективной скорости возмущений V . В эксперименте данные параметры могут быть определены с помощью одной пары датчиков, расположенных со смещением в направлении истечения струи, например, на нижней поверхности крыла вблизи задней кромки (в этом случае $r_0 = h$).

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ

Для проведения проверки применимости описанной выше модели шума взаимодействия струи и крыла к реалистичной конфигурации “двухконтурное сопло–механизированное крыло” использовались результаты двух серий испытаний, проведенных в заглушенной камере АК-2 ЦАГИ. В рамках первой серии исследовалось распределение нестационарных нагрузок на поверхности крыла, что позволило определить характеристики ближнего поля A и V , входящие в формулу (4). В рамках второй серии исследовался шум в дальней зоне, что позволяло сравнить расчеты по формуле (4) с прямыми измерениями.

В качестве исследуемой конфигурации рассматривалась маломасштабная модель двухконтурного сопла с центральным телом, установленного вблизи консоли крыла с выпущенными во взлетное положение закрылками [6] (рис. 2). Данная конфигурация является типичной для современных магистральных самолетов. Скорости истечения холодной струи внутреннего контура 281 м/с и внешнего контура 243 м/с приблизительно моделируют режим набора высоты самолета. Скорость истечения полностью перемешанной струи в таком случае составляла $V_m = 251.5$ м/с. Эффективный диаметр двухконтурного сопла составляет $d = 62$ мм, а расстояние от оси струи до кромки закрылка по нормали равнялось $h = 0.78d$. Для моделирования эффекта полета использовалось сопло третьего контура диаметром 0.4 м, на выходе которого мог создаваться поток со скоростью до $V_{cf} = 80$ м/с.

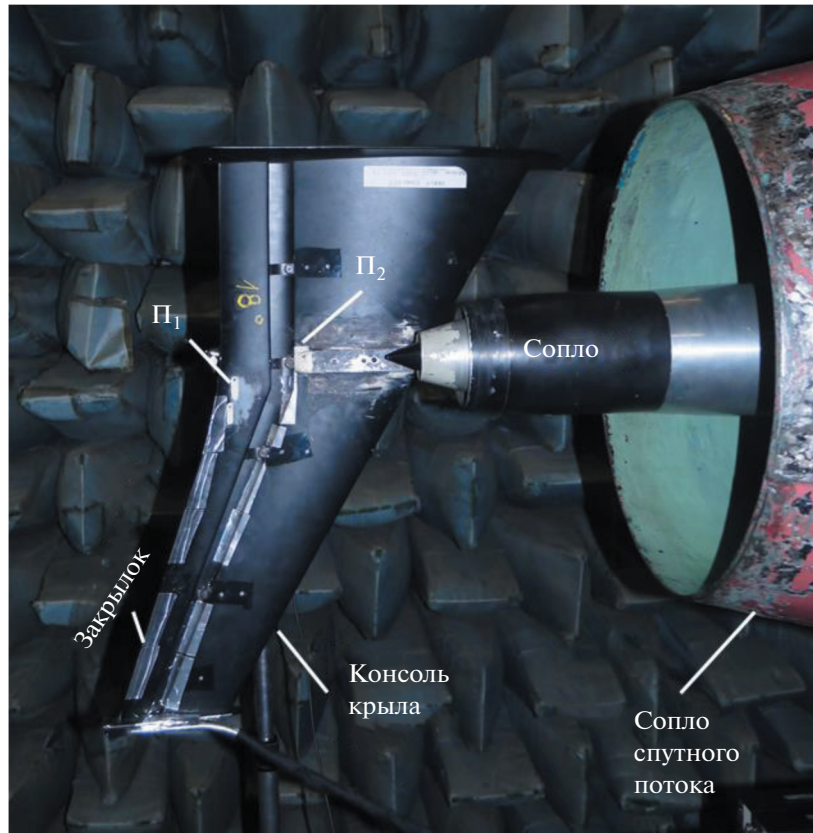


Рис. 2. Фотография исследуемой конфигурации.

