АКУСТИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ, 2003, том 49, № 3, с. 293–317

УДК 534.83

ПРОБЛЕМЫ СНИЖЕНИЯ ШУМА ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ (ОБЗОР)

© 2003 г. В. М. Кузнецов

Государственный научно-исследовательский центр ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского
105005 Москва, ул. Радио 17
E-mail: vmkuznetsov@mtu-net.ru

Поступила в редакцию 30.05.2002 г.

Проведен анализ последствий введения международными экологическими авиационными организациями новых нормативных требований по шуму пассажирских самолетов в окрестностях аэропортов и ограничений на эксплуатацию наиболее шумных самолетов. Подчеркнута необходимость развития новых методов уменьшения авиационного шума. Рассмотрены характеристики основных источников шума пассажирских самолетов различного типа. Изложены способы увеличения эффективности систем шумоглушения силовых установок, уменьшения интенсивности источников шума и методы уменьшения внешнего и внутреннего шума самолетов.

ВВЕДЕНИЕ

Проблемы снижения авиационного шума, проявившиеся в середине прошлого столетия в связи с началом интенсивной эксплуатации реактивных пассажирских самолетов, продолжают оставаться актуальными и составляют важную часть общих проблем обеспечения экологической безопасности человечества. В последнее время наблюдается обострение общественной реакции на раздражающее воздействие авиационного шума, выражающееся, в частности, в ужесточении международных нормативных требований по шуму пассажирских самолетов на местности в окрестностях аэропортов. Созданные в последние годы и разрабатываемые перспективные пассажирские самолеты менее шумны по сравнению с самолетами, созданными на первоначальном этапе развития гражданской авиации. Однако в связи с наблюдающимся ростом объема воздушных перевозок и увеличением интенсивности эксплуатации самолетов экологическая ситуация в аэропортах существенно не улучшается и в последующие десятилетия может даже ухудшиться, если не произойдет совершенствования технологий борьбы с авиационным шумом [1, 2]. Важной задачей для авиационных акустиков России является обеспечение конкурентоспособности создаваемых пассажирских самолетов как по шуму на местности вблизи аэропортов, так и по акустическому комфорту в кабинах самолетов.

МЕЖДУНАРОДНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ ПО ШУМУ ДОЗВУКОВЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Проблема снижения уровней авиационного шума является одной из основных экологических проблем защиты окружающей среды от воздействия авиации и занимает центральное место в деятельности международных экологических и авиационных организаций. Уровни шума вблизи аэропорта регламентируются нормативными требованиями Приложения 16 Стандарта ИКАО – международным комитетом гражданской авиации, а в России еще и требованиями Авиационных Правил АП-36, устанавливающих нормы по уровням шума в зависимости от даты подачи заявки на выдачу сертификата летной годности летательного аппарата.

Нормы шума на местности устанавливаются в зависимости от максимальной взлетной массы самолета для трех фиксированных контрольных точек вблизи взлетно-посадочной полосы (ВПП), характеризующих основные этапы полета самолета: взлет, для которого контрольная точка расположена сбоку от ВПП; набор высоты и снижение на посадку, для которых контрольные точки находятся на оси ВПП (рис. 1). Нормативные требования по шуму выражаются в эффективных

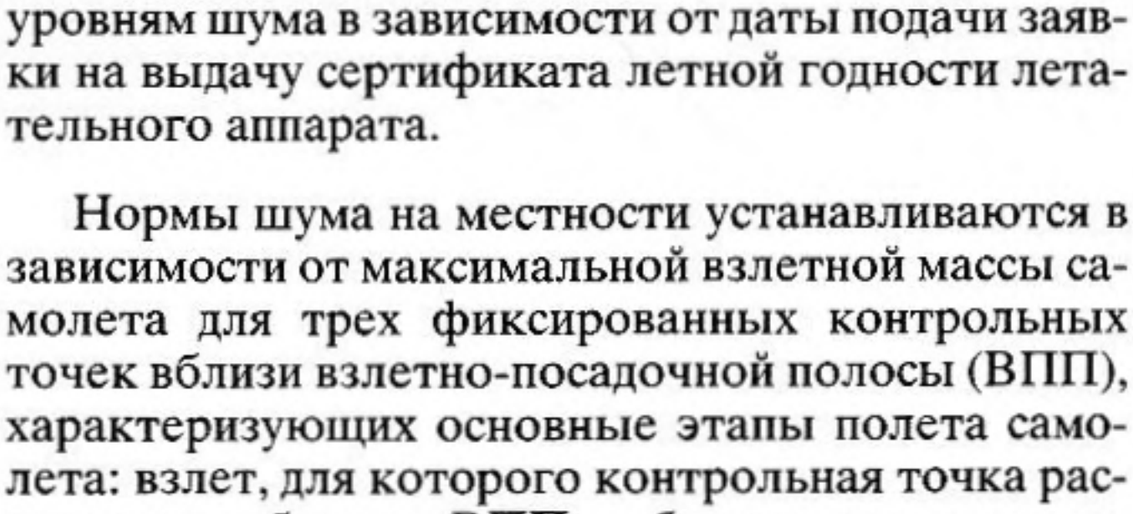


Рис. 1. Контрольные точки на местности вблизи взлетно-посадочной полосы (ВПП) при акустической сертификации.

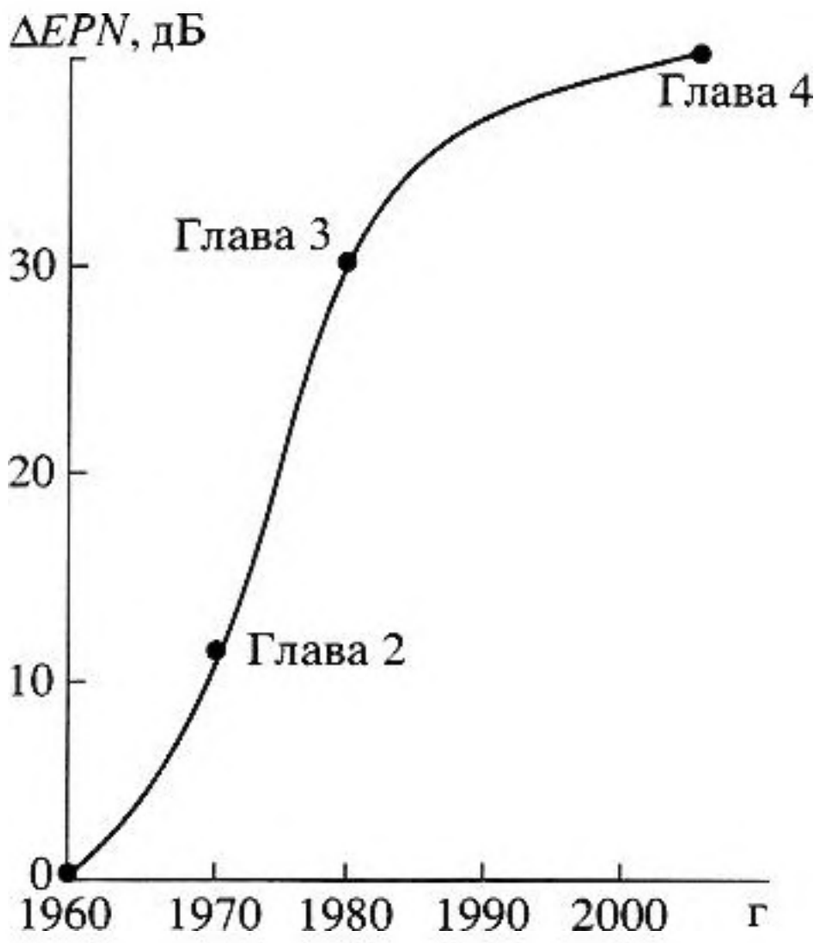


Рис. 2. Ужесточение требований по шуму самолетов на местности.

