

УДК 534.83

ЛОКАЛИЗАЦИЯ И РАНЖИРОВАНИЕ ИСТОЧНИКОВ ШУМА САМОЛЕТА В ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ И СРАВНЕНИЕ С АКУСТИЧЕСКИМИ ИЗМЕРЕНИЯМИ КРУПНОМАСШТАБНОЙ МОДЕЛИ КРЫЛА

© 2023 г. М. Ю. Зайцев^а, В. Ф. Копьев^{а, *}, С. А. Величко^а, И. В. Беляев^а

^аФАУ ЦАГИ, Научно-исследовательский Московский комплекс ЦАГИ, ул. Радио 17, Москва, 105005 Россия

*e-mail: vkopiev@mktsagi.ru

Поступила в редакцию 04.07.2022 г.

После доработки 04.07.2022 г.

Принята к публикации 22.12.2022 г.

Проведены измерения шума современного регионального самолета с помощью метода бимформинга при летных испытаниях в конфигурации захода на посадку с выпущенными шасси и отклоненными элементами механизации крыла (предкрылками и закрылками). Проведена локализация и выполнено ранжирование источников шума самолета при натуральных числах Рейнольдса. Сравнение результатов летных испытаний с результатами акустических измерений шума обтекания для крупномасштабной модели крыла, полученных ранее в DNW-NWB, показало хорошее соответствие результатов измерений шума крупномасштабной модели, отмасштабированных на натуральный размер, с результатами для шума обтекания крыла самолета в летных испытаниях.

Ключевые слова: шум крыла, шум обтекания, бимформинг, локализация, масштабирование

DOI: 10.31857/S0320791922600561, EDN: ITUPXJ

ВВЕДЕНИЕ

Разные источники шума вносят различный вклад в общий уровень шума самолета на различных режимах полета (взлет, набор высоты, посадка) [1]. Локализация этих источников в летном эксперименте и их ранжирование по уровню шума позволяет определить, какие из источников являются доминирующими и, соответственно, какие из них необходимо снизить в первую очередь, в целях выполнения сертификационных требований ИКАО.

Кроме того, значительный интерес представляют локализация и ранжирование источников шума на этапе проектирования самолета (например, в экспериментах с уменьшенными моделями крыла [2] и шасси [3]), чтобы заблаговременно выявить наиболее проблемные с точки зрения акустики элементы разрабатываемого летательного аппарата и внести необходимые модификации с целью снижения шума.

Однако ранжирование источников шума в летных испытаниях и в эксперименте с уменьшенными моделями может привести к разным результатам [4]. Это связано с большим количеством безразмерных параметров, определяющих процесс генерации звука турбулентным потоком. Как следствие, когда масштаб моделей изменяет-

ся, доли вкладов различных источников в общий излучаемый шум часто перераспределяются, в результате чего источники звука, которые дают доминирующий вклад в излучение в натуральных условиях, являются вторичными для маломасштабных моделей. И наоборот, на маломасштабных моделях могут появляться эффективные обратные связи, которые теряют свою эффективность на крупномасштабных моделях. Таким образом, существует опасность того, что результаты исследований на уменьшенных моделях будут неправильно диагностированы, что приведет к концентрации основных усилий (с соответствующей потерей времени и денег) на разработке технологий подавления шума для источника, который становится вторичен в натуральных условиях или даже исчезает при летных испытаниях самолета.

Как следствие, сравнение экспериментальных результатов шума обтекания для уменьшенной модели планера самолета и результатов летных испытаний для этого самолета представляет значительный интерес. По всей видимости, первой работой, где было проведено такое сравнение, является [5], в которой было получено хорошее (в пределах 3 дБ) совпадение результатов летных испытаний самолета Boeing 747-100 и результатов измерений шума обтекания 3% модели этого са-

молета в соответствии с достаточно простой формулой

$$\text{SPL}_F = \text{SPL}_M + 10 \lg \left[\lambda^{-2} \left(\frac{U_F}{U_M} \right)^n \left(\frac{r_M}{r_F} \right)^2 \right], \quad (1)$$

$$f_F = \lambda f_M \left(\frac{U_F}{U_M} \right),$$

где SPL – уровень шума в третьоктавной полосе частот с центральной частотой f , λ – масштаб модели, U – скорость полета, r – расстояние до наблюдателя, а нижние индексы F и M обозначают условия летных испытаний и испытаний модели, соответственно. Зависимость шума от скорости в работе [5] была принята равной $n = 5$.

Интересно отметить, что в отличие от шума обтекания крыла, масштабирование шума шасси на натурные масштабы в соответствии с уравнением (1) оказалось неудовлетворительным. Уже в работе [6] отмечалось, что хорошее совпадение летных и маломасштабных испытаний в работе [5] может быть связано с особенностями механизации крыла данного самолета (в частности, длинными участками трехшелевых закрылков), которые приводят к преобладанию в шуме обтекания шума задней кромки. Как следствие, для других самолетов с более простой механизацией способ пересчета шума на натурные масштабы в соответствии с уравнением (1) может также оказаться неудовлетворительным.

Аналогичное исследование было проведено в работе [7], в которой сравнивались результаты летных испытаний самолета DC-10 и результаты измерений шума его 4.7% модели. Способ пересчета в целом соответствовал уравнению (1) с учетом эффекта Доплера и затухания звука в атмосфере. Скорость полета U_F была равна скорости потока в испытаниях с моделью U_M , поэтому проблемы пересчета шума на разные скорости не возникало. Было получено, что пересчет испытаний маломасштабной модели на условия полета приводит к хорошему совпадению в области низких частот, но к значительному (до 10 дБ) занижению для высоких частот по сравнению с данными летных испытаний, причем это занижение шума было устойчивым эффектом почти для всех углов наблюдения. Так как в работе [7] локализация источников шума в летных испытаниях не проводилась, то более высокие уровни шума в условиях полета могут объясняться, например, вкладом двигателей.

Тот же самый подход к пересчету шума на натурные масштабы, что и в работе [7], был использован в [8], где исследовалась 9.1% (масштаб 1:11) модель крыла самолета Airbus A320/321. При этом результаты сравнения шума этой модели с данны-

ми летных испытаний показали, что пересчет на условия полета приводит к завышению шума в области низких частот (<400 Гц) по сравнению с данными летных испытаний, тогда как в области высоких частот наблюдается хорошее совпадение уровней шума. Максимум диаграммы направленности, полученной при пересчете данных измерений модели, оказался в очень хорошем (с точностью 1 дБ) соответствии с данными летных испытаний, однако форма диаграммы направленности заметно отличалась. Легко видеть, что выводы работ [7] и [8] оказались в целом противоречащими друг другу.

