

УДК 534.83

## ИСПЫТАНИЯ МАЛОМАСШТАБНОГО ШАССИ РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЕТА В ЗАГЛУШЕННОЙ КАМЕРЕ АК-2 ЦАГИ И СРАВНЕНИЕ С РЕЗУЛЬТАТАМИ ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

© 2022 г. И. В. Беляев<sup>1</sup>, В. Ф. Копьев<sup>1,\*</sup>, М. Ю. Зайцев<sup>1</sup>, Н. Н. Остриков<sup>1</sup>

Поступило 25.04.2022 г.

После доработки 12.05.2022 г.

Принято к публикации 12.05.2022 г.

В связи с успехами в области снижения шума двигателя, шум планера стал одним из основных источников шума современных самолетов при заходе на посадку. Шасси является важным источником шума планера, и его снижение необходимо для дальнейшего снижения общего шума самолета и удовлетворения действующим и перспективным нормам по шуму на местности. Задача моделирования и снижения аэродинамического шума при обтекании потоком такого сложного объекта, как шасси современного самолета, состоящего из большого числа элементов разных форм и размеров, крайне сложна. В России экспериментальные исследования шума шасси можно проводить либо на маломасштабных моделях (в частности, в заглушенной камере АК-2 ЦАГИ), либо в натурном эксперименте с помощью метода локализации источников шума (так называемого бимформинга). Таким образом, представляет интерес сравнение измерений шума маломасштабных моделей шасси самолета и результатов летных испытаний, в которых с помощью метода бимформинга измеряется шум шасси. В данной работе впервые в отечественной практике проведено такое сравнение применительно к шуму шасси регионального самолета и предложен метод пересчета результатов испытаний маломасштабных моделей шасси на натурные масштабы.

*Ключевые слова:* шум шасси, шум обтекания, бимформинг, локализация, масштабирование

DOI: 10.31857/S2686740022050030

### ВВЕДЕНИЕ

Разные источники шума вносят различный вклад в общий уровень шума самолета на различных режимах полета (взлет, набор высоты, посадка). Локализация этих источников в летном эксперименте и их ранжирование по уровню шума позволяют определить, какие из источников являются доминирующими и, соответственно, какие из них необходимо снижать в первую очередь. Одним из основных источников шума современных самолетов при заходе на посадку является

шум обтекания элементов конструкции планера, в частности, шум обтекания шасси [1].

Как известно, шум обтекания зависит от числа Рейнольдса, так что достоверные данные по шуму обтекания можно получить либо в летных испытаниях, либо в испытаниях с крупномасштабными моделями [2, 3]. Так как имеющиеся в России заглушенные установки (в частности, заглушенная камера АК-2 ЦАГИ) не позволяют проводить акустические испытания шума крупномасштабных моделей, то экспериментальные исследования шума шасси в лабораторных (контролируемых) условиях могут выполняться только применительно к маломасштабным моделям шасси, т.е. для чисел Рейнольдса значительно меньше натуральных. Измерения шума шасси в летном эксперименте (например, с помощью метода бимформинга [4]), проводятся при натуральных числах Рейнольдса, но при этом условия эксперимента контролируются лишь частично. Таким образом, представляет интерес сравнение результатов летных испытаний, в которых измеряется шум шасси самолета [5, 6] и маломасштабных подробных моделей тех же шасси.

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

\*E-mail: vkopiev@mktsagi.ru



Рис. 1. Фотография заглушенной камеры АК-2 ЦАГИ.

В данной работе впервые в отечественной практике проводится такое сравнение для шасси регионального самолета, включающее в себя результаты измерений маломасштабных моделей основного и носового шасси, результаты измерений с помощью бимформинга шума основного и носового шасси в летных испытаниях, а также результаты моделирования шума шасси с помощью полуэмпирической модели Финка [7]. На основе проведенного анализа предложен метод пересчета результатов испытаний маломасштабных моделей шасси на натурные масштабы.

### ОПИСАНИЕ ЗАГЛУШЕННОЙ КАМЕРЫ С ПОТОКОМ

Заглушенная камера АК-2 ЦАГИ (рис. 1) является заглушенной установкой с открытым рабочим контуром для исследования шума струй, в том числе шума струй в спутном потоке. Внешний контур, служащий для создания спутного потока (круглое сопло диаметром 400 мм, максимальная скорость до 80 м/с), используется для исследования шума обтекания небольших по размеру моделей, в частности, моделей шасси. Поток истекает в заглушенную камеру, имеющую размеры  $9.6 \times 5.5 \times 4.0$  м. Стены заглушенной камеры облицованы акустическими клиньями из базальтового волокна, обеспечивающими отклонение от условий свободного поля не более 1 дБ в рабочей полосе частот 160–20 000 Гц для звуковых волн с интенсивностью не более 160 дБ. На рис. 1 показана открытая дверь заглушенной камеры; во время испытаний она закрывается для улучшения акустических характеристик установки.