В качестве измерительной аппаратуры использовались установленные заподлицо с нижней поверхностью крыла датчики давления Kulite типа LQ-47. Датчик P_1 располагался вблизи кромки закрылка, в то время как датчик P_2 был установлен на расстоянии $1.13d$ вверх по потоку от него (рис. 2), и измеренные ими пульсации давления могли быть использованы для получения необходимых в модели (4) данных о ближнем поле струи (A , U). На рис. 3 представлены измеренные данные в виде амплитуды и конвективной скорости для случая статических ($M_{cf} = 0$) и полетных ($M_{cf} = 0.23$) условий. Можно отметить, что спектр пульсаций (рис. 3а) в отсутствие спутного потока имеет изрезанную форму с некоторым количеством существенных пиков, в то время как наличие спутного потока существенно снижает данные пики, и спектр становится более гладким. Данные пики в спектре можно объяснить наличием обратной связи между задней кромкой закрылка и кромкой сопла [21]. Кроме того, сниженные амплитуды гидродинамических пульсаций при наличии спутного потока приводят к тому, что акустические пульсации начинают доминировать при меньших частотах – это видно на рис. 3б по скачку конвективной скорости при $St = 1.2$ для условий полета и при $St = 1.8$ в случае отсутствия

спутного потока. Таким образом, частотный диапазон применимости модели (4) зависит от значения M_{cf} .

При подготовке измеренных данных к их использованию в модели учитывался тот факт, что, во-первых, датчик P_1 измеряет полное (падающее и отраженное) поле и, во-вторых, он находится не в области максимальных пульсаций, которая соответствует нормальной проекции оси струи на поверхность крыла, а сдвинут на $0.4d$ вдоль размаха крыла. Поэтому измеренные спектры приводились к свободному полю путем вычитания из них 6 дБ, а также корректировались с использованием выражения (3) для приведения к радиальному удалению $r_0 = h = 0.78d$, соответствующему минимальному расстоянию от оси струи до задней кромки закрылка.

Во второй серии экспериментов при исследовании дальнего акустического поля использовалась полярная решетка микрофонов, состоящая из 10-ти $\frac{1}{2}$ " микрофонов Briel&Kjaer (тип 4189) с предусилителями модели 2669 (диапазон частот 40–25600 Гц, чувствительность 50 мВ/Па). Микрофоны располагались в области “под крылом” на полуокружности радиуса $R = 2$ м с центром в середине среза сопла внешнего контура, в плос-

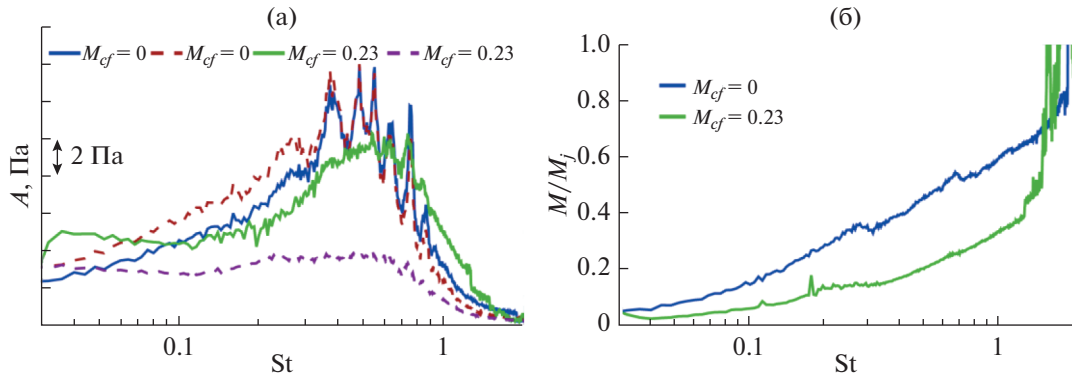


Рис. 3. Входные параметры для модели, полученные в эксперименте в отсутствие и при наличии спутного потока: (а) – амплитуда пульсаций вблизи кромки (пунктир – измерения, сплошные кривые – скорректированные спектры); (б) – относительная конвективная скорость пульсаций.

кости, проходящей через ось струи и перпендикулярной к крылу (рис. 4). Микрофоны заметали область полярных углов $\theta' = 30^\circ \dots 120^\circ$ с шагом в 10° .

