

УДК 534.23

ИССЛЕДОВАНИЕ ШУМА ОБТЕКАНИЯ КРУПНОМАСШТАБНОЙ МОДЕЛИ КРЫЛА С МЕХАНИЗАЦИЕЙ

© 2015 г. В. Ф. Копьев, М. Ю. Зайцев, И. В. Беляев

*Научно-исследовательский Московский комплекс ЦАГИ**105005 Москва, ул. Радио 17**Пермский национальный исследовательский политехнический университет**614990 Пермь, Комсомольский пр. 29**E-mail: vkopiev@tsagi.ru*

Поступила в редакцию 22.04.2015 г.

В аэродинамической трубе с заглушенной рабочей частью DNW-NWB экспериментально исследованы акустические характеристики крупномасштабной модели механизированного крыла самолета в посадочной конфигурации. Впервые в отечественной практике получены акустические данные шума обтекания крыла при больших числах Рейнольдса ($1.1-1.8 \times 10^6$), которые могут быть использованы для оценки уровней шума крыла при сертификационных испытаниях этого самолета. Из условия совпадения безразмерных спектров шума, полученных для различных скоростей потока, был найден коэффициент автомодельности для пересчета проведенных измерений к натурным условиям. С помощью метода бимформинга проведена локализация источников шума и выполнено ранжирование акустических источников по их интенсивности. Для одного из важных источников – шума обтекания боковой кромки закрылка – предложен метод снижения шума, эффективность которого была продемонстрирована в эксперименте в DNW-NWB.

Ключевые слова: шум обтекания элементов планера, шум на местности, пересчет на натурные условия, крупномасштабная модель, ранжирование, шум боковой кромки закрылка.

DOI: 10.7868/S0320791915060064

ВВЕДЕНИЕ

Успехи создания турбореактивных двигателей с большой и сверхбольшой степенью двухконтурности привели к тому, что шум силовой установки магистральных самолетов значительно снизился. Двигатель продолжает оказывать существенный вклад в общий шум на взлете (первая контрольная точка) и при пролете над второй контрольной точкой, однако на посадке (третья контрольная точка) становятся существенными и другие источники, связанные с шумом обтекания элементов планера, которые не были значимыми для самолетов предыдущих поколений [1, 2]. В частности, существенную роль начинают играть источники шума, связанные с обтеканием крыла и элементов механизации, таких как предкрылки и закрылки ([3] для Boeing 777 и [4, 5] для Airbus A340). Предстоящее ужесточение норм ИКАО по шуму на местности на 7 EPNдБ по сравнению с действующей Главой 4 потребует снижения всех значимых источников шума самолета (двигатель, шум взаимодействия струи и крыла, шум обтекания шасси и крыла). Поэтому важным становится изучение шума обтекания как самого крыла, так и элементов механизации в посадочной конфигурации, а также создание тех-

нологий снижения данной компоненты шума самолета на местности.

До настоящего времени в России не проводились комплексные исследования шума обтекания планера магистрального самолета и его элементов на больших моделях. Это объясняется отсутствием необходимых экспериментальных установок, позволяющих проводить акустические испытания моделей среднего и крупного масштабов. Имеющиеся в стране аэродинамические трубы позволяют проводить аэродинамические испытания крупных моделей, однако помещения рабочих частей этих установок не приспособлены для выполнения достоверных акустических измерений. Требуемая акустическая информация может быть получена в результате летных испытаний [3–5], но это может быть сделано только на поздней стадии создания самолета, когда изменение геометрии крыла и механизации уже затруднительно.

Для того чтобы дать на стадии разработки самолета оценку его возможности удовлетворить требованиям новых норм ИКАО, необходимо иметь оценки всех значимых источников шума, в том числе шума обтекания крыла с механизацией. Кроме этого, для поиска способов снижения шума обтекания крыла необходимо определить ло-

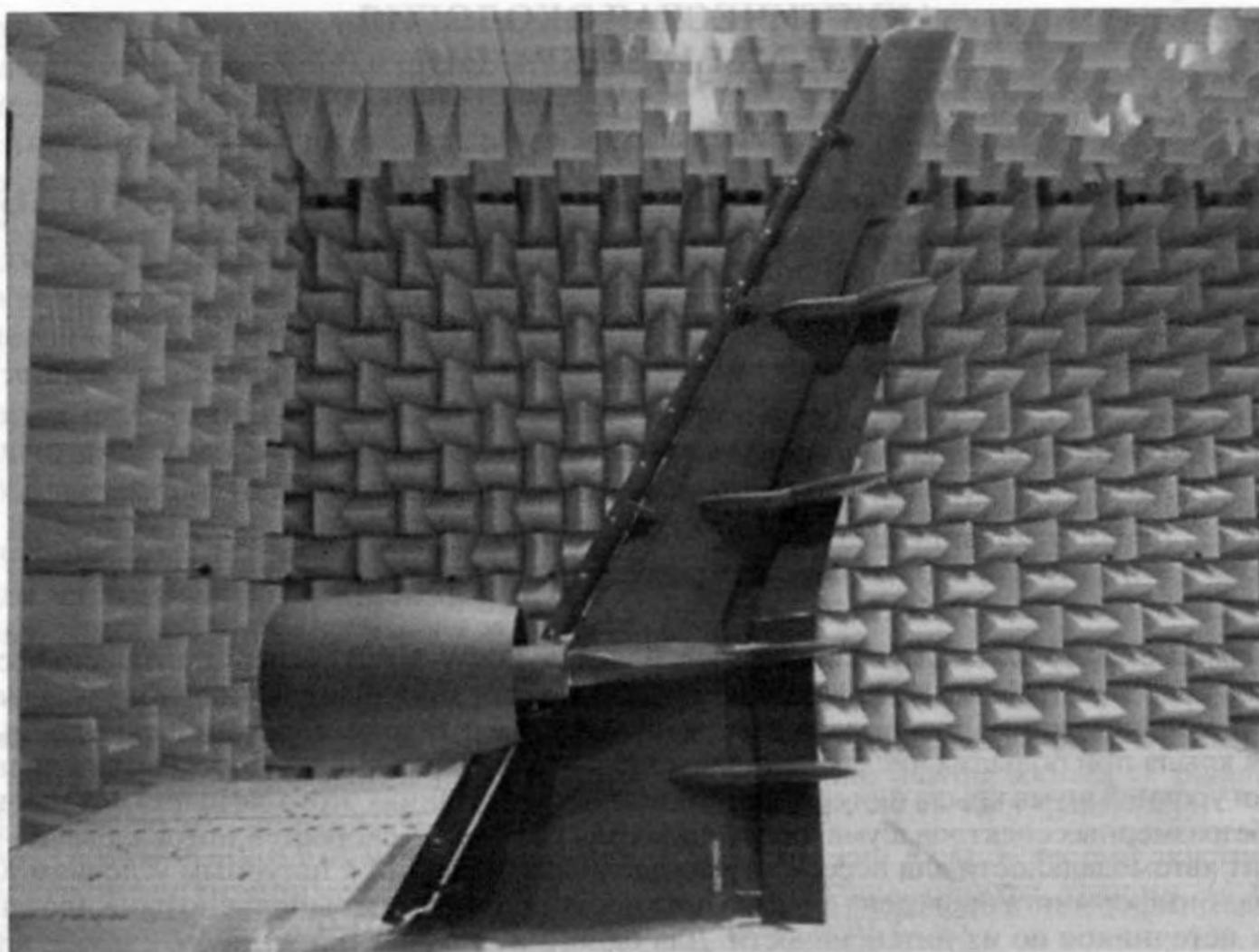


Рис. 1. Модель крыла в посадочной конфигурации в заглушенной рабочей части аэродинамической трубы DNW-NWB.

кализацию основных источников, возникающих при обтекании элементов механизации, и оценить их относительный вклад в шум крыла на посадке. Поскольку данное исследование невозможно провести на установках России, измерения были выполнены в аэродинамической трубе DNW-NWB в г. Брауншвейг (Германия), которая была модернизирована к 2012 году для проведения акустических исследований на моделях среднего и крупного масштаба [6]. Глубина проведенной модернизации соответствует современным требованиям к проведению репрезентативных акустических испытаний.

ОПИСАНИЕ КРУПНОМАСШТАБНОЙ МОДЕЛИ КРЫЛА САМОЛЕТА

В аэродинамической трубе с заглушенной рабочей частью (DNW-NWB) испытывалась крупномасштабная (в масштабе $\sim 1 : 8$) модель реалистичного крыла [7] с элементами механизации (рис. 1), имеющая следующие габаритные размеры: площадь крыла 0.8 м^2 , размах 2.2 м , длина фюзеляжа 4.4 м , радиус фюзеляжа 0.25 м . Помимо крыла и фюзеляжа модель воспроизводит также закрылки, предкрылки, мотогондолу, пилон и обтекатели механизмов закрылков.

