

УДК 534.6.08

ОБ ОПРЕДЕЛЕНИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ШУМА ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НАТУРНОГО САМОЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОМИКРОФОННОЙ АНТЕННЫ И АЛГОРИТМОВ БИМФОРМИНГА

© 2022 г. В. Ф. Копьев¹, М. Ю. Зайцев^{1,*}, С. А. Величко¹,
А. В. Долотовский², В. И. Шевяков²

Поступило 25.04.2022 г.
После доработки 12.05.2022 г.
Принято к публикации 12.05.2022 г.

Представлены результаты акустического летного эксперимента по локализации и ранжированию источников аэродинамического шума натурального самолета с использованием 108-микрофонной антенны. В результате проведенных исследований получены уникальные данные о пространственном положении основных источников шума натурального самолета и их частотном составе, а также проведен сравнительный анализ относительного вклада каждого из источников в суммарный шум самолета для различных режимов полета. Представленные результаты будут использованы при разработке малошумных конфигураций отечественных пассажирских самолетов для обеспечения конкурентоспособных уровней шума на местности, удовлетворяющих современным и перспективным нормам ИКАО.

Ключевые слова: фазированная антенна, бимформинг, акустические источники

DOI: 10.31857/S2686740022050091

ВВЕДЕНИЕ

В современной аэроакустике одним из важных инструментов разработки и проверки эффективности малошумных технологий является использование фазированных микрофонных решеток и сложных математических алгоритмов (так называемый “бимформинг”) для определения характеристик источников аэродинамического шума. Основными источниками шума самолета являются двигатели (турбулентная высокоскоростная реактивная струя, вентилятор, турбина), элементы планера (крыло и шасси), турбулентный пограничный слой на поверхности фюзеляжа и крыла. Алгоритмы бимформинга [1] применяются для решения обратной акустической задачи излучения, т.е. для определения таких характеристик акустических источников, как пространственное положение и амплитуда, по измеренным сигналам на специально разработанных микрофонных антеннах. Основная идея состоит в том, чтобы объ-

единить данные, собранные микрофонной антенной, с моделью распространения звука для определения параметров источника [2]. Обзор наиболее известных и современных методов акустической визуализации и рекомендации по их использованию представлен в [3]. Также в обзоре приводятся результаты современных исследований, демонстрирующие эффективность большинства методов бимформинга в аэроакустических приложениях.

В настоящее время микрофонные антенны становятся стандартным инструментом для анализа источников шума натурального самолета при проведении летных испытаний. В России подобная методология летного эксперимента была впервые применена в 2018 г. в ходе предварительных сертификационных летных испытаний (ЛИ) по шуму на местности [4]. Результаты этих испытаний показали, что новая методология проведения летных испытаний позволяет не только создать акустический “портрет” исследуемого самолета, но и использовать ее в работах по доводке самолетов до требуемого уровня стандартов ИКАО по шуму на местности.

За последние десятилетия уровень шума двигателя был значительно уменьшен по сравнению с более старыми турбореактивными двигателями благодаря таким технологиям, как турбовентиляторные двигатели с большой степенью двухкон-

¹Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, Научно-исследовательский Московский комплекс ЦАГИ, Москва, Россия

²ПАО “Корпорация “Иркут”, Филиал “Региональные самолеты”, Москва, Россия

*E-mail: aeroacoustics@tsagi.ru



Рис. 1. Объект акустических испытаний – ближне-магистральный самолет.

турности и установке звукопоглощающих облицовок в каналах двигателя. В этой ситуации возросла относительная значимость шума планера, особенно во время захода на посадку, который рассматривается как потенциальная нижняя граница для шума самолетов в будущем [5]. Поэтому важно определить наиболее шумные элементы планера самолета для дальнейшего снижения уровня шума и получения точной информации об их характеристиках для реализации в расчетных моделях прогнозирования шума. Точные параметрические модели прогнозирования авиационного шума необходимы для проектирования будущих малошумных летательных аппаратов и разработки эффективной стратегии снижения шума существующих самолетов [6, 7].

Основной целью настоящей работы являются анализ данных летного эксперимента и получение карт локализации источников шума ближне-магистрального самолета (рис. 1) для посадочной конфигурации механизации крыла и шасси в третьоктавных полосах частот; ранжирование основных источников шума самолета на посадке с использованием данных летного эксперимента. Полученные в работе данные по ранжированию источников шума ближнемагистрального самолета будут использованы для выработки рекомендаций по снижению шума элементов планера в третьей контрольной точке для удовлетворения норм ИКАО при сертификации самолета по шуму на местности.

Для достижения поставленных целей в работе используется новейшая методология проведения летных испытаний, основанная на применении многомикрофонных антенн и алгоритмов локализации источников шума.

Эта методология предусматривает одновременную запись акустических сигналов 108 микрофонами, расположенными в строго определен-

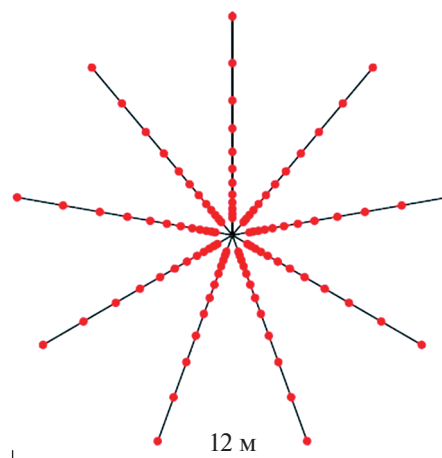


Рис. 2. Схема расположения микрофонов в 108-микрофонной антенне.

ных точках антенны (рис. 2), синхронизованную с помощью GPS-генератора точного времени с бортовой системой траекторных измерений. Последующая обработка полученных данных пролетного шума самолета с использованием сложных алгоритмов бимформинга позволила локализовать основные источники шума натурального самолета и определить относительный вклад каждого из них в суммарный шум самолета. При вычислении звуковой мощности источников шума самолета применяются следующие поправки: коррекция на амплитудный эффект Доплера, сферическое распространение звуковой волны, атмосферное затухание звука при распространении от самолета к антенне, удвоение звукового давления на твердой поверхности.

1. ЛОКАЛИЗАЦИЯ ИСТОЧНИКОВ ШУМА САМОЛЕТА-ПРОТОТИПА SSJ-NEW ДЛЯ ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА И ШАССИ

1.1. Измерения пролетного шума натурального самолета 108-микрофонной антенной

В ходе летных испытаний по шуму на местности ближнемагистрального самолета были получены синхронизованные по времени акустические, траекторные, метеорологические и бортовые экспериментальные данные, необходимые для построения карт локализации и для ранжирования источников шума планера самолета.

