

УДК 534.23

ВАЛИДАЦИЯ ДВУХТОЧЕЧНОЙ МОДЕЛИ ШУМА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СТРУИ И КРЫЛА ДЛЯ РЕАЛИСТИЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

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

^aФАУ 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—механизированное 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):

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

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

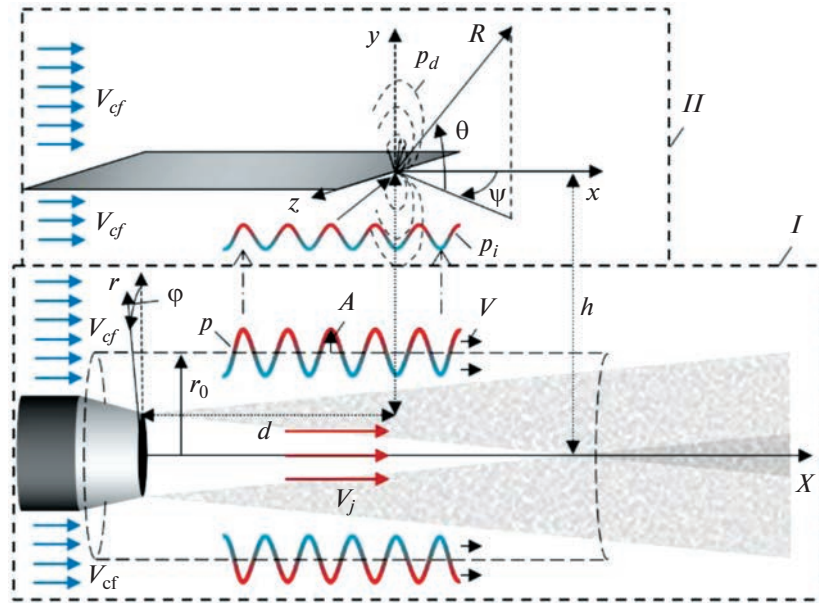


Рис. 1. Схема задачи и ее подразделение на две подзадачи.

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:

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

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

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

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.

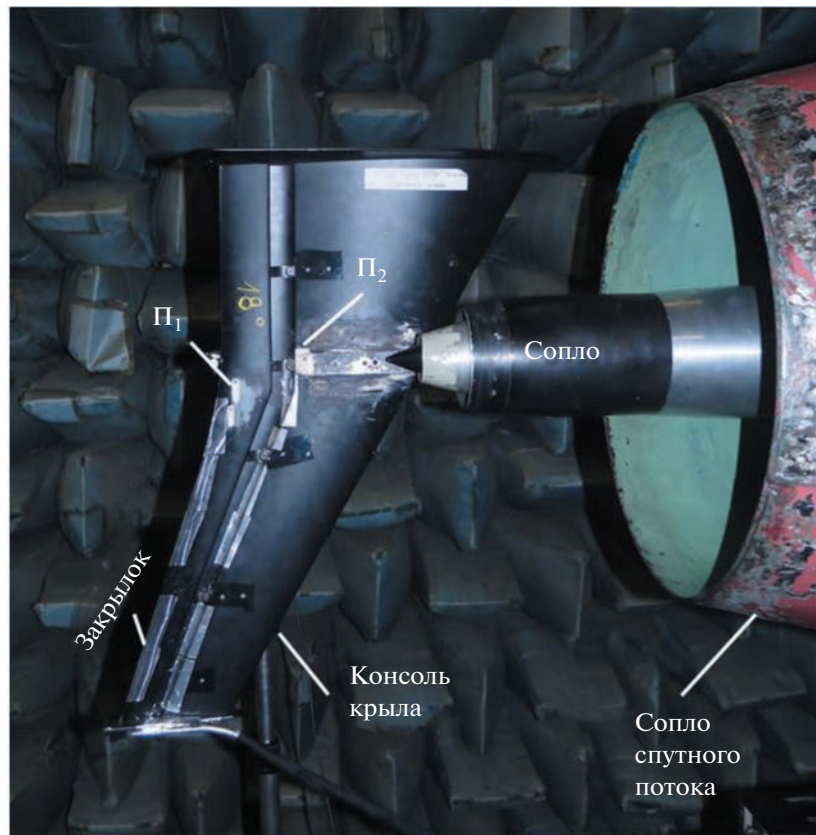


Рис. 2. Фотография исследуемой конфигурации.