В случае отсутствия спутного потока считалось, что полное акустическое поле складывается из двух некоррелированных источников: шум изолированной струи (L_{jet}) и шум взаимодействия струи и крыла (L_{inst}). Таким образом, для проверки модели (4) необходимым являлось проведение измерения шума изолированной струи и струи вблизи крыла (L_{tot}). При наличии спутного потока ситуация усложнялась: полный шум L_{tot} складывается из четырех источников, а именно из шума струи L_{jet} , шума взаимодействия L_{inst} , шума обтекания крыла L_{wing} и шума спутного потока L_{cf} . Поэтому для условий полета число необходимых измерений увеличивалось до четырех:

1) шум спутного потока ($V_{cf} = 80$ м/с, $V_m = 0$ м/с, крыло убрано) – L_{cf} ;

2) шум двухконтурной струи в спутном потоке ($V_{cf} = 80$ м/с, $V_m = 251.5$ м/с, крыло убрано) – $L_1 = L_{cf} + L_{jet}$;

3) шум обтекания крыла спутным потоком ($V_{cf} = 80$ м/с, $V_m = 0$ м/с, крыло установлено) – $L_2 = L_{cf} + L_{wing}$;

4) общий шум полной конфигурации ($V_{cf} = 80$ м/с, $V_m = 251.5$ м/с, крыло установлено) – L_{tot} .

На рис. 5 для бокового направления ($\theta' = 90^\circ$) представлен пример полученных в эксперименте результатов.

Как и в случае измерений в ближнем поле (рис. 3а), можно отметить пиковую структуру спектра суммарного шума (L_{tot}), которая наиболее заметно проявляется в статических условиях (рис. 5а) и несколько сглаживается при наличии спутного потока (рис. 5б). При этом видно, что наличие крыла около струи приводит к существенному усилению шума струи в области $0.2 < St < 1$

(сравнение красных и синих кривых). Именно это усиление и должно моделировать выражение (4) при подстановке в него измеренных на поверхности крыла данных (рис. 3).

ВАЛИДАЦИЯ МОДЕЛИ

Для оценки качества моделирования шума рассчитывался суммарный шум L_{tot}^{pred} конфигурации “двухконтурное сопло–механизированное крыло”. Расчет заключался в вычислении шума взаимодействия L_{inst}^{pred} по формуле (4) и последующем энергетическом суммировании данной величины с остальными компонентами шума, взятыми из эксперимента. Для случая статических условий к L_{inst}^{pred} прибавлялась компонента, связанная с шумом струи, а для условий полета – добавлялись еще шум крыла и шум спутного потока:

$$\begin{aligned} L_{tot}^{pred} &= L_{inst}^{pred} + L_{jet}, \quad M_{cf} = 0; \\ L_{tot}^{pred} &= L_{inst}^{pred} + L_1 + L_2 - L_{cf}, \quad M_{cf} \neq 0. \end{aligned} \quad (5)$$

На рис. 6 представлен результат моделирования шума взаимодействия (серые кривые) при помощи выражения (4) и сравнение измеренного и расчетного (5) суммарного поля пульсаций давления в дальней зоне (соответственно синие и черные кривые), также для наглядности показаны измеренные спектры источников шума, входящие в выражение (5). Можно отметить, что двухточечная модель достаточно точно позволяет предсказать характеристики шума взаимодействия: спектральный состав, в том числе и сложную изрезанную форму спектров. При этом предсказать изрезанную форму спектра позволило именно применение упрощенной двухточечной модели шума взаимодействия и датчиков, установленных на поверхности крыла и закрылка. В этом случае прямое измерение поля пульсаций

