

ВЛИЯНИЕ ШЕВРОНОВ НА ШУМ ПРЕДКРЫЛКА ПРЯМОГО И СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА

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

ФГУП ЦАГИ, 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 12.02.2015 г.

Проведено экспериментальное исследование шума обтекания маломасштабных моделей крыла с механизацией (предкрылком и закрылком). Показано, что установка шевронов на нижней кромке предкрылка приводит к снижению шума как для прямого, так и для стреловидного крыла. Одновременные акустические и аэродинамические измерения показали, что шевроны приводят к подавлению тональных компонент шума предкрылка, не оказывая значительного влияния на аэродинамические характеристики крыла.

Ключевые слова: шум предкрылка, шум обтекания, снижение шума.

DOI: 10.7868/S0320791915050032

ВВЕДЕНИЕ

Шум обтекания элементов конструкции планера является одним из основных источников шума современных гражданских самолетов при заходе на посадку [1, 2] и поэтому важен с точки зрения выполнения самолетами сертификационных норм по шуму на местности. К главным источникам шума обтекания относятся шасси и элементы механизации крыла, такие как предкрылки и закрылки. Результаты летных экспериментов для самолетов А340 [3] и Боинг-777 [4] показали, что предкрылок действительно является важным источником шума самолета при заходе на посадку. Подробный обзор механизмов генерации шума предкрылка и способов его снижения приведен в [2]. Среди предлагаемых методов снижения широкополосного шума предкрылка можно упомянуть уменьшение расстояния между задней кромкой предкрылка и основным крылом, облицовку поверхности полости предкрылка звукопоглощающими конструкциями, заполнение полости предкрылка непроницаемым материалом, установку на задней кромке предкрылка проницаемых для потока щеток.

Спектры шума предкрылка, получаемые при проведении экспериментов в аэродинамических трубах с заглушенной рабочей частью и при численном моделировании, могут содержать помимо широкополосной компоненты также сильные тональные гармоники в области низких и средних частот. В настоящий момент единое мнение относительно причины их возникновения не разрабо-

тано. Наиболее часто в литературе встречаются два возможных объяснения. Обе гипотезы исходят из того, что тональные компоненты в спектре шума предкрылка связаны с возникновением акустической обратной связи при протекании потока через область между предкрылком и крылом.

Согласно первой гипотезе тональное акустическое излучение является ламинарным эффектом и связано с образованием обратной связи между акустическими волнами и волнами неустойчивости Толлмина–Шлихтинга в пограничном слое на нижней поверхности предкрылка. Аналогичный механизм исследовался ранее применительно к шуму изолированного профиля [5–9]. Исходя из этого предположения, генерация тональных компонент шума предкрылка является следствием малого числа Рейнольдса и полностью исчезает при натуральных числах Рейнольдса, когда пограничный слой предкрылка становится турбулентным. На основании предположения, что для образования обратной связи необходим ламинарный пограничный слой на нижней кромке предкрылка, для подавления тональных компонент в спектре шума предкрылка, измеряемого в заглушенных аэродинамических трубах, обычно используются турбулизаторы на нижней кромке предкрылка. Ряд исследований [10–12] показал, что такие турбулизаторы действительно подавляют тональные компоненты в спектре шума предкрылка, тогда как в ряде других исследований [13–15] было обнаружено, что тональные компоненты присутствуют и после установки турбулизаторов. Поэтому представляется,

что простое увеличение числа Рейнольдса не является достаточным для подавления тональных гармоник, так что механизм генерации тональных гармоник может в принципе реализовываться и при течениях с большим числом Рейнольдса.

Другой возможный сценарий связан с образованием обратной связи между сдвиговым слоем, сходящим с нижней задней кромки предкрылка, и акустическим источником, образующимся в месте натекания сдвигового слоя на внутреннюю поверхность предкрылка. Данный процесс аналогичен механизму генерации шума при обтекании неглубокой полости [13, 16–18].

В упомянутых выше работах турбулизаторы, которые продемонстрировали свою эффективность с точки зрения подавления тонального шума, были неоднородны в направлении размаха крыла: шевронный турбулизатор в [11] или зигзагообразная пленка в [12]. Эти турбулизаторы, помимо увеличения эффективного числа Рейнольдса потока, приводили также к возмущениям потока в направлении размаха крыла, что могло оказывать влияние на сход вихрей с нижней кромки предкрылка. Как следствие, вихри, сходящие с нижней кромки предкрылка, становились менее двумерными и менее когерентными в направлении размаха крыла, переход к трехмерной вихревой структуре начинался раньше, а сами вихревые структуры становились слабее, что могло привести к ослаблению обратной связи, ответственной за генерацию тональных акустических компонент.

Основываясь на идее разрушения когерентности источника вдоль размаха крыла, был предложен [19, 20] новый способ снижения шума предкрылка, который состоит в установке шевронов на нижней кромке предкрылка. Эксперименты в заглушенной камере АК-2 Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ) с маломасштабной (1 : 18.5) моделью элемента прямого крыла показали [20], что этот метод эффективно подавляет тональные компоненты и приводит к некоторому снижению широкополосного шума. Стоит отметить, что возмущение потока, неоднородное по размаху крыла, может также быть реализовано, например, с помощью вдува потока [21] или с помощью плазменных актуаторов [22–24].

Приведенные выше соображения относительно работы шевронного предкрылка основываются на двумерной модели прямого крыла, и поэтому данный метод снижения шума требует проверки для более реалистичных конфигураций крыла (стреловидных, сужающихся и т.д.), когда трехмерные эффекты могут быть существенными. Кроме того, требуется, чтобы метод снижения шума предкрылка не приводил к ухудшению аэродинамических характеристик крыла. Так как в заглушенной камере АК-2 измерение аэродинамических характеристик не предусмотрено, модель прямого крыла с шевронным предкрылком исследовалась в аэро-

динамической трубе Т-5 ЦАГИ, и было показано, что шевроны не оказывают значительного эффекта на аэродинамические характеристики крыла [20]. Однако аэродинамическая труба Т-5 не является заглушенной, и поэтому одновременные акустические и аэродинамические измерения в ней не могли быть проведены.