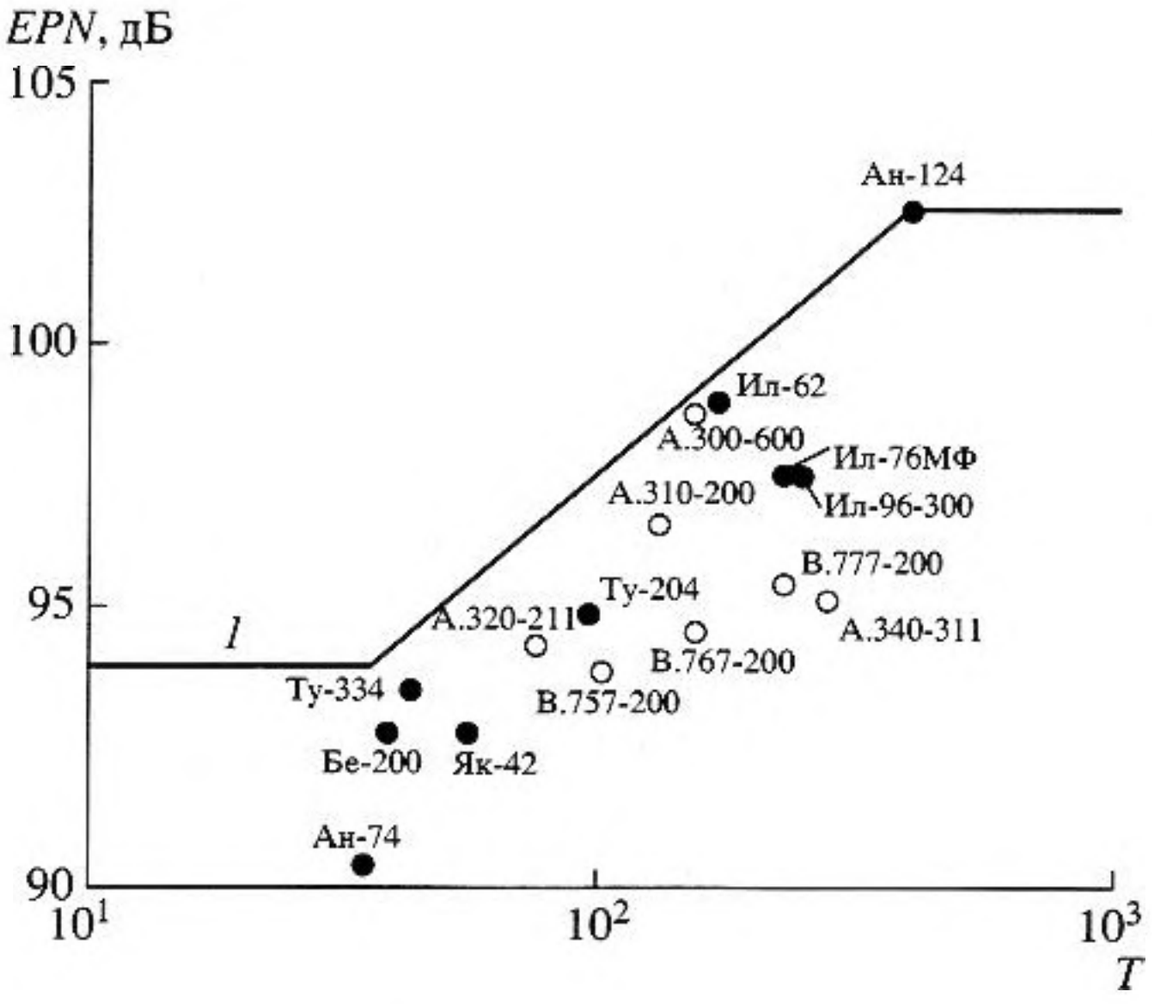


Рис. 3. Уровни шума магистральных самолетов в контрольной точке *1*, расположенной сбоку от ВПП.
1 – нормативные требования Главы 3 Стандарта ИКАО.

уровнях воспринимаемого шума EPNL, учитывающих спектральный состав и продолжительность воздействия шума. Если заявка на выдачу сертификата летной годности самолета была подана до октября 1977 г., то действуют нормативные требования Главы 2 Приложения 16 Стандарта ИКАО, если подача заявки осуществлена после указанной даты, то действуют более жесткие требования Главы 3 Приложения 16 Стандарта ИКАО (рис. 2). Принятые в 1990-е годы в эксплуатацию современные российские самолеты Ил-96-300 и Ту-204 с отечественными двигателями ПС-90А созданы с учетом безусловного удовлетворения норм Главы 3 по шуму на местности (рис. 3).

В 2001 г. в ИКАО завершена разработка нового стандарта по шуму самолетов, предусматривающего ужесточение с 01.01.2006 г. нормативных требований по шуму на местности, или принятие новых норм Главы 4 Приложения 16. В соответствии с этим стандартом уровни шума нового самолета по сумме измерений в трех контрольных точках должны быть на 10 EPN дБ меньше допустимых уровней шума по Главе 3 (рис. 2). Причем снижение уровней шума в любых двух точках измерения должно быть не менее 2 EPN дБ. Целью ужесточения действующих норм является дальнейшее снижение уровней шума в окрестностях аэропортов.

Кроме того, в соответствии с резолюцией А.28.3 Ассамблеи ИКАО, с 01.04.2002 г. в аэропортах действует запрет на эксплуатацию самолетов, не удовлетворяющих нормативным требованиям по шуму Главы 3, или запрет на эксплуатацию самолетов, удовлетворяющих только требованиям Главы 2. В комитете ИКАО по защите окружающей среды от воздействия авиации также рассматриваются предложения, связанные с поэтапным снятием с эксплуатации самолетов, удовлетворяющих нормам Главы 3, но имеющих малый запас по уровням шума относительно допустимых уровней шума по Главе 3. Европейским союзом также принято Постановление об ограничении эксплуатации модифицированных и повторно сертифицированных самолетов на соответствие нормам Главы 3. Это самолеты, прошедшие после соответствующей модификации силовой установки повторную акустическую сертификацию и соответствующие требованиям Главы 3, но тем не менее являющиеся более шумными по сравнению с современными пассажирскими самолетами. Принятым Постановлением введены правила эксплуатации, препятствующие ухудшению акустических условий в аэропортах, которое может произойти, если в Европе будут эксплуатироваться, например, старые самолеты иностранного производства.

Таким образом, принятые в 2001 г. решения ИКАО по ужесточению нормативных требований по авиационному шуму сопровождаются введением международными организациями ограничений и запретов на эксплуатацию в аэропортах шумных самолетов. Вполне очевидно, что ужесточение требований к уровням шума самолетов на местности соответствует общей перспективе развития воздушного транспорта. Поэтому актуальной проблемой для авиационных акустиков в ближайшее время является решение сложных научно-технических задач по улучшению акустических характеристик пассажирских самолетов.