Как было сказано выше, с точки зрения сертификационных испытаний шум обтекания элементов механизации крыла является важным ис-

точником шума при режиме захода на посадку. Поэтому модель, предназначенная для акустических испытаний, исследовалась при посадочной конфигурации элементов механизации крыла с углами отклонения корневого предкрылка (25°) и концевого предкрылка (28°); углы отклонения закрылков составляли 36° для внутреннего закрылка и 38° для внешнего закрылка.

ОПИСАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ DNW-NWB

Аэродинамическая труба замкнутого типа DNW-NWB позволяет проводить испытания с открытой, закрытой или щелевой рабочей частью [6]. Площадь сечения сопла составляет $3.25 \times 2.80 = 9.1 \text{ м}^2$, степень поджатия $1 : 5.6$. При потребляемой мощности 4 МВт аэродинамическая труба с открытой рабочей частью позволяет достигать скорости потока 80 м/с . Типичное значение степени турбулентности потока вблизи оси рабочей части при этом составляет 0.15% .

При проведении акустических измерений используется открытая рабочая часть, стенки которой облицованы звукопоглощающими клиньями (размер основания $0.4 \times 0.4 \text{ м}$, высота 0.8 м), что обеспечивает акустически заглушенные условия в диапазоне частот $0.1\text{--}40 \text{ кГц}$. Общая схема экспе-

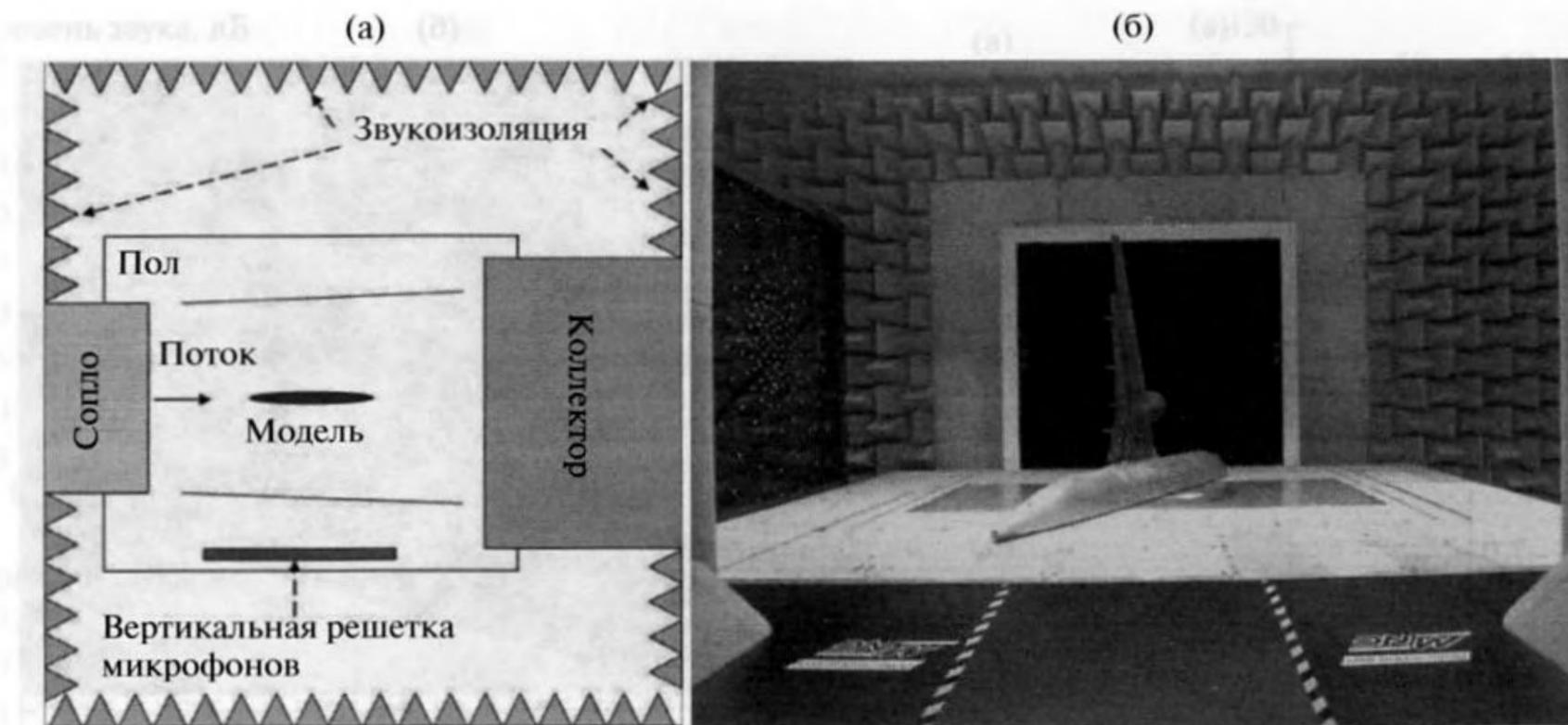


Рис. 2. (а) общая схема эксперимента в заглушенной аэродинамической трубе DNW-NWB (вид сверху); (б) вид из коллектора на сопло, модель и акустическую антенну (слева от модели).

рифта с моделью крыла в открытой рабочей части DNW-NWB приведена на рис. 2.

Установленный пол представляет собой продолжение нижней кромки сопла и продолжается вплоть до коллектора. Отражение звуковых волн от пола может существенным образом изменять измеряемый микрофонами шум обтекания модели и поэтому должно учитываться при обработке акустических данных. В частности, при локализации источников звука с помощью метода бимформинга использовался алгоритм обработки, учитывающий присутствие абсолютно жесткой полуплоскости [8].

МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЙ И ПРОГРАММА ИСПЫТАНИЙ

Диаграмма направленности шума модели определялась с помощью двух микрофонных решеток, по 12 микрофонов в каждой, расположенных в дальнем звуковом поле. Для локализации и ранжирования по интенсивности источников шума обтекания крыла с помощью бимформинга использовалась антенна из 140 микрофонов, разработанная в DLR. Положение микрофонов измерялось с помощью оптического дальномера, погрешность измерения которого составляет менее 1 мм.

Первая микрофонная решетка из 12 микрофонов G.R.A.S. была установлена в верхней полусфере (сторона разрежения крыла), при этом микрофоны располагались в диапазоне углов $240^\circ \leq \varphi_x \leq 300^\circ$ (рис. 3, углы отсчитываются против часовой стрелки). Вторая микрофонная решетка из 12 микрофонов Briel & Kjaer 4961 была установлена в нижней полусфере (сторона поджатия), вдоль линии, параллельной центральной линии рабочей части

(ось x). Микрофоны были установлены в диапазоне углов $60^\circ \leq \varphi_x \leq 120^\circ$.

Кроме того, для локализации источников звука с помощью метода бимформинга в нижней полусфере была установлена вертикальная плоская решетка из 140 микрофонов LineaX M51. Общий вид расположения микрофонов в этой решетке приведен на рис. 4. Динамический диапазон использованной системы бимформинга равен 10 дБ.

Акустические данные измерялись в частотном диапазоне 0.1–30 кГц с разрешением по частоте 17.7 Гц. Время одного измерения составляло 30 с. Для каждого измерения усредненные узкополосные спектры получались усреднением по 1063 реализациям при перекрытии 50%. В качестве окна преобразования Фурье использовалось окно Хэннинга.

На рис. 5 приведены примеры спектров фонового шума аэродинамической трубы DNW-NWB и шума обтекания установленной модели. Видно, что отношение полезного широкополосного сигнала к шуму составляет по меньшей мере 10 дБ во

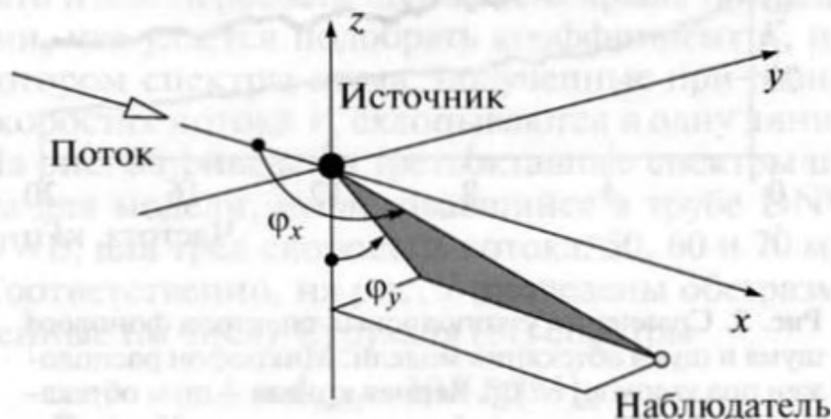


Рис. 3. Используемая система координат.