Для акустических измерений в АК-2 ЦАГИ шума шасси использовались полудюймовые микрофоны Brüel & Kjær тип 4189 с предусилителями тип 2669 (частотный диапазон 40–25 600 Гц, чувствительность 50 мВ/Па). Микрофоны устанавливались на Г-образных стойках, верхняя часть которых имеет длину не менее 30 см для уменьше-

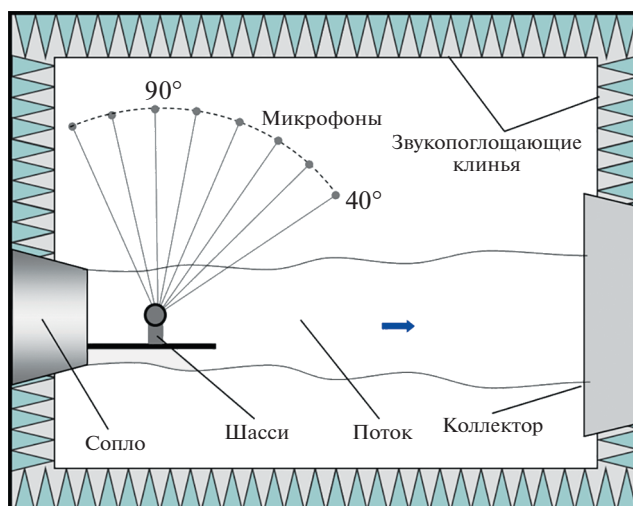


Рис. 2. Схема расположения микрофонов в заглушенной камере АК-2 (вид сверху).

ния влияния отражения звука от вертикальной стойки на измеряемый шум.

Микрофоны выставляются на расстоянии 2 м по дуге относительно оси колес шасси и находятся в горизонтальной плоскости симметрии потока, как и сами колеса шасси. Микрофон под углом  $90^\circ$  (угол отсчитывается от оси струи потока) расположен в плоскости, перпендикулярной оси струи потока и проходящей через ось колес. Остальные 8 микрофонов расположены с шагом  $10^\circ$  в диапазоне  $40^\circ$ – $110^\circ$  (рис. 2). Такое расположение микрофонов соответствует положению наблюдателя под шасси, т.е. условиям летного эксперимента. Скорость потока при испытаниях шасси в АК-2 ЦАГИ составляла 80 м/с.

### ОПИСАНИЕ МАЛОМАСШТАБНЫХ МОДЕЛЕЙ ШАССИ

На основании 3D-моделей натуральных носового и основного шасси регионального самолета были разработаны варианты маломасштабных моделей шасси и сопряженных с ними частей крыла-фюзеляжа с учетом возможностей рабочей части заглушенной камеры АК-2 ЦАГИ. Так как характерный размер потока в АК-2 ЦАГИ, истекающего из круглого сопла внешнего контура, на начальном участке составляет  $\sim 400$  мм (рис. 1), то маломасштабная модель шасси в установленной конфигурации должна иметь такой размер, который позволил бы модели шасси целиком находиться внутри свободной зоны потока (т.е. потока без слоя смещения). С другой стороны, модель должна быть максимально большой для обеспечения максимально возможного соответствия по числу Рейнольдса и числу Струхала между маломасштабной моделью и натурным шасси. В ре-

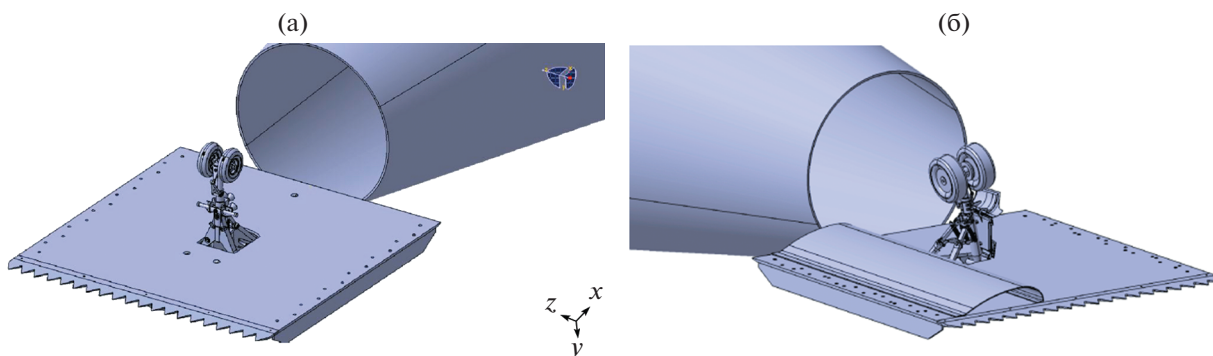


Рис. 3. Схематичное изображение варианта маломасштабной модели носового (а) и основного (б) шасси.