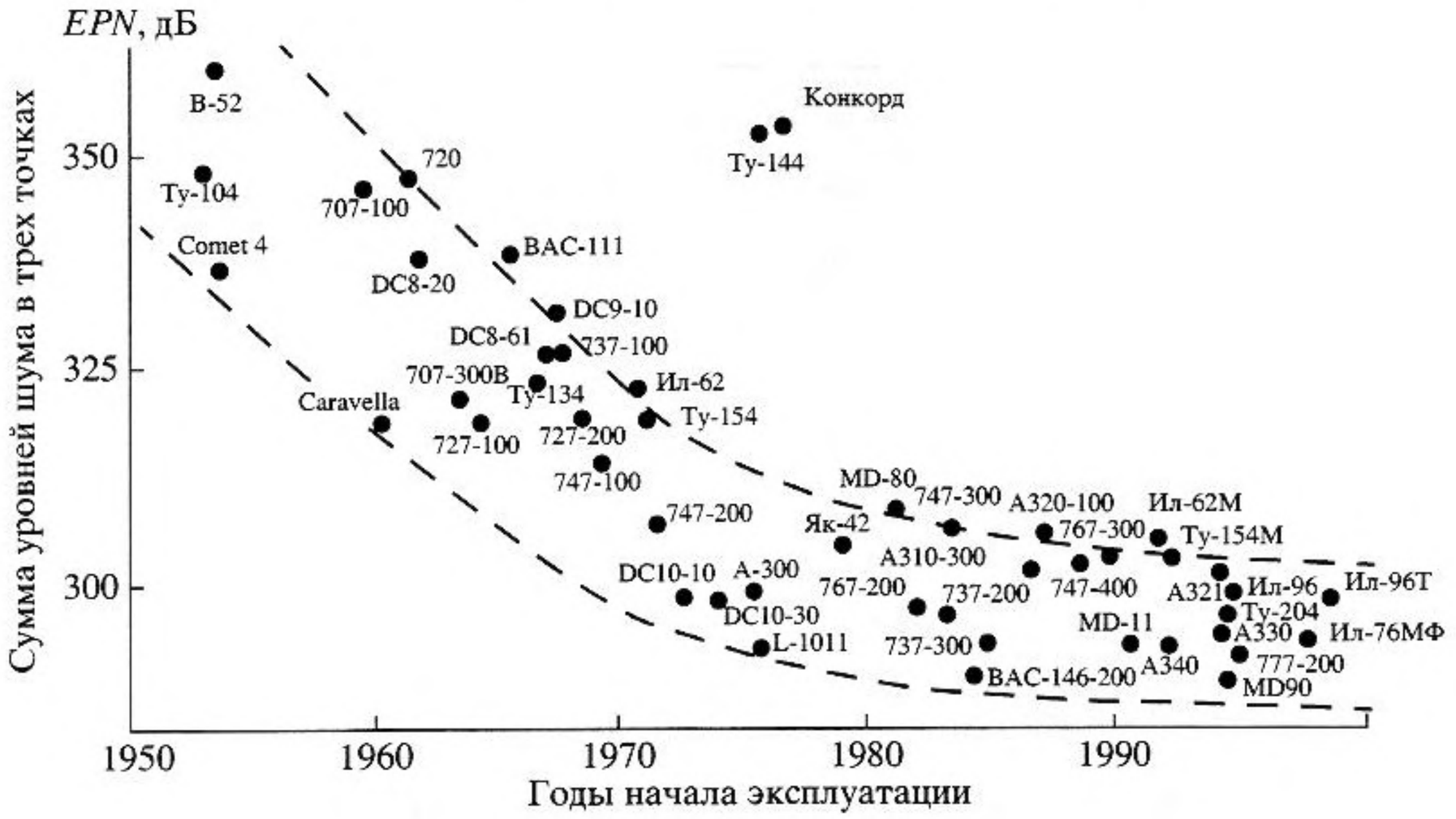


Рис. 4. Тенденция снижения уровней шума самолетов на местности.

ШУМ ДОЗВУКОВОГО РЕАКТИВНОГО САМОЛЕТА

Уровни шума на местности дозвуковых пассажирских самолетов в течение последних 30–35 лет постепенно уменьшались (рис. 4). Снижение уровней шума было достигнуто на основе увеличения эффективности расхода топлива в двигателе и снижения шума, генерируемого высокоскоростным выхлопным потоком двигателя. Основными источниками шума современного двухконтурного турбореактивного двигателя являются реактивная струя и вентилятор, а шум камеры внутреннего сгорания и ступеней турбины обычно вносят меньший вклад в общий шум, генерируемый двигателем.

Снижение интенсивности шума осуществляется путем конструкторских разработок и применения эффективных способов поглощения звука в каналах силовых установок [3, 4, 5]. Так, снижение шума двухконтурных турбореактивных двигателей с низкой степенью двухконтурности $m < 2$, (где m – отношение расхода газа через внешний контур к расходу газа через внутренний контур), было осуществлено за счет применения общей камеры смешения высокоскоростного внутреннего и низкоскоростного внешнего потоков, т.е. снижения скорости истечения выхлопного потока из двигателя (рис. 5).

Особенно значительное уменьшение уровней шума самолетов было достигнуто в результате создания и внедрения в эксплуатацию двухконтурных турбореактивных двигателей с высокой степенью двухконтурности $m = 5–8$ и с пониженной скоростью истечения реактивных струй. Поскольку шум выхлопного потока для двигателей последних выпусков уже не является основным источником, дальнейшее снижение шума самолета связано, в основном, со снижением шума, генерируемого со стороны входа в двигатель, или со сбалансированным снижением шума [6, 7, 8].

Шум вентилятора двигателя определяется неоднородностями набегающего потока, взаимодействующего с твердыми поверхностями, и содержит две составляющие: дискретные тона, определяющиеся взаимодействием следов от лопаток ротора и лопаток статора, и широкополосный шум, генерируемый турбулентностью набегающего потока. Снижение шума вентилятора современных двигателей было достигнуто за счет оптимизации формы лопаток, ограничения числа входных направляющих лопаток, уменьшения скорости вращения и числа лопаток, оптимального выбора сочетания лопаток вентилятора и статора и, следовательно, уменьшения эффектов взаимодействия от пересечения неоднородностей потоков вращающимися лопатками и взаимодействия неоднородных потоков с лопатками статора.

Интенсивность шума со стороны входа в двигатель может быть снижена при облицовке каналов воздухозаборника звукопоглощающими конструкциями, настроенными на поглощение шума вентилятора двигателя (рис. 6а). Эти конструкции постоянно совершенствуются с целью увеличения их эффективности, технологии изготовления и снижения веса конструкций. Актуальность проведения в ближайшие годы исследований по разработке систем шумоглушения в каналах силовых установок с повышенной акустической эффективностью определяется необходимостью

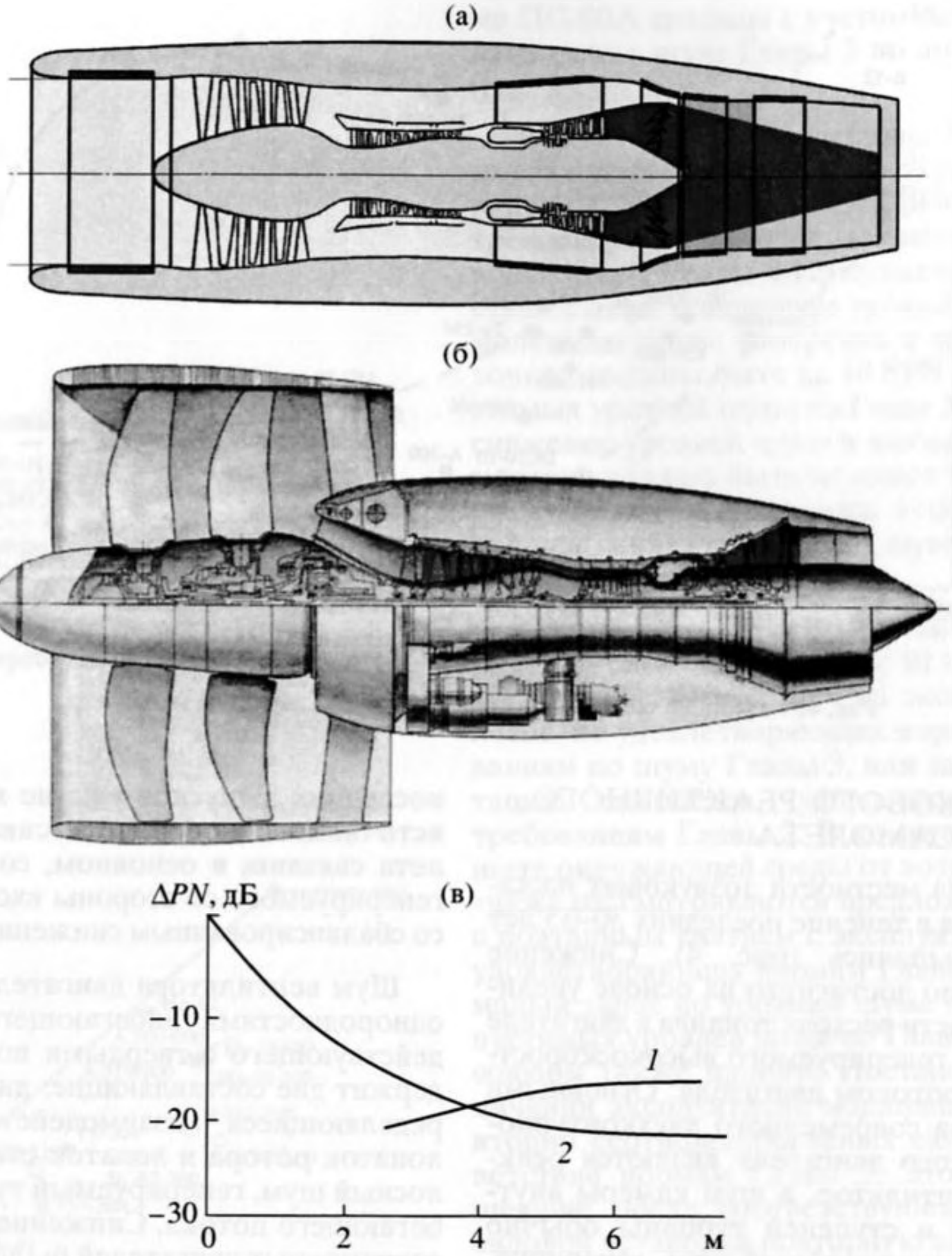


Рис. 5. Примеры конструкции двигателей с разной степенью двухконтурности: а – с низкой степенью, б – с высокой. Зависимость шума источника от степени двухконтурности (в):
1 – вентилятор с системой шумоглушения, *2* – струя.