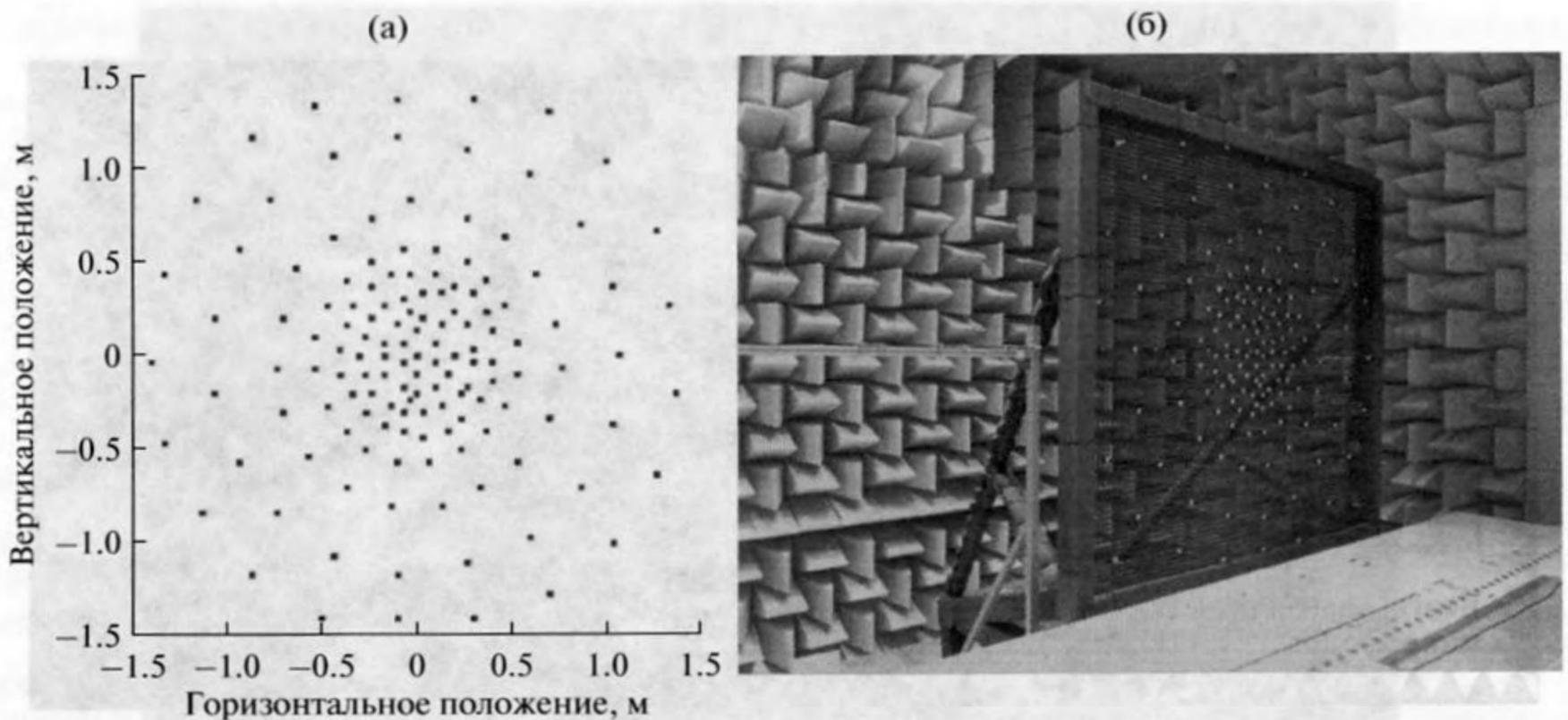


Рис. 4. (а) схема расположения микрофонов в решетке для бимформинга; (б) фотография решетки с микрофонами в трубе DNW-NWB.

всем диапазоне измеряемых частот. Только в области низких частот (< 500 Гц) это отношение уменьшается и может становиться меньше порогового значения в 3 дБ, когда истинный уровень источника шума не может быть восстановлен из экспериментальных данных. Однако, принимая во внимание масштабный коэффициент модели 1 : 8, представляется, что эти частоты не вносят заметный вклад в уровень воспринимаемого шума на местности (EPNdB). Кроме того, данные фазированной решетки для бимформинга корректировались на рефракцию на слое смещения в соответствии с методикой [9], а также на направленность установленных в решетке микрофонов.

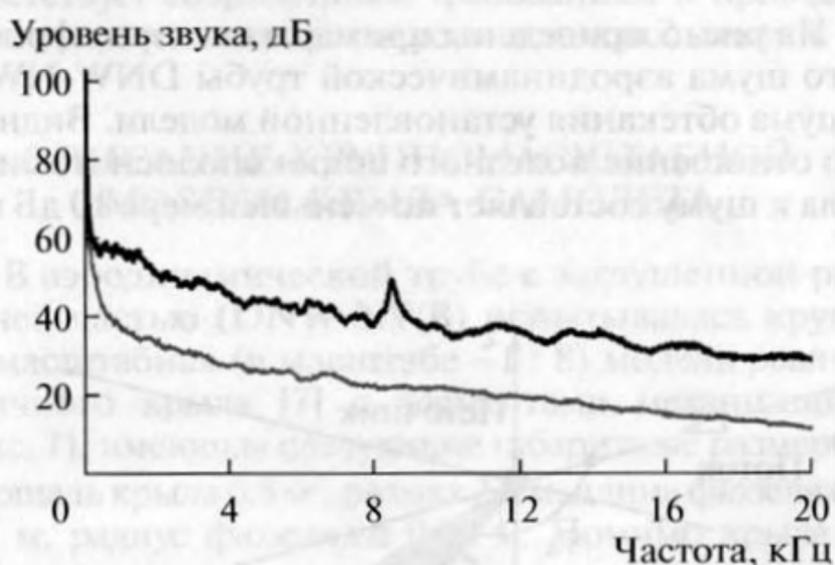


Рис. 5. Сравнение узкополосных спектров фонового шума и шума обтекания модели. Микрофон расположен под углом $\varphi_x = 90^\circ$. Черная кривая – шум обтекания модели, скорость набегающего потока 45 м/с. Серая кривая – фоновый шум аэродинамической трубы при скорости потока 45 м/с.

РЕЗУЛЬТАТЫ АКУСТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ. ПЕРЕСЧЕТ НА НАТУРУ ТРЕТЬОКТАВНЫХ СПЕКТРОВ

Для оценки шума на местности необходимо привести результаты акустических измерений в DNW-NWB к натурным числам Рейнольдса. Эта задача осложняется тем, что крыло с выпущенной механизацией является сложным источником аэродинамического шума, состоящим из таких отдельных источников как шум чистого крыла, шум предкрылка, шум боковых кромок закрылка и т.д. Каждый из этих отдельных источников может иметь свою собственную зависимость от чисел Маха, Струхалия и Рейнольдса, что осложняет задачу приведения экспериментальных данных к натурным условиям. Поэтому наиболее целесообразно при выполнении такого пересчета пользоваться полуэмпирическими моделями, где общий вид формул приведения получен из результатов теоретического рассмотрения, а значения коэффициентов в формулах определяются из измеренных экспериментальных данных.