В перечисленных выше работах результаты летных испытаний сравнивались с результатами измерений шума маломасштабных моделей. В работе [4] с помощью метода бимформинга последовательно проводилась идентификация и ранжирование источников шума на малой (6.3%) и большой (26%) моделях крыла самолета Boeing 777-200 в условиях аэродинамической трубы, а затем то же самое было сделано непосредственно в летном эксперименте. Сравнение этих результатов показало значительное сходство в локализации источников, но также продемонстрировало значительное расхождение в их ранжировании: для испытаний с уменьшенными моделями шум передней кромки предкрылка устойчиво определялся как важный источник шума, в то время как в летных испытаниях этот источник шума отсутствовал. Такое расхождение может быть связано с различным характером обтекания передней кромки предкрылка (ламинарное в испытаниях в аэродинамических трубах, турбулентное в летных испытаниях) из-за разности в числах Рейнольдса, либо с геометрическими упрощениями модели при ее уменьшении. Можно отметить, что 26% модель крыла в целом лучше воспроизводила источники шума, полученные из летных испытаний, чем 6.3% модель.

Вместо метода пересчета, соответствующего уравнению (1), в работе [9] был предложен метод, где в качестве коэффициента подобия было взято не просто отношение размеров натурального самолета и модели, а отношение, зависящее от числа Рейнольдса. В частности,

$$f_F = \lambda^{2-\gamma} f_M, \quad \gamma = 1.1-1.2, \quad (2)$$

где коэффициент γ зависит от условий потока. Такой подход привел к значительному улучшению совпадения результатов летных испытаний для самолета MD-11 и измерения шума его 4.7% модели. Похожий подход был рассмотрен в [10], где в качестве отношения размеров была выбрана толщина пограничного слоя на поверхности предкрылка, но он не привел к улучшению совпа-

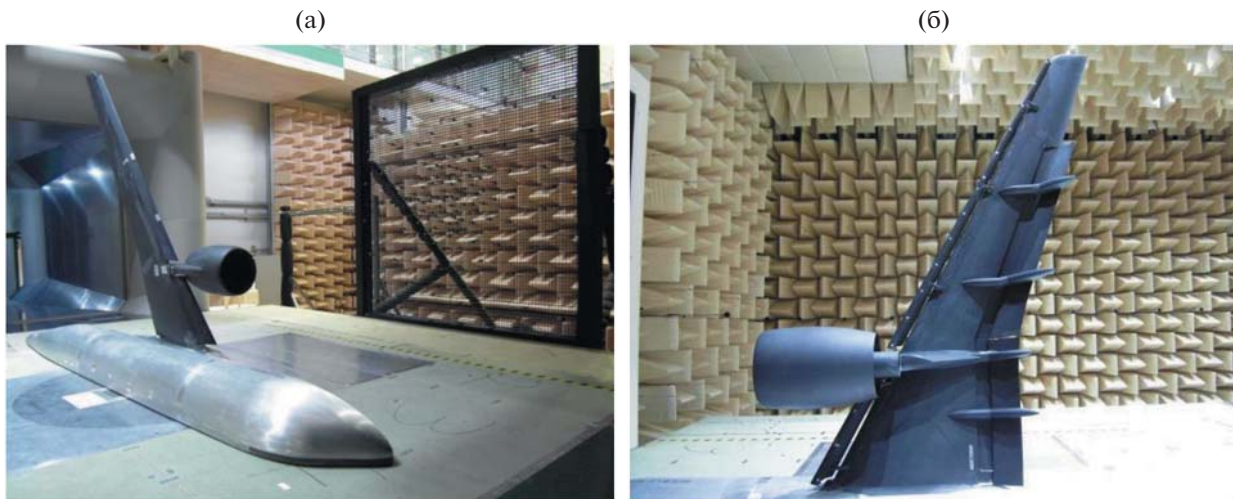


Рис. 1. Испытания модели крыла в безэховой рабочей части DNW-NWB.

дения спектров шума модели и летных испытаний по сравнению с работой [8].

В работе [11] было также проведено исследование по сравнению результатов измерения шума моделей в заглушенной аэродинамической установке (13.3% модель самолета Airbus A320 и полномасштабное крыло Airbus A320) и результатов летных испытаний самолета Airbus A319 (у самолетов Airbus A319 и A320 крылья идентичны). Модель пересчета была близка к уравнению (1) с той разницей, что степень зависимости шума от скорости была принята равной не $n = 5$, а $n = 4.5$; кроме того, при пересчете учитывалась дипольная направленность шума обтекания. Проведенное сравнение показало хорошее совпадение результатов.

Хорошее совпадение результатов измерений шума 18% модели крыла самолета Cessna Citation Sovereign и результатов летных испытаний этого самолета было также получено в работе [12] для зависимости шума от скорости, соответствующей $n = 6$.

Приведенный выше краткий обзор литературы показывает, что локализация и ранжирование источников шума на уменьшенных моделях, а также пересчет спектров шума на натурные условия, могут привести к хорошему совпадению с данными летных испытаний, но при этом различные исследователи используют различные методы такого пересчета.

В данной работе проводится локализация и ранжирование источников шума современного регионального самолета с помощью метода бимформинга, и полученные результаты сравниваются с результатами измерений шума 12.3% модели крыла этого самолета [2]. Зависимость уровня

шума от скорости при этом определялась из результатов испытаний с уменьшенной моделью, и затем использовалась для пересчета на условия летных испытаний. Локализация источников в летных испытаниях с помощью метода бимформинга была проведена впервые в отечественной практике.

Статья организована следующим образом. В Разделе 1 приведено краткое описание экспериментов и результатов локализации источников шума для 12.3% модели крыла самолета в аэродинамической трубе с заглушенной рабочей частью DNW-NWB (Брауншвейг, Германия). В Разделе 2 подробно рассматриваются летные эксперименты, в том числе карты локализации источников шума самолета и их ранжирование. В Разделе 3 проводится сравнение результатов измерений шума модели и летных испытаний.

1. РАНЖИРОВАНИЕ ИСТОЧНИКОВ ШУМА МОДЕЛИ КРЫЛА

Экспериментальное исследование аэроакустических и аэродинамических характеристик 12.3% модели крыла (рис. 1) в конфигурации захода на посадку было проведено в 2013 г. в малозумной аэродинамической трубе DNW-NWB с заглушенной рабочей частью. Подробное описание этих экспериментов и полученных результатов приведено в работе [2].

В рамках этих экспериментов была выполнена локализация источников шума элементов механизации крыла и исследованы концепции снижения шума предкрылков и закрылков, изученные ранее на маломасштабных моделях участков крыла в заглушенной камере АК-2 ЦАГИ [13, 14].

Модель крыла в посадочной конфигурации, исследованная в DNW-NWB, имела размах крыла 2.2 м и включала следующие элементы: крыло, двухсекционные одношелевые закрылки, двухсекционные предкрылки, фюзеляж, мотогондола двигателя, пилон, обтекатели механизмов выпуска закрылков. Двухсекционные предкрылки были выполнены с зазором в области пилона. Угол отклонения внутренней секции предкрылка составлял 24.6° , а внешней секции – 28.5° . Углы отклонения закрылков составляют 36.8° для внутреннего закрылка и 38.6° для внешнего закрылка. Гондола двигателя без внутреннего и внешнего смешивания потоков была смоделирована в виде корпуса с воздуховодом, установленным на пилоне под крылом.