Горизонтальные пролеты самолета над микрофонной решеткой (рис. 3) осуществлялись при различных посадочных конфигурациях механизации крыла (FLAPS“3”, FLAPS“FULL”), отличающихся углом отклонения предкрылков и закрылков, и выпущенных или убранных шасси. Полеты выполнялись для четырех значений приборной ско-

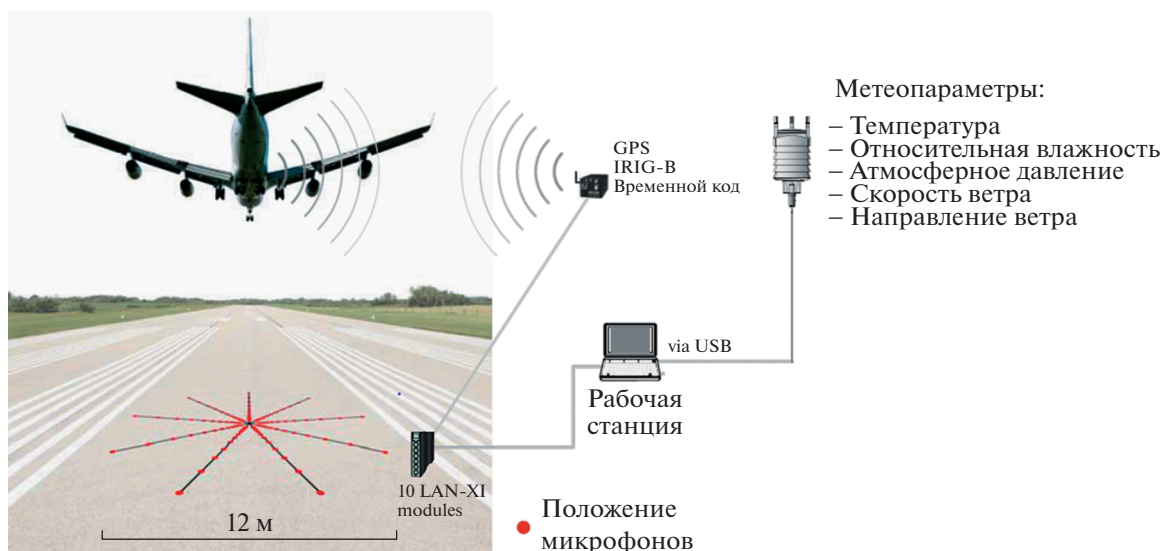


Рис. 3. Схема работы аппаратно-программного комплекса по локализации источников шума при пролетных испытаниях самолета.

рости самолета, характерных для режима захода на посадку. Высота пролета составляла 80 м.

Экспериментальная база акустических данных была получена с использованием имеющегося в ЦАГИ аппаратно-программного комплекса по локализации источников шума при пролетных испытаниях. В состав аппаратно-программного комплекса входят следующие основные элементы:

- Антенна пролетного шума (рис. 4) представляет собой горизонтальную антенну диаметром 12 м из 108 микрофонных каналов, разработанную для быстрого и точного развертывания в условиях летного эксперимента. Антенна может применяться для определения положения и мощности источников авиационного шума как в рамках научно-исследовательских работ, так и для целей сертификации самолетов по шуму на местности. Стандартный диапазон частот от 600 Гц до 6 кГц;

- 10 двенадцатиканальных блоков сбора данных LAN-XI 3053-B-120 (Briel & Kjaer);

- программное обеспечение PULSE Array Acoustics Beamforming (рис. 5);

- Сервер единого времени IRIG-B ES-292.

1.2. Формирование синхронизированных по времени массивов базы данных акустических наземных и бортовых измерений для системы обработки и анализа

Для создания синхронизированных массивов акустических и траекторных данных была создана специализированная программа, которая из данных внешнетраекторных измерений самолета выбирала моменты времени, когда ближнемагистральный самолет находился на минимальном расстоянии от центра микрофонной решетки.

В табл. 1 представлены результаты работы программы: время пролета самолета вблизи центра акустической решетки и выборочные параметры самолета, соответствующие акустической записи.

Затем проводилось сопоставление траекторных данных с временными интервалами, в которые была сделана акустическая запись. Для этого “сырая” акустическая запись (рис. 6) обрабатывалась в программе PULSE Reflex, в результате чего определялись временные границы записи звуко-

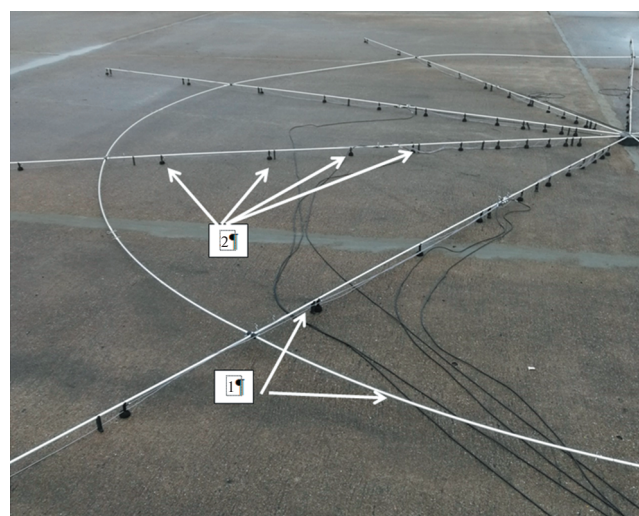


Рис. 4. Элементы измерительной системы, развернутой для проведения ЛИ по локализации источников шума: (1) 108-микрофонная, 9-лучевая антенна, (2) измерительные микрофоны.

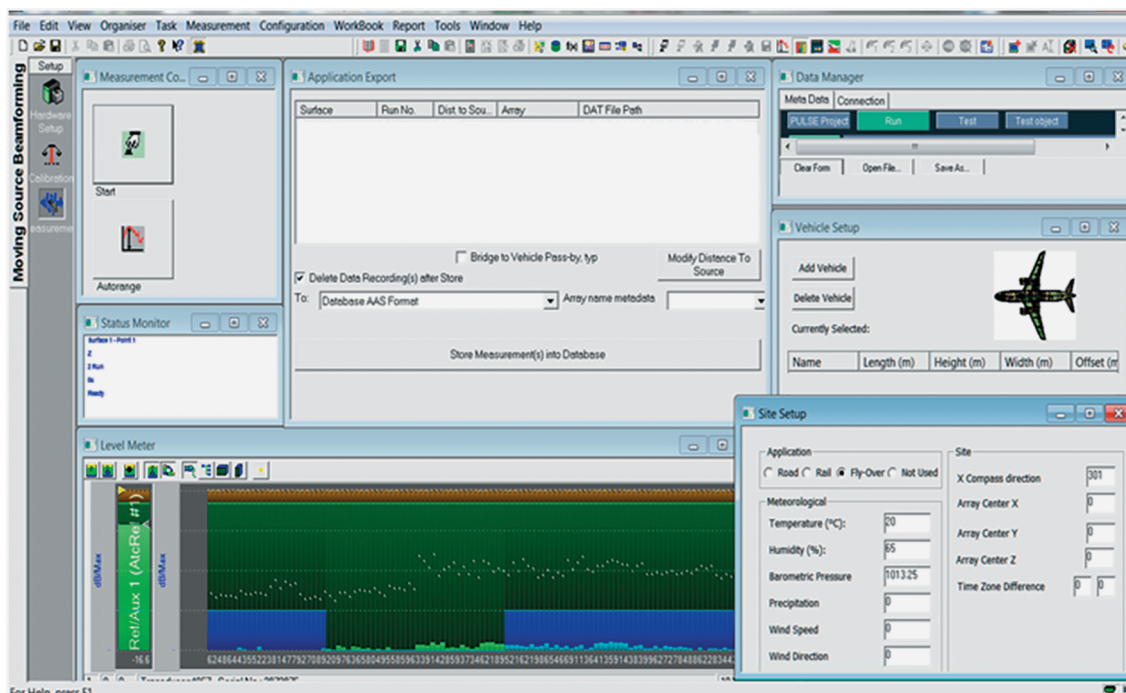


Рис. 5. Дисплей установки параметров программы записи данных микрофонной решетки.