В качестве полуэмпирической модели пересчета результатов акустических измерений на натурные числа Рейнольдса использовалась модель Потт-Поленске, провалидированная в летном эксперименте на самолете A320 [10]. Так как исследуемые в лабораторных экспериментах модели геометрически подобны натурному крылу, то направленность излучения, угол стреловидности крыла и углы отклонения предкрылков/закрылков совпадают для природы и модели. Поэтому, согласно [10], пересчет шума в третьоктавных поло-

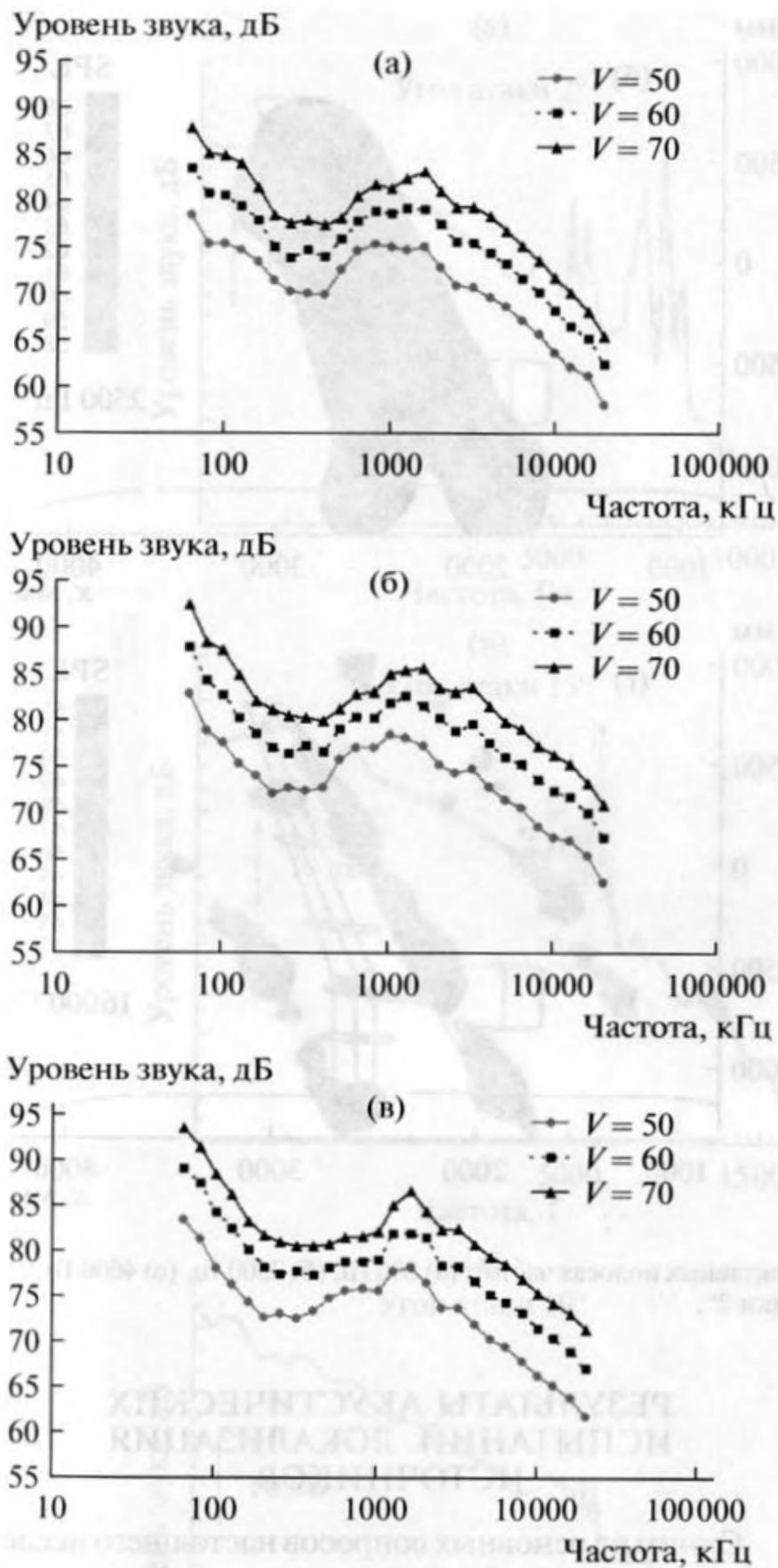


Рис. 6. Третьооктавные спектры шума, измеренные в DNW-NWB для геометрического угла атаки 10° при скоростях потока 50 м/с, 60 м/с и 70 м/с: (а) $\varphi_x = 60^\circ$, (б) $\varphi_x = 90^\circ$, (в) $\varphi_x = 110^\circ$.

сах частот на натурные числа Рейнольдса производится по формуле

$$L_{nat} = L_{mod} + 10K \lg \left(\frac{V_{nat}}{V_{mod}} \right) + 20 \lg \left(\frac{l_{nat}}{l_{mod}} \right) - 20 \lg \left(\frac{r_{mod}}{r_{nat}} \right). \quad (1)$$

Здесь "nat" соответствует натурным условиям, "mod" – модельным, l_{nat}/l_{mod} – масштаб модели,

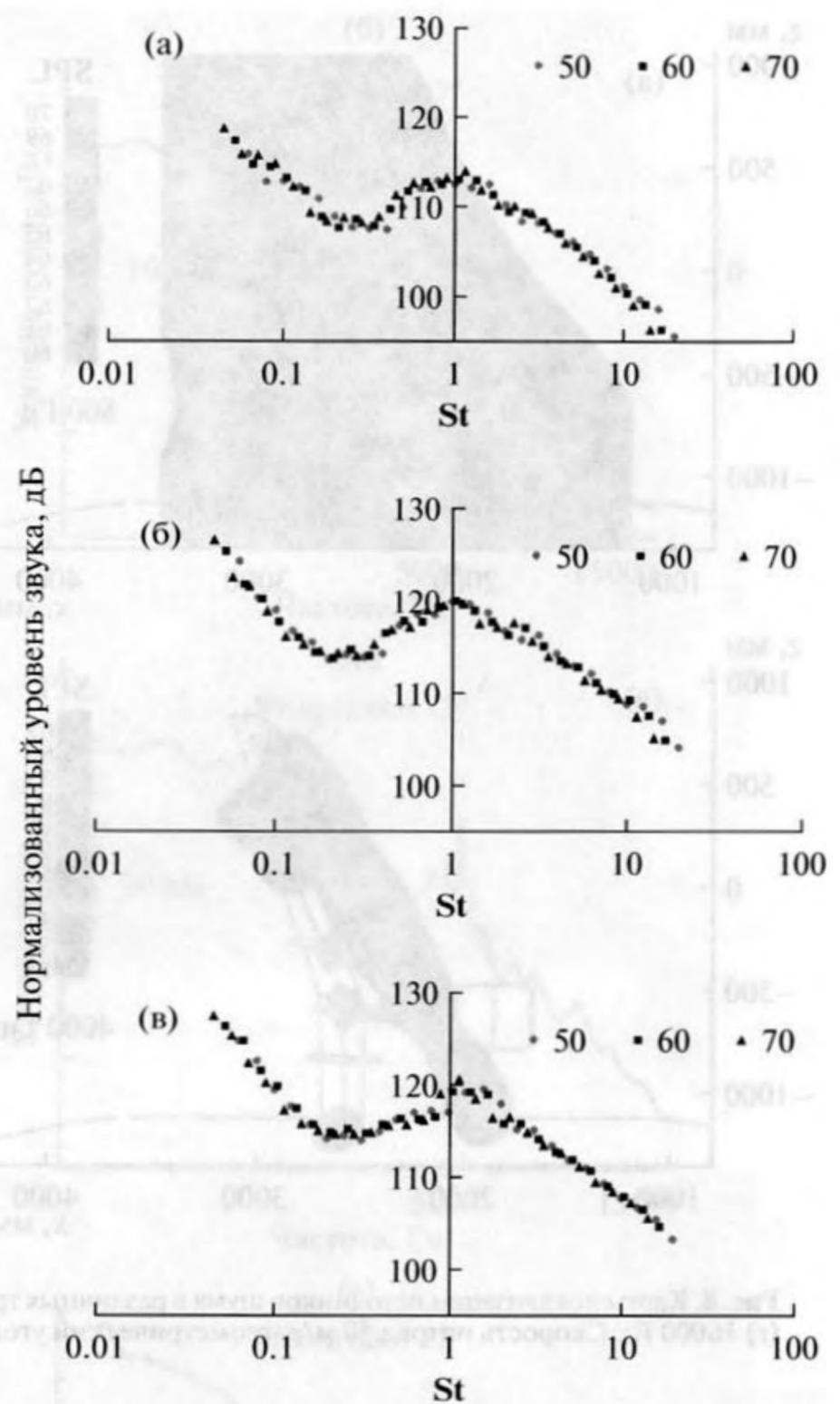


Рис. 7. Нормализованные третьооктавные спектры для скоростей 50, 60 и 70 м/с: (а) $\varphi_x = 60^\circ$, (б) $\varphi_x = 90^\circ$, (в) $\varphi_x = 110^\circ$.

r_{mod}/r_{nat} – отношение расстояний от крыла до наблюдателя, K – эмпирический коэффициент.