Для локализации и ранжирования источников шума модели крыла использовалась 140-микрофонная измерительная система для бимформинга (рис. 1а) диаметром около 3 м, установленная на расстоянии 3.4 м от модели. К данным измерений микрофонов этой решетки применялся ряд поправок, в частности поправка на рефракцию звука на слое смещения, поправка на направленность микрофонов, поправка на атмосферное поглощение и поправка на конвективное усиление. После этого скорректированные данные микрофонной решетки использовались для локализации источников шума модели крыла с помощью алгоритма бимформинга CLEAN-SC [15].

Полученные в результате карты локализации источников шума модели крыла приведены на рис. 2 для разных третьоктавных частотных полос для одного из исследованных режимов обтекания (скорость потока 70 м/с, геометрический угол атаки 7.9°). Частоты карт локализаций f_M , представленные на рис. 2, выбраны таким образом, чтобы при пересчете на натуральный масштаб f_F в соответствии с выражением (1) или (2) при $\lambda = 0.123$ приводить к средним частотам (800–2000 Гц), оказывающим основной вклад в шум на местности в сертификационной метрике EPNL [16].

Из рис. 2 видно, что источники шума локализируются примерно в одних и тех же областях крыла, но при этом их относительная амплитуда для разных частот разная. Можно выделить следующие источники шума: полость корневого предкрылка, боковые кромки корневого предкрылка и закрылка в месте соединения с фюзеляжем, направляющие закрылков, боковая кромка концевого закрылка и направляющие предкрылков, зона соединения пилона двигателя с концевым предкрылком.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ЛОКАЛИЗАЦИИ ИСТОЧНИКОВ ШУМА САМОЛЕТА В ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Летные испытания проводились в 2018 г. для опытного самолета в конфигурации захода на посадку на аэродроме вблизи г. Жуковский (Московская область).

Локализация источников пролетного шума самолета в ходе летных испытаний проводилась с помощью 108-микрофонной измерительной системы для бимформинга производства Briel & Kjaer [17]. Измерительная система представляет собой горизонтально установленную 9-лучевую микрофонную решетку диаметром 12 м, предназначенную для быстрого и точного развертывания в условиях летного эксперимента (рис. 3а). Стандартный диапазон частот измерительной системы составляет от 600 Гц до 6 кГц.

Микрофонная решетка должна устанавливаться на ровной плоской поверхности взлетно-посадочной полосы (бетон, асфальт), так как она использует инвертированные микрофоны, расположенные заподлицо с поверхностью земли, что позволяет эффективно учитывать эффект отражения звука от этой поверхности. В связи с тем, что исследования по локализации источников шума самолета проводились одновременно с предварительными сертификационными испытаниями этого самолета, размещение микрофонной решетки на взлетно-посадочной полосе аэродрома было невозможно. В результате измерительная система была развернута на аэродроме вблизи посадочной контрольной точки вдоль траектории воздушного судна (рис. 3б), так что высота траектории самолета над центром антенны находилась в диапазоне 100–180 м. Микрофонная решетка была размещена на ровном участке утрамбованного песка с фанерными листами, установленными сверху (рис. 3а).

Для синхронизации акустических данных с местоположением самолета относительно измерительной системы использовался генератор точного времени ES-292, причем сигнал IRIG-B записывался синхронно с акустическими данными. Система позиционирования обеспечивала измерения с частотой 10 Гц следующих параметров самолета: 1) абсолютное время, 2) три координаты самолета, 3) три компоненты скорости самолета, 4) углы тангажа, крена и рыскания самолета.

Возможность измерения этих параметров одновременно с акустическим сигналом является принципиальной для последующей обработки полученных данных, так как в летных испытаниях они менялись в широком диапазоне. Для всех пролетов носовое и основное шасси были выпущены. Стоит также отметить, что при пролете над

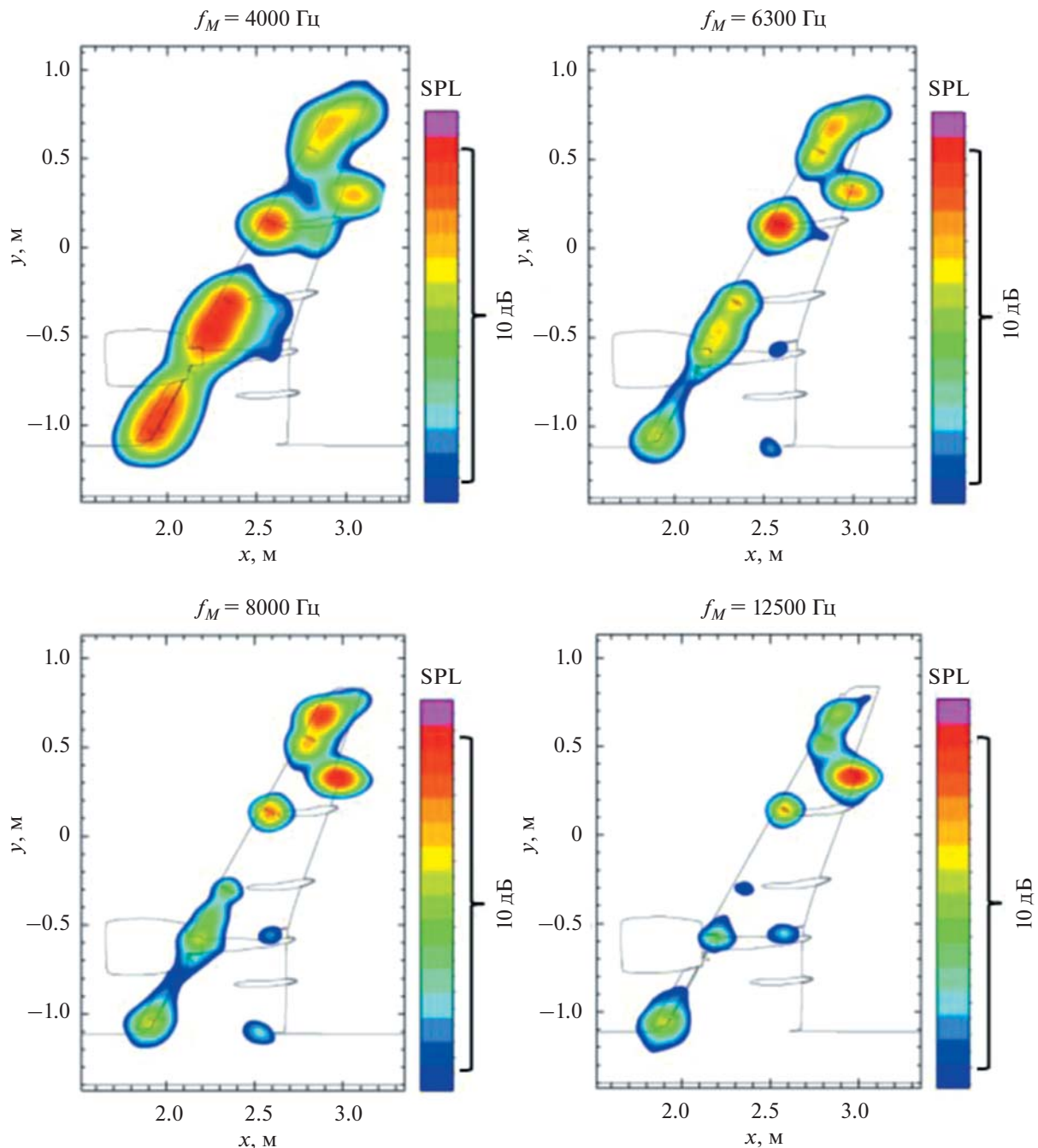


Рис. 2. Карты локализации источников шума обтекания модели крыла в разных полосах частот. Скорость потока 70 м/с, геометрический угол атаки 7.9° .