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 им 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-

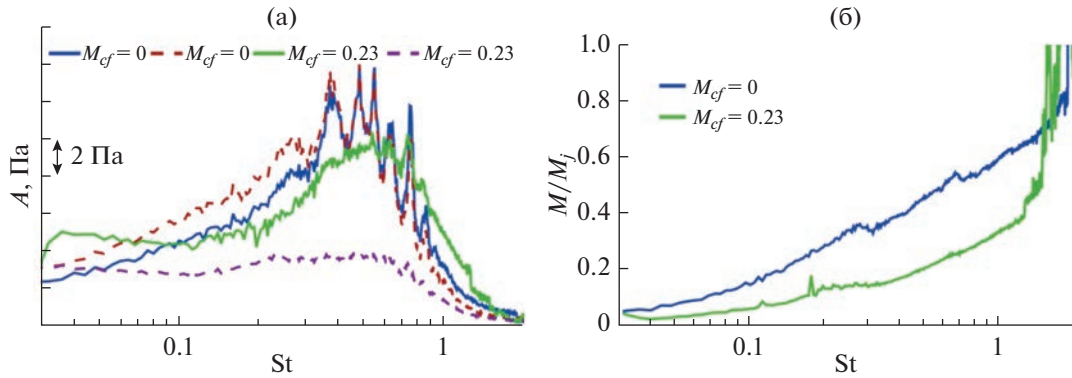


Рис. 3. Входные параметры для модели, полученные в эксперименте в отсутствие и при наличии спутного потока: (а) — амплитуда пульсаций вблизи кромки (пунктир — измерения, сплошные кривые — скорректированные спектры); (б) — относительная конвективная скорость пульсаций.

кости, проходящей через ось струи и перпендикулярной к крылу (рис. 4). Микрофоны заматали 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 существенно-му 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