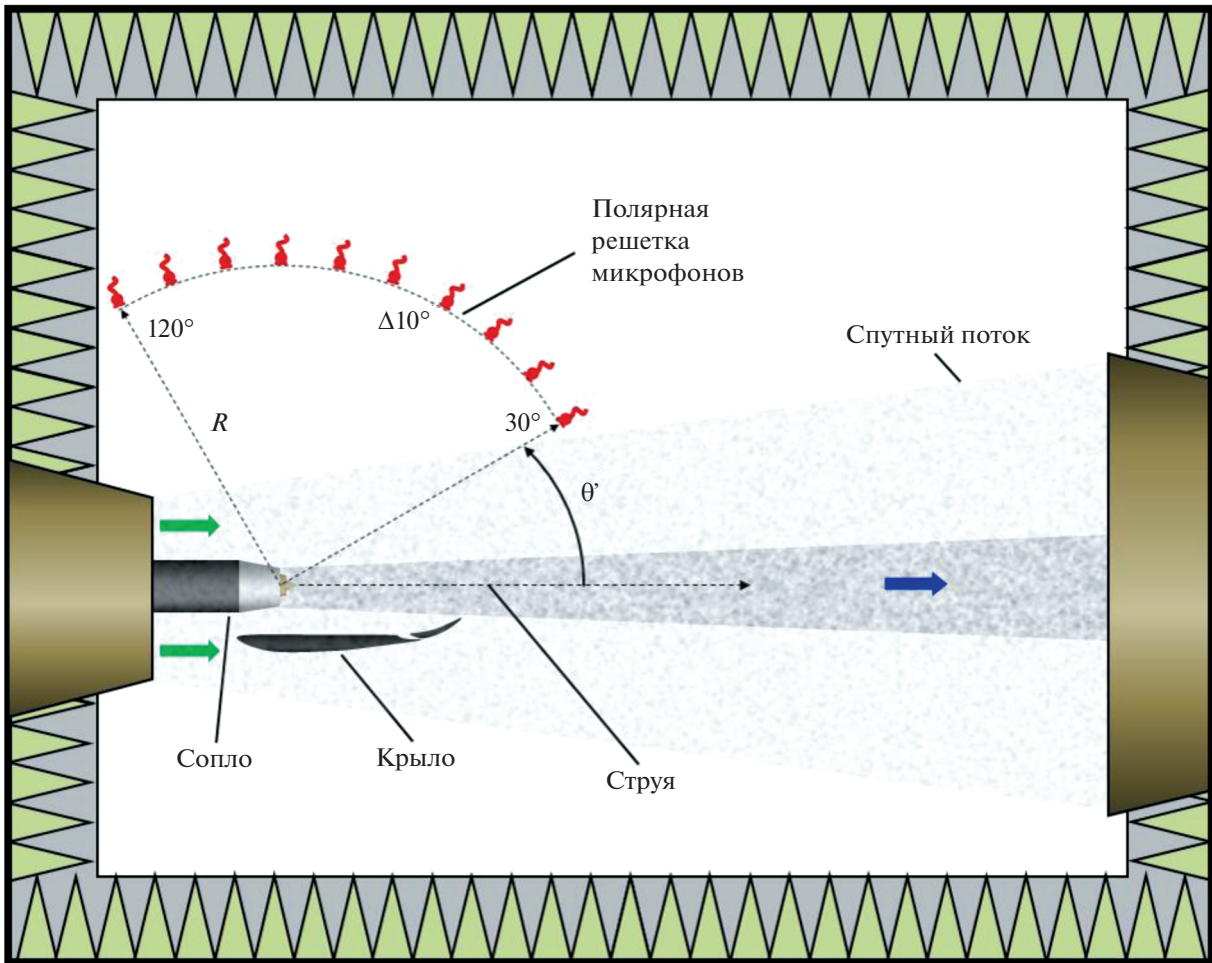


Рис. 4. Схема эксперимента по исследованию дальнего акустического поля конфигурации “двухконтурная струя–механизированное крыло”.

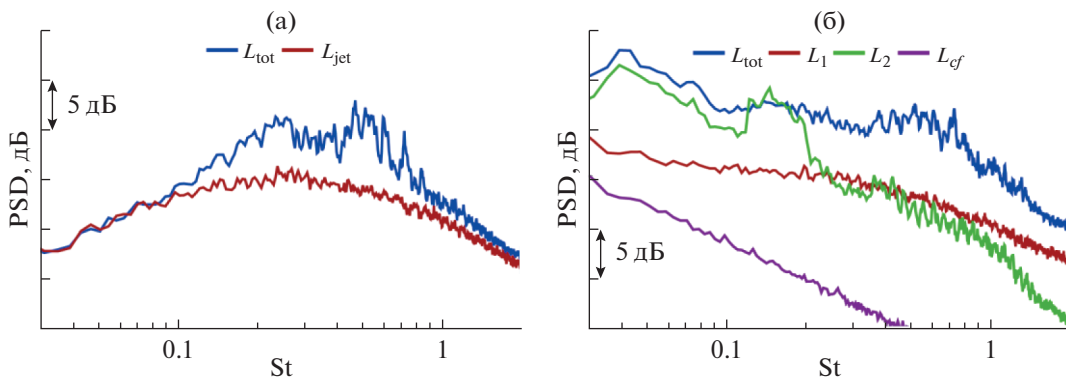


Рис. 5. Спектры различных источников шума конфигурации “двухконтурная струя–механизированное крыло” в дальнем поле (а) – в отсутствие и (б) – при наличии спутного потока.