зультате в качестве максимальной высоты обоих вариантов модели шасси (носового и основного) было выбрано значение 250 мм.

Разработанные маломасштабные модели (рис. 3) достаточно подробно воспроизводили исходную геометрию натуральных шасси, хотя и претерпели ряд упрощений в части мелких деталей. При испытаниях в АК-2 ЦАГИ модели шасси крепятся на пластинах, на заднюю кромку которых устанавливаются шевроны для снижения эффекта взаимодействия турбулентного слоя пластины и ее задней кромки, т.е. с целью снижения фонового шума. Также с целью снижения шума потока, обтекающего пластину, передняя и задняя кромки пластины выполнены с односторонним клиновидным профилем, острая часть которого имеет толщину не более 1 мм.

### АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МАЛОМАСШТАБНЫХ ИСПЫТАНИЙ ШАССИ

На рис. 4 приведено сравнение результатов измерений фонового шума (пластина без модели) и модели носового шасси для микрофона под  $90^\circ$ . Фоновый шум считается низким, если он меньше полезного сигнала на 3 дБ или более. Видно, что это условие выполняется для всего диапазона частот выше 200 Гц, тогда как для частот меньше 200 Гц фоновый шум уже не может считаться малым. Этот вывод справедлив и для других рассмотренных углов наблюдения и скоростей потока.

Для основного шасси результаты аналогичны представленным на рис. 4 с той разницей, что нижняя граница частотного диапазона, где фоновый шум можно считать малым, составляет 300 Гц.

Диаграмма направленности шума носового шасси (узкополосные спектры шума для различных углов наблюдения) приведена на рис. 5 в диапазоне частот 200 Гц – 25.6 кГц.

Из диаграммы направленности видно, что шум исследуемой маломасштабной модели шас-

си слабо зависит от угла наблюдения, т.е. является всенаправленным источником. Это согласуется с результатами акустических испытаний шасси самолета А340 [8]. Такое свойство акустического поля может объясняться сложной структурой шасси, состоящего из многих элементов. Хотя шум обтекания каждого элемента может иметь выраженную направленность (в частности, дипольную), большое количество этих элементов приводит к усреднению суммарной направленности шасси. Всенаправленная характеристика шасси как источника шума, однако, не является гарантированной – объединение направленностей шума обтекания отдельных элементов может приводить, например, к направленности с выраженным максимумом вверх по потоку [5, 9].

### ОПИСАНИЕ ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

В ходе летных испытаний самолет с постоянной скоростью пролетал горизонтально над размещенной на поверхности земли 108-канальной решеткой микрофонов. При этом высота полета и скорость полета варьировались; шасси самолета также могли быть как выпущены, так и убраны.

Результаты измерений шума самолета в летном эксперименте позволяют определить как абсолютный уровень шума самолета, так и локализовать и ранжировать его отдельные источники с помощью метода бимформинга.

Определенные таким образом спектры шума носового и основного шасси можно сравнить с результатами маломасштабных испытаний в АК-2 ЦАГИ, а также с предсказаниями полуэмпирических моделей. Такое сравнение будет выполнено в два этапа:

- 1) сравнение расчетных результатов для общего уровня шума и результатов летного эксперимента для одного микрофона микрофонной решетки;
- 2) сравнение расчетных результатов и результатов локализации источников шума с помощью