Данная работа посвящена экспериментальному исследованию влияния шевронов, расположенных на нижней кромке предкрылка, на шум прямого и стреловидного крыла. В ней впервые приводятся результаты одновременных акустических и аэродинамических измерений, проведенных для прямого крыла с базовым и шевронными предкрылками. Эти измерения были выполнены в заглушенной аэродинамической трубе AWB Германского центра авиации и космонавтики (DLR), что позволило, в том числе, сравнить результаты исследования шевронных предкрылков на двух различных установках: АК-2 ЦАГИ (Москва) и AWB DLR (Брауншвейг, Германия).

Исследование концепции шевронного предкрылка применительно к стреловидному крылу проводится впервые. Эксперименты с маломасштабной моделью стреловидного крыла были проведены в заглушенной камере АК-2 ЦАГИ.

ОПИСАНИЕ МОДЕЛЕЙ И ТЕСТ-МАТРИЦЫ ЭКСПЕРИМЕНТА

Экспериментальное исследование включало изучение влияния на шум обтекания крыла различных параметров, таких как угол атаки α , угол стреловидности χ , углы отклонения предкрылка δ_{slat} и закрылка δ_{flap} , скорость потока U и геометрические параметры шевронов. Шевроны задавались высотой H и углом при вершине β (рис. 1). Они устанавливались на нижней кромке предкрылка, как схематично показано на рис. 2. Для маломасштабной модели (1 : 13.2) крыла F16, исследовавшейся в AWB DLR, шевронная нижняя кромка предкрылка была реализована с помощью сменных полос с шевронами (рис. 3б). Для моделей крыла, исследовавшихся в АК-2 ЦАГИ, менялись предкрылки целиком (рис. 3а).

В заглушенной аэродинамической трубе AWB DLR были проведены одновременные измерения акустических и аэродинамических характеристик модели прямого крыла. Тест-матрица этих экспериментов приведена в табл. 1.

В заглушенной трубе с открытой рабочей частью AWB DLR поток истекает из сопла высотой 1.2 м и шириной 0.8 м, имеющего степень поджатия 1 : 9. Максимальная скорость потока составляет 60 м/с. На стороне разрежения установлен коллектор, который можно передвигать таким образом, чтобы учесть отклонение потока нагруженной моделью крыла. Подробное описание характеристик трубы AWB DLR приведено в [25].

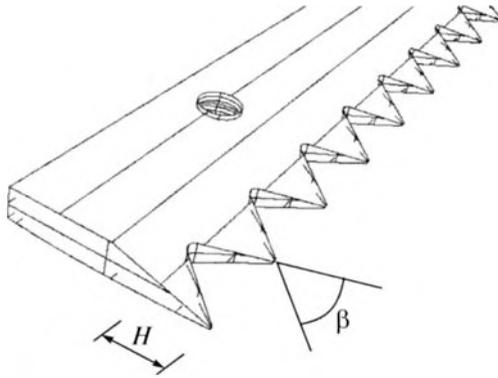


Рис. 1. Геометрические параметры шевронов предкрылка.

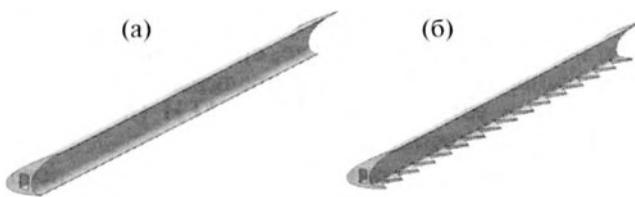


Рис. 2. (а) Предкрылок без шевронов (базовый); (б) предкрылок с шевронами.

Модель крыла в AWB DLR устанавливалась горизонтально (рис. 4). Микрофоны располагались в нижней полусфере (это направление представляет интерес с точки зрения шума на местности,

генерируемого при обтекании планера самолета) под углами $\theta = 50^\circ, 70^\circ, 90^\circ$ и 110° к оси струи, вдоль горизонтальной линии на расстоянии 119 см от передней кромки основного крыла (см. рис. 5). Расстояние от микрофонов до пола составляло 20 см, расстояние от передней кромки предкрылка до передней кромки основного крыла – 4.5 см. Для измерений использовались полудюймовые микрофоны Brüel & Kjaer 4189 с предусилителями типа 2669 (частотный диапазон 40–25600 Гц, чувствительность 50 мВ/Па). Запись данных эксперимента выполнялась с помощью четырехканальной системы сбора и анализа данных Brüel & Kjaer LAN-XI module type 3160-A-042. Перед началом эксперимента все измерительные каналы калибровались с помощью пистонфона Brüel & Kjaer типа 4228. Для выполнения измерений по методу “бимформинга” использовалась собственная решетка микрофонов, разработанная в DLR.

Детали эксперимента в АК-2 ЦАГИ с маломасштабной (1 : 18.5) моделью прямого крыла описаны в [20]. Настоящая работа продолжает это исследование уже применительно к стреловидному крылу. Тест-матрица экспериментов с прямым и стреловидным крылом приведена в табл. 2 (прямому крылу соответствует угол стреловидности 0°).

Масштаб моделей прямого и стреловидного крыла для экспериментов в АК-2 (1 : 18.5) был ограничен требованием, чтобы модель крыла рас-