вого давления, которые использовались для построения карт локализации источников шума ближнемагистрального самолета.

Время пролета самолета вблизи центра акустической решетки, полученное с помощью борто-

вой системы траекторных измерений КБТИ-М, сопоставлялось затем с временным интервалом соответствующей акустической записи (точное время акустической записи определялось по IRIG-B сигналу, записанному вместе со 108 микрофонными сигналами).

Таблица 1

ID режима	Время пролета	Об. дв. 1, %	Об. дв. 2, %	Mach_1
ff_gon_157_0	Trck_15_18_43_4.txt	65.28	65.58	0.24
ff_gon_148_0	Trck_15_24_05_7.txt	66.63	66.17	0.23
ff_gon_146_4	Trck_15_32_50_0.txt	63.09	63.20	0.23
ff_gon_137_5	Trck_15_38_39_4.txt	64.12	64.02	0.21
ff_gon_153_1	Trck_15_44_32_9.txt	68.36	68.33	0.24
ff_gon_1471	Trck_15_50_05_5.txt	68.62	68.55	0.23
ff_gon_143	Trck_15_55_46_4.txt	65.06	65.03	0.22
ff_gon_141_1	Trck_16_07_08_6.txt	62.12	62.58	0.22
ff_goff_156_2	Trck_16_12_36_8.txt	55.71	55.80	0.24
ff_goff_148_8	Trck_16_17_54_3.txt	57.97	57.99	0.23
ff_goff_145_4	Trck_16_23_15_2.txt	56.96	57.14	0.22
ff_goff_137_1	Trck_16_28_24_5.txt	60.24	60.18	0.21
ff_goff_153_6	Trck_16_33_15_3.txt	58.13	58.10	0.24

Примечание. Об. дв. 1/2 – величина оборотов вентилятора правого и левого двигателя в процентах от максимального значения; Mach_1 – значение числа Маха самолета, вычисленное по горизонтальной скорости самолета, отнесенной к местной скорости звука.

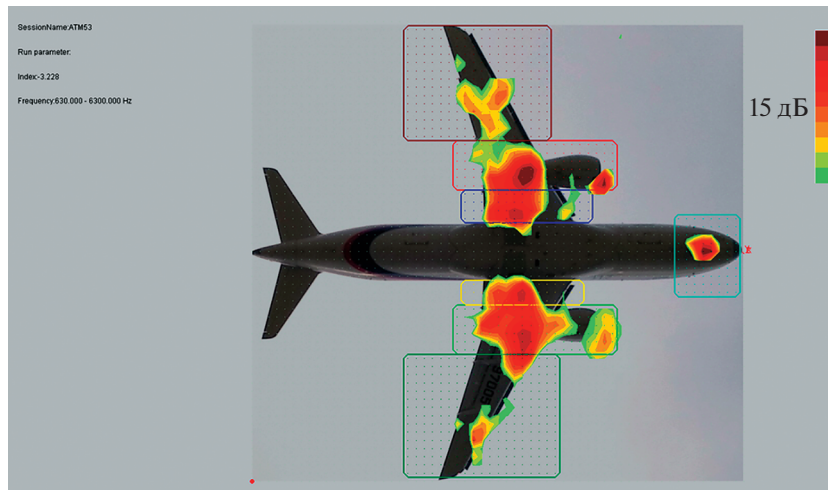


Рис. 7. Карта локализации источников шума ближнемагистрального самолета в широкой полосе частот (630 Гц – 6.3 кГц). Flaps “FULL”, шасси выпущено (ШВ), $V = 157$ kt (80.8 м/с). Осреднение по интервалу траектории 8.1 м.

строенная для суммарного шума в широкой полосе частот (630–6300 Гц) для короткого интервала времени $\Delta t = 0.1$ с, когда самолет находился над центром решетки (расстояние между центром решетки и проекцией носа самолета на ось Ox $\Delta x = 3.3$ м).

Для заданной карты одинаковым цветом обозначены зоны акустических источников с одинаковой поверхностной плотностью звукового давления, измеряемой в $\text{Па}^2/\text{м}^2$ (на картах в дБ). Цветовая шкала в правой части рисунка соответствует динамическому диапазону в 15 дБ, так что источник с максимальным уровнем шума обозначен ярко-красным цветом, а источники, отличающиеся от максимального на величину до 15 дБ, обозначены цветами от желтого до зеленого. Следует также учитывать, что максимальный уровень для разных карт может быть различным.

Как следует из представленной карты локализации, во всем представленном диапазоне частот основными источниками пролетного шума ближнемагистрального самолета над центром решетки являются: 1) реактивная струя правого и левого двигателя (зона за срезом сопла двигателя), 2) шум вентилятора компрессора низкого давления – зона перед срезом входа в воздухозаборник, 3) шасси (носовое и основное), 4) элементы механизации крыла (предкрылки, закрылки, обтекатели механизма выдвижения закрылков). Кроме того, для некоторых режимов пролета заметными становятся источники шума в зоне взаимодействия струи двигателя и задней кромки закрылка, зона взаимодействия следа за шасси и задней кромки закрылка, зона сочленения корневого предкрылка и фюзеляжа. Таким образом, даже картина распределения источников авиационного шума указывает на чрезвычайно сложный характер акусти-

ческого излучения и необходимость снижать шум одновременно многих источников, чтобы добиться снижения шума в сертификационных точках от самолета в целом.

Для каждого участка траектории самолета при пролете над микрофонной решеткой также можно построить карты локализации в третьоктавных полосах частот (рис. 8а–л), что дает более детальную картину распределения источников по частотам, чем карты суммарного уровня, приведенные на рис. 7.

На рис. 8а–в представлены карты локализации для третьоктавных полос с центральными частотами 630, 800 и 1000 Гц. Основные источники шума с одинаковой поверхностной плотностью акустического давления ($\text{Па}^2/\text{м}^2$) – это реактивная струя за обоими двигателями, а также носовое и основное шасси. Меньшая амплитуда излучается консолью крыла. Шум взаимодействия реактивной струи и задней кромки закрылков в этом частотном диапазоне не наблюдается (возможно, из-за довольно большой скорости полета 157 kt). На рис. 8в (1000 Гц) локализуется также новый источник шума, сопоставимый по амплитуде с шумом струи двигателя и шасси, а именно шум вентилятора правого двигателя. Так как для других частотных полос этот источник не проявляется, можно сделать вывод об узкополосном или даже тональном характере этого излучения, которое может дать вклад в тональную поправку при вычислении сертификационных уровней шума.