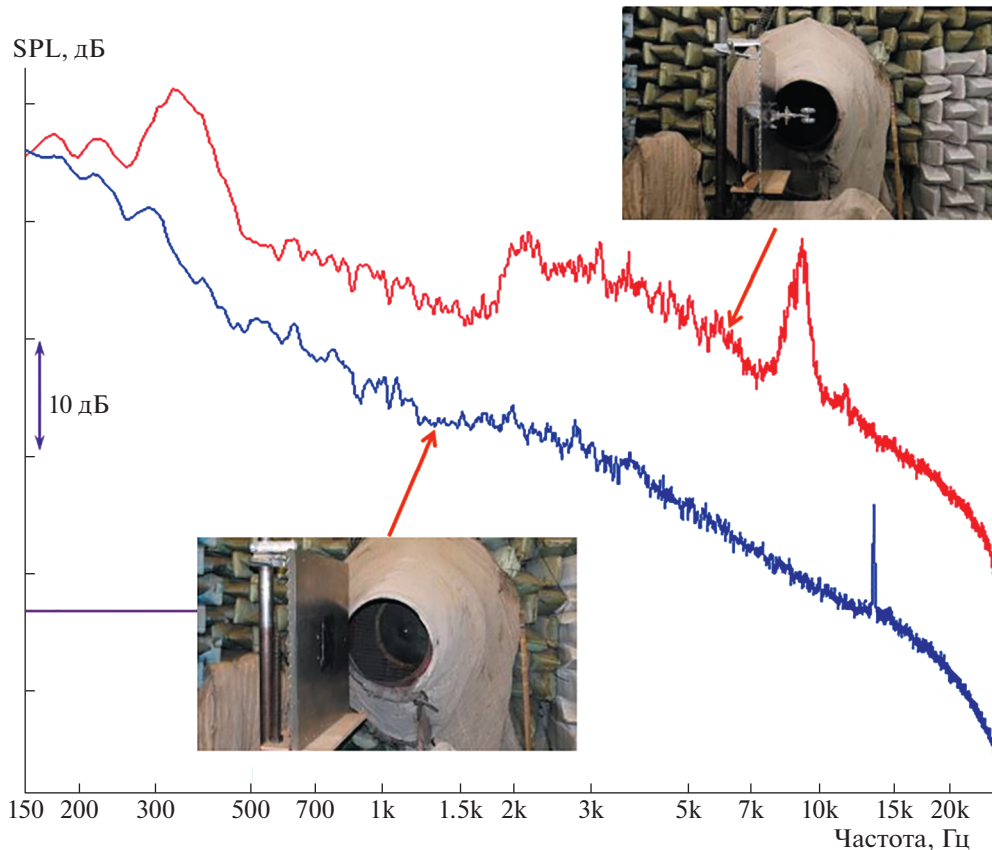


Рис. 4. Сравнение спектров фонового шума (синий цвет) и модели носового шасси (красный цвет) для микрофона под 90°.

метода бимформинга для отдельных источников шума планера.

*Сравнение расчетных результатов для общего уровня шума и результатов летного эксперимента для одного микрофона микрофонной решетки*

Так как в ходе летного эксперимента региональный самолет пролетал над микрофонной решеткой на постоянной высоте с постоянной скоростью, то для сравнения результатов летных испытаний с расчетными оценками, получаемыми на основе полуэмпирической модели Финка [7] и на основе предыдущих экспериментов в АК-2 ЦАГИ, необходимо провести расчет шума самолета на местности не для сертификационной траектории, а для горизонтального пролета на той же высоте и с той же скоростью. В данной работе такой расчет проводился с помощью программы SOPRANO [10].

Рассмотрим сначала вариант, когда шасси самолета убраны. В этом случае источниками шума самолета будут двигатель и механизация крыла. Шум двигателя (третьоктавные спектры для раз-

ных углов наблюдения) известны из результатов стендовых испытаний двигателя; к ним была применена поправка для учета шума взаимодействия струи и крыла [11]. Так как экспериментальные данные по шуму обтекания крыла отсутствовали, то шум механизации крыла описывался с помощью полуэмпирической модели Финка [7].

На основе этих данных был проведен расчет общего уровня шума (SPL) на одном из микрофонов микрофонной решетки в зависимости от времени  $t$  для самолета, пролетающего горизонтально со скоростью 80 м/с на высоте 80 м. Соответствующее сравнение результатов расчета и летного эксперимента приведено на рис. 6. Видно, что расчет довольно хорошо предсказывает максимум шума для этой временной реализации (расхождение  $\sim 0.5$  дБ). Стоит отметить, что для данных эксперимента здесь была использована поправка в 6 дБ, связанная с удвоением сигнала для микрофона, расположенного заподлицо с поверхностью земли, как это имело место в летных испытаниях. Таким образом, можно сделать вывод, что при убранном шасси результаты летных испытаний и расчетов находятся в хорошем согласии друг с другом.