вблизи рассеивающей кромки позволило опосредованно учесть и эффект обратной связи между кромкой крыла и кромкой сопла (рис. 3а), что было бы невозможно при использовании данных о

ближнем поле для свободной струи, как это делалось, например, в [11].

На рис. 7 представлено сравнение направленностей измеренного и рассчитанного с использо-

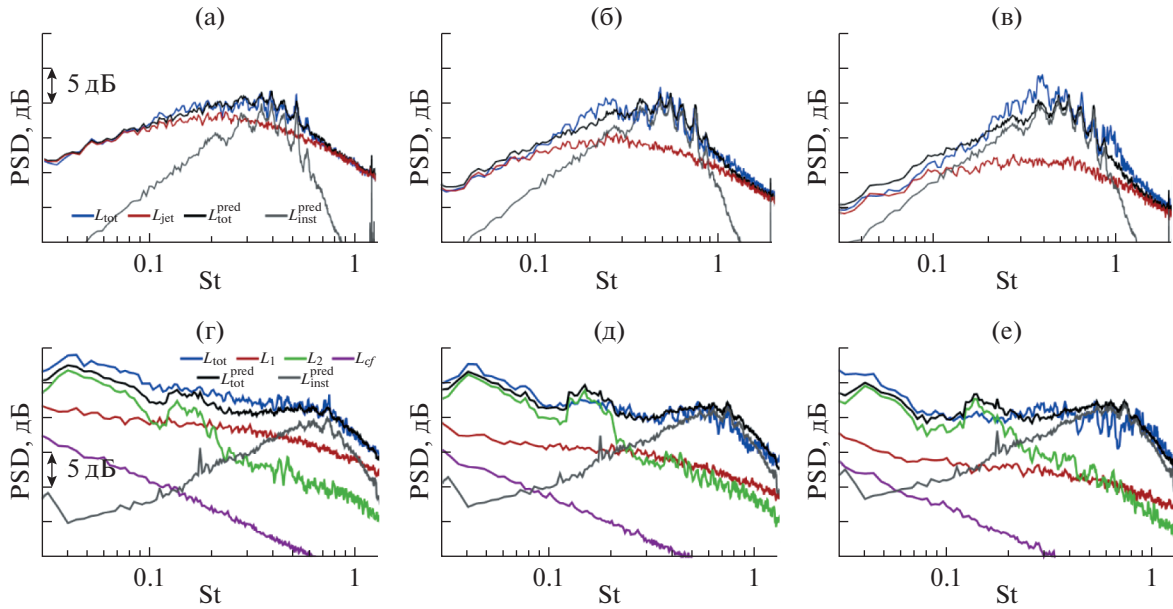


Рис. 6. Сравнение измеренных и предсказанных спектров полного шума для различных полярных углов θ' : (а) – 60° ; (б) – 90° ; (в) – 120° . Цветовая схема совпадает с рис. 5, но добавлены также спектры L_{inst}^{pred} (4) и L_{tot}^{pred} (5). Верхний ряд – $M_{cf} = 0$, нижний – $M_{cf} = 0.23$.

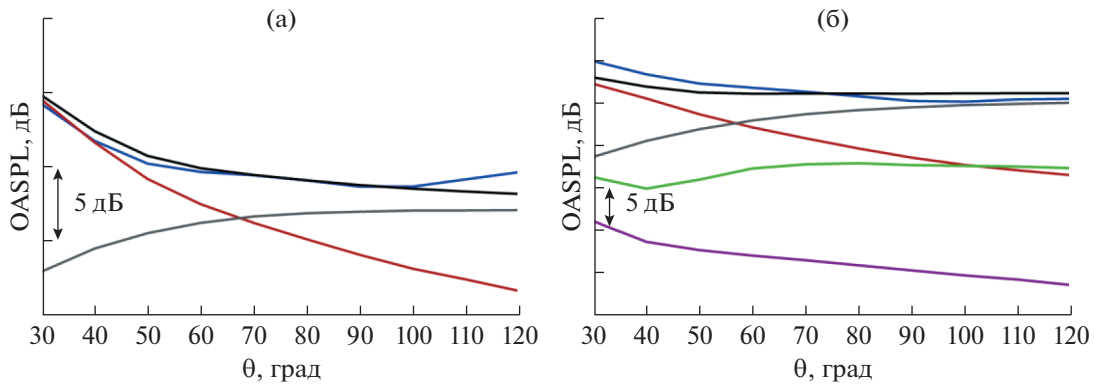


Рис. 7. Сравнение полярных направленностей суммарного шума в широкой полосе частот различных источников: (а) – $V_{cf} = 0$, $0.1 \leq St \leq 1$; (б) – $V_{cf} = 80$, $0.2 \leq St \leq 1.2$. Цветовые обозначения совпадают с рис. 6.