Для области средних частот (рис. 8г–з) появляются дополнительные источники, локализованные в области задней кромки корневого и внешнего закрылка; шум носового шасси макси-

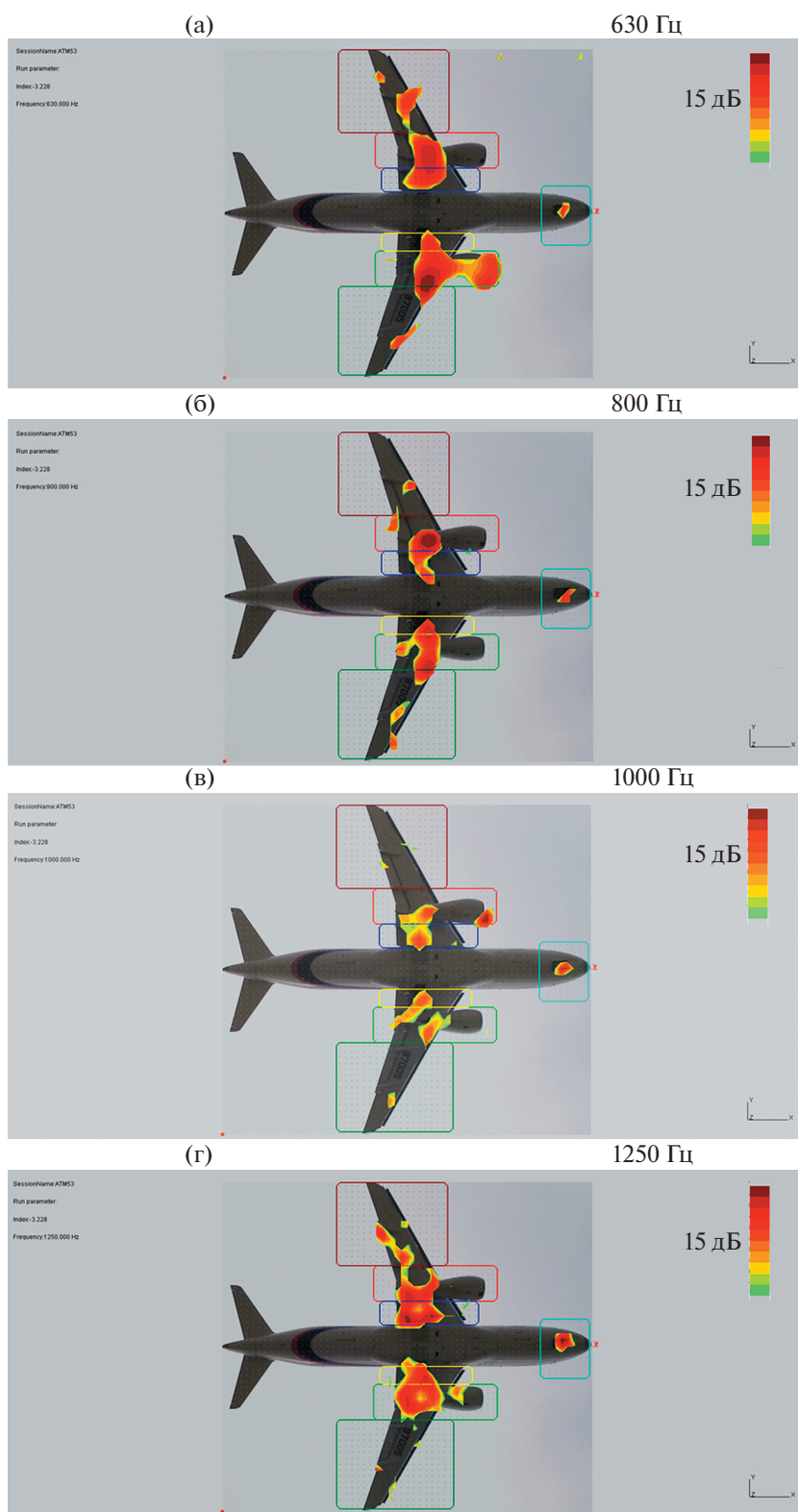


Рис. 8. Карты локализации источников в третьоктавных частотных полосах (конфигурация как на рис. 7). Положение самолета относительно микрофонной решетки $x = -3.2$ м.

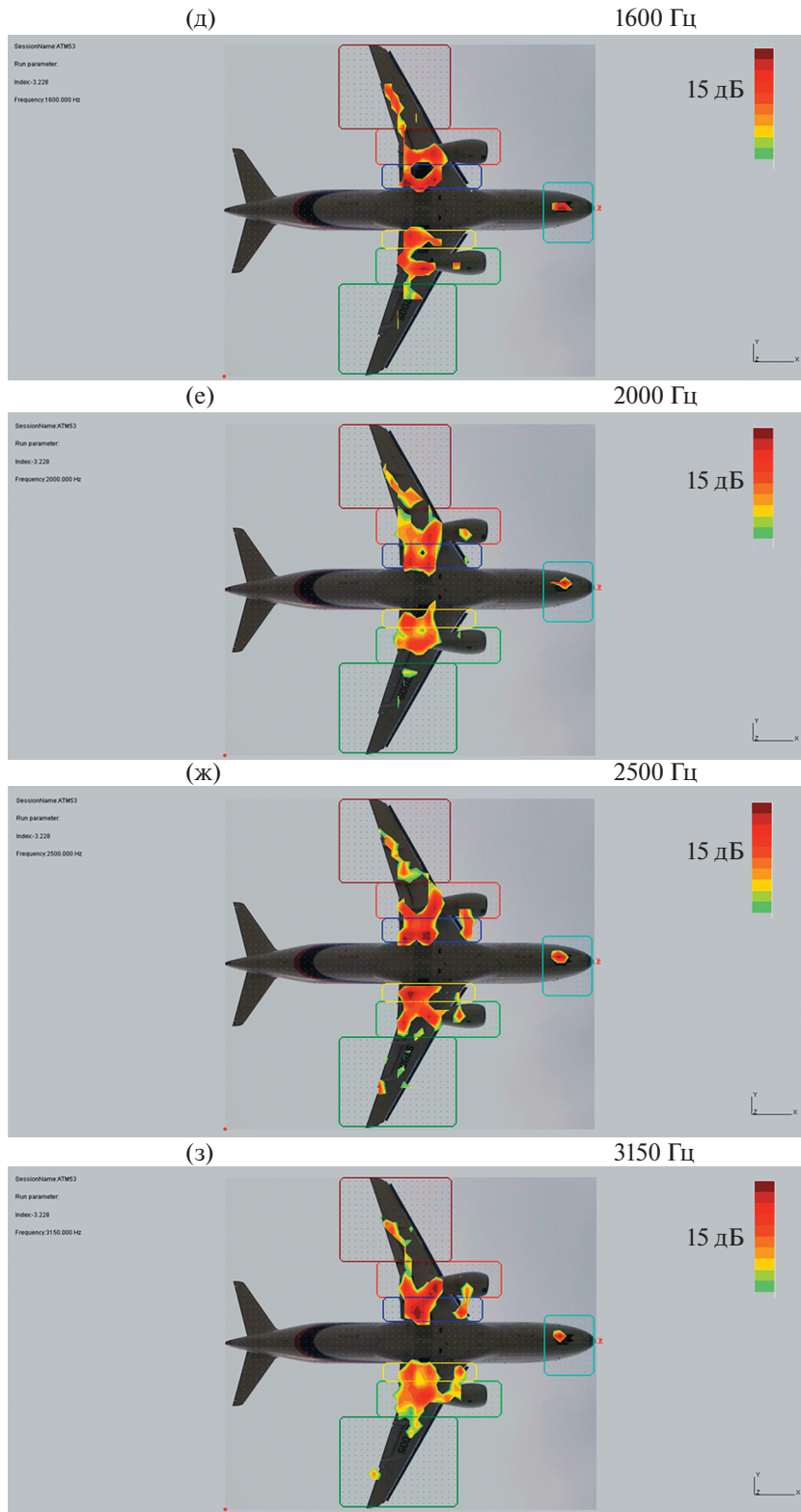


Рис. 8. Продолжение.