Строго говоря, эта формула описывает шум только предкрылка, однако ее можно использовать и для пересчета шума всего крыла при условии, что удастся подобрать коэффициент K , при котором спектры шума, полученные при разных скоростях потока V , схлопываются в одну линию. На рис. 6 приведены третьооктавные спектры шума для модели, исследовавшийся в трубе DNW-NWB, для трех скоростей потока: 50, 60 и 70 м/с. Соответственно, на рис. 7 приведены обезразмеренные по числу Струхала (St) спектры

$$L = L_{mod} - 10K \lg(M), \quad (2)$$

где M – число Маха потока, а эмпирический коэффициент K положен равным 5. Легко видеть,

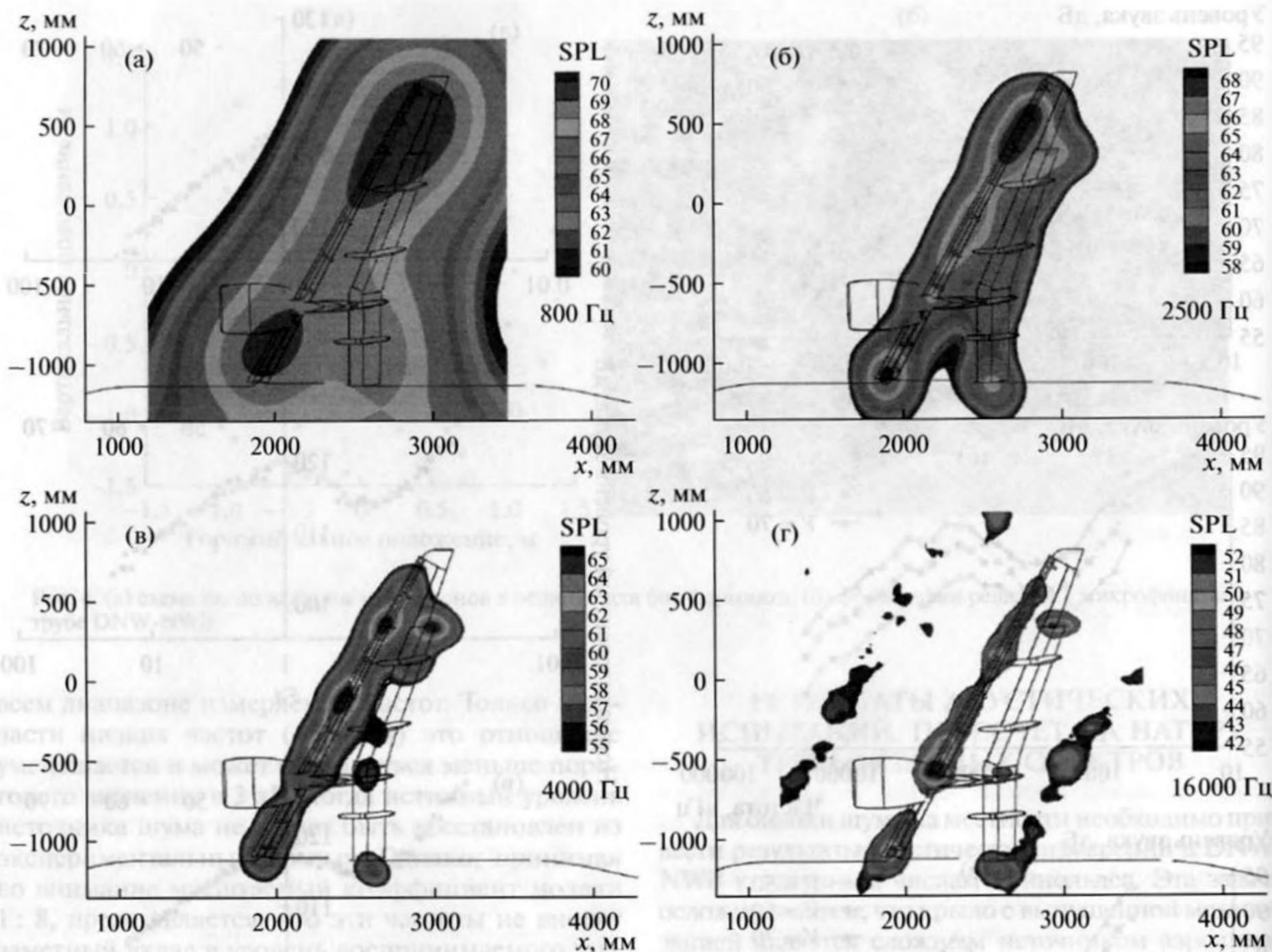


Рис. 8. Карты локализации источников шума в различных третьоктавных полосах частот: (а) 800 Гц, (б) 2500 Гц, (в) 4000 Гц, (г) 16000 Гц. Скорость потока 50 м/с, геометрический угол атаки 2° .

что коэффициент $K = 5$ действительно схлопывает спектры шума. Хотя найденный коэффициент пересчета K справедлив только для исследуемой конфигурации крыла, есть основания полагать, что он имеет более универсальный характер и может быть использован для других конфигураций крыльев современных самолетов.

Определение эмпирического коэффициента для процедуры пересчета шума модели на натурные числа Рейнольдса позволяет получить матрицы для расчета воспринимаемого шума на местности (EPNdB). Измеренные в третьоктавных полосах значения шума для модельного эксперимента пересчитываются по формуле (1) с найденным коэффициентом $K = 5$ на натурный масштаб и могут непосредственно использоваться для расчета воспринимаемого шума на местности (EPNdB) с помощью таких программ как ANOPP [11], SOPRANO [12] или АЭРОШУМ [13].

РЕЗУЛЬТАТЫ АКУСТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ. ЛОКАЛИЗАЦИЯ ИСТОЧНИКОВ

Одним из основных вопросов настоящего исследования являлось ранжирование акустических источников модели крыла с целью определения приоритетов для разработки методов снижения шума. Для ранжирования акустических источников использовалась измерительная система бимформинга из 140 микрофонов (рис. 4). Полученные с ее помощью карты локализации источников шума обтекания крыла с механизацией для различных третьоктавных полос частот приведены на рис. 8 для скорости набегающего потока $V = 50$ м/с и геометрического угла атаки 2° .

Из приведенных на рис. 8а, 8б карт локализации следует, что при угле атаки 2° основные источники низкочастотного шума в диапазоне 800–2500 Гц локализованы в области боковой кромки корневого предкрылка и направляющих треков концевой предкрылка. Очевидно, что данные источники яв-

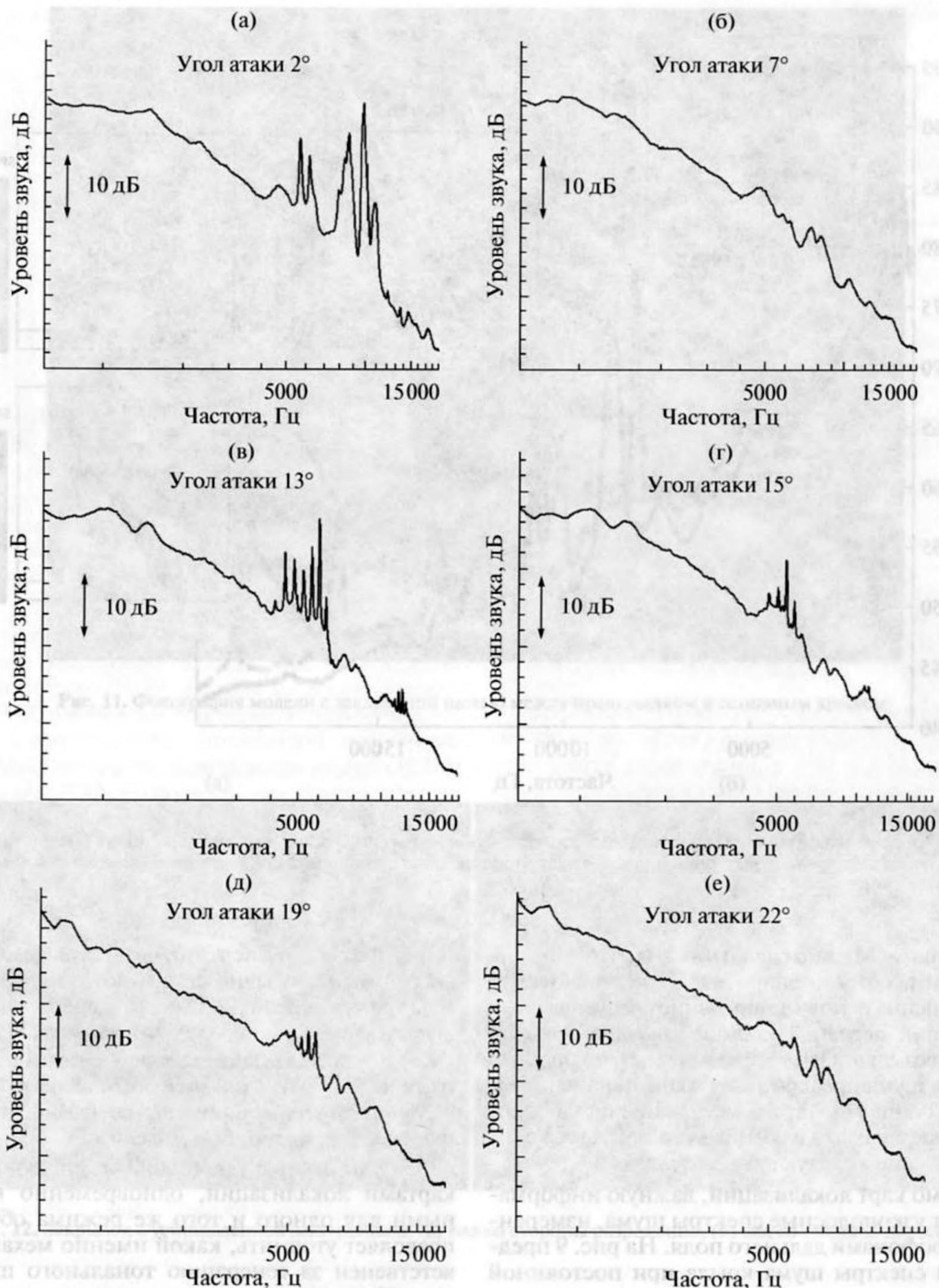


Рис. 9. Узкополосные спектры шума механизированного крыла при различных углах атаки. Скорость потока 45 м/с, микрофон расположен под углом $\varphi_x = 90^\circ$.