ванием полуэмпирической модели уровней шума в широкой полосе частот, и показаны направленности излучения составляющих источников шума.

Можно отметить, что в области вниз по потоку модель несколько завышает уровни шума (на 1–2 дБ), что можно связать с неучтенным поворотом рассеивающей поверхности – закрылка. Некоторое расхождение расчетных и измеренных значений шума в направлении вверх по потоку может быть обусловлено эффектом конечности хорды крыла, который не учитывается в используемой модели, но может быть значим именно в данной области углов наблюдения [10, 15].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе проведено исследование применимости упрощенной двухточечной модели шума взаимодействия струи и пластины [16] к расчету шума реалистичной конфигурации “двухконтурное сопло–механизированное крыло”. Для этого на первом этапе из результатов синхронных двухточечных измерений пульсаций давления на нижней поверхности крыла и закрылка был определен спектр и конвективная скорость возмущений вблизи задней кромки закрылка. После подстановки этих величин в аналитическую модель рассеянного поля рассчитывались характеристики

шума взаимодействия струи и крыла в дальнем поле.

Показано, что достаточно простая расчетная модель позволяет в главном приближении корректно предсказывать основные характеристики шума взаимодействия: полярную направленность, амплитуду и спектральный состав. Важно отметить, что использование поверхностных датчиков при измерении пульсаций давления вблизи кромки закрылка, хотя и предполагает пренебрежение деталями азимутальной структуры пульсаций при расчете шума, все же имеет определенные преимущества по сравнению с измерениями пульсаций свободной струи без крыла. Во-первых, такие поверхностные измерения сравнительно легко реализуются в условиях наличия спутного потока, а во-вторых, позволяют опосредованно учесть изменение ближнего поля струи при расположении вблизи него модели крыла и возможное наличие обратной связи между кромками крыла и сопла.

Наблюдаемые, сравнительно малые, расхождения между расчетными и измеренными характеристиками шума взаимодействия струи и крыла могут быть связаны с рядом следующих эффектов: конечностью размаха и хорды крыла, углом отклонения закрылка, стреловидностью крыла, неоднородностью потока вокруг крыла. Учет данных эффектов при необходимости может быть выполнен за счет усложнения модели взаимодействия возмущений ближнего поля струи с задней кромкой закрылка, вплоть до перехода к численному расчету поля рассеяния, например, методом конечных элементов [8, 12] или полному численному моделированию системы струя–крыло [22]. Выбор расчетной модели зависит от допустимого компромисса между ее точностью и простотой. Модель, рассмотренная в настоящей работе, является моделью низкого уровня для получения быстрых и достаточно надежных оценок шума взаимодействия по минимальному числу параметров системы и может найти применение в качестве одного из инженерных инструментов аэроакустического проектирования воздушных судов.