мален в полосе 1250 Гц (рис. 8г) и практически незаметен для более высоких частот.

В высокочастотной области (4000–6300 Гц, рис. 8и–л) двигатель, основное шасси и задняя

кромка корневого предкрылка дают основной вклад в шум самолета при рассматриваемой конфигурации и скорости полета. Из необычных источников в этом частотном диапазоне можно от-

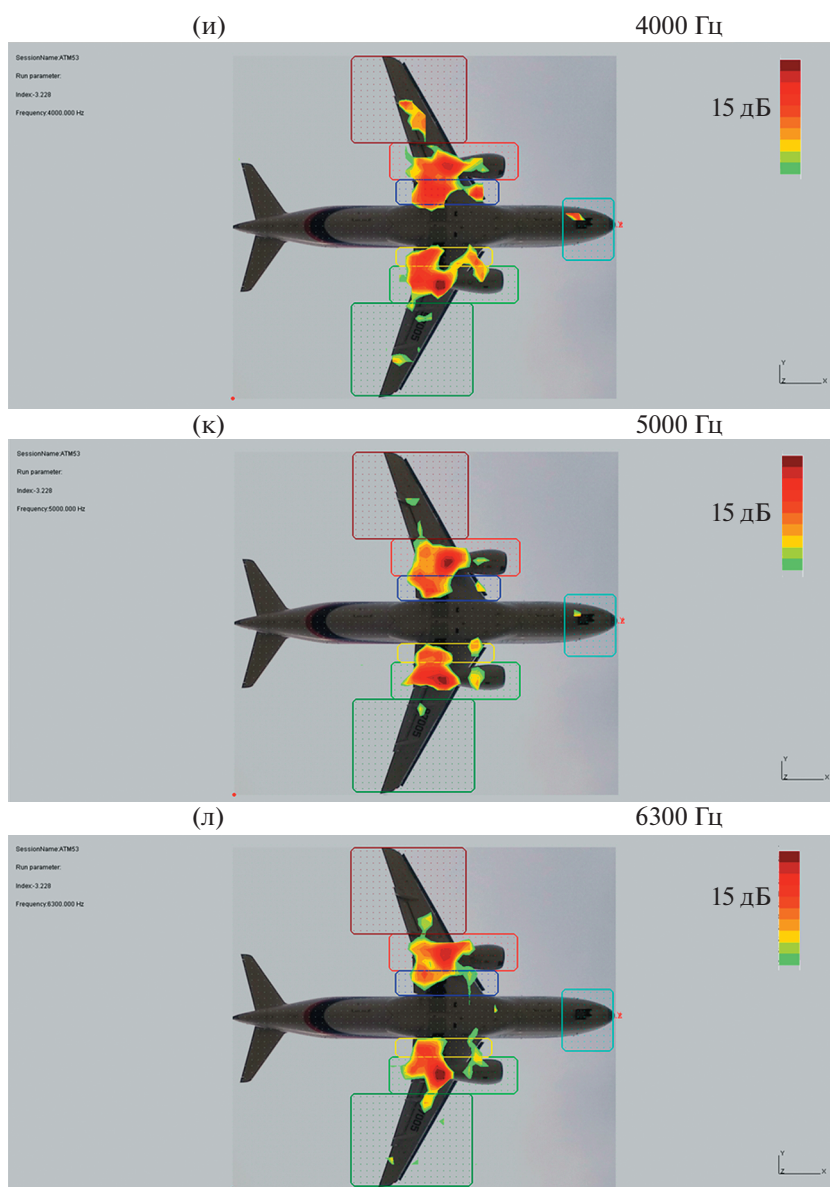


Рис. 8. Окончание.

метить зону сочленения предкрылка и фюзеляжа, которая визуально дает больший вклад, чем носовое шасси.

2. РАНЖИРОВАНИЕ ОСНОВНЫХ ИСТОЧНИКОВ ШУМА САМОЛЕТА НА ПОСАДКЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДАННЫХ ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

2.1. Пример расчета интенсивности источников пролетного шума ближнемагистрального самолета

Применяемая в работе методика локализации и ранжирования источников пролетного шума ближнемагистрального самолета позволяет также провести декомпозицию суммарного шума само-

лета на отдельные акустические источники и количественно оценить (проранжировать) вклад каждого источника при различных конфигурациях механизации крыла и шасси и скоростях полета (рис. 9, 10).

Из приведенных на рис. 10 третьоктавных спектров отдельных компонент шума самолета можно сделать следующие выводы. Шум двигателей (красная и зеленая кривая) для данного пролета доминирует практически во всей частотной полосе, за исключением диапазона частот 1.25–3.15 кГц, в котором амплитуда шума правого шасси (синяя кривая) приблизительно равна шуму двигателей. Кроме того, пик в суммарном спектре шума на частоте 1000 Гц в основном определяется

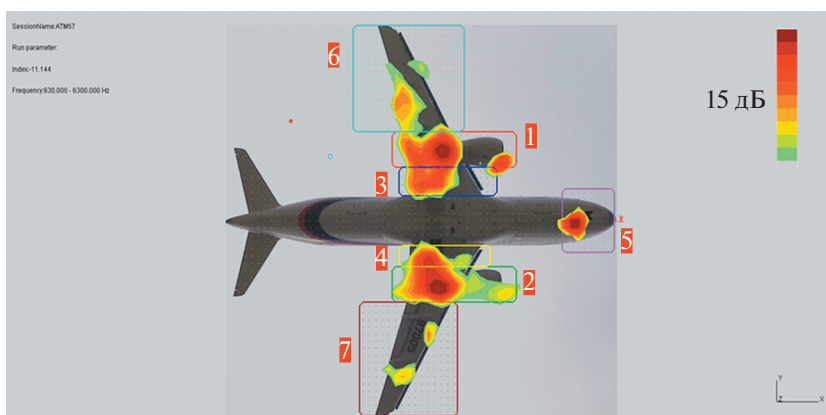


Рис. 9. Карта локализации источников шума ближнемагистрального самолета с выделенными зонами основных источников шума. Конфигурация: Flaps “FULL”, шасси выпущено (ШВ), $V = 153$ kt (78.7 м/с). Частотный диапазон карты 630–6300 Гц.

вкладами вентилятора правого двигателя (красная кривая) и носового шасси (розовая кривая). Шум механизации крыла заметно ниже основных источников для данного режима полета.