микрофонной решеткой самолет совершал не горизонтальный полет, а следовал по посадочной глиссаде.

Последующая обработка данных и построение карт источников пролетного шума выполнялись в программе NSI Array Acoustics Post Processing с синхронизацией файла акустических измерений с IRIG-B сигналом с помощью алгоритма NLLS.

На рис. 4 показана карта локализации источников шума самолета в широкой полосе частот (315 Гц–5 кГц) при пролете самолета над микрофонной решеткой на высоте 100 м со скоростью 72 м/с. Видно, что основными источниками шума при пролете самолета, наряду с двигателями (пилон за двигателем), являются шасси (носовое и основное) и элементы механизации крыла. Следует отметить, что анализируемый полет характе-



Рис. 3. (а) – Измерительная система из 108 микрофонов, развернутая на аэродроме; (б) – положение микрофонной антенны на аэродроме и используемая система координат.

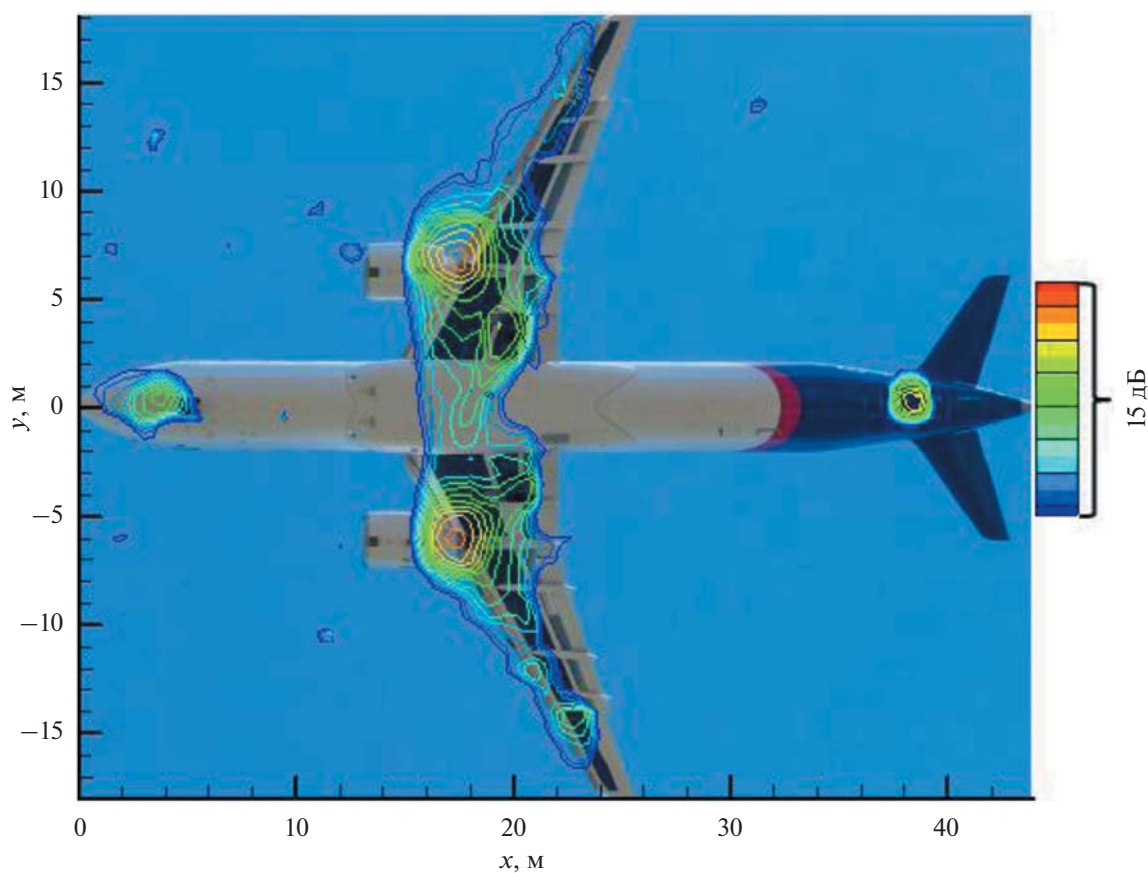


Рис. 4. Карта локализации источников шума, совмещенная с фотографией самолета. Диапазон частот 315 Гц–5 кГц. Динамический диапазон 15 дБ.

ризуется режимом работы двигателя с повышенной тягой и, соответственно, повышенным уровнем шума двигателя. Тем не менее, элементы планера вносят сопоставимый вклад в общий уровень шума, что свидетельствует о важности источников шума обтекания и необходимости их

уменьшения для снижения уровня шума самолета в целом.

В дополнение к этим хорошо известным источникам шума, на опытном образце самолета был обнаружен новый источник шума, а именно хвостовая пята, шум обтекания которой сравним