Авторы выражают благодарность А.Ю. Голубеву и Г.А. Потокину за помощь в проведении измерений пульсаций давления на поверхности крыла, а также — В.Ф. Копьеву за интерес к работе и полезные замечания.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант 21-71-30016). Экспериментальная часть работы выполнена на базе УНУ “Заглушенная камера с потоком АК-2” ФГУП “ЦАГИ”, модернизируемой при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по соглашению №075-15-2022-1036.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Охрана окружающей среды. Том I. Авиационный шум. Издание 8. ISBN 978-92-58-261-6. © ICAO 2017.
2. *Way D.J., Turner B.A.* Model tests demonstrating underwing installation effects on engine exhaust noise // AIAA Aeroacoustics Conference. 1980. AIAA-80-1048.
3. *Delfs J.* Simulation of aircraft installation noise. A key to low noise aircraft design // 4th CEAA. Svetlogorsk, 2016.
4. *Zaytsev M.Y., Kopiev V.F., Velichko S.A., Belyaev I.V.* Fly-over noise source localization during acoustic flight tests of advanced passenger aircraft // 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2019. AIAA-2019-2426.
5. *Величко С.А., Зайцев М.Ю., Копьев В.Ф.* Подготовка и проведение летных испытаний по локализации и ранжированию источников шума самолета RRJ-95 с двигателями SAM-146 108-микрофонной решеткой // Материалы XXXI научно-технической конференции по аэродинамике. Г. Жуковский, 2020. С. 61–62.
6. *Беляев И.В., Зайцев М.Ю., Копьев В.Ф., Остриков Н.Н., Фараносов Г.А.* Исследование влияния угла отклонения закрылка на шум взаимодействия двухконтурной струи и стреловидного крыла в спутном потоке // Акуст. журн. 2017. Т. 63. № 1. С. 17–29.
7. *Бычков О.П., Фараносов Г.А.* О возможном механизме усиления шума струи вблизи крыла // Акуст. журн. 2014. Т. 60. № 6. С. 596–609.
8. *Cavaliere A.V.G., Jordan P., Wolf W.R., Gervais Y.* Scattering of wavepackets by a flat plate in the vicinity of a turbulent jet // J. Sound Vib. 2014. V. 333. P. 6516–6531.
9. *Vera J., Lawrence J., Self R.H., Kinganz M.J.* The prediction of the radiated pressure spectrum produced by jet–wing interaction // 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2015. AIAA-2015-2216.
10. *Lyu B., Dowling A.P., Naqavi I.* Prediction of Installed Jet Noise // J. Fluid Mech. 2017. V. 811. P. 234–268.
11. *Бычков О.П., Фараносов Г.А.* Экспериментальное исследование и теоретическое моделирование шума взаимодействия струи и крыла самолета // Акуст. журн. 2018. Т. 64. № 4. С. 437–453.
12. *Piantanida S., Jaunet V., Huber J., Wolf W., Jordan P., Cavaliere A.V.G.* Scattering of turbulent-jet wavepackets by a swept trailing edge // AIAA J. 2016. V. 140. № 6. P. 4350–4359.
13. *Lyu B., Dowling A.P.* Prediction of installed jet noise due to swept wings // 24th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2018. AIAA-2018-2980.
14. *Nogueira P.A.S., Siroto J.R.L.N., Miotto R.F., Cavaliere A.V.G., Cordioli J.A., Wolf W.R.* Acoustic radiation of subsonic jets in the vicinity of an inclined flat plate // J. Acoust. Soc. Am. 2019. V. 146. № 1. P. 50–59.
15. *Bychkov O., Faranosov G., Kopiev V., Soares L.F.M., Cavaliere A.V.G.* Jet installation noise modeling in static and flight conditions using centerline fluctuations // AIAA Journal. 2022. <https://doi.org/10.2514/1.J060879>

16. *Бычков О.П., Копьев В.Ф., Фараносов Г.А.* Валидация двухточечной модели предсказания низкочастотного усиления шума струи вблизи крыла // Ученые записки физического факультета Московского университета. 2020. № 1. 2010801.
17. *Proenca A.R., Lawrence J.L.T., Self R.H.* A survey of the turbulence statistics of a model-scale installed jet at low and moderate Mach numbers // 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2017. AIAA-2017-3705.
18. *Бычков О.П., Фараносов Г.А.* Анализ взаимной связи модовой структуры пульсаций ближнего поля струи и шума взаимодействия струи и крыла // Акуст. журн. 2020. Т.66. № 1. С. 34–45.
19. *Noble B.* Methods based on the Wiener-Hopf technique. Pergamon Press, London. 1958.
20. *Фелсен Л., Маркувиц Н.* Излучение и рассеяние волн. Т. I. М.: Мир, 1977. 552 с.
21. *Bychkov O., Faranosov G.* Diffraction of an acoustic plane wave by two staggered half-planes in a mean flow with velocity discontinuity // ICSV 2016 – 23rd Int. Congress on Sound and Vibration: From Ancient to Modern Acoustics. 2016.
22. *Semiletov V.A., Yakovlev P.G., Karabasov S.A., Faranosov G.A., Kopyev V.F.* Jet and jet–wing noise modelling based on the cabaret miles flow solver and the Ffowcs Williams–Hawkings method // Int. J. Aeroacoustics. 2016. V. 15. № 6–7. P. 631–645.