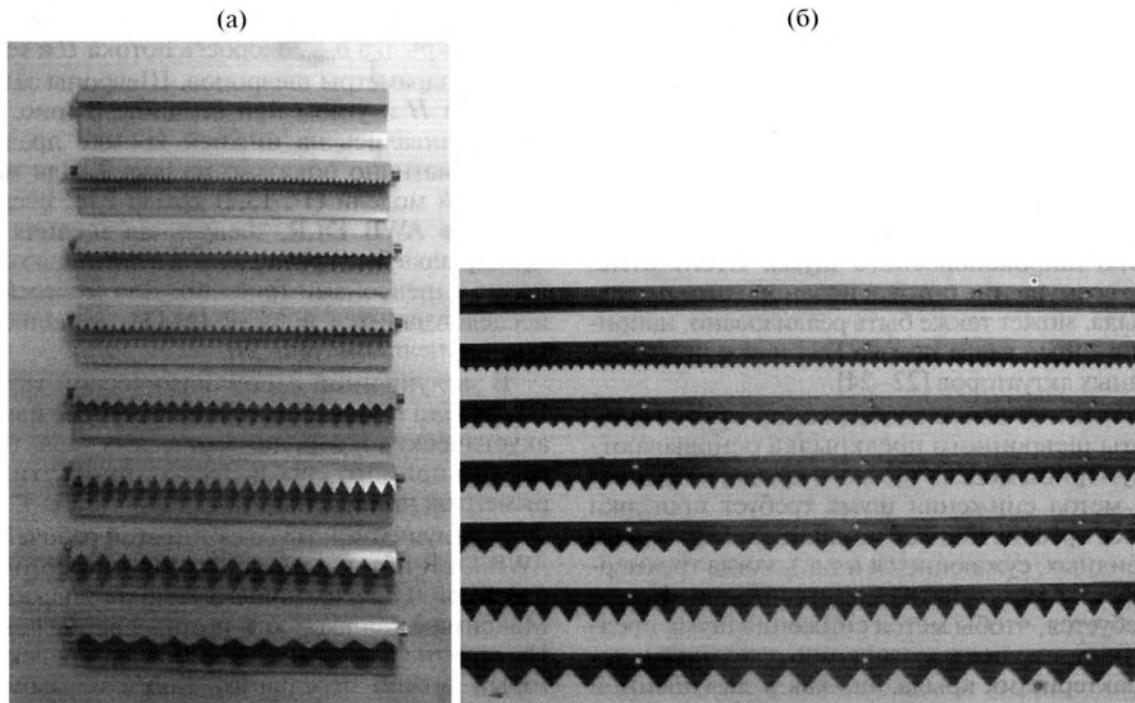


Рис. 3. (а) Шевронный предкрылок для модели прямого крыла в АК-2 ЦАГИ; (б) насадка с шевронами для модели прямого крыла в AWB DLR.

полагалась в потенциальном участке круглой струи, истекающей из сопла диаметром 400 мм. АК-2 является заглушенной установкой с открытым рабочим контуром для исследования шума струи и шума обтекания. Поток истекает в заглушенную камеру, имеющую размеры $9.6 \times 5.5 \times 4.0$ м. Стены заглушенной камеры облицованы акустическими полиуретановыми клиньями, обеспечивающими отклонение от условий свободного поля не более 1 дБ в рабочей полосе частот 200–20000 Гц для звуковых волн с интенсивностью не более 160 дБ. Максимальная скорость потока при измерениях шума обтекания составляет 85 м/с. Маломасштабные (1 : 18.5) модели элементов крыла с шевронными предкрылками показаны на рис. 6.

Для акустических измерений в АК-2 использовалась полярная микрофонная решетка, установленная сбоку от оси потока на дуге окружности радиусом 2 м с центром на передней кромке модели (рис. 7). Установка микрофонов на таком расстоянии позволила расположить в дальнем звуковом поле восемь микрофонов в диапазоне углов $\theta = 30^\circ - 110^\circ$, отсчитываемых от направления набегающего потока. При этом поток не вносил искажений в измерения микрофонов на малых углах наблюдения (микрофоны не “замывались” потоком, отклоняемым моделью в их сторону). Модель устанавливалась вертикально, чтобы расположенные горизонтально микрофоны измеряли направленность звукового поля в нижней полусфере под крылом.

Микрофоны для измерений в АК-2 и пистонфон для их калибровки были те же, что и для экс-

Таблица 1. Тест-матрица экспериментов с шевронными предкрылками в AWB DLR

Угол стреловидности	0°
Высота шеврона H	6, 10, 14 мм
Угол шеврона β	$60^\circ, 80^\circ$
Угол предкрылка δ_{slat}	28°
Угол закрылка δ_{flap}	36°
Скорость потока	40, 50, 60 м/с
Геометрический угол атаки	$10^\circ, 12^\circ, 15^\circ$

Таблица 2. Тест-матрица экспериментов с шевронным предкрылком в АК-2 ЦАГИ

Угол стреловидности	$0^\circ, 14^\circ, 29^\circ$
Высота шеврона H	3, 5, 7, 11 мм
Угол шеврона β	$60^\circ, 80^\circ$
Угол предкрылка δ_{slat}	$0^\circ, 25^\circ$
Угол закрылка δ_{flap}	$0^\circ, 33^\circ$
Скорость потока	50–75 м/с
Геометрический угол атаки	$0^\circ - 15^\circ$

периментов в AWB DLR. Запись данных эксперимента выполнялась с помощью двадцатиканальной системы сбора и анализа данных Bruel & Kjaer PULSE 3560D. Спектральный анализ и постобработка акустических сигналов, полученных в экспериментах в АК-2 ЦАГИ и AWB DLR, проводились с помощью программы Bruel & Kjaer PULSE LabShop.