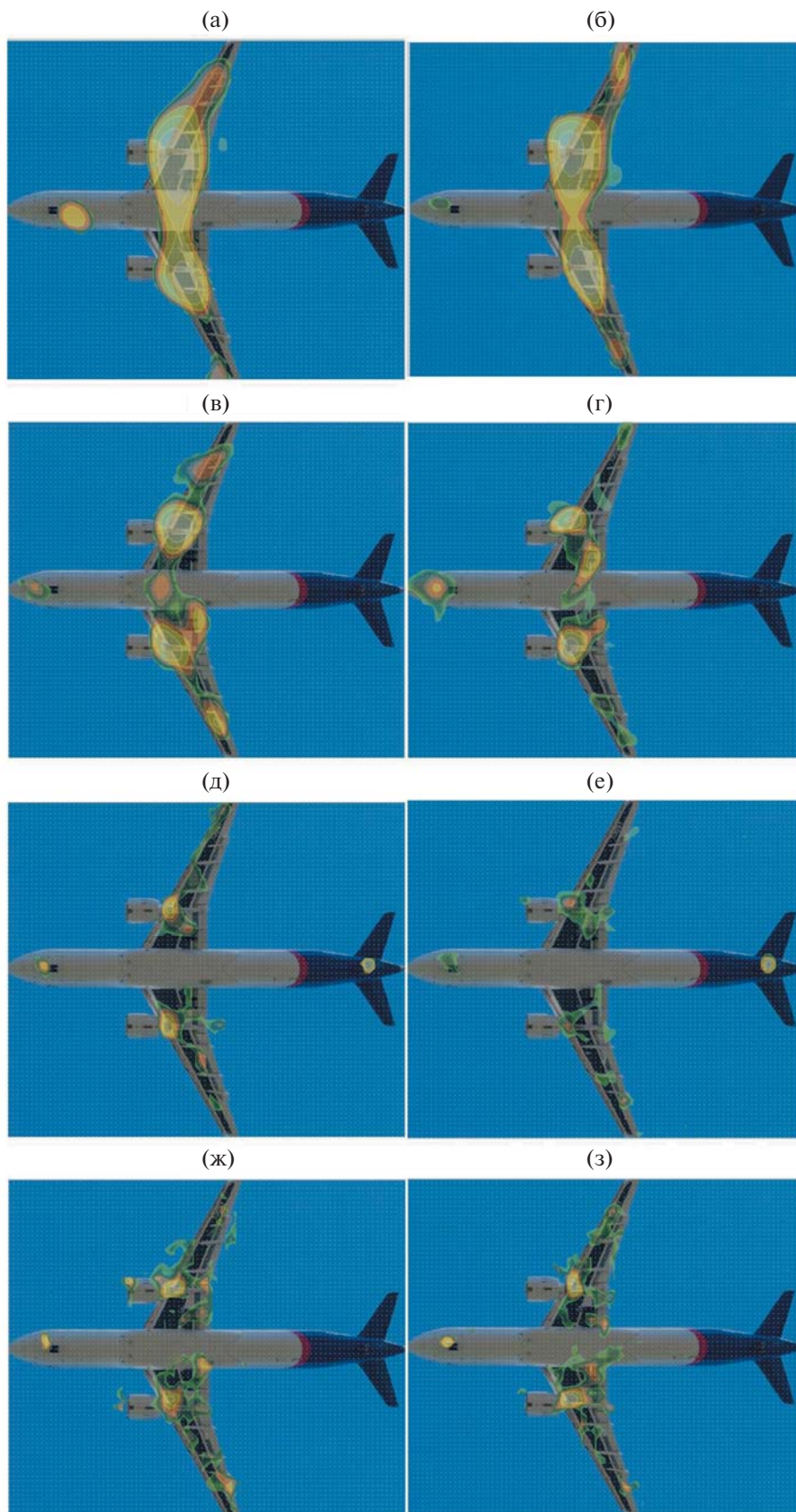


Рис. 5. Карты локализации, построенные для третьоктавных частотных полос с центральной частотой: (а) – 315, (б) – 400, (в) – 500, (г) – 630, (д) – 800, (е) – 1000, (ж) – 1250, (з) – 1600 Гц. Динамический диапазон 15 дБ.

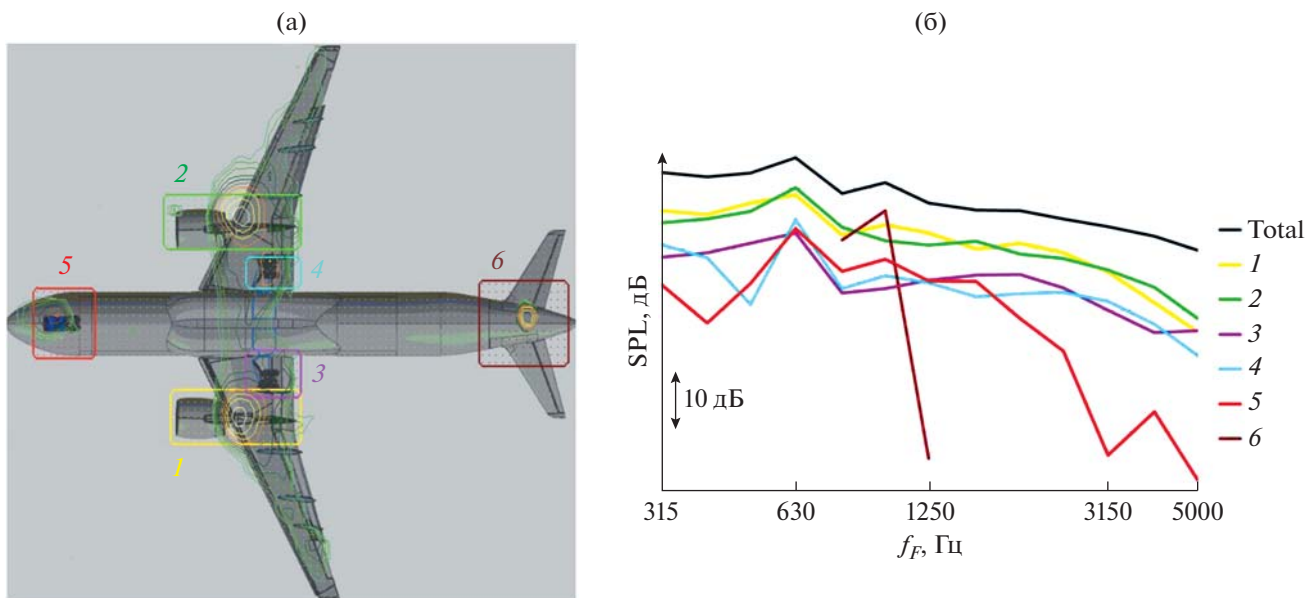


Рис. 6. (а) – Отдельные области самолета, соответствующие различным источникам шума, (б) – третьоктавные спектры шума отдельных источников.

с шумом двигателя. Это устройство устанавливается только на опытных образцах самолета по соображениям безопасности и отсутствует в серийной комплектации. Как следствие, шум обтекания хвостовой пяты обычно не измеряется при акустических испытаниях самолетов; в данной работе шум хвостовой пяты измерен и локализован с помощью метода бимформинга, по-видимому, впервые.

Карты локализации источников шума самолета в отдельных третьоктавных полосах частот приведены на рис. 5.

На рис. 5а показана карта локализации для третьоктавной полосы с центральной частотой 315 Гц. Основными источниками шума самолета для этой частоты являются носовое и основное шасси, а также зона пилона за обоими двигателями (что соответствует, скорее всего, шуму струи). Меньший уровень шума излучается внешним участком предкрылка. На рис. 5б и 5в представлены карты локализации для третьоктавных полос с центральной частотой 400 и 500 Гц, соответственно. Здесь основными источниками являются зона пилона позади двигателей, наружные секции предкрылков и внутренние секции закрылков. По сравнению с ними вклад носового и основного шасси заметно меньше. В полосе частот 630 Гц (рис. 5г) шасси и шум двигателя снова становятся доминирующими. Карты локализации на рис. 5д и 5е демонстрируют появление нового источника шума (хвостовой пяты), сопоставимого по амплитуде с носовым шасси и шумом двигателя. В полосах частот с центральными частотами 800 и

1000 Гц хвостовая пята является доминирующим источником, причем для полосы 1000 Гц шум обтекания этого конструктивного элемента превышает шум двигателя на несколько дБ. Для более высоких частот (1250 и 1600 Гц) шум обтекания хвостовой пяты пропадает, и в качестве основных источников шума вновь определяются зона пилона за двигателем, шасси и элементы механизации крыла.