обеспечения беспрепятственной эксплуатации российских пассажирских самолетов в международных аэропортах и удовлетворения ужесточенных нормативных требований ИКАО по шуму самолетов [9, 10].

СИСТЕМЫ ГЛУШЕНИЯ ШУМА СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

В каналах силовых установок самолетов с двухконтурными турбореактивными двигателями, например, широко эксплуатируемого самолета Ту-154М (рис. 5а), как правило, используются сотовые однослойные или двухслойные звукопоглощающие конструкции (ЗПК) резонансного типа с перфорированной панелью (рис. 6). Геометрические параметры этих ЗПК (высота сотового заполнителя, процент перфорации, диаметр отверстий и толщина лицевой панели) выбираются таким образом, чтобы обеспечить максимальное уменьшение шума на частоте следования лопаток рабочего колеса вентилятора ($1.5 < f < 2.5$ кГц). Однако по мере подавления этой составляющей шумность самолета на местности может также определяться гармониками в области частот до 5–6 кГц. Дальнейшее повышение эффективности ЗПК, продиктованное непрерывным ужесточением требований по шуму, связано с необходимостью уменьшения шума в области высоких частот, соответствующих второй и третьей гармонике частоты следования лопаток рабочего колеса вентилятора без ухудшения эффективности на

основной частоте. Для обеспечения снижения уровней этих высокочастотных составляющих шума необходимо применение многопараметрических ЗПК с повышенной акустической эффективностью [11, 12].

К недостаткам широко применяемых в силовых установках самолетов однослойных резонансных ЗПК, кроме недостаточной широкополосности характеристик затухания, следует также отнести их зависимость от уровня воздействующего звукового давления и, следовательно, режима работы двигателя. Очевидно, что используемые в настоящее время сотовые однослойные ЗПК не смогут обеспечить решение практических задач по снижению уровней шума силовых установок, выдвигаемых ужесточением требований по шуму и ограничениями по эксплуатации пассажирских самолетов. Поэтому в последние годы научно-производственные предприятия авиационной отрасли осуществляют решение научно-технических задач, включая исследования по повышению эффективности систем глушения шума авиационных двигателей.

Одним из основных резервов увеличения эффективности системы глушения шума в каналах двигателя является одновременное увеличение затухания на основной частоте следования лопаток рабочего колеса вентилятора и ее гармониках и расширение полосы затухания в область более высоких частот без изменения длины звукопоглощающей облицовки (ЗПК) вдоль оси канала. Повышение затухания на фиксированной частоте может быть достигнуто, с одной стороны, за счет выбора параметров ЗПК с учетом детального изучения структуры поля в канале, в частности, учета параметров пограничного слоя и реального профиля скорости, с другой стороны, за счет усложнения условий распространения звука, например, посредством внесения в канал различных облицованных звукопоглощающим материалом вставок, ориентированных вдоль канала. Расширение полосы затухания можно получить при использовании более сложных по сравнению с существующими звукопоглощающих конструкций, имеющих большее число геометрических параметров, влияющих на акустический импеданс конструкции. Так, в ЦАГИ на протяжении последних лет разрабатываются новые методы повышения эффективности систем глушения шума в каналах авиационных двигателей, основанные на определении оптимального импеданса стенок канала и на "реализации" этого импеданса с помощью конкретных звукопоглощающих конструкций [12, 13]. При этом особое внимание уделяется изучению закономерностей увеличения эффективности многослойных комбинированных конструкций с переменной геометрией по длине канала, с использованием резонансных конструкций различной формы, объемных поглотителей, композиционных материалов, перфорированных и сеточных панелей. Варьируя параметры ЗПК, изменяя частоту настройки конструкций, увеличивая ширину частотной области поглощения звука, можно добиться существенного увеличения затухания звука в каналах двигателя.

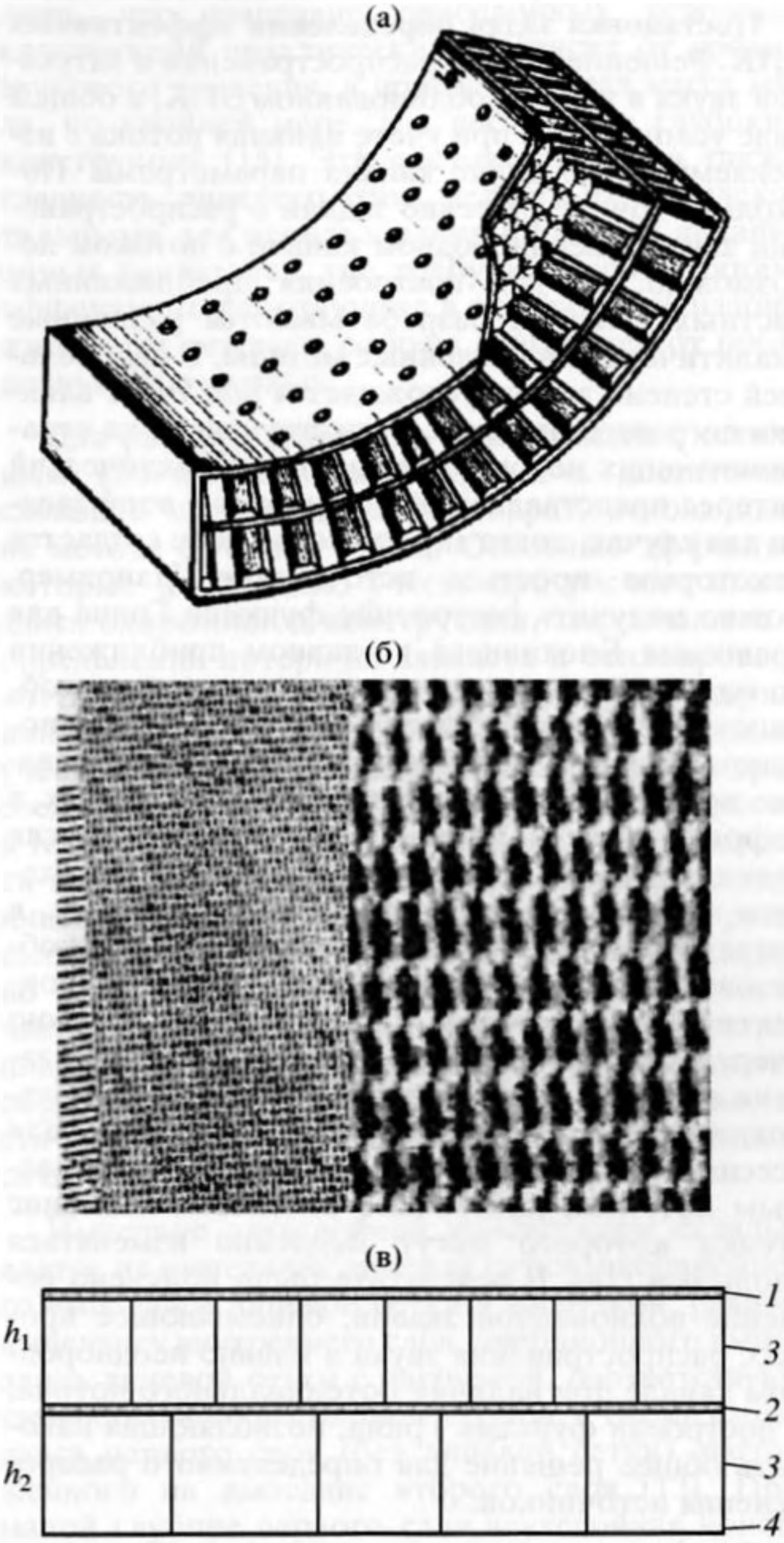


Рис. 6. Варианты двухслойной облицовки с перфорированным и микропористым слоями:
а – двухслойная звукопоглощающая облицовка с перфорированным лицевым слоем;
б – фотографии сетчатого слоя при различном увеличении;
в – схемы двухслойной облицовки: *1*, *2* – перфорированный или сетчатый слой, *3* – сотовый заполнитель, *4* – жесткое основание.