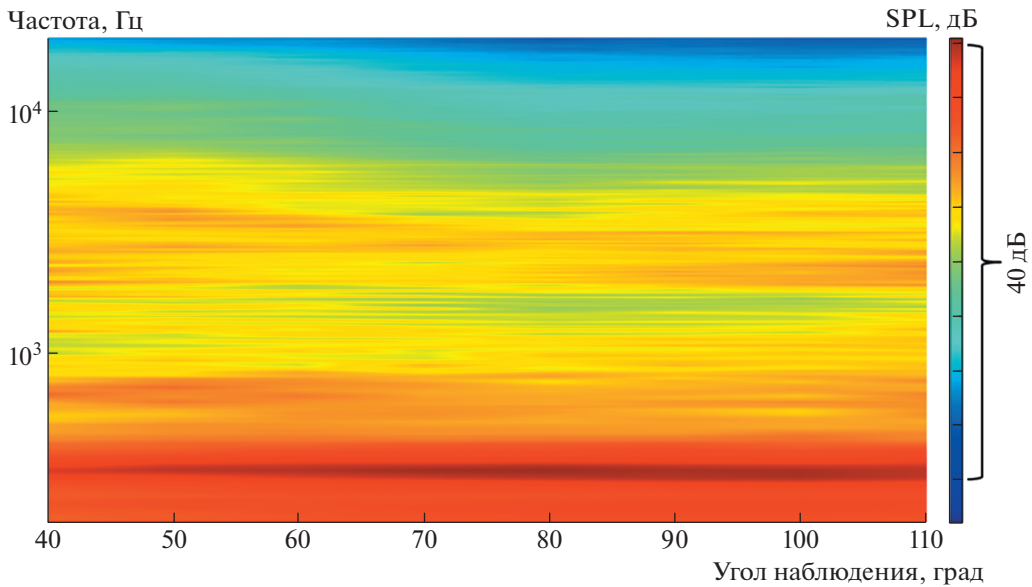


Рис. 5. Узкополосные спектры шума маломасштабной модели носового шасси.

Рассмотрим теперь случай выпущенных шасси. Шум шасси (как носового, так и основного) в расчете описывался с помощью двух способов: полуэмпирической модели Финка и отмасштабированных результатов испытаний в АК-2 ЦАГИ.

Для проведения сравнения спектры шума маломасштабных моделей шасси, полученные в АК-2 ЦАГИ, необходимо пересчитать на натуральный масштаб. Это означает изменение как частотной области, так и амплитуды сигнала. Частоты спектра шума  $f_{small}$  из изменений в АК-2 ЦАГИ будут пересчитываться на частоты спектра, соответствующие натурному размеру  $f_{nat}$ , как

$$f_{nat} = f_{small}/D,$$

где  $D$  – отношение масштабов натурального шасси и модели для АК-2 ЦАГИ.

Амплитуда сигнала зависит от размеров модели как  $D^2$  и убывает пропорционально расстоянию  $r$  как  $1/r$ . Таким образом, уровень спектра шума  $L_{small}$ , измеренного в АК-2 ЦАГИ на расстоянии  $r_{small} = 2$  м от модели, будет масштабироваться на результаты измерений натуральных измерений  $L_{nat}$  на расстоянии  $r_{nat} = 80$  м от модели как

$$L_{nat} = L_{small} + 20\log_{10}(D) + 10\log_{10}(r_{small}/r_{nat}).$$

В результате получается узкополосный спектр, соответствующий натурному масштабу шасси. Далее для него проводится суммирование по частотам для перехода к 1/3-октавному спектру. Из-за того что максимальная частота измерений шума в маломасштабных экспериментах в АК-2 ЦАГИ составляла 25.6 кГц, при масштабировании на натуральный размер максимальная третьок-

тавная полоса, полученная на основе этих экспериментов, была равна 3150 Гц.

Полученные таким образом матрицы шума шасси (носового или основного), содержащие третьоктавные спектры шума шасси для всех измеренных углов наблюдения  $\theta$ , использовались в программе SOPRANO для оценки уровня шума самолета, пролетающего горизонтально со скоростью 80 м/с на высоте 80 м, аналогично тому, как это делалось выше для случая с убранными шасси. На рис. 7 приведено соответствующее сравнение эксперимента и расчетов, где помимо шума двигателя и механизации крыла учитывался так-

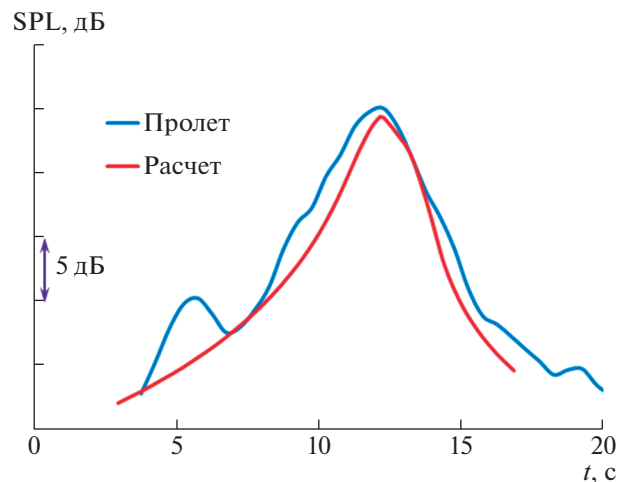


Рис. 6. Сравнение временных реализаций общего уровня шума SPL от времени  $t$  для горизонтального пролета самолета с убранными шасси.