Методика бимформинга позволяет не только определить доминирующие источники шума самолета в разных полосах частот, но и определить спектры шума для отдельных областей самолета, соответствующих различным акустическим источникам (рис. 6).

На рис. 6а выделены области, соответствующие следующим источникам: (1) левый двигатель, (2) правый двигатель, (3) левое основное шасси, (4) правое основное шасси, (5) носовое шасси, (6) хвостовая пята. Интегрируя плотность звуковой энергии по площади каждой области, можно получить спектр шума каждого из соответствующих источников летательного аппарата (рис. 6б).

Видно, что в рассматриваемой полосе частот (315 Гц–5кГц) спектры шума как двигателей, так и основных шасси имеют максимум в районе частоты 630 Гц. При этом спектры шума левого и правого двигателей, а также левого и правого основного шасси близки друг к другу (за исключением частоты 500 Гц для основного шасси). Этого и следовало ожидать, так как оба двигателя работают на одинаковых режимах и должны создавать

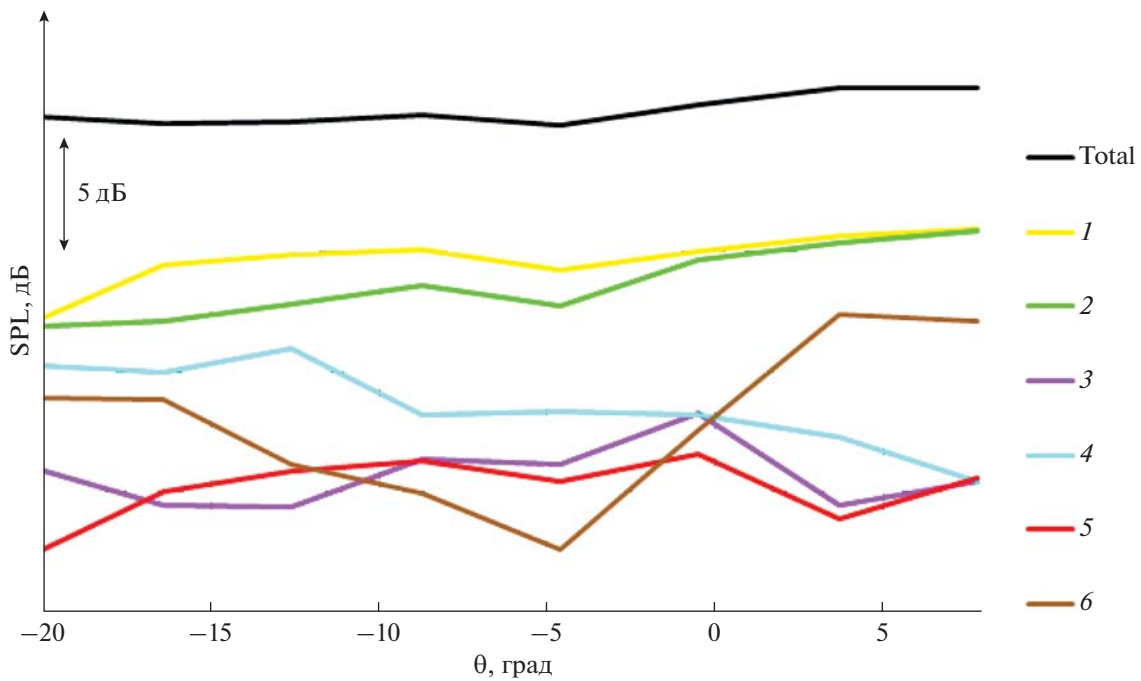


Рис. 7. Вклад отдельных источников в суммарный шум самолета для разных угловых положений самолета во время захода на посадку. Диапазон частот 315 Гц–5 кГц.

одинаковый шум; аналогично, основные шасси обтекаются одинаковым потоком и их шум также должен быть одинаковым. Таким образом, близость спектров двигателей и основных шасси свидетельствует о корректности выделения отдельных источников шума с помощью используемого алгоритма бимформинга. Спектр шума носового шасси также имеет максимум на частоте 630 Гц, но этот максимум более выражен, а спектр шума носового шасси уменьшается быстрее с ростом частоты, чем спектр шума основного шасси. Шум хвостовой пяты определяется в очень ограниченной области частот и имеет максимум на частоте 1000 Гц, на которой он становится доминирующим источником шума самолета.

Все предыдущие карты локализации были приведены для положения самолета ровно над центром микрофонной решетки. Однако используемая измерительная система позволяет провести локализацию и ранжирование источников и для других положений самолета при условии, что его угловое положение находится в диапазоне углов $\theta = \pm 30^\circ$ от вертикали, проходящей через центр микрофонной решетки, т.е. для диапазона углов, где пространственное разрешение микрофонной антенны ухудшается незначительно. Определенный таким образом вклад каждого из перечисленных выше источников в общий уровень шума для различных угловых положений самолета при пролете приведен на рис. 7. Времен-

ной интервал усреднения для акустических данных составлял 0.1 с. Основной особенностью, которая следует из рис. 7, является небольшое превышение уровней шума двигателя над уровнями шума планера (носовое шасси, основное шасси, хвостовая пята), несмотря на то, что данный полет был выполнен с повышенной частотой вращения вентилятора и, следовательно, повышенным уровнем шума двигателя.

Возможность выделения в результатах летных испытаний шума обтекания элементов планера позволяет провести сравнение этого шума с результатами измерений шума уменьшенной модели крыла в DNW-NWB.

3. СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ С ИЗМЕРЕНИЯМИ ШУМА МОДЕЛИ КРЫЛА

В приведенных выше результатах летных испытаний шум крыла не рассматривался. Чтобы определить уровни шума крыла SPL_{wing} , из суммарного уровня шума самолета $OASPL$ был вычтен шум других источников SPL_j , приведенных на рис. 7 (носовое и основное шасси, двигатели и хвостовая пята):

$$SPL_{wing} = 10 \lg_{10} \left(10^{OASPL/10} - \sum_{j=1}^6 10^{SPL_j/10} \right). \quad (3)$$