Постановка задач определения эффективных ЗПК. Решение задачи распространения и затухания звука в канале, облицованном ЗПК, в общем виде усложняется при учете влияния потока с изменяемыми по длине канала параметрами. Поскольку точное решение задачи о распространении звука в неоднородном канале с потоком невозможно, то для построения приближенных частных решений разрабатываются различные аналитические и численные методы. В еще большей степени задача усложняется при учете влияния пограничного слоя, существующего на ограничивающих поток поверхностях. Практический интерес представляет общее решение этой задачи для случая, когда акустическое поле создается некоторым простым источником. Например, можно получить построение функции Грина для уравнения Блохинцева в главном приближении по малому параметру в плавно неоднородном облицованном канале с дозвуковым сжимаемым потоком без учета пограничного слоя. Существование пограничного слоя проявляется, во-первых, в рефракции звука, приводящей к изменению угла падения звуковых волн на стенку канала и затуханию в процессе распространения; во-вторых, в пограничном слое под действием звука могут образоваться гидродинамические возмущения, конвектируемые потоком и вызывающие, в свою очередь, акустические возмущения. Решение задачи с учетом влияния пограничного слоя, обусловленного только рефракцией, получено для осесимметричного канала с дозвуковым сжимаемым потоком, поперечное сечение и импеданс стенки которого могут медленно изменяться вдоль оси [14]. В результате было получено решение волноводной задачи, описывающее процесс распространения звука в плавно неоднородном канале при наличии потенциального потока, и построена функция Грина, позволяющая находить общее решение для определенного распределения источников.

Особый интерес при теоретических исследованиях вызывает определение оптимальных геометрических и аэроакустических параметров ЗПК, исходя из реальных спектральных характеристик акустических полей в каналах, параметров потока в пограничном слое на стенках канала и профилей средних скоростей в канале. Параметры ЗПК должны быть определены таким образом, чтобы осуществлялось эффективное воздействие как на дискретные составляющие, так и на широкополосную часть шума двигателя. Очевидно, что для уменьшения уровня дискретных составляющих целесообразно применение резонансных конструкций, а для уменьшения широкополосного шума более предпочтительными являются объемные поглотители. Целью проводящихся исследований является создание высокоэффективных многопараметрических ЗПК, сочетающих свойства резонансных конструкций и объемных поглотителей.

Можно выделить несколько важных задач по разработке высокоэффективных ЗПК. Одна из них связана с детальным изучением механизмов поглощения звука в перфорированных панелях. Эти исследования направлены на создание более совершенных методик определения импедансных характеристик ЗПК. Вторая задача связана с исследованиями влияния увеличения числа степеней свободы резонансной конструкции на ее акустическую эффективность. Управляя степенями свободы должным образом, можно обеспечить расширение спектра частот эффективного уменьшения шума без увеличения площади системы шумоглушения. К исследуемым конструкциям по этому направлению можно отнести многослойные и комбинированные ЗПК. Следующая важная задача связана с исследованиями эффективности применения в качестве поглощающих слоев микропористых продуваемых панелей. При создании микропористых панелей используются различные технологии; из серийно выпускаемых отечественной промышленностью материалов можно выделить сеточные панели так называемого саржевого плетения (рис. 6б).

Основополагающей задачей при разработке звукопоглощающих систем в каналах двигателя является задача получения максимально возможного затухания на заданной частоте или в некоторой области частот при ограниченной длине облицовки. В полной мере это относится к каналам двигателя с большой степенью двухконтурности, имеющих ограниченные возможности для размещения ЗПК (рис. 5б), где необходимо значительное снижение уровней шума на основной частоте следования лопаток рабочего колеса и ее гармониках. Для реальных длин каналов силовой установки и рассматриваемой частотной области разумным является применение метода определения оптимального импеданса ЗПК из условия обеспечения максимума отношения потоков акустической энергии на входе и выходе из канала глушителя [11]. Решение задачи определения оптимального затухания в облицованном канале, основанной на вычислении потока энергии от симметрично расположенного относительно стенок точечного источника, позволяет рассчитать геометрические параметры ЗПК из условия равенства импеданса оптимальному значению и определить зависимости оптимального импеданса и величины максимально возможного затухания в канале от частоты и расстояния от источника.

Оптимальное затухание звука в канале с источником, расположенном на оси канала, достигается при одинаковом импедансе ЗПК на противоположных стенках. Однако большинство реальных источников шума двигателя не располагается

в центре канала и равенство импедансов ЗПК на противоположных стенках не является обязательным условием. Введение дополнительного аргумента – импеданса второй стенки – с одной стороны, существенно усложняет решение задачи, поскольку в этом случае акустическое поле в канале является функцией многих переменных, а с другой стороны, учет изменяемости импеданса ЗПК расширяет возможности по повышению эффективности системы снижения шума в канале. При расположении источника не в середине канала наибольшее затухание на заданной частоте обеспечивается при определенных неодинаковых значениях адмитанса на противоположных стенках канала [12]. Оно выше затухания, когда источник располагается по центру канала, а также выше затухания в случае, когда на облицовку накладывается условие одинаковости импеданса на противоположных стенках канала.

Многослойные ЗПК. Затухание звука в канале с двухслойной ЗПК, в принципе, может быть определено при разных условиях оптимизации. Геометрические параметры двухслойной конструкции, а именно, глубину воздушной полости слоев и процент перфорации панелей, можно рассчитать из условия обеспечения равенства ее импеданса оптимальному одновременно на двух частотах. Оптимальный импеданс на каждой частоте можно определить двумя путями: в предположении, что импеданс на противоположных стенках канала неодинаков, и в предположении, что он одинаков. Например, для рассмотренных в работе [12] случаев эффективность двухслойной конструкции совпадает с оптимальной в максимумах частотных характеристик затухания. Конструкция, геометрические параметры которой были получены в предположении, что импеданс на противоположных стенках неодинаков, в целом обладает большей эффективностью. Провалы в частотных характеристиках затухания связаны с ограниченной полосой затухания каждого из слоев, что, по-видимому, является следствием наличия большой присоединенной массы перфорированных панелей. Следовательно, в случае использования двухслойных облицовок можно обеспечить равенство их импеданса оптимальным значением, соответствующим максимальному затуханию одновременно на двух частотах, что дает расширение спектра частот затухания по сравнению с однослойными конструкциями. Для получения более равномерных частотных характеристик затухания целесообразно использовать вместо перфорированных панелей мелкопористые сетки с малой присоединенной массой, а также использовать конструкции с несколькими слоями.

Весьма перспективны для использования в составе звукопоглощающих конструкций в качестве поглощающих слоев тонкие гладкие продуваемые сетки (рис. 6б). Экспериментально установлено, что импеданс однослойных сеточных конструкций практически не зависит от уровня звукового давления, а присоединенная масса мала, по крайней мере, для достаточно глубоких конструкций [15]. Эти обстоятельства, а также гладкость лицевого слоя, делают их привлекательными для использования в каналах авиационных двигателей, где требуются конструкции, эффективно работающие в широком диапазоне изменения режимов работы двигателей от посадочных до взлетных.

Для расчета импеданса конструкции с сеточным слоем необходимо привлечь достаточно сложный математический аппарат, основанный на методе функции Грина. Основные эффекты, которые необходимо учесть при расчете импеданса однослойной конструкции, заключаются в определении потерь на вязкость и теплопроводность в порах лицевой сетки, на стенках воздушной полости (резонатора), также необходимо учесть влияние боковых и задней стенок на присоединенную массу [15]. Учет потерь на вязкость и теплопроводность на стенках воздушной полости возможен посредством введения соответствующего адмитанса стенок нелокально реагирующего типа. Потери в отверстиях сетки существенно зависят от формы и размеров отверстий, в частности, при саржевом плетении образуются плавные вход в отверстие и выход, что затрудняет образование струйных течений [16, 17]. Этим частично объясняется малая зависимость импеданса от уровня звукового давления.

Импеданс двухслойной конструкции складывается из импеданса лицевой сетки, инерционного импеданса лицевой сетки с нагрузкой, равной импедансу внутреннего слоя, инерционного импеданса лицевой сетки с нагрузкой, соответствующей бесконечной толщине столба, а также импеданса первого слоя (без лицевой сетки), нагруженного на импеданс второго слоя [13]. При малой глубине первого слоя двухслойная конструкция ведет себя как однослойная суммарной толщины с увеличенным сопротивлением и более низкой частотой резонанса. Более низкая частота резонанса обусловлена бóльшим инерционным параметром, образованным из-за влияния второго слоя. По мере увеличения глубины первого слоя наблюдается второй резонанс на более высокой частоте. При этом первый резонанс сдвигается в область более низких частот. Рабочей зоной двухслойной конструкции является широкая область частот, включающая обе резонансные частоты.

В силу малой присоединенной массы сеточные конструкции, в особенности двухслойные, обладают преимуществом по ширине полосы коэффициента звукопоглощения по сравнению с конструкциями с перфорированными панелями [15].