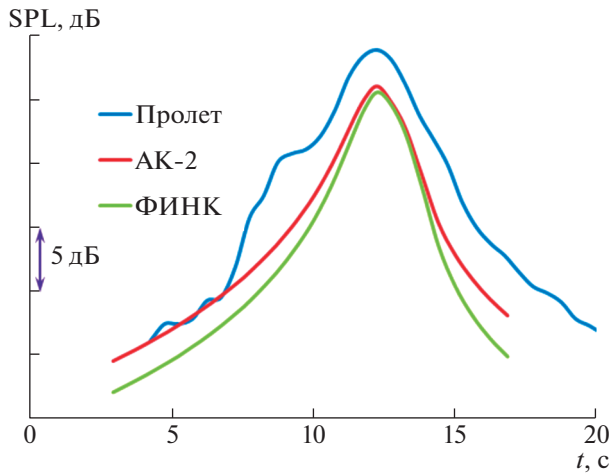


Рис. 7. Сравнение временных реализаций общего уровня шума SPL от времени  $t$  для горизонтального пролета самолета с выпущенными шасси.

же шум шасси, вычисляемый с помощью модели Финка и с помощью матриц шума из испытаний в АК-2 ЦАГИ. Как и выше для случая с убранными шасси, здесь для экспериментальных данных летных испытаний также была введена поправка на 6 дБ, учитывающая установку микрофона в эксперименте заподлицо с поверхностью земли.

Видно, что результаты моделирования шума шасси с помощью модели Финка и с помощью данных испытаний в АК-2 ЦАГИ находятся в хорошем соответствии друг с другом и дают похожие значения для максимума временной реализации, но при этом значительно занижают уровень шума по сравнению с данными летных испытаний (~3 дБ в максимуме временной реализации).

Так как из результатов сравнения для случая с убранными шасси следовало, что расчетная модель достаточно хорошо описывает источники шума, связанные с силовой установкой и с механизацией крыла, то наблюдающееся различие для случая с выпущенными шасси может объясняться исключительно неточностью моделирования шума шасси. При этом в отсутствие экспериментов с крупномасштабными моделями шасси сравнение с летными испытаниями является единственным способом количественно оценить эту неточность.

Чтобы обеспечить в расчете те же уровни шума, что и в летном эксперименте, представляется разумным ввести эмпирическую поправку к матрицам шума, получаемым в маломасштабных испытаниях в АК-2 ЦАГИ. В частности, предлагается увеличить все третьоктавные спектры шума шасси (как носового, так и основного) для всех измеренных углов наблюдения на величину 3 дБ. Сравнение результатов расчета шума для таких модифицированных матриц шума шасси с ре-

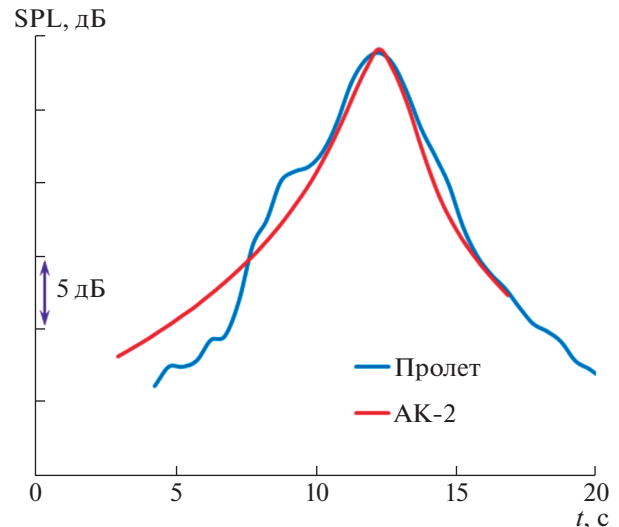


Рис. 8. Сравнение временных реализаций общего уровня шума SPL от времени  $t$  для горизонтального пролета самолета с выпущенными шасси. Расчет проводился с учетом эмпирической поправки.

зультатами летного эксперимента приведено на рис. 8.