ляются следствием сложного нестационарного трехмерного течения, локализованного вблизи указанных элементов крыла, и не могут быть смоделированы на упрощенных двумерных моделях, используемых в лабораторном эксперименте на ма-

ломасштабных моделях. В области средних и высоких частот 4000–16000 Гц (рис. 8в, 8г) появляются новые источники шума, локализованные вблизи боковой кромки концевой закрылка и в зоне сочленения пилона двигателя с концевым

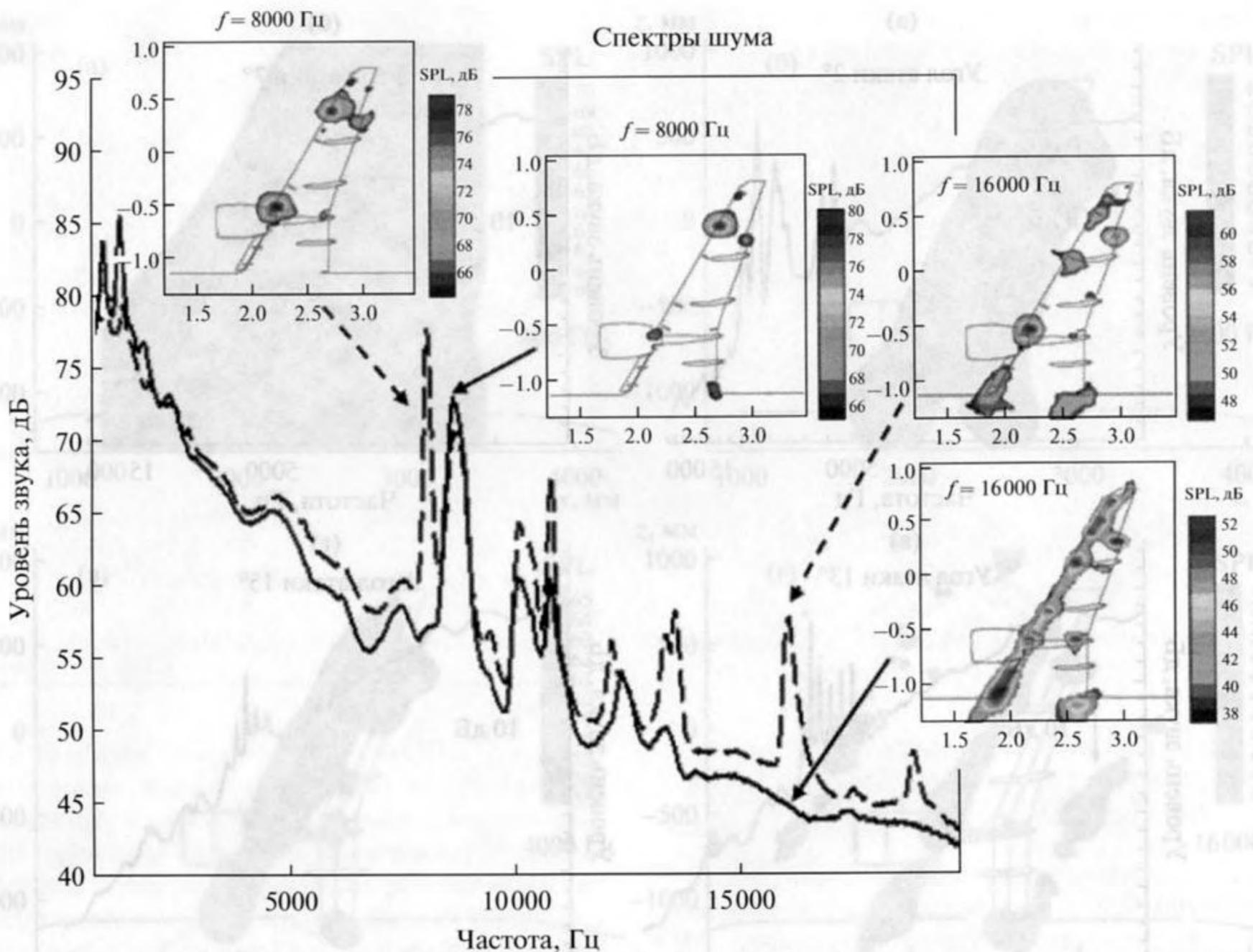


Рис. 10. Тональные компоненты шума крыла и соответствующие им карты локализации источников. Скорость потока 50 м/с, угол атаки 4° : базовая конфигурация (пунктирная кривая), конфигурация с заклеенной щелью предкрылка (сплошная кривая).

предкрылком. Можно сделать вывод, что для данного режима обтекания при выработке технологий шумоглушения основное внимание следует уделить механизации передней кромки крыла и боковой кромке закрылка. Одна из возможных технологий снижения шума предкрылка связана с использованием шевронов [14, 15]. Исследование шума боковой кромки закрылка и возможного метода его снижения описано в следующем разделе.

Помимо карт локализации, важную информацию дают узкополосные спектры шума, измеренные микрофонами дальнего поля. На рис. 9 представлены спектры шума крыла при постоянной скорости набегающего потока и различных углах атаки модели. Приведенные спектры демонстрируют появление интенсивных узкополосных составляющих при углах атаки 2° , 13° , 15° . Эти узкополосные составляющие шума локализованы в диапазоне частот 4–12 кГц и могут оказывать заметное влияние на сертификационные уровни, так как при пересчете на натурный размер в EPN_LдБ будут находиться в значимом частотном диапазоне метрики EPN_LдБ. Появление узкополосных и даже

тональных компонент шума в маломасштабном эксперименте обычно связывают с малым числом Рейнольдса модели [2]. Однако наличие тонального шума в данном эксперименте при числе Рейнольдса 1.8×10^6 , которое достигается в аэродинамической трубе DNW-NWB, по-видимому, свидетельствует о наличии других механизмов генерации, не связанных с малым масштабом модели.

Сопоставление узкополосных спектров шума с картами локализации, одновременно полученными для одного и того же режима обтекания, позволяет уточнить, какой именно механизм ответственен за генерацию тонального шума. На рис. 10 представлены два узкополосных спектра шума крыла в посадочной конфигурации при одной и той же скорости набегающего потока и угле атаки модели. Различие заключалось в том, что в одном случае испытывалась стандартная конфигурация крыла, а во втором случае щель между предкрылком и основным крылом была заклеена по всему размаху крыла (рис. 11). Оба акустических спектра характеризуются наличием нескольких узкополосных пиков, источник которых может быть