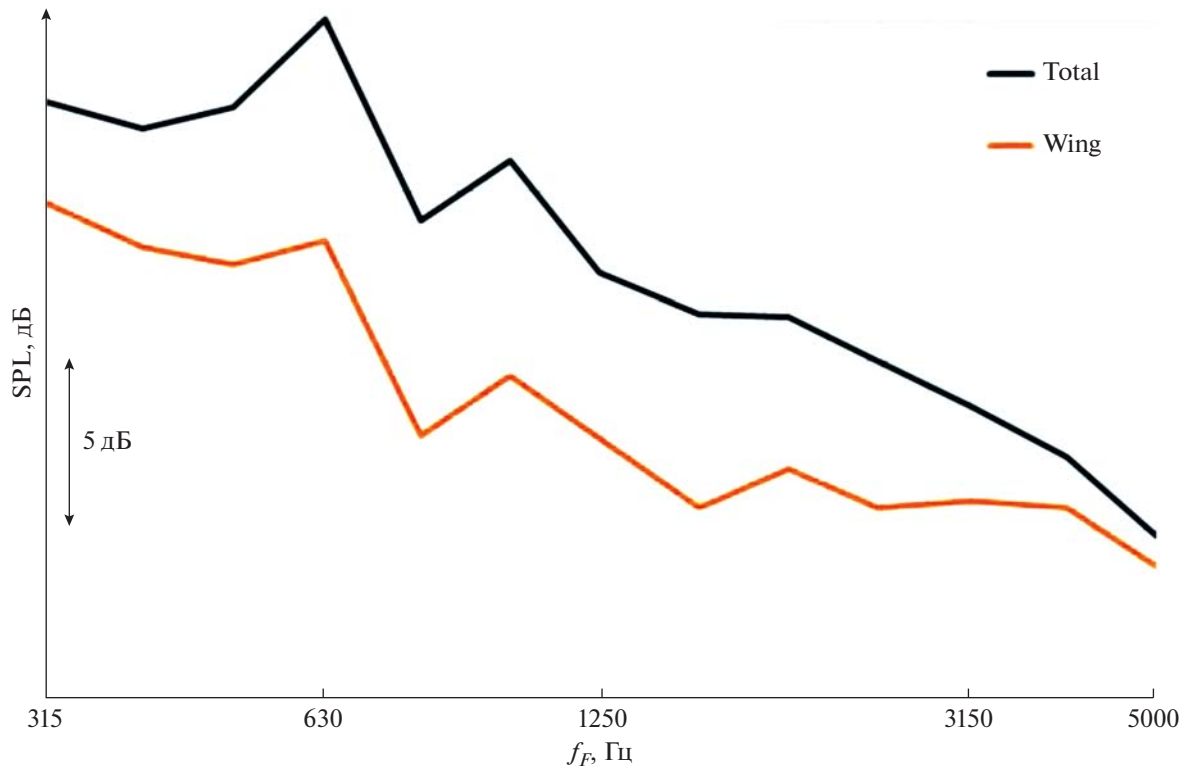


Рис. 8. Третьооктавный спектр общего шума самолета (черная кривая) и спектр шума обтекания крыла самолета (оранжевая кривая).

Можно ожидать, что получаемый в результате такого вычитания шум связан с двумя крыльями и элементами их механизации. На рис. 8 показан третьооктавный спектр определенного таким образом шума крыла в сравнении со спектром общего шума самолета. Видно, что крыло и его механизация являются значимым источником шума самолета.

Как уже упоминалось выше, масштабная модель крыла самолета с элементами механизации ранее была испытана в DNW-NWB. Таким образом, представляет интерес сравнение шума крыла, полученного в ходе проведенных летных испытаний, с результатами измерений шума в DNW-NWB. Чтобы выполнить такое сравнение, данные DNW-NWB должны быть масштабированы на натуральный масштаб.

В работе [2] было показано, что использование степени зависимости шума от скорости $n = 5$ приводит к хорошему совпадению спектров шума обтекания модели крыла в DNW-NWB, измеренных для разных скоростей потока. Таким образом, для пересчета на натуральный масштаб представляется естественным использовать уравнение (1) с $n = 5$. Коэффициент масштаба для полумодели при этом равен $\lambda = 0.123$, а отношение расстояний до микрофонов $r_M/r_F = 3.4/100 = 0.034$.

На рис. 9 приведено сравнение спектра шума крыла, полученного в летных испытаниях, с отмасштабированными результатами измерений шума модели крыла, полученных в DNW-NWB. Так как измерения в DNW-NWB проводились для полумодели крыла, а в летном эксперименте шум, полученный в соответствии с выражением (3), соответствует полному крылу, то отмасштабированный спектр шума в DNW-NWB был удвоен. Из рис. 9 видно, что спектры шума крыла демонстрируют приемлемое согласие, особенно для частот $f_F < 3$ кГц.

Увеличивающееся расхождение между данными летных испытаний и экспериментов в DNW-NWB для частот $f_F > 3$ кГц может быть связано с тем, что уровень шума в летных испытаниях, определяемый уравнением (3), включает в себя не только шум обтекания механизированного крыла, но и вклады от других источников шума, локализуемых методом бимформинга вне областей 1–6 (рис. 6), например, шум вентилятора. Как следствие, хорошее совпадение спектров шума на рис. 9 в области частот $f_F < 3$ кГц свидетельствует о том, что в летных испытаниях в этом частотном диапазоне шум, определяемый уравнением (3), действительно является шумом механизированного

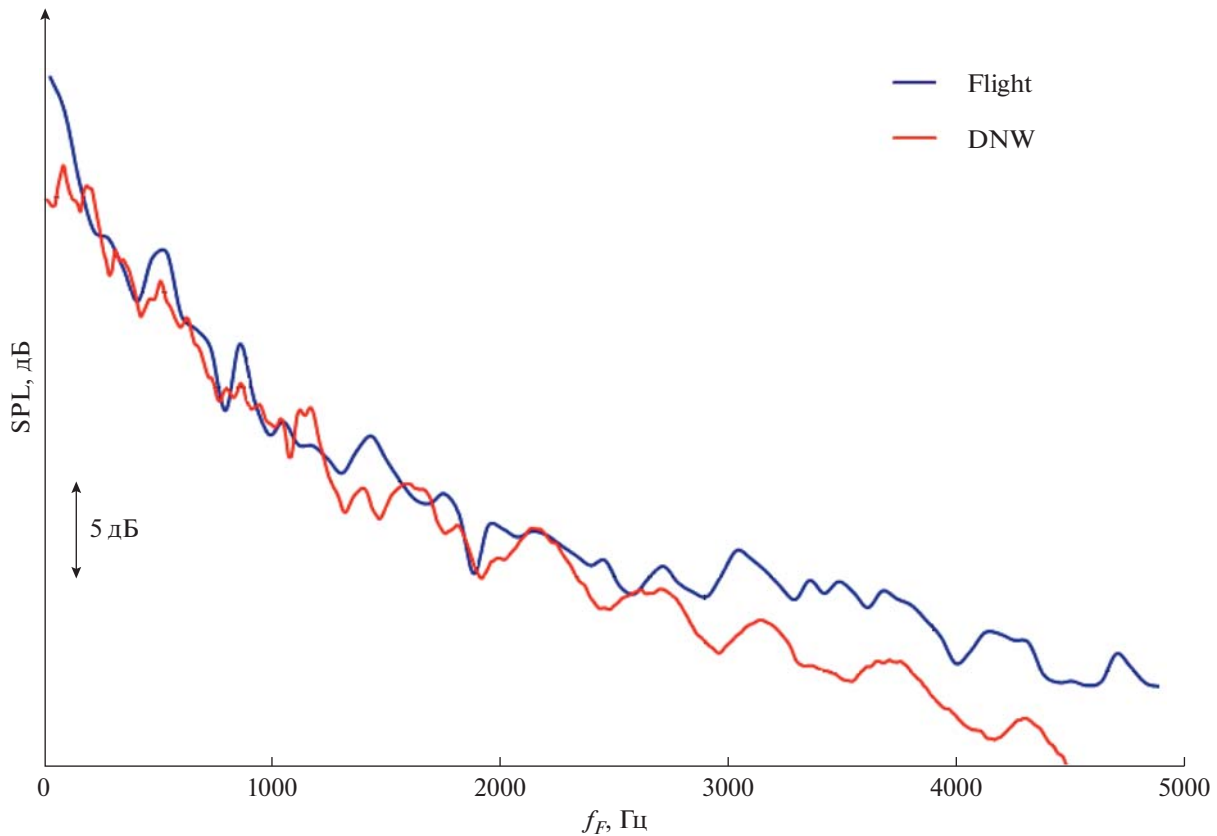


Рис. 9. Спектры шума крыла, полученные в ходе летных испытаний (синяя кривая) и основанные на модельных испытаниях (красная кривая).