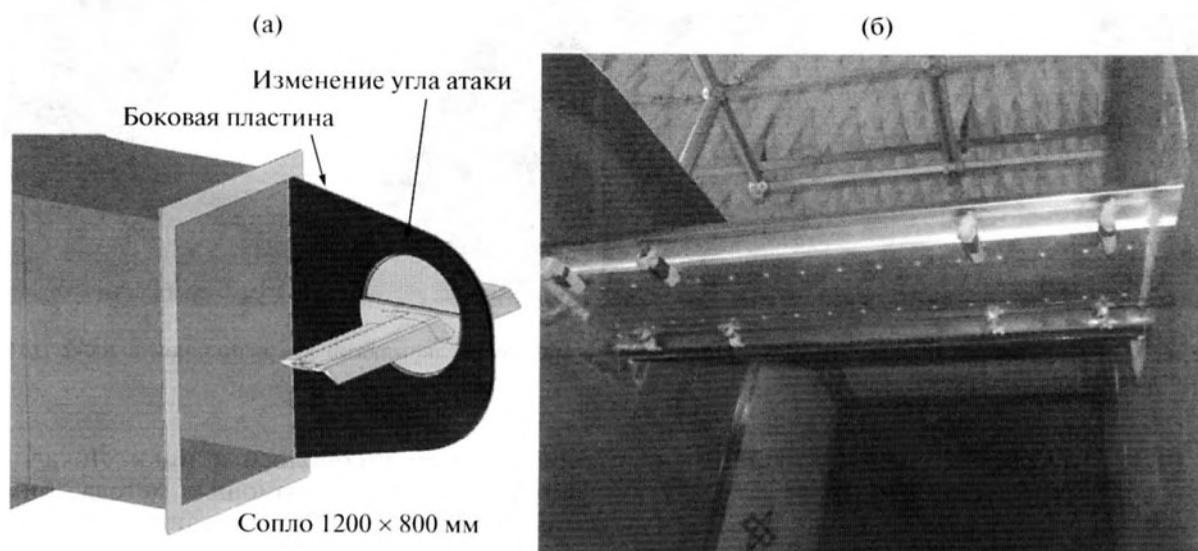


Рис. 4. Модель крыла с шевронным предкрылком в AWB DLR. (а) Схематичное изображение установки; (б) фотография модели крыла в трубе AWB (вид снизу, наблюдатель находится вниз по потоку от модели крыла).

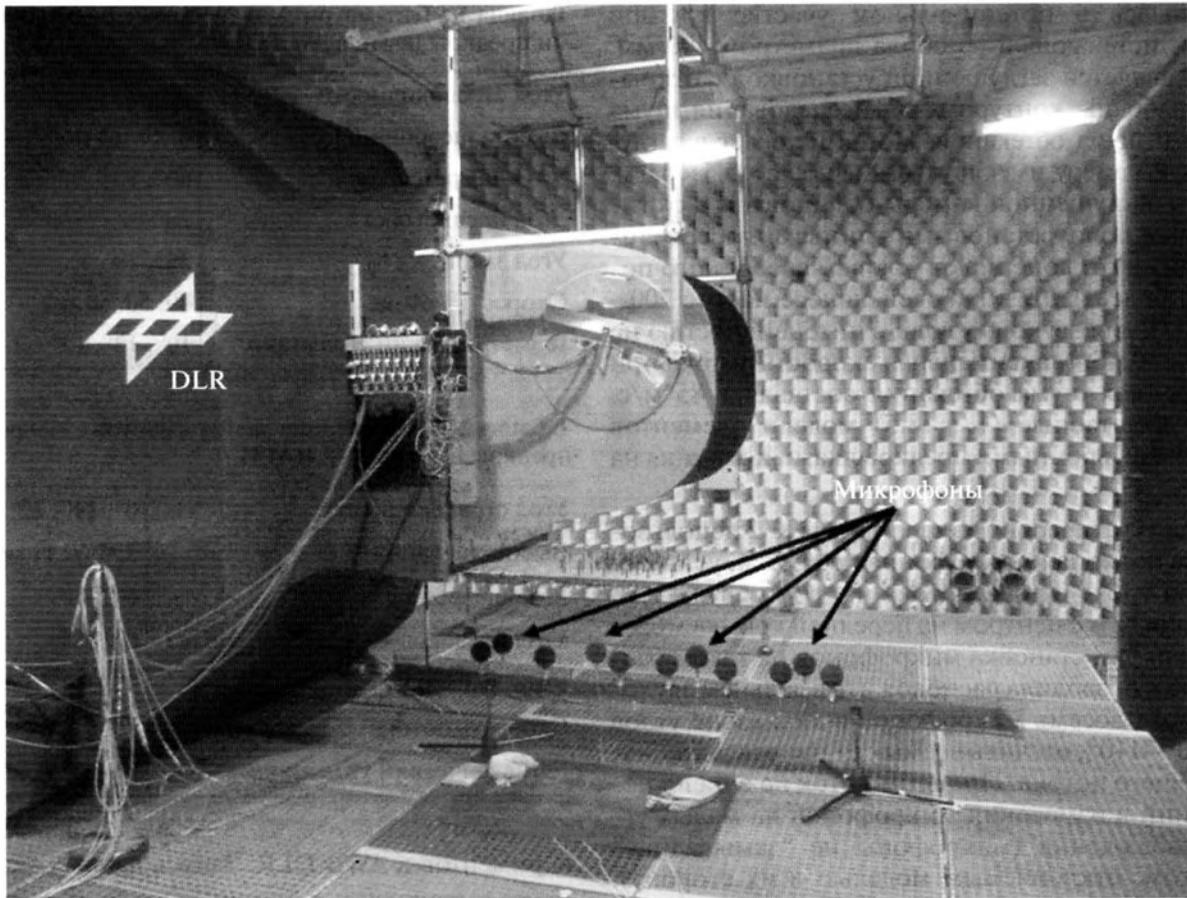


Рис. 5. Расположение микрофонов в заглушенной аэродинамической трубе AWB DLR.

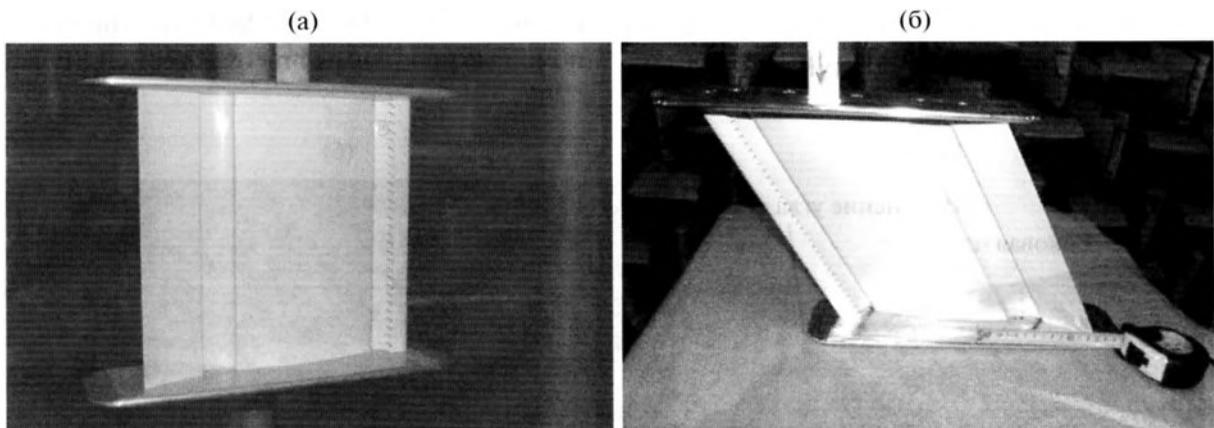


Рис. 6. Маломасштабные модели элементов крыла с шевронными предкрылками для испытаний в АК-2 ЦАГИ: (а) прямое крыло, (б) стреловидное крыло.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ С ПРЯМЫМ КРЫЛОМ