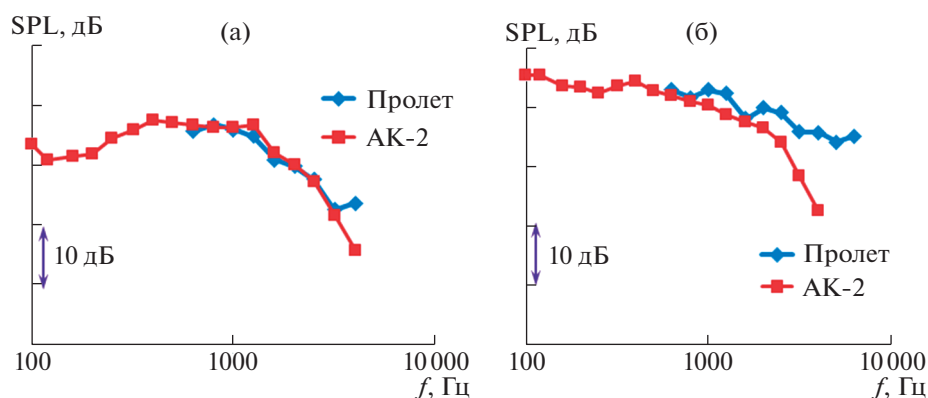
Видно, что в этом случае совпадение уровней шума расчета и эксперимента значительно улучшается; расхождение в максимуме временной реализации для расчета и для эксперимента не превышает 0.2 дБ.

Однако помимо общего уровня шума на одном микрофоне проведенные летные испытания также позволяют оценивать вклад отдельных источников шума с помощью обработки результатов методом бимформинга. Это позволяет провести сравнение результатов расчета и эксперимента применительно к отдельным элементам планера.

#### *Сравнение расчетных результатов и результатов локализации источников шума с помощью метода бимформинга для выделения отдельных источников шума планера*

Третьоктавные спектры, полученные с помощью метода бимформинга, можно сравнить с аналогичными спектрами, получаемыми в расчете для соответствующих источников шума. Так как метод бимформинга позволяет вычислить спектры шума для самолета, находящегося над микрофонной решеткой, сравнение с расчетными спектрами шума следует проводить также для положения самолета, соответствующего углу положения наблюдателя  $\theta = 90^\circ$ .

Сравнение экспериментальных и расчетных спектров для носового и основного шасси приведено на рис. 9. При этом для расчета шума на основе маломасштабных испытаний в АК-2 ЦАГИ ис-



**Рис. 9.** Сравнение третьооктавных спектров, полученных в летных испытаниях с помощью метода бимформинга, и полученных с помощью отмасштабированных результатов испытаний в АК-2 ЦАГИ для носового (а) и основного (б) шасси.

пользовалась эмпирическая поправка 3 дБ, определенная выше. Частотный диапазон 630–6300 Гц, где вычислялся спектр шума для экспериментальных данных из летных испытаний, определяется параметрами микрофонной решетки.

Из сравнения на рис. 9 видно, что экспериментальные спектры и спектры, полученные из расчета на основе испытаний в АК-2 ЦАГИ, достаточно хорошо соответствуют друг другу для основного шасси. Тут следует также отметить, что спектр шума основных шасси, получаемый из летных испытаний, может содержать паразитный вклад от источников шума силовой установки, поэтому более медленное убывание спектра шума основного шасси, полученного из летного эксперимента, по сравнению с расчетом может быть объяснено именно этим дополнительным вкладом шума двигателя.

#### *Сравнение расчетных и сертификационных уровней шума на посадке*

Описанные выше расчеты проводились для горизонтального полета самолета с постоянной скоростью, соответствовавших условиям летного эксперимента. Однако, определив из этих расчетов эмпирическую поправку к матрицам шума шасси в АК-2 ЦАГИ, представляет интерес провести расчет шума, соответствующий сертификационным испытаниям, и сравнить полученное значение с сертификационным уровнем шума самолета на посадке.

Расчет сертификационного уровня шума регионального самолета с учетом результатов измерений шума шасси в АК-2 ЦАГИ показал, что вклад шума шасси почти в точности равен вкладу в шум от двигателя (с учетом шума взаимодействия струи и крыла). Это означает, что шум обтекания элементов планера действительно является одним из основных источников шума данного са-

молета на посадке. Расчетное значение шума оказалось в очень хорошем соответствии с сертификационным уровнем; расхождение между ними составило менее 0.2 ЕРНдБ.

Стоит отметить, что можно провести аналогичный расчет шума самолета на посадке в ситуации, когда носовое и основное шасси убраны (т.е. реализована максимально благоприятная с точки зрения снижения шума ситуация – полное подавление соответствующих источников шума). Сравнение результатов такого расчета с результатами расчета шума при наличии шасси позволит определить максимально возможный эффект снижения шума при разработке методов снижения шума шасси. Соответствующий расчет показал, что максимально возможное снижение шума на посадке за счет снижения шума шасси составит 2.4 ЕРНдБ.