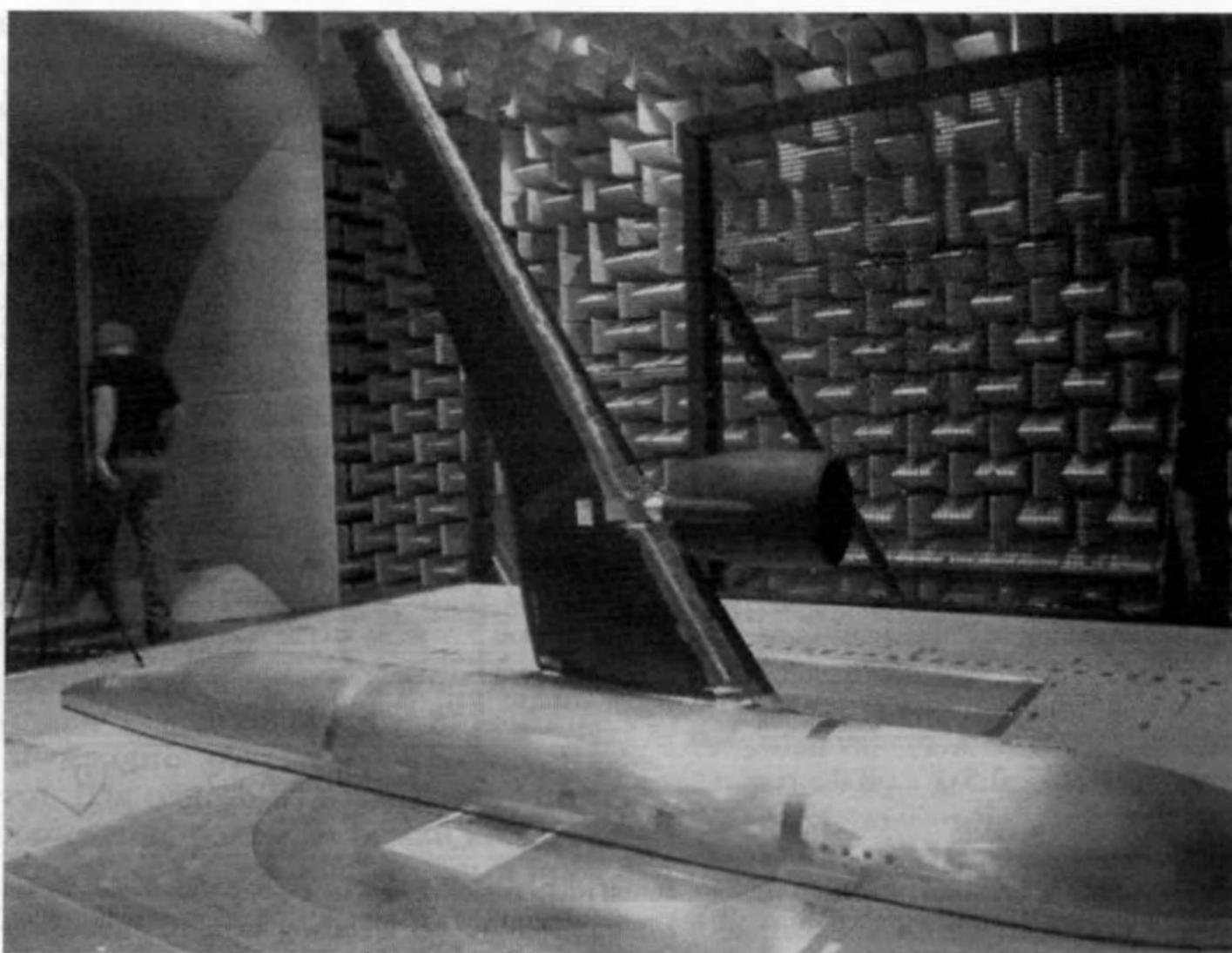


Рис. 11. Фотография модели с заклеенной щелью между предкрылком и основным крылом.

(a)

(б)

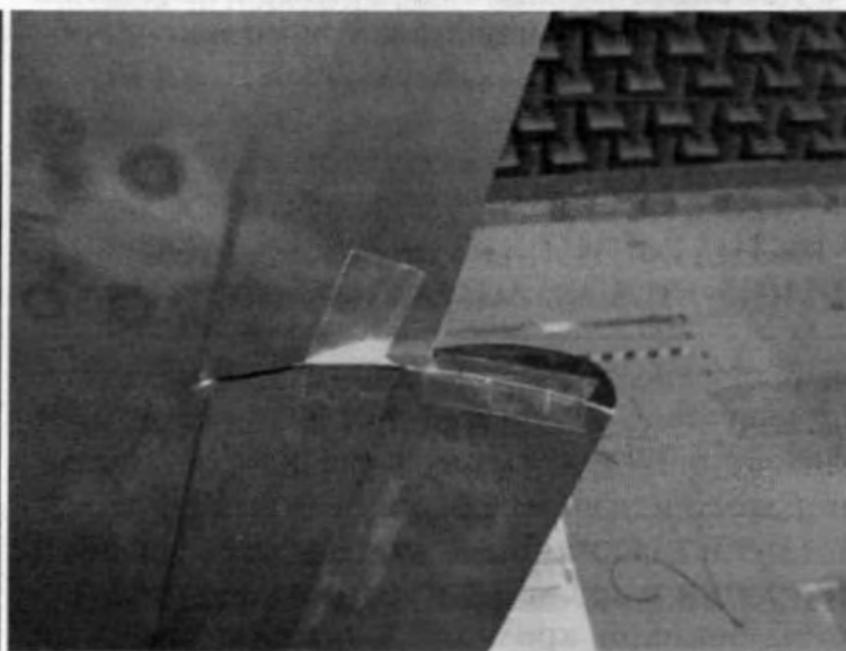
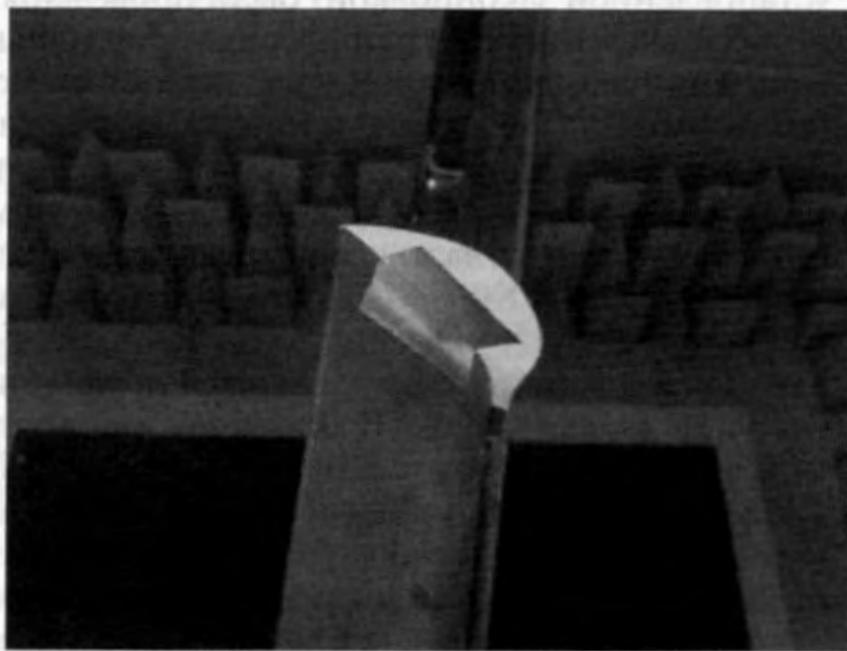


Рис. 12. Закрылок с установленной законцовкой: (а) вид со стороны разреза, (б) вид со стороны поджатия.

определен при сопоставлении с картами локализации. Так, например, для стандартной конфигурации в спектре имеется два пика на частоте 8 и 9 кГц. Карта локализации для этой конфигурации в данном диапазоне частот демонстрирует два источника: (а) сочленение пилона двигателя и предкрылка и (б) направляющую концевого предкрылка. При заклеивании щели между предкрылком и крылом источник (а) исчезает на карте локализации, ис-

чезает и пик в спектре на частоте 8 кГц. Следовательно, источник (а) излучает на частоте 8 кГц, а источник (б) на частоте 9 кГц. Аналогичное рассмотрение для частоты 16 кГц показывает, что источник (а) генерирует тон и на этой частоте. Значит, сочленение предкрылка и пилона генерирует две тональные гармоники.