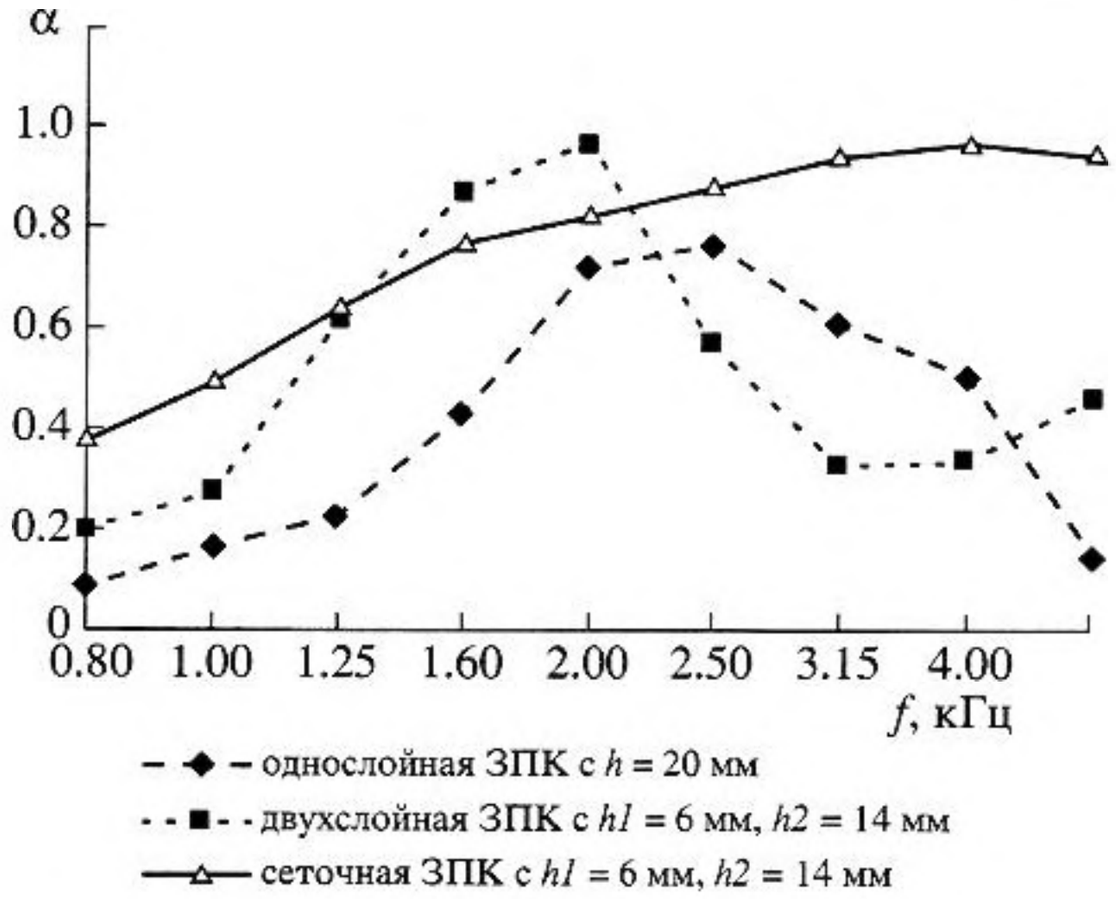


Рис. 7. Сравнение коэффициента звукопоглощения однослойной и двухслойной ЗПК с перфорированной панелью и двухслойной сеточной ЗПК.

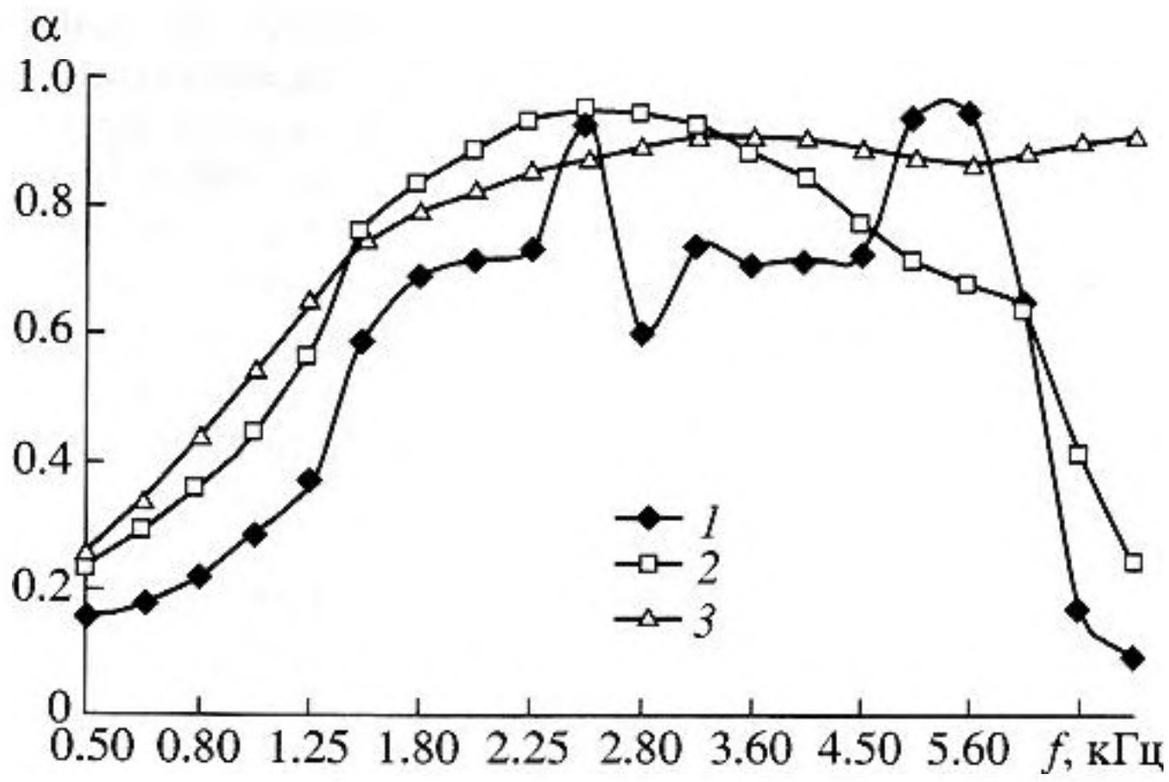


Рис. 8. Частотные зависимости коэффициента звукопоглощения для двухслойных конструкций: с перфорированными Панелями (*1*), с наружной перфорированной и внутренней сеточной (*2*), с сеточными панелями (*3*).

На рис. 7 представлено сравнение полученных экспериментально коэффициентов звукопоглощения для однослойных и двухслойных ЗПК с перфорированными панелями и двухслойной сеточной ЗПК. Коэффициент звукопоглощения α двухслойной конструкции с перфорированными панелями имеет два характерных максимума, соответствующих двум частотам настройки (второй максимум выходит за пределы рабочего диапазона экспериментальной установки). Большие сопротивление и инерционная масса у этой конструкции являются нежелательными, поскольку в соответствующей области частот в частотной характеристике затухания в канале будет наблюдаться провал. Правильный выбор геометрических параметров двухслойной ЗПК с перфорированной панелью заключается в том, чтобы максимально уменьшить выброс в действительной части импеданса или передвинуть его на край исследуемого частотного диапазона. В случае двухслойной сеточной конструкции, из-за малой присоединенной массы и умеренного сопротивления, провалов в частотной характеристике коэффициента звукопоглощения не наблюдается, а имеется один ровный пологий максимум. Эта конструкция перекрывает представляющий практический интерес частотный диапазон по коэффициенту звукопоглощения. Видно, что двухслойная сеточная конструкция обладает существенно более широкой частотной характеристикой α, чем двухслойная с перфорированными панелями.

Если лицевой слой облицовки подвергается повышенному загрязнению и сеточная конструкция может потерять поглощающие свойства, целесообразно использовать комбинированные двухслойные ЗПК, у которых в качестве лицевого слоя используется перфорированная панель, а внутреннего слоя – сеточная панель. На рис. 8 представлено сравнение характеристик коэффициента звукопоглощения трех вариантов двухслойных конструкций: с двумя перфорированными панелями, с лицевой перфорированной и внутренней сеточной и с двумя сеточными панелями. Геометрические параметры первого и второго слоев ЗПК были выбраны с точки зрения разумности использования конструкций в каналах современных двигателей. ЗПК, у которой лицевая панель перфорированная, а внутренняя сеточная, занимает промежуточное положение по эффективности звукопоглощения между двухслойными ЗПК с перфорированными панелями и сетками.