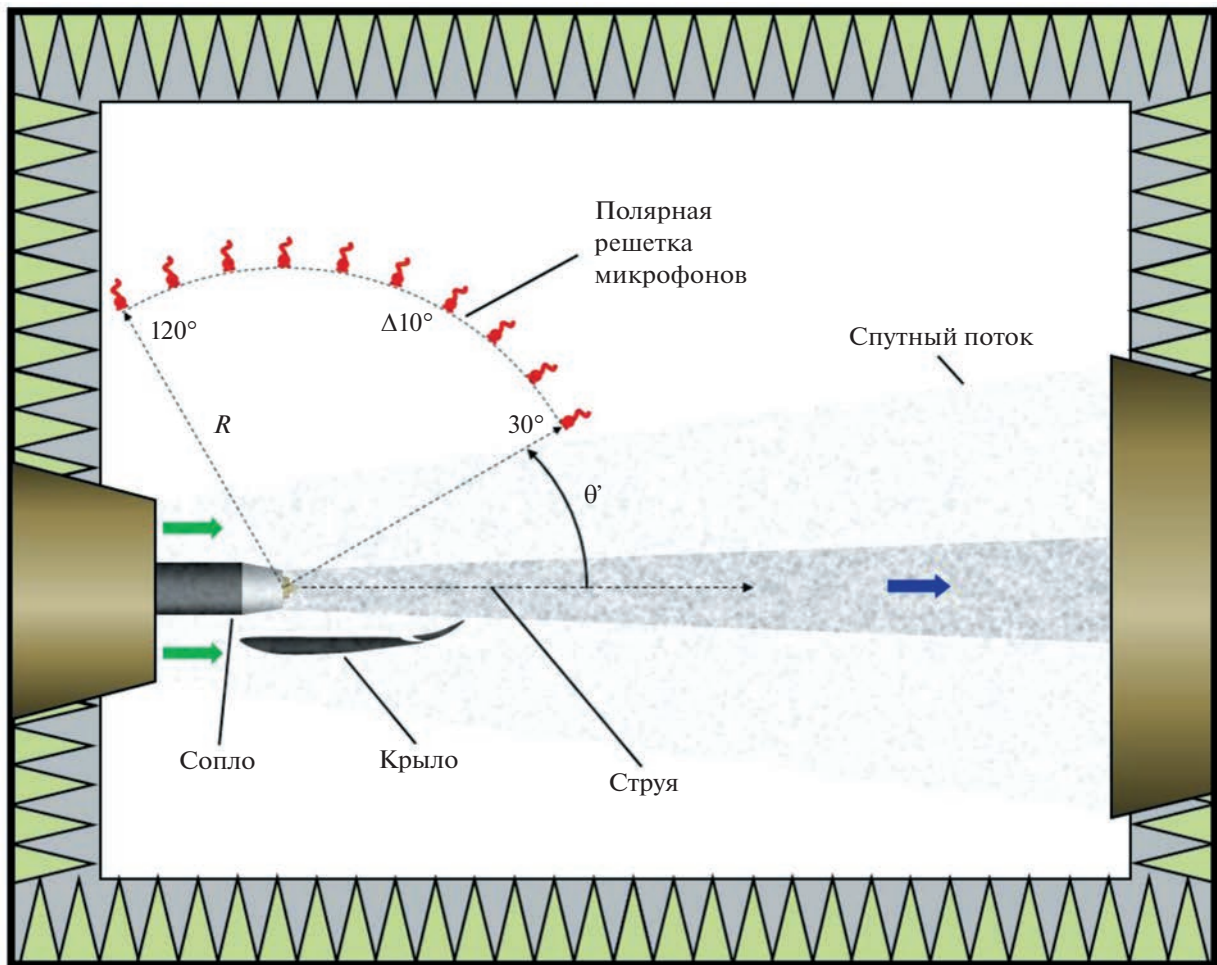


Рис. 4. Схема эксперимента по исследованию дальнего акустического поля конфигурации «двухконтурная струя—механизированное крыло».

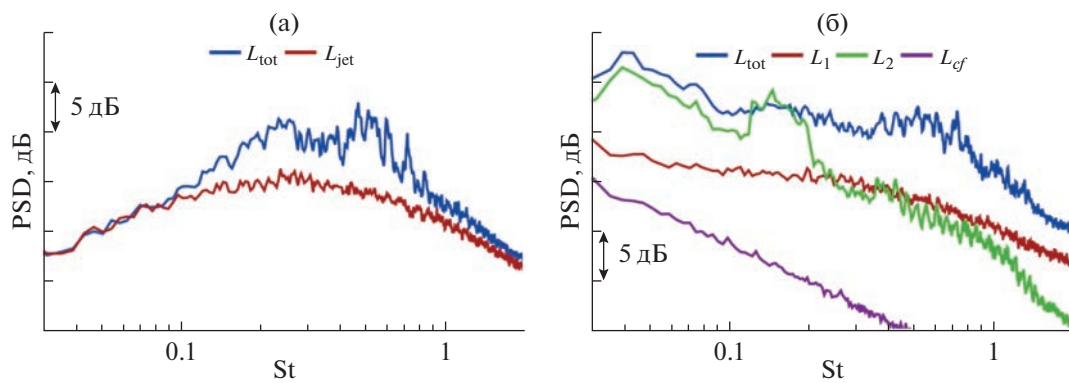


Рис. 5. Спектры различных источников шума конфигурации «двухконтурная струя—механизированное крыло» в дальнем поле (а) — в отсутствие и (б) — при наличии спутного потока.