крыла, тогда как для более высоких частот к шуму крыла добавляются дополнительные источники.

Таким образом, принимая во внимание масштабирование частоты, источники шума элементов механизации крыла, полученные на крупномасштабной модели в DNW-NWB, разумно согласуются с результатами летных испытаний. Для более надежного количественного сравнения необходимо выполнить серию полетов с уменьшенной тягой двигателя и убранном носовым и основным шасси, чтобы избежать маскировки источников шума механизации крыла.

ВЫВОДЫ

Одновременно с предварительными сертификационными летными испытаниями современного регионального самолета проводились акустические измерения по локализации и ранжированию источников шума самолета с помощью антенны из 108 микрофонов. Были рассчитаны карты локализации источников шума, а также спектры отдельных зон источников, и было представлено ранжирование источников на основе общих уровней звукового давления в каждой об-

ласти источника. Данные исследования были выполнены впервые в отечественной практике.

Анализ данных летного эксперимента по локализации и ранжированию источников пролетного шума самолета показал, что для испытательного самолета в конфигурации захода на посадку источники шума, связанные с силовой установкой, и источники, связанные с элементами планера, равны. С одной стороны, это может означать довольно низкий уровень шума двигателя, а с другой стороны, указывает на необходимость одновременного снижения шума многих источников с целью снижения шума в сертификационной контрольной точке самолета в целом.

В ходе летных испытаний впервые был локализован и измерен шум обтекания хвостовой части самолета. Было также показано, что результаты летных испытаний разумно согласуются с источниками шума элементов механизации крыла, полученными на крупномасштабной модели в DNW-NWB. Для более подробного количественного сравнения необходимо выполнить серию полетов с уменьшенной тягой двигателя и убранном носовым и основным шасси, чтобы избежать маскировки источников шума механизации крыла.

Данная работа выполнена при частичной финансовой поддержке Российского научного фонда (грант РНФ № 21-71-30061). Отработка экспериментальных методик была выполнена на базе УНУ “Заглушенная камера с потоком АК-2” ФАУ ЦАГИ, модернизируемой при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по соглашению № 075-15-2022-1036.

Авторы выражают благодарность сотрудникам ПАО “Корпорация “Иркут”” К.Ф. Поповичу, С.И. Богданову и Г.В. Паранину за интерес к данной работе.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Bertsch L.* Noise prediction within conceptual aircraft design, Doctoral dissertation, Technische Universität Braunschweig, 2013.
2. *Копьев В.Ф., Зайцев М.Ю., Беляев И.В.* Исследование шума обтекания крупномасштабной модели крыла с механизацией // Акуст. журн. 2016. Т. 62. № 1. С. 95–105.
3. *Kopiev V., Belyaev I., Zaytsev M., Zhao K.* Experimental study of truncated-cylinder struts for noise reduction of large-scale landing gears // J. Sound Vib. 2021. V. 511. 116362.
4. *Stoker R.W., Guo Y., Streett C., Burnside N.* Airframe noise source locations of a 777 aircraft in flight and comparisons with past model scale tests // AIAA Paper 2003–3232. 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit. Hilton Head, SC, USA. 12–14 May 2003.
5. *Shearin J.G., Fratello D.J., Bohn A.J., Burggraf W.D.* Model and full-scale large transport airframe noise // AIAA Paper 76–550. 3rd AIAA Aeroacoustics Conference. Palo Alto, CA, USA. 20–23 July 1976.
6. *Crighton D.G.* Airframe noise // Aeroacoustics of flight vehicles. Theory and practice. Ed. Hubbard H. V. 1. NASA Langley Research Center, Hampton, VA, 1991. P. 391–447.
7. *Hayes J.A., Bent P.H.* Airframe noise characteristics of a 4.7% scale DC-10 model // AIAA Paper 97–1594. 3rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Atlanta, GA, USA. 12–14 May 1997.
8. *Davy R., Remy H.* Airframe noise characteristics of a 1/11 scale Airbus model // AIAA Paper 98–2335. 4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Toulouse, France. 02–04 June 1998.
9. *Guo Y.P., Yamamoto K.J., Stoker R.W.* Component-Based Empirical Model for High-Lift System Noise Prediction // J. Aircraft. 2003. V. 40. № 5. P. 914–922.
10. *Davy R., Moens F., Remy H.* Aeroacoustic behaviour of a 1/11 scale Airbus model in the open anechoic wind tunnel CEPRA 19 // AIAA Paper 2002–2410. 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit. Breckenridge, CO, USA. 17–19 June 2002.
11. *Pott-Pollenske M., Dobrzynski W., Buchholz H., Gehlhar B., Walle F.* Validation of a Semiempirical Airframe Noise Prediction Method through Dedicated A319 Flyover Noise Measurements // AIAA Paper 2002–2470. 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit. Breckenridge, CO, USA. 17–19 June 2002.
12. *Yokokawa Y., Murayama M., Takaishi T., Ura H. et al.* Acoustic Wind Tunnel Test with 18% Scale Half-span Model toward FQURON Second Flight Demonstration // AIAA Paper 2018–4086. 2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Atlanta, GA, USA. 25–29 June 2018.
13. *Зайцев М.Ю., Беляев И.В., Копьев В.Ф., Миронов М.А.* Экспериментальное исследование снижения узкополосного шума предкрылка с помощью шевронов // Акуст. журн. 2012. Т. 58. № 4. С. 450–458.
14. *Беляев И.В., Зайцев М.Ю., Копьев В.Ф.* Влияние шевронов на шум предкрылка прямого и стреловидного крыла // Акуст. журн. 2015. Т. 61. № 6. С. 754–763.
15. *Sijtsma P.* CLEAN based on spatial source coherence // Int. J. Aeroacoustics. 2007. V. 6. № 4. P. 357–374.
16. ICAO. Environmental Protection. In Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, 8th ed.; V. I: Aircraft Noise; ICAO: Montreal, QC, Canada, 2017.
17. *Ishii Y., Hald J., Ishii T., Oinuma H., Nagai K., Yokokawa Y., Yamamoto K.* High-resolution fly-over beamforming using a practical array // Proc. 5th Berlin Beamforming Conference. Berlin, Germany. 19–20 February 2014.