Целью проводящихся исследований по этому направлению является выбор микронных сеток, наиболее подходящих для силовых установок самолетов, а также уточнение влияния взаимодействия лицевой перфорированной панели и сетки, сеток между собой и выбор на этой основе расстояния между ними и оптимального сочетания их параметров.

Комбинированные ЗПК. Расширение полосы частот звукопоглощения не только в область высоких частот, но и в область низких частот возможно при использовании многопараметрических облицовок, комбинированных двухслойных конструкций различной толщины с переменной перфорацией поверхностных слоев [18].

Для практического использования в воздухозаборных каналах наиболее пригодными с целью расширения полосы звукопоглощения являются комбинированные ЗПК с поглощающей поверхностью, включающей повторяющиеся в двух взаимно перпендикулярных направлениях блоки из нескольких резонаторов, настроенных на различ-

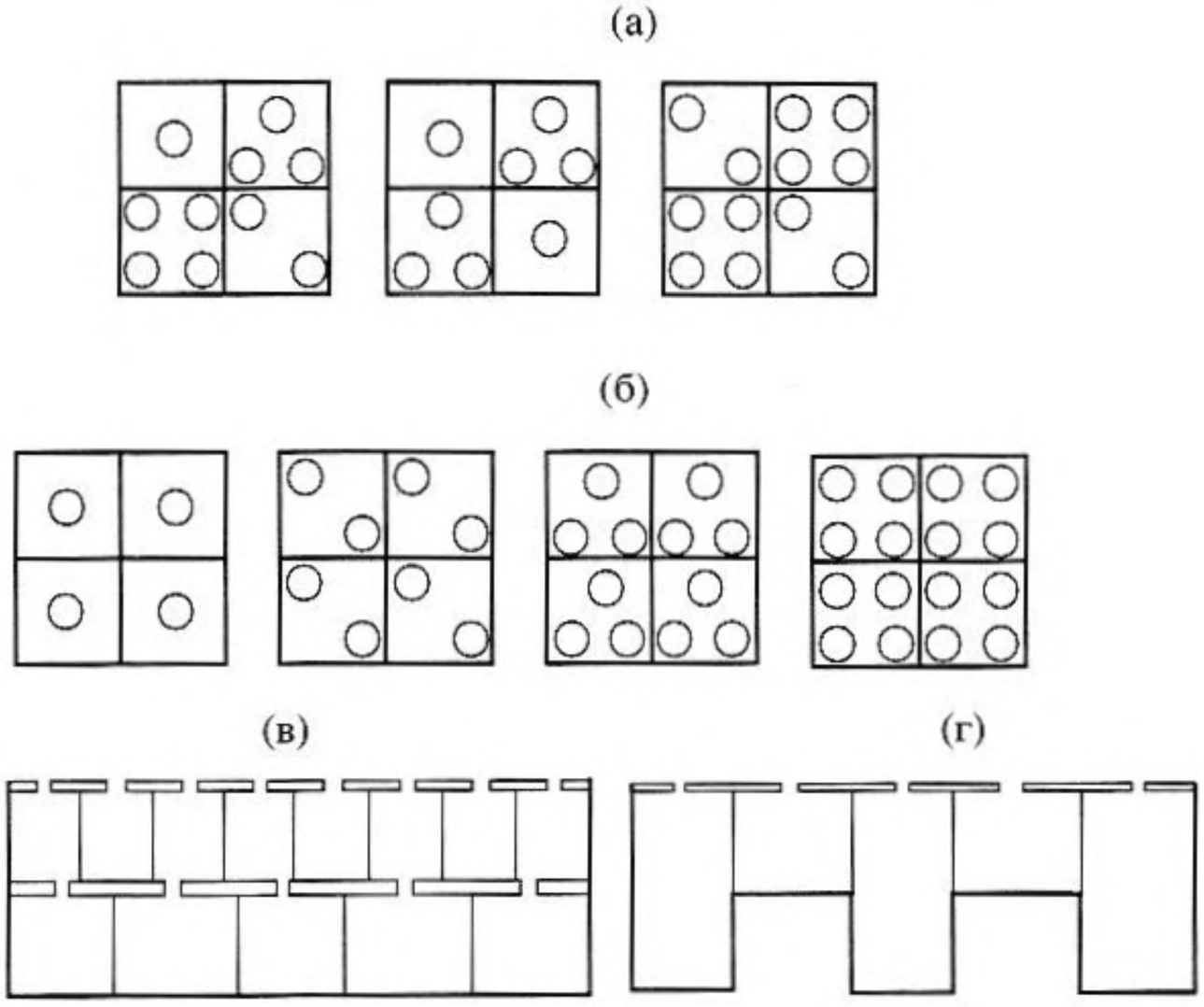


Рис. 9. Схемы образцов однородных (б), (в) и комбинированных ЗПК с различной перфорацией лицевого слоя (а) и объемов резонаторов (г).

ные частоты. Настройка резонаторов в блоке осуществляется изменением в соседних ячейках процента перфорации или объема (рис. 9). Если провести аналогию с двухслойной конструкцией, импеданс которой определяется как последовательное соединение импедансов составляющих ее элементов, то импеданс рассматриваемой комбинированной конструкции можно представить как параллельное соединение входящих в блок элементов. Обеспечение наиболее равномерной частотной характеристики поглощения в широкой полосе частот требует специального выбора геометрических параметров ячеек, составляющих блок, с учетом взаимного влияния друг на друга.

Точная оценка импеданса комбинированной конструкции, состоящей из нескольких разнонастроенных ячеек, обычно представляет собой сложную дифракционную задачу, которая требует решения волнового уравнения при периодически неоднородной поверхности. При условии введения ряда ограничений относительно условий падения звука, соотношений между геометрическими параметрами и длиной звуковой волны можно получить приближенное выражение для импеданса комбинированной звукопоглощающей конструкции [3]. Для этого достаточно знать импеданс каждой из однородных конструкций, элементы которых составляют комбинированную ЗПК, и долю площади каждого элемента от общей площади блока.

Сравнительные исследования комбинированных резонансных ЗПК при нормальном падении звуковых волн, проведенные на интерферометре высоких уровней, показали значительное расширение частотных характеристик коэффициента звукопоглощения α по сравнению с α однородных ЗПК, элементы которых образуют комбинированную ЗПК (рис. 10). Рассмотренные комбинированные ЗПК представляли собой блок из четырех резонансных изолированных ячеек, каждая из которых настроена на свою частоту, попарно на две резонансные частоты или три отличающиеся частоты. Частотная характеристика комбинированной ЗПК, состоящей из четырех различных ячеек, практически является огибающей характеристик α трех однородных ЗПК. Четвертая ячейка с наименьшим процентом пер-

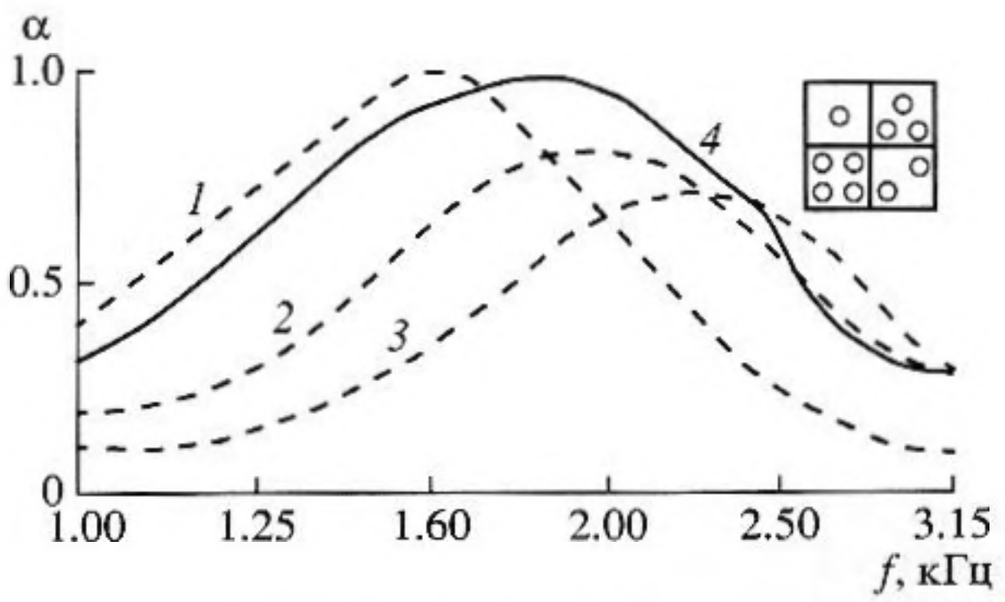


Рис. 10. Частотная зависимость коэффициента звукопоглощения комбинированной (—) и однородных (—) ЗПК с диаметром отверстий $d = 2$ мм и с различным процентом перфорации лицевой панели F, %:
1 – 6, *2* – 9, *3* – 12, *4* – $(3 \cup 6 \cup 9 \cup 12)$; $L_п = 140$ дБ.