## ВЫВОДЫ

Проведено сравнение результатов летных испытаний, маломасштабных экспериментов и результатов расчетной оценки шума самолета, включающей источники шума планера. На основе этого сравнения была определена эмпирическая поправка к матрицам шума шасси, полученных в ходе маломасштабных испытаний в АК-2 ЦАГИ; эта эмпирическая поправка составляет 3 дБ для каждой стойки шасси (основного и носового). Результаты расчета шума для горизонтального пролета самолета на постоянной высоте и с постоянной скоростью находятся в хорошем соответствии с результатами летных испытаний как с точки зрения максимума общего уровня шума, так и с точки зрения спектров шума отдельных источников (носовое и основное шасси). Результаты расчета для сертификационного уровня шума самолета на посадке хорошо соответствуют данным сертификационных измерений.

## ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ

Экспериментальная часть работы с маломасштабными моделями шасси 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 № 075-11-2021-066.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Zhao K., Okolo P., Neri E., Chen P., Kennedy J., Bennett G.J.* Noise reduction technologies for aircraft landing gear—A bibliographic review // *Prog. Aerosp. Sci.* 2020. V. 112. 100589.
2. *Копьев В.Ф., Зайцев М.Ю., Беляев И.В.* Исследование шума обтекания крупномасштабной модели крыла с механизацией // *Акустический журнал.* 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. *Chiariotti P., Martarelli M., Castellini P.* Acoustic beamforming for noise source localization – Reviews, methodology and applications // *Mech. Systems & Signal Proc.* 2019. V. 120. P. 422.
5. *Humphreys Jr W.M., Brooks T.F.* Noise spectra and directivity for a scale-model landing gear // *International Journal of Aeroacoustics.* 2009. V. 8 (5). P. 409–443.
6. *Ueno Y., Isotani K., Hayama K., Takaishi T., Ito Y., Yokokawa Y., Yamamoto K.* Validation of Noise Reduction Design for Landing Gear in the FQUROH Flight Demonstration Project. / In 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference // *AIAA Paper.* 2019. 2506.
7. *Fink M.R.* Noise component method for airframe noise // *Journal of Aircraft.* 1979. V. 16 (10). P. 659–665.
8. *Dobrzynski W., Chow L., Guion P., Shiells D.* A European study on landing gear airframe noise sources / In: 6th Aeroacoustics Conference and Exhibit, Lahaina, USA, 12–14 June. 2000.
9. *Bennett G.J., Neri E., Kennedy J.* Noise characterization of a full-scale nose landing gear // *J. Aircr.* 2018. P. 1–37.
10. *Van Oosten N.* SOPRANO Presentation (PDF); SOPRANO Workshop: Madrid, Spain, 21–22 June 2007.
11. *Бычков О.П., Фараносов Г.А.* Экспериментальное исследование и теоретическое моделирование шума взаимодействия струи и крыла самолета // *Акустический журнал.* 2018. Т. 64. № 4. С. 437–453.

## EXPERIMENTAL STUDY OF SMALL-SCALE LANDING GEAR OF REGIONAL AIRCRAFT IN ANECHOIC CHAMBER AC-2 TSAGI AND COMPARISON WITH FLIGHT TEST RESULTS

I. V. Belyaev<sup>a</sup>, V. F. Kopiev<sup>a</sup>, M. Yu. Zaytsev<sup>a</sup>, and N. N. Ostrikov<sup>a</sup>

<sup>a</sup>*Moscow Research Complex Central Aerohydrodynamic Institute, Moscow, Russia*

Due to advances in engine noise reduction, airframe noise has become one of the main sources of modern aircraft at approach. The undercarriage is an important source of airframe noise, and its mitigation is necessary to further reduce overall aircraft noise and meet the current and future regulations on community noise. The problem of modeling and reduction of aerodynamic noise for such a complex object as the landing gear of a modern aircraft, which consists of a large number of elements of various shapes and sizes, is extremely difficult. In Russia, experimental studies of landing gear noise can be carried out either for small-scale models (in particular, in anechoic chamber AC-2 TsAGI), or in a full-scale flight tests using the noise source localization method (beamforming). Thus, it is of interest to compare the noise measurements of small-scale aircraft landing gear models with the results of flight tests in which landing gear noise is measured using the beamforming method. In this paper, for the first time in domestic practice, such a comparison is made in relation to the landing gear noise of a regional aircraft and a method is proposed for recalculating the results of small-scale landing gear tests to the full scale.

*Keywords:* landing gear noise, airframe noise, beamforming, localization, scaling