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-

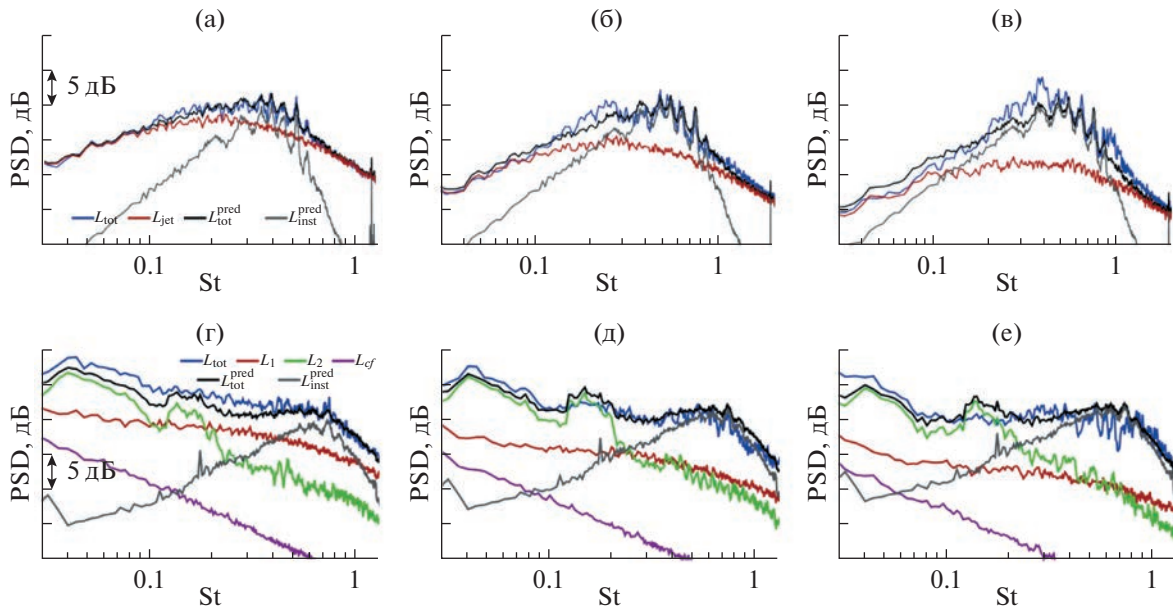


Рис. 6. Сравнение измеренных и предсказанных спектров полного шума для различных полярных углов θ' : (а) – 60° ; (б) – 90° ; (в) – 120° . Цветовая схема совпадает с рис. 5, но добавлены также спектры $L_{\text{inst}}^{\text{pred}}$ (4) и $L_{\text{tot}}^{\text{pred}}$ (5). Верхний ряд – $M_{cf} = 0$,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

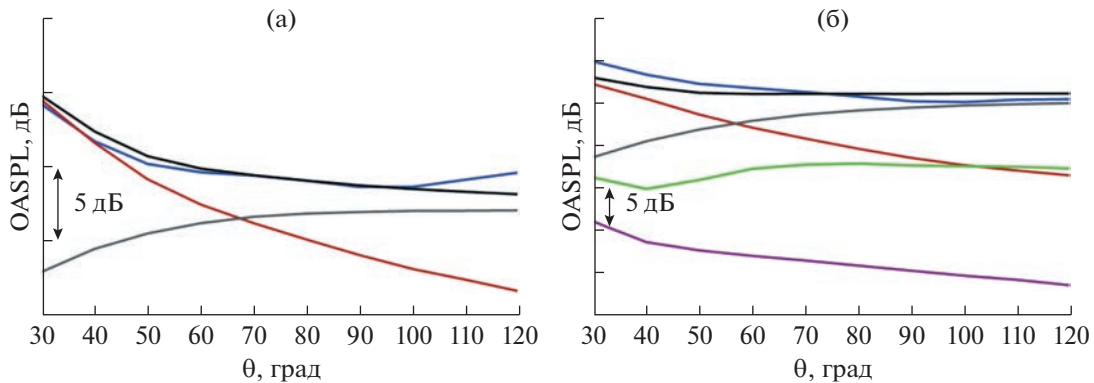


Рис. 7. Сравнение полярных направленностей суммарного шума в широкой полосе частот различных источников: (а) – $V_{cf} = 0$, $0.1 \leq St \leq 1$; (б) – $V_{cf} = 80$, $0.2 \leq St \leq 1.2$. Цветовые обозначения совпадают с рис. 6.

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 РНФ (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. Cavalieri 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., Cavalieri 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., Cavalieri 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., Cavalieri 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.