Типичные спектры шума прямого крыла с базовым предкрылком, полученные в AWB DLR, приведены на рис. 8. Видно, что в спектрах шума

присутствуют узкополосные пики. Локализация источников шума с помощью метода “бимформинга” (рис. 9) для этой модели показала, что источником тональных компонент в спектре шума действительно является область предкрылка.

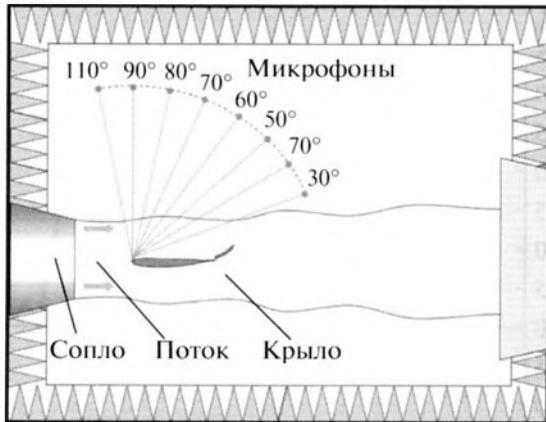


Рис. 7. Схема расположения микрофонов в АК-2 ЦАГИ. Вид сверху.

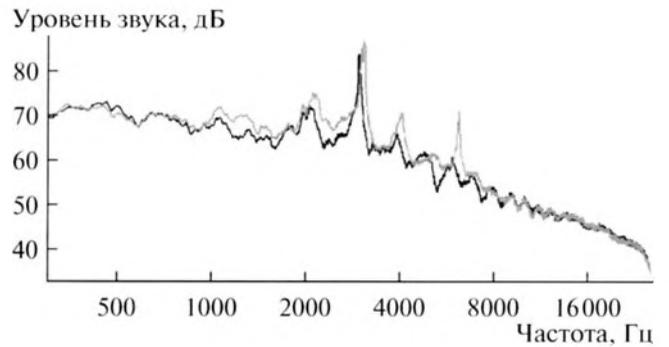


Рис. 8. Типичный спектр для базового предкрылка в AWB DLR. Скорость потока 60 м/с. Серая кривая – угол атаки 10°, черная – 15°. Микрофон расположен под углом $\theta = 90^\circ$.

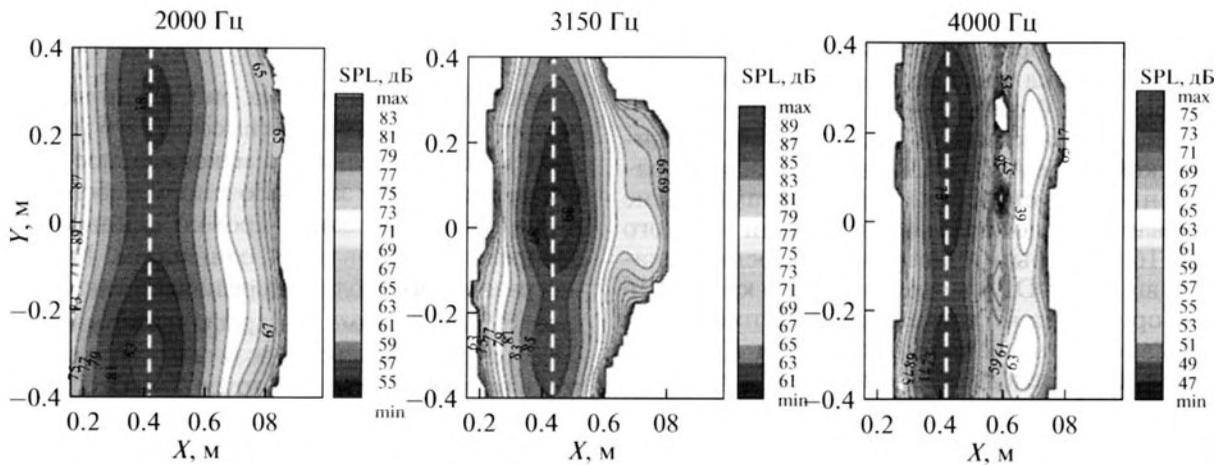


Рис. 9. Локализация источников тональных компонент в спектре шума предкрылка при измерениях в AWB DLR. Скорость потока 60 м/с, угол атаки 10° (спектр шума для данного режима представлен на рис. 8). Белой пунктирной линией показана передняя кромка основного крыла. SPL – уровень звука, X – расстояние вдоль оси потока, Y – расстояние вдоль размаха крыла.

Установка шевронов на нижней кромке предкрылка приводит к подавлению этих пиков (рис. 10). Влияние шевронных предкрылков на шум обтекания крыла приведено в табл. 3. Видно, что из рассмотренных моделей наиболее эффективным с точки зрения шумоглушения является предкрылок с самыми мелкими шевронами.

Можно отметить высокую чувствительность шума предкрылка к геометрическим параметрам шевронов. Действительно, например, шевроны высотой 10 мм, но с разным углом β , дают разницу в уровне шума в 3–4 дБ. При этом, как можно видеть из табл. 3, шевроны могут приводить как к уменьшению, так и увеличению шума. Аналогичный эффект увеличения шума предкрылка при установке турбулизаторов на его нижней поверхности наблюдался, например, в работе [26].