Суммируя по частотам (в интервале 630–6300 Гц) интенсивности отдельных источников шума на рис. 10 можно также вычислить суммарные уровни шума (OASPL) для каждого из семи основных источников шума и общий уровень шума самолета в целом. Такого рода вычисления можно провести для различных конфигураций самолета и скоростей полета. В следующих разделах приводятся графики зависимости суммарного уровня шума (OASPL) различных компонент самолета, для всех режимов полета и конфигураций, испытанных в ходе летного эксперимента. Ранжирова-

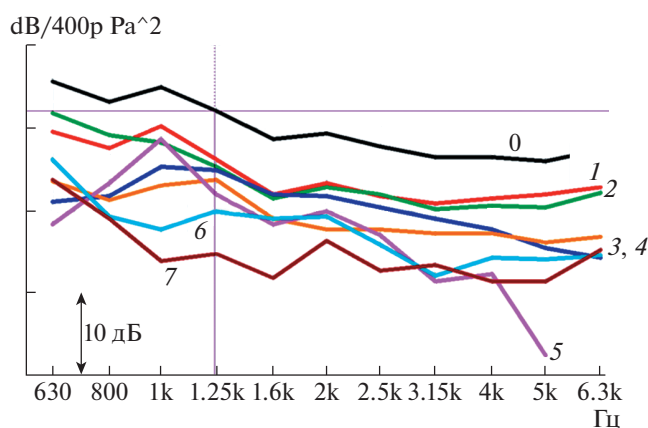


Рис. 10. Разложение третьооктавного спектра шума ближнемагистрального самолета на отдельные компоненты (0 – черная кривая, суммарный шум); 1, 2 – шум правого и левого двигателя соответственно; 3, 4 – шум правого и левого основного шасси; 5 – шум носового шасси; 6 – шум правого крыла; 7 – шум левого крыла.

ние источников пролетного шума ближнемагистрального самолета выполнялось для интервала времени, когда самолет проходит над центром микрофонной решетки, т.е. для участка траектории, где шум самолета максимален.

2.2. Анализ вклада отдельных источников в общий шум ближнемагистрального самолета: конфигурация Flaps “FULL”

Перейдем теперь к рассмотрению конфигураций и скоростей самолета, которые используются при сертификационных испытаниях по шуму на местности в третьей (посадочной) контрольной точке. Рассмотрим конфигурацию Flaps “FULL” (угол отклонения закрылков 35.6°), шасси выпущено (ШВ), диапазон приборных скоростей самолета $TAS = 145–160$ kt (74.6–82.3 м/с). Типичная картина распределения источников и используемые при расчете интенсивности зоны источников представлены для данной конфигурации на рис. 11.

Согласно приведенному на рис. 11 распределению источников шума можно выделить следующие зоны основных источников шума (цветные прямоугольники на рис. 11: правый (1) и левый (2) двигатель; правое (3) и левое (4) основное шасси; носовое (5) шасси; правая (6) и левая (7) консоль крыла.

Зависимость интенсивности основных источников шума ближнемагистрального самолета в данной конфигурации (Flaps “FULL”, шасси выпущено (ШВ)) от скорости полета приведена на рис. 12.

Из приведенных аппроксимирующих прямых (метод наименьших квадратов) следует, что суммарная интенсивность источников медленно увеличивается с ростом скорости (увеличение на 3 дБ при изменении скорости от 137 kt (70.5 м/с) до 157 kt (80.8 м/с)), и эта зависимость в основном

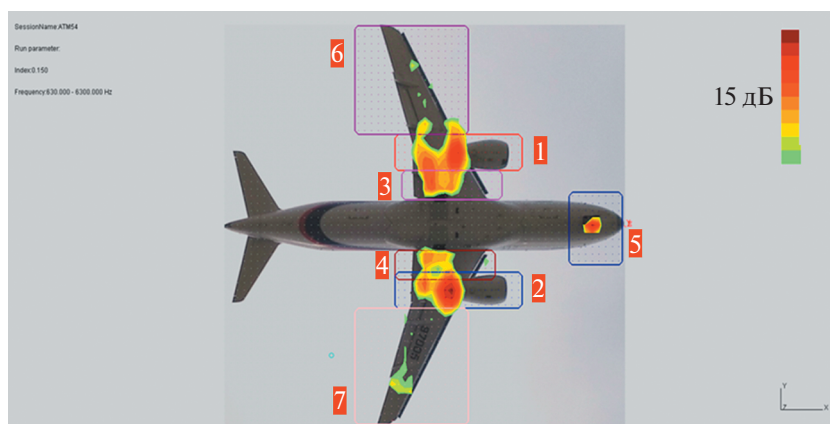


Рис. 11. Типичное распределение источников шума ближнемагистрального самолета с выделенными цветными зонами основных источников шума. Конфигурация: Flaps “FULL”, шасси выпущено (ШВ), $V = 148$ kt (76.1 м/с). Частотный диапазон карты 630–6300 Гц. Динамический диапазон 15 дБ.

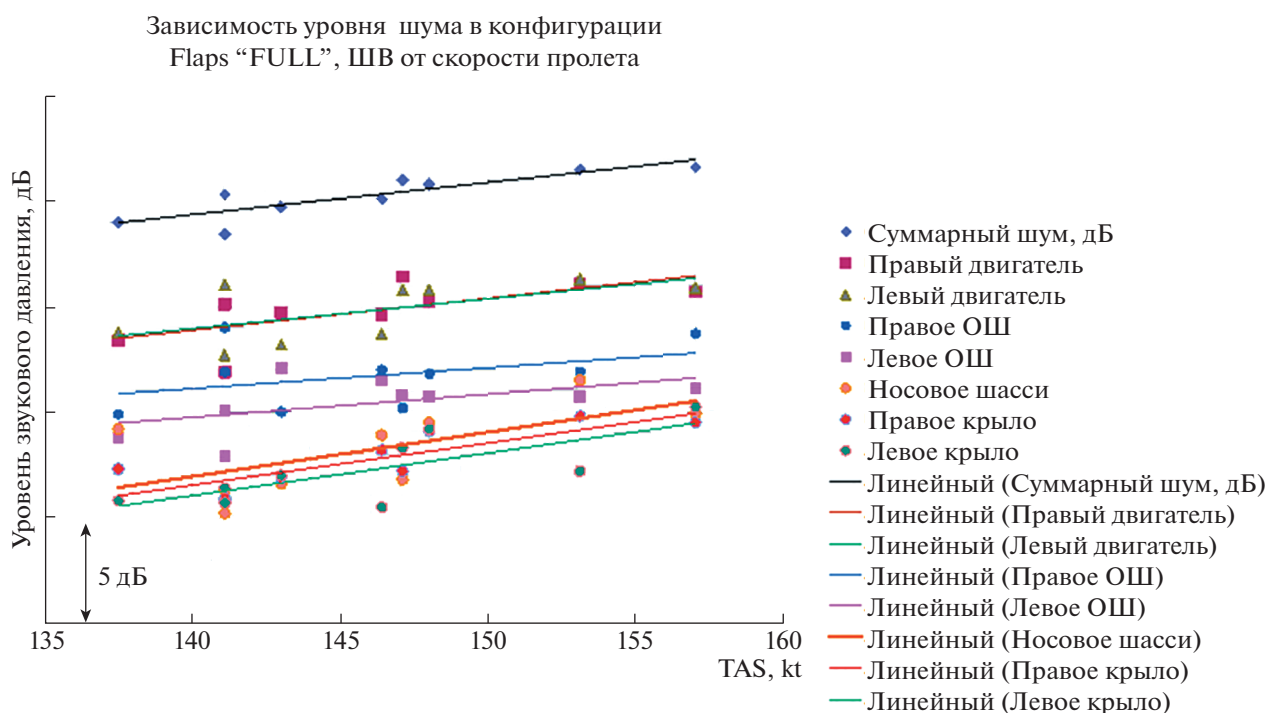


Рис. 12. Зависимость интенсивности источников шума (частотный диапазон 630–6300 Гц) ближнемагистрального самолета от скорости для конфигурации Flaps “FULL”, шасси выпущено (ШВ).