Таким образом, проведенные акустические испытания крупномасштабной модели крыла проде-

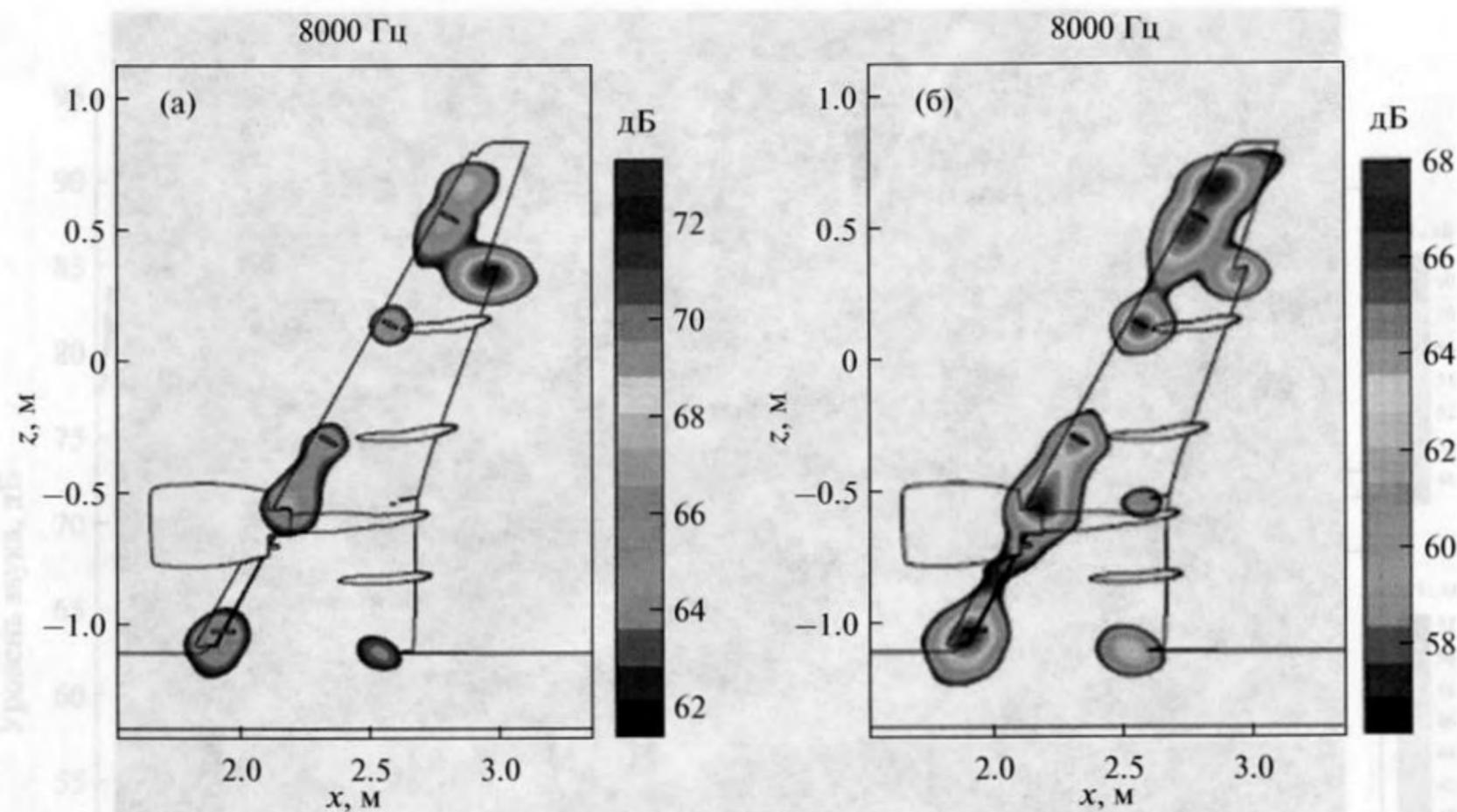


Рис. 13. Карты локализации источников шума в третьоктавной полосе частот 8000 Гц: (а) базовая конфигурация крыла (без законцовки), (б) конфигурация крыла с законцовкой. Геометрический угол атаки крыла 4° , скорость потока 60 м/с.

монстрировали наличие тональных компонент в спектре шума обтекания крыла при больших числах Рейнольдса (1.8×10^6), а локализация источников шума с помощью метода бимформинга позволила определить и проранжировать источники шума обтекания в различных полосах частот.

РЕЗУЛЬТАТЫ АКУСТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ. ШУМ ЗАКРЫЛКА И ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЗАКОНЦОВОК

Как было сказано выше, одним из основных источников шума обтекания крыла является шум обтекания боковой кромки закрылка. Для исследования этого источника были выполнены измерения крупномасштабной модели для базовой конфигурации и для конфигурации с модифицированной боковой кромкой закрылка, когда на стороне разреза у закрылка была установлена законцовка (рис. 12).

Снижение шума боковой кромки закрылка с помощью законцовок является довольно известным способом [2], однако в большинстве случаев законцовка устанавливалась либо на стороне поджатия, либо на сторонах разреза и поджатия одновременно. Исследований, где законцовка боковой кромки закрылка устанавливается на стороне разреза, довольно мало [16]; при этом они демонстрируют высокую эффективность такой геометрии законцовки с точки зрения снижения шума. В результате, в настоящем исследовании было при-

нято решение устанавливать законцовку на сторону разреза (рис. 12).

Для обеих конфигураций крыла (базовой и с установленной законцовкой) были проведены акустические измерения узкополосных спектров и локализация источников шума с помощью метода бимформинга. В качестве примера работы законцовки на рис. 13 приведены результаты экспериментов для скорости набегающего потока 60 м/с и геометрического угла атаки крыла 4° для третьоктавной полосы 8000 Гц. Из карты локализации источников (рис. 13а) видно, что на боковой кромке закрылка действительно находится интенсивный источник звука (~ 73 дБ). Влияние законцовки ведет к снижению амплитуды этого источника до 65 дБ и к проявлению на карте локализации тех источников шума в области предкрылка (рис. 13б), которые при наличии сильного источника на боковой кромке закрылка находились вне или на краю динамического диапазона микрофонной решетки. Эти результаты демонстрирует эффективность предложенной законцовки для снижения шума боковой кромки закрылка.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В аэродинамической трубе с заглушенной рабочей частью DNW-NWB проведены акустические исследования большеразмерной модели крыла самолета с элементами механизации в посадочной конфигурации. В результате впервые в отечественной практике получены данные по шуму обтекания

механизации крыла при числах Рейнольдса, близких к натурным.

Одним из основных результатов испытаний в DNW-NWB является экспериментальное определение коэффициента пересчета измеренных данных на натуру и возможность оценки шума крыла самолета в третьей контрольной точке. Таким образом, в результате проведенных экспериментов получены данные, позволяющие дать достоверную картину шума крыла для оценки его вклада в шум на режиме захода на посадку для современного самолета с относительно тихими двигателями. Интересно отметить, что в спектре шума обтекания крупномасштабной модели крыла присутствуют тональные компоненты, обычно ассоциируемые с маломасштабными экспериментами при малых числах Рейнольдса.

Другим важным результатом проведенных исследований стали локализация и ранжирование источников шума обтекания крыла в различных полосах частот. Для одного из важных источников — шума обтекания боковой кромки крыла — был исследован способ снижения, который продемонстрировал свою эффективность.

Авторы выражают благодарность Михаэлю Потт-Поленске (DLR) за помощь в проведении испытаний. Работа по анализу данных бимформинга выполнена при финансовой поддержке гранта Министерства образования и науки РФ № 14.Z50.31.0032.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кузнецов В.М. Проблемы снижения шума пассажирских самолетов // Акуст. журн. 2003. Т. 49. № 3. С. 293–317.
2. Dobrzynski W. Almost 40 years of airframe noise research: what did we achieve? // J. Aircraft. 2010. V. 47. № 2. P. 353–367.
3. 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. P. 2003–3232.
4. Chow L., Mau K., Remy H. Landing gears and high lift devices airframe noise research // AIAA. P. 2002–2408.
5. Piet J.F., Michel U., Bohning P. Localization of the acoustic sources of the A340 with a large phased microphone array during flight tests // AIAA. 2002. P. 2002–2506.
6. Bergmann A. The aeroacoustic wind tunnel DNW-NWB // AIAA. 2012. P. 2012–2173.
7. Брагин Н.Н., Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Губанова М.А., Скоморохов С.И., Хозяинова Г.В. Исследования по совершенствованию аэродинамики взлетно-посадочной механизации крыла пассажирского самолета // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. 44. № 4. С. 3–14.
8. Sijtsma P., Holthusen H. Corrections for mirror sources in phased array processing techniques // AIAA. P. 2003–3308.
9. Amiet R.K. Refraction of sound by a shear layer // J. Sound Vibr. 1978. V. 58. № 4. P. 467–482.
10. Pott-Pollenske, M., Dobrzynski, W., Buchholz, H., Guerin, S., Sauressig, G., Finke, U. Airframe noise characteristics from flyover measurements and predictions // AIAA. 2006. P. 2006–2567.
11. Zorumski W.E. Aircraft noise prediction program (ANOPP) theoretical manual // NASA. TM 83199. 1982.
12. Oosten N.Van. SOPRANO Presentation // SOPRANO Workshop, 21–22 June 2007, Madrid, Spain.
13. Дмитриев В.Г., Самохин В.Ф. Комплекс алгоритмов и программ для расчета шума самолетов на местности // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. 45. № 2. С. 136–157.
14. 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.
15. Беляев И.В., Зайцев М.Ю., Копьев В.Ф. Влияние шевронов на шум предкрылка прямого и стреловидного крыла // Акуст. журн. 2015. № 6. С. 754–763.
16. Koop L., Ehrenfried K., Dillmann A. Reduction of Flap Side-Edge Noise: Passive and Active Flow Control // AIAA. P. 2004–2803.