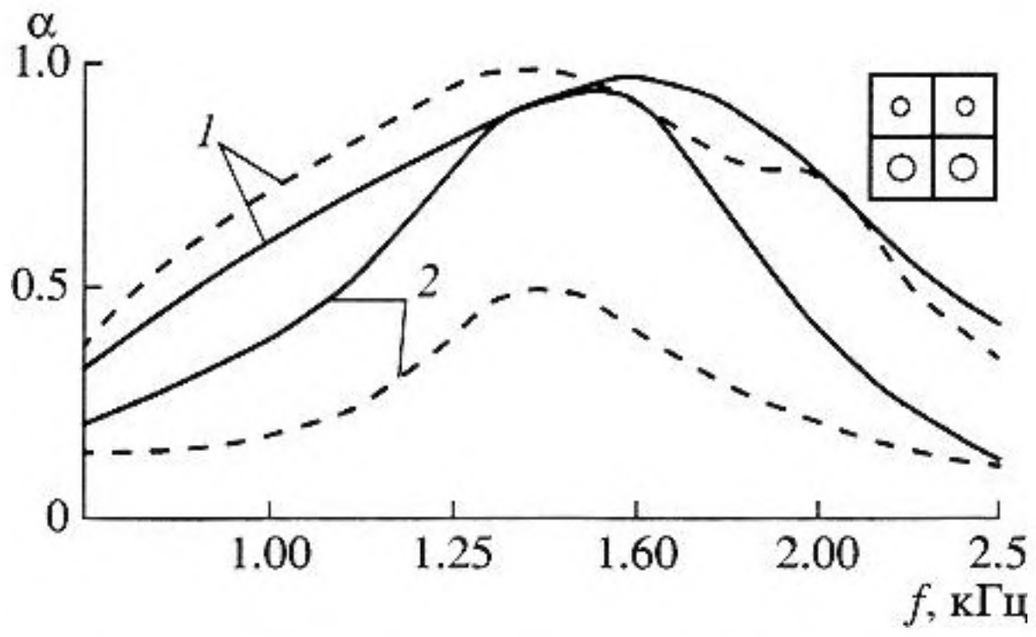


Рис. 11. Влияние уровня звукового давления на поверхности ЗПК с диаметром отверстий d = 1, 2, 3 и 4 мм на коэффициент звукопоглощения при $L_п$, равном 110 (—) и 140 дБ (—); *1* – комбинированная конструкция, *2* – внутренние перегородки устранены.

форации F = 3%, которая имеет наибольшее сопротивление по сравнению с остальными тремя ячейками, практически не давала вклада в общее поглощение. Для расширения частотной характеристики коэффициента звукопоглощения важно обеспечить максимальную эффективность всех ячеек в конструкции. Это составляет предмет решения обратной задачи, заключающейся в определении параметров комбинированной ЗПК, исходя из условия максимального коэффициента звукопоглощения α в данном частотном диапазоне.

Известно, что импеданс резонансной конструкции существенно зависит от уровня интенсивности падающего звука. Исследования характеристик звукопоглощения комбинированных ЗПК при различных уровнях звукового давления $L_п$ на поверхностях образцов показали уменьшение нелинейности этих характеристик. На рис. 11 даны результаты исследований коэффициента звукопоглощения комбинированной ЗПК, ячейки которой имеют различный диаметр отверстий d, и такой же ЗПК, внутренние перегородки в которой устранены. Видно, что во втором случае, т.е. для однородной конструкции с отверстиями разного диаметра, коэффициент звукопоглощения сильно зависит от уровня звукового давления на поверхности образца. Для комбинированной ЗПК, состоящей из четырех ячеек с отверстиями разного диаметра влияние изменения уровня звука значительно уменьшается, что является важным положительным фактором для возможного применения в каналах авиационного двигателя.

Низкочастотные ЗПК. Эффективное уменьшение уровней шума двигателя в области низких частот возможно при использовании малогабаритных низкочастотных резонаторов. Расширение частотной полосы звукопоглощения может быть достигнуто путем изменения геометрических параметров резонаторов и процента перфорации лицевого слоя. Применение таких конструкций целесообразно для двигателей с супервысокой степенью двухконтурности $m \geq 10$ или закапотированных винтовентиляторов и, в частности, для создаваемого российского двигателя НК-93. Максимум в спектрах шума таких двигателей смещен в область низких частот относительно максимума в спектре шума современных двухконтурных турбореактивных двигателей и наблюдается в области частот 300–500 Гц. Для снижения уровней шума в этой области частот сотовые резонансные ЗПК не подходят из-за требуемой относительно большой толщины. Уменьшение толщины ЗПК до 40–70 мм может быть реализовано за счет конструктивных изменений, приводящих к существенному увеличению присоединенной массы и, соответственно, смещению частоты резонанса в низкочастотную область. Такими средствами могут быть сетки в воздушных полостях или трубки с различной длиной и диаметром.

Система резонаторов может включать в каждой секции, например, два или три разно настроенных и близко расположенных резонатора. Каждый резонатор состоит из объема прямоугольной формы с отверстиями в виде горла, ориентированными в сторону воздействующего звука. Использование трубок, достаточно длинных и широких, позволяет уменьшить в целом высоту звукопоглощающей секции за счет увеличения присоединенной массы (рис. 12). Различная настройка резонаторов в секции, позволяющая расширить частотную полосу звукопоглощения, осуществляется соответствующим выбором длин и диаметров трубок и объемом каждого резонатора, являющегося частью секции.

Результаты испытаний на низкочастотном интерферометре показали, что увеличение длины трубки δ и уменьшение диаметра горла d вызывают уменьшение величины резонансной частоты (рис. 12а, б). Частотная характеристика звукопоглощения комбинированной конструкции, состоящей из нескольких резонаторов, практически представляет собой огибающую характеристик отдельных элементов. Применение металлических сеток в горле резонатора приводит к расширению частотной характеристики звукопоглощения (рис. 12в); величина резонансной частоты при этом практически не изменяется.

Использование трубок с разными диаметром и длиной позволяет создать варианты комбинированных ЗПК, по аналогии с теми, которые были выше рассмотрены для уменьшения шума в более высокой области частот. С целью предотвращения нежелательной генерации звука на входе в трубку могут располагаться сетки с малым сопротивлением.

Многосекционные ЗПК. Практический интерес с точки зрения обеспечения наибольшего за-

тухания звука в каналах силовых установок представляют исследования по увеличению эффективности секций или комбинаций звукопоглощающих облицовок с различными параметрами и свойствами [18]. Эффективность двухсекционной облицовки может быть даже выше, чем алгебраическая сумма эффективностей обеих секций. Это, по-видимому, связано с наличием скачка в импедансе, где происходит отражение звуковых волн и трансформация мод низких номеров в моды более высокого порядка, которые более эффективно поглощаются облицовкой. Частота настройки двухсекционной ЗПК занимает промежуточное положение между частотами настройки каждой из секций.

Для обеспечения требуемой эффективности системы шумоглушения силовой установки необходимо использовать несколько конструкций в различными геометрическими параметрами, т.е. использовать многосекционную облицовку. Можно составить множество комбинаций ЗПК, отличающихся частотами настройки и площадью размещения, причем каждая из этих комбинаций может обеспечить требуемый диапазон глушения шума. Практически представляют интерес такие параметры ЗПК как площадь секций и частоты их настройки; необходимо, чтобы многосекционная ЗПК обеспечила требуемую эффективность глушения шума и имела минимальную площадь. Иными словами, необходимо решение задачи о сбалансированном уменьшении шума каждой из секций так, чтобы результирующая частотная характеристика этой системы ЗПК была близка к требуемой, например, в смысле среднеквадратичного приближения. Так, для канала наружного контура двигателя с большой степенью двухконтурности задача может быть решена следующим образом. Предполагается, что канал можно разбить на секции, представляющие собой отрезки кольцевого канала с постоянной высотой в каждой секции; высоты секций могут различаться. Каждая секция облицована ЗПК по всей внутренней боковой поверхности. При этом задаются число секций, их начальные размеры