С другой стороны, таблицы 4 и 5 показывают, что если для данной геометрии крыла найдены геометрические параметры шеврона, обеспечивающего снижение узкополосного шума, этот шеврон будет подавлять тональные компоненты в

Таблица 3. Влияние шевронного предкрылка на шум крыла (в дБ) по сравнению с базовым случаем при различных углах положения микрофонов. Скорость потока 60 м/с, угол атаки 15°. Диапазон частот 800–5000 Гц

	50°	70°	90°	110°
$H = 6 \text{ мм}, \beta = 60^\circ$	-2.5	-3.2	-2.5	-3.7
$H = 10 \text{ мм}, \beta = 60^\circ$	1.9	0.2	1.5	-0.3
$H = 10 \text{ мм}, \beta = 80^\circ$	6.1	4.1	5.5	3.0
$H = 14 \text{ мм}, \beta = 60^\circ$	5.5	3.9	4.8	2.6

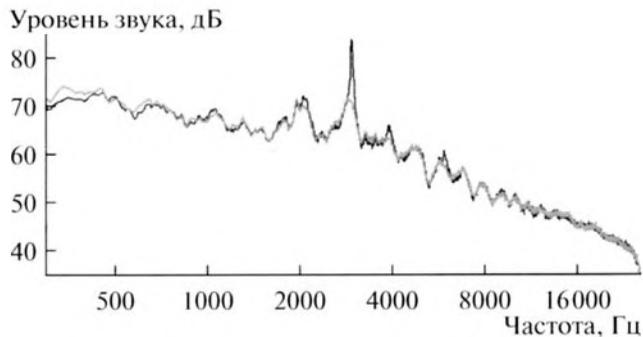


Рис. 10. Спектры шума для базового предкрылка (черная кривая) и лучшего шевронного (серая кривая). Угол атаки 15° , скорость потока 60 м/с, микрофон расположен под углом $\theta = 90^\circ$.

спектре шума предкрылка и для других углов атаки и скоростей набегающего потока.

Важным фактором эффективности снижения шума предкрылка являются аэродинамические характеристики базового и модифицированного за счет шевронов крыла. В заглушенной аэродинамической трубе AWB DLR были проведены одновременные акустические и аэродинамические исследования маломасштабной модели прямого крыла F16 с базовым и шевронным предкрылками. Имевшаяся в DLR модель прямого крыла F16 была оборудована 47 датчиками давления (13 на предкрылке, 21 на основном крыле и 13 на закрылке). Для исследования влияния шевронов была изготовлена отдельная модель предкрылка, имеющая ту же геометрию, что и оригинальный предкрылок, но позволяющая устанавливать насадки с шевронами. Эта модель предкрылка не была оборудована датчиками давления, так что эксперименты с шевронными предкрылками позволяли исследовать влияние шевронов только на распределение давления на основном крыле и закрылке, но не на предкрылке.

На рис. 11 представлено сравнение распределения давления для моделей крыла с базовым и шевронным предкрылками. Скорость набегающего потока и угол атаки максимальны (60 м/с и 15° со-

Таблица 4. Снижение шума (в дБ) с помощью лучшего предкрылка на скорости потока 60 м/с для различных углов атаки α при различных углах положения микрофонов. Диапазон частот 800–5000 Гц

	50°	70°	90°	110°
$\alpha = 10^\circ$	-1.6	-1.5	-1.0	-1.6
$\alpha = 12^\circ$	-3.9	-3.7	-3.2	-4.4
$\alpha = 15^\circ$	-2.5	-3.2	-2.5	-3.7

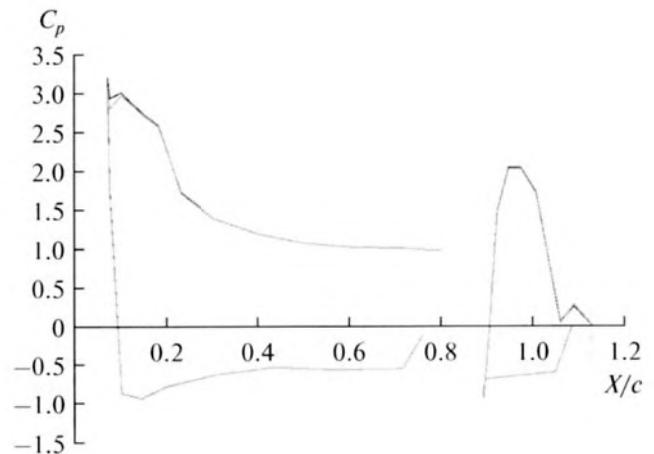


Рис. 11. Распределение давления по поверхности модели крыла F16 в AWB DLR: черная кривая – базовый предкрылок, серая кривая – шевронный предкрылок. C_p – коэффициент давления, c – хорда крыла.

ответственно). Данные на рис. 10 приведены для шевронного предкрылка (высота $H = 6$ мм, угол $\beta = 60^\circ$), обеспечивающего максимальное снижение шума. Видно, что за исключением небольшой разницы вблизи передней кромки основного крыла распределения давления одинаковы. Максимальная разница в C_p вблизи передней кромки не превышает 3.2% и в сумме для крыла и закрылка меньше 0.8%. Это согласуется с результатами экспериментов в аэродинамической трубе Т-5 ЦАГИ [20], где было получено, что в диапазоне углов атаки 0° – 15° и при скорости набегающего потока 50 м/с отличие в коэффициенте подъемной силы крыла с базовым и шевронным предкрылком не превышало 1%. Следует сказать, что влияние шевронов на аэродинамику полномасштабного крыла ожидается меньшим, чем для маломасштабной модели, поскольку шевроны не будут масштабироваться при переносе на натурное крыло (они оказывают локальное воздействие на обтекающий поток). Как следствие, отношение высоты шеврона к хорде крыла H/c будет для полномасштабного крыла меньше, чем для данных моделей, так что шевроны должны оказывать меньшее влияние на аэродинамику крыла. Таким образом, можно сделать вывод, что шевроны на нижней кромке предкрылка при достаточной акустической эффективности оказывают слабый эффект на аэродинамические характеристики крыла.