определяется интенсивностью зон правого и левого двигателя. Следует отметить хорошее согласование данных по шуму обоих двигателей, так как аппроксимирующие их интенсивность прямые на рис. 12 практически совпадают. Интенсивность шума основного шасси на 2.5–3.0 дБ меньше, чем у двигателя. Шум носового шасси и правой и левой консолей крыла заметно ниже (~7 дБ), но увеличивается со скоростью полета, и для 157 kt (80.8 м/с) разница уменьшается до 5 дБ.

Для возможности оценки вклада шасси в шум ближнемагистрального самолета были проведены также испытания в конфигурации Flaps “FULL”, шасси убрано (ШУ). Отличительной особенностью карт локализации для этого случая является наличие заметных источников, связанных с механизацией крыла (рис. 13).

Зависимость интенсивности основных источников шума ближнемагистрального самолета в данной конфигурации (Flaps “FULL”, шасси

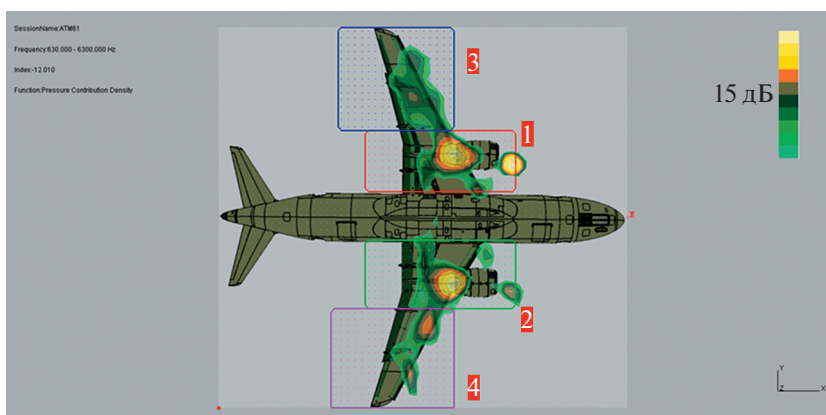


Рис. 13. Типичное распределение источников шума ближнемагистрального самолета для конфигурации: Flaps “FULL”, шасси убрано (ШУ), $V = 156 \text{ kt}$ (80.2 м/с) с выделенными зонами основных источников шума. Частотный диапазон карты 630–6300 Гц. Динамический диапазон 15 дБ.

Зависимость интенсивности источников шума самолета RRJ-95 в конфигурации Flaps “FULL”, ШВ от скорости полета

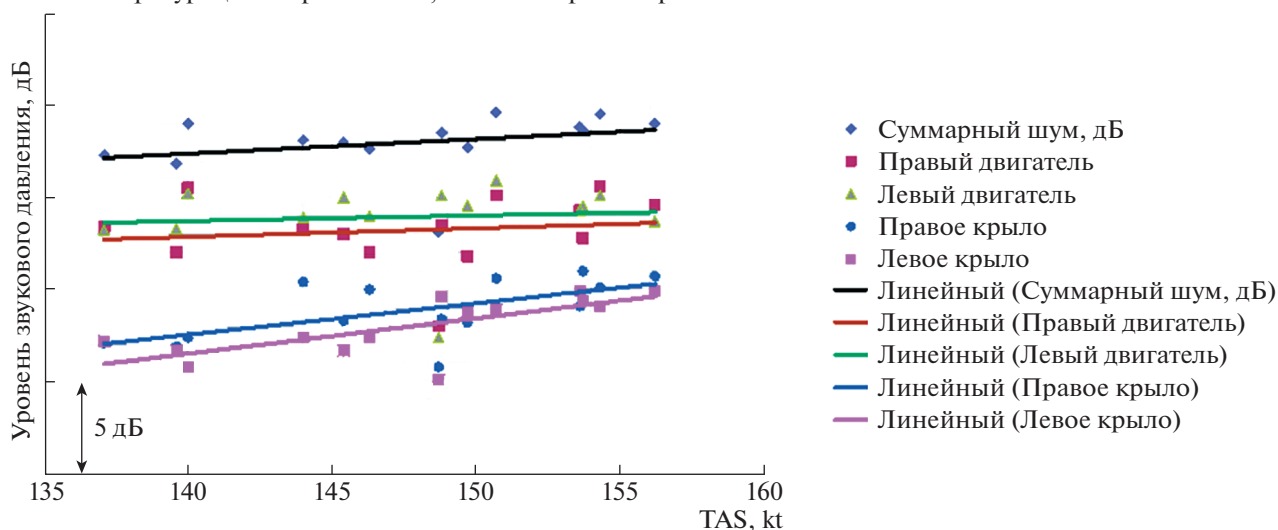


Рис. 14. Зависимость интенсивности источников шума (частотный диапазон 630–6300 Гц) ближнемагистрального самолета от скорости полета для конфигурации Flaps “FULL”, шасси убрано (ШУ).

убрано (ШУ)) от скорости полета приведена на рис. 14. Следует отметить, что шум двигателей доминирует над шумом элементов механизации крыла во всем диапазоне скоростей полета, но с ростом скорости эта разница уменьшается с 6 до 3 дБ.

Теперь можно перейти к сравнительному анализу конфигурации Flaps “FULL” с выпущенным и убраным шасси. На рис. 15а, б представлены интенсивности шума, излучаемые зонами: 1) “правый двигатель + основное шасси” и 2) “левый двигатель + основное шасси”. Из представленных карт локализации источников следует, что выпущенное

основное шасси приводит к увеличению на 2–3 дБ шума, излучаемого зонами 1) и 2).

Таким образом, использование микрофонной решетки в летном эксперименте показало, что максимальный эффект по снижению пролетного шума исследуемого ближнемагистрального самолета, который можно достичь за счет модернизации основного и носового шасси, составляет величину 3 дБ.

Снижение шума основного источника в точке под самолетом дает близкую оценку и для поправки в метрике EPNL, используемой при сертификации самолетов по шуму на местности. По-

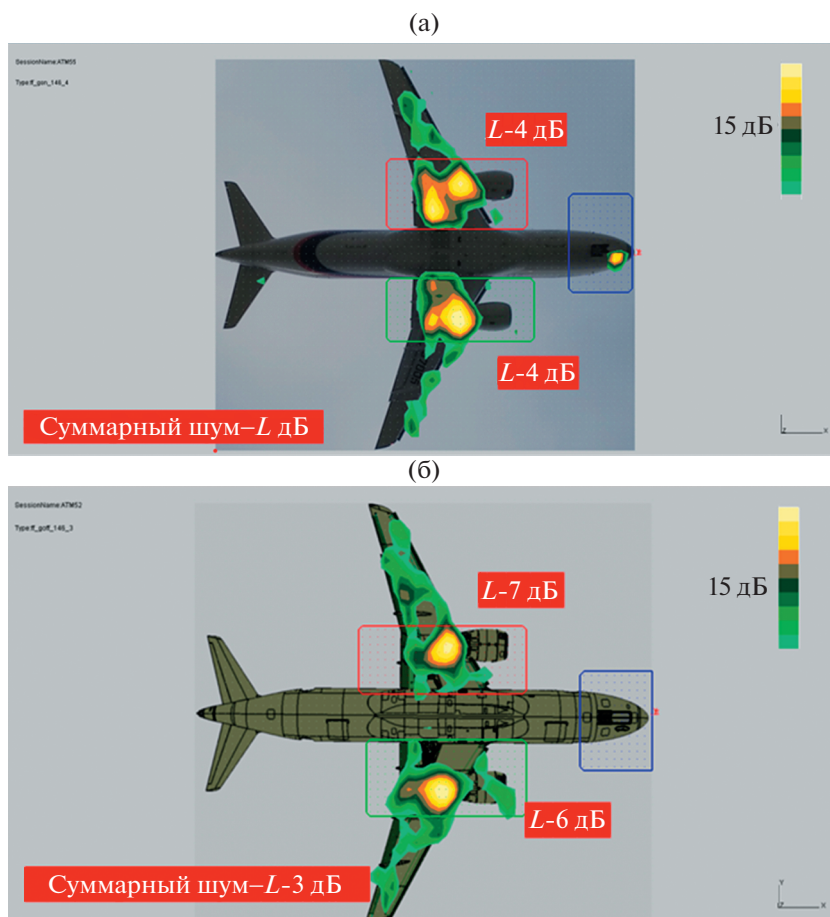


Рис. 15. Интенсивность источников шума в зоне “двигатель+основное шасси” для конфигурации Flaps “FULL”: (а) шасси выпущено (ШВ), (б) шасси убрано (ШУ).

этому модификация шасси может приводить на посадке к снижению шума до 2–2.5 EPN dB.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящей статье представлены результаты обработки результатов летного эксперимента по локализации и ранжированию источников шума на посадке натурального ближнемагистрального самолета с использованием 108-микрофонной антенны и современных алгоритмов бимформинга.

Для всех исследованных конфигураций механизации крыла, носового и основного шасси и во всем диапазоне посадочных скоростей самолета проведена локализация основных источников шума как в третьоктавных полосах частот, так и в широкой полосе частот 630–6300 Гц.

На основе проведенной локализации источников шума ближнемагистрального самолета выполнено ранжирование основных источников шума самолета на посадке с использованием данных летного эксперимента.

Показано, что для наиболее шумной посадочной конфигурации самолета (Flaps “FULL”, шасси выпущено), характерной для третьей контрольной точки при сертификационных испытаниях самолетов по шуму на местности, суммарная интенсивность источников шума медленно увеличивается с ростом скорости (увеличение на 3 дБ при изменении скорости от 137 до 157 kt) и, в основном, определяется интенсивностью зон правого и левого двигателя. Интенсивность шума основного шасси на 2.5–3.0 дБ меньше, чем у двигателя. Шум носового шасси и правой и левой консолей крыла заметно ниже (~7 дБ), но увеличивается со скоростью полета, и для максимальной скорости 157 kt разница уменьшается до 5 дБ.

Сравнительный анализ этой конфигурации с выпущенным и убраным шасси показал, что выпущенное основное шасси приводит к увеличению в среднем на 2–3 дБ шума, излучаемого самолетом.

Таким образом, в работе продемонстрировано, что использование новейшего аппаратно-программного комплекса в натурном летном экс-

перименте позволяет исследовать по отдельности вклады различных источников аэродинамического шума при натуральных числах Рейнольдса. Полученная в результате исследования база акустических данных может использоваться как для валидации расчетных методов моделирования авиационного шума, так и для сравнения с данными, получаемыми в аэродинамических трубах на моделях меньшего масштаба. Кроме того, представленная в работе методология эксперимента позволяет оценить эффективность разрабатываемых для отдельных компонент самолета технологий снижения шума при максимальном значении уровня готовности технологий (УГТ).

БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы благодарят сотрудников АО “Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова” за помощь в проведении измерений.

ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ

Работа выполнена при финансовой поддержке РНФ (грант 21-71-30016).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Johnson D.H., Dudgeon D.E.* Array Signal Processing, Concepts and Techniques // PTR Prentice Hall, Englewood Cliffs. 1993.
2. *Leclère Q., Pereira A., Bailly C., Antoni J., Picard C.* A unified formalism for acoustic imaging based on microphone array measurements // *Int. J. Aeroacoust.* 2017. V. 16 (4–5). P. 431–456.
3. *Merino-Martinez R. et al.* A Review of Acoustic Imaging Methods Using Phased Microphone Arrays // *CEAS Aeronautical Journal.* 2019. V. 10. P. 197–230.
4. *Zaytsev M.Y., Kopiev V.F.* Fly-over noise source localization during acoustic flight tests of advanced passenger aircraft // *AIAA Paper* 2019–2426. 2019.
5. *Dobrzynski W.* Almost 40 Years of Airframe Noise Research: What Did We Achieve? // *Journal of Aircraft.* 2010. V. 47. № 2. P. 353–367.
6. *Bertsch L.* Noise Prediction within Conceptual Aircraft Design // Ph.D. thesis, DLR, Bunsenstrasse 10, 37073 Gottingen, Germany, 2013, DLR Forschungsbericht, ISRN DLR FB 2013 20, ISSN 1434–8454. 2013.
7. *Merino-Martinez R., Snellen M., Simons D.G.* Calculation of the fan rotational speed based on flyover recordings for improving aircraft noise prediction models // *23rd International Congress on Acoustics.* 2019.
8. *Hald J., Ishii Y., Ishii T., Oinuma H., Nagai K., Yokoyama Y., Yamamoto K.* High-resolution fly-over Beamforming using a small practical array // *AIAA Paper* 2012–2229. 2012.

ON THE DETERMINATION OF THE AERODYNAMIC NOISE OF THE MAIN ELEMENTS OF A FULL-SCALE AIRCRAFT USING A MULTIPLE- MICROPHONE ANTENNA AND BEAMFORMING ALGORITHMS

V. F. Kopiev^a, M. Yu. Zaytsev^a, S. A. Velichko^a, A. V. Dolotovskiy^b, and V. I. Sheviakov^b

^a*Moscow Research Complex Central Aerohydrodynamic Institute, Moscow, Russia*

^b*PJSC Irkut Corporation, Regional Aircraft Branch, Moscow, Russia*

The results of an acoustic flight experiment on the localization and ranging of sources of aerodynamic noise of a full-scale aircraft using a 108-microphone antenna are presented. As a result of the research, unique data were obtained on the spatial position of the main noise sources of a full-scale aircraft and their frequency composition, as well as a comparative analysis of the relative contribution of each of the sources to the total aircraft noise for various flight modes. The presented results will be used in the development of low-noise configurations of domestic passenger aircraft to ensure competitive community noise levels that meet modern and future ICAO standards.

Keywords: phased antenna, beamforming, acoustic source