Интересно отметить, что на спектрах шума, полученных в результате испытаний в AWB DLR, присутствуют несколько пиков, тогда как спектры шума обтекания крыла в АК-2 ЦАГИ (см., например, рис. 8 [20]) содержат только один пик. При этом углы отклонения предкрылка в обеих

Таблица 5. Снижение шума (в дБ) с помощью лучшего предкрылка при угле атаки 12° для различных скоростей потока U при различных углах положения микрофонов. Диапазон частот 800–5000 Гц

	50°	70°	90°	110°
$U = 40$ м/с	-1.7	-1.7	-1.1	-1.9
$U = 50$ м/с	-3.7	-4.7	-5.2	-4.9
$U = 60$ м/с	-3.9	-3.7	-3.2	-4.4

моделях были одинаковы, а углы отклонения закрылка составляли 35° и 36° . Представляется маловероятным, что отличие в 1° отклонения закрылка приводит к такому резкому изменению формы спектра. Возможным объяснением разницы формы спектров могло бы быть различие в числе Рейнольдса для этих моделей (модель в АК-2 ЦАГИ меньше модели, исследовавшейся в AWB DLR). Однако увеличение скорости потока в АК-2 ЦАГИ до 75 м/с позволило выйти на те же числа Рейнольдса, что и при экспериментах в AWB DLR, но при этом форма спектров осталась без изменения. По всей видимости, различие в спектрах шума связано исключительно с различием геометрии модели крыла и значительным размахом модели, испытанной в AWB DLR.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ СО СТРЕЛОВИДНЫМ КРЫЛОМ

Для изучения эффекта стреловидности в АК-2 ЦАГИ исследовалась модель участка стреловидного крыла с механизацией (рис. 6б), геометрически подобная модели прямого крыла, исследо-

вавшейся ранее в [20]. Так как модели имели одинаковый масштаб ($\sim 1 : 18.5$), число Рейнольдса для них было одинаковым ($\sim 1 \times 10^6$), что позволяло выделить только влияние стреловидности.

На рис. 12 приведены спектры шума обтекания для различных углов стреловидности модели. Оказалось, что для стреловидного крыла, как и для прямого, при наличии выпущенного предкрылка в спектре шума появляется сильная тональная компонента. При этом зависимость амплитуды узкополосного пика от угла стреловидности монотонна и достигает максимума при $\chi = 14^\circ$. Так как тональные компоненты в спектре шума предкрылка вызваны появлением резонансной обратной связи в полости предкрылка, такие факторы как угол атаки, скорость набегающего потока, углы отклонения элементов механизации являются важными параметрами, определяющими эффективность механизмов генерации узкополосных пиков. Приведенные на рис. 12 данные показывают, что угол стреловидности также является одним из таких определяющих параметров.

Оказалось, что возникающие в спектре шума предкрылка стреловидного крыла узкополосные пики могут быть также эффективно подавлены с помощью шевронов на нижней кромке предкрылка (рис. 13). Влияние шевронных предкрылков на шум обтекания крыла приведено в табл. 6 для двух наиболее эффективных геометрий шевронов. Видно, что, как и для случая прямого крыла, из рассмотренных моделей наибольшее шумоглушение обеспечивается предкрылком с самыми мелкими шевронами.

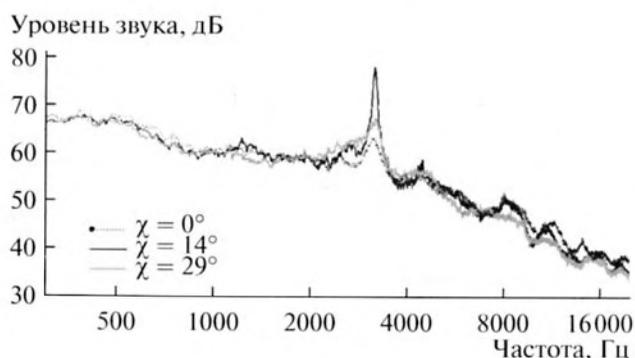


Рис. 12. Спектры шума модели крыла для различных углов стреловидности χ . Скорость набегающего потока 70 м/с, угол атаки 15° . Микрофон расположен под углом $\theta = 80^\circ$.

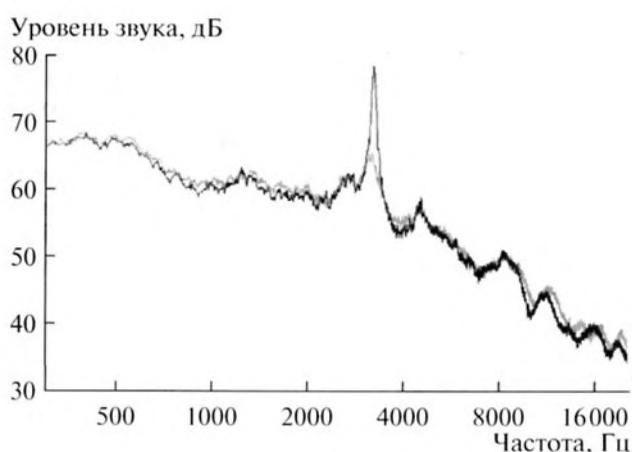


Рис. 13. Спектры шума для базового (черная кривая) и шевронного (серая кривая) предкрылков. Угол атаки 15° , скорость потока 70 м/с, микрофон расположен под углом $\theta = 80^\circ$.

Таблица 6. Влияние шевронного предкрылка на шум крыла (в дБ) по сравнению с базовым случаем при различных углах положения микрофонов. Скорость 70 м/с, угол стреловидности 14°, угол атаки 15°. Диапазон частот 800–5000 Гц

	30°	40°	50°	60°	70°	80°	90°	110°
$H = 7$ мм, $\beta = 60^\circ$	-4.5	-5.1	-3.8	-3.5	-4.1	-3.2	-1.2	-2.3
$H = 5$ мм, $\beta = 60^\circ$	-4.8	-5.6	-4.4	-4.1	-4.5	-3.5	-1.8	-2.8

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в данной работе показано, что установка шевронов на нижней кромке предкрылка может обеспечивать снижение шума как для прямого, так и для стреловидного крыла при всех рассмотренных углах атаки, стреловидности крыла, скоростях потока и углах наблюдения. Проведенные эксперименты продемонстрировали высокую чувствительность шума предкрылка к геометрическим параметрам шевронов, таким как высота шеврона H и угол при вершине β . Изменение этих параметров может приводить как к снижению, так и к увеличению шума. Как для прямого, так и для стреловидного крыла наиболее эффективными с точки зрения снижения шума оказались самые мелкие из исследовавшихся шевронов ($H = 6$ мм и 5 мм соответственно), т.е. воздействие носит не масштабный, а скорее локальный характер. Одновременные акустические и аэродинамические измерения показали, что шевроны приводят к подавлению тональных компонент шума предкрылка, не оказывая значительного влияния на аэродинамические характеристики крыла.

Следует отметить, что с конструктивной точки зрения установка шевронов на нижней кромке предкрылка представляется вполне приемлемой, так как в этом месте у натуральных предкрылков может устанавливаться пластина с выдуваемым потоком для борьбы с обледенением, на которой могут быть размещены небольшие шевроны.

Авторы выражают благодарность Михаэлю Потт-Поленске за помощь в проведении экспериментов в AWB DLR. Измерения в AWB DLR были проведены в рамках проекта OPENAIR 7-й Рамочной Программы ЕС (проект № FP7-234313). Работа была 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. Chow L.C., Mau K., Remy H. Landing gears and high lift devices airframe noise research // AIAA Paper 2002–2408. 2002.
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. 2003.
5. Tam C.K.W. Discrete tones of isolated aerofoils // J. Acoust. Soc. Am. 1974. V. 55. № 6. P. 1173–1177.
6. Мунин А.Г., Прозоров А.Г., Топоров А.В. Экспериментальное исследование шума обтекания крыла при малых скоростях потока // Акуст. журн. 1992. Т. 38. № 1. С. 108–113.
7. Desquesnes G., Terracol M., Sagaut P. Numerical investigation of the tone noise mechanism over laminar airfoils // J. Fluid Mech. 2007. V. 591. P. 155–182.
8. Plogmann B., Herrig A., Würz W. Experimental investigations of a trailing edge noise feedback mechanism on a NACA 0012 airfoil // Exp. Fluids. 2013. V. 54. 1480.
9. Pröbsting S., Serpieri J., Scarano F. Experimental investigation of airfoil tonal noise generation // J. Fluid Mech. 2014. V. 747. P. 656–687.
10. Dobrzynski W., Nagakura K., Gehlhar B., Buschbaum A. Airframe noise studies on wings with deployed high-lift devices // AIAA Paper 1998–2337. 1998.
11. Andreou C., Graham W., Shin H.C. Aeroacoustic study of airfoil leading edge high-lift devices // AIAA Paper 2006–2515. 2006.
12. Fischer M., Friedel H., Holthusen H., Gölling B., Emunds R. Low noise design trends derived from wind tunnel testing on advanced high-lift devices // AIAA Paper 2006–2562. 2006.
13. Kolb A., Faulhaber P., Drobietz R., Grunewald M. Aeroacoustic wind tunnel measurements on a 2D high-lift configuration // AIAA Paper 2007–3447. 2007.
14. Pott-Pollenske M., Alvarez-Gonzalez J., Dobrzynski W. Effect of slat gap on farfield radiated noise and correlation with local flow characteristics // AIAA Paper 2003–3228. 2003.
15. Imamura T., Ura H., Yokokawa Y., Yamamoto K. A far-field noise and near-field unsteadiness of a simplified high-lift-configuration model (slat) // AIAA Paper 2009–1239. 2009.

16. *Roger M., Pérennès S.* Low-frequency noise sources in two-dimensional high-lift devices // AIAA Paper 2000-1972. 2000.
17. *Terracol M., Manoha E., Lemoine B.* Investigation of the unsteady flow and noise sources generation in a slat cove: hybrid zonal RANS/LES simulation and dedicated experiment // AIAA Paper 2011-3203. 2011.
18. *Deck S., Laraufie R.* Numerical investigation of the flow dynamics past a three-element aerofoil // J. Fluid Mech. 2013. V. 732. P. 401-444.
19. *Kopiev V.F., Zaytsev M.Yu., Belyaev I.V., Mironov M.A.* Noise reduction potential through slat hook serrations // AIAA Paper 2011-2909. 2011.
20. *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.
21. *Huang H., Li W., Wang F.* Slat noise suppression with mass injection // J. Aircraft. 2015. V. 52. № 1. P. 31-41.
22. *Chappell S., Cai Z., Zhang X., Angland D.* Slat noise feedback control with a dielectric barrier discharge plasma actuator // AIAA Paper 2012-2806. 2012.
23. *Копьев В.Ф., Беляев И.В., Зайцев М.Ю., Казанский П.Н., Копьев В.А., Моралёв И.А.* Управление шумом обтекания цилиндра с помощью плазменных актуаторов высокочастотного диэлектрического барьерного разряда // Акуст. журн. 2015. Т. 61. № 2. С. 196-198.
24. *Копьев В.Ф., Битюрин В.А., Беляев И.В., Годин С.М., Зайцев М.Ю., Климов А.И., Копьев В.А., Моралёв И.А., Остриков Н.Н.* Управление шумом струи с помощью плазменных актуаторов диэлектрического барьерного разряда // Акуст. журн. 2012. Т. 58. № 4. С. 473-481.
25. *Pott-Pollenske M., Delfs J.* Enhanced Capabilities of the Aeroacoustic Wind Tunnel Braunschweig // AIAA Paper 2008-2910. 2008.
26. *Murayama M., Nakakita K., Yamamoto K., Ura H., Ito Y., Choudhari M.* Experimental study of slat noise from 30P30N three-element high-lift airfoil in JAXA hard-wall low-speed wind tunnel // AIAA Paper 2014-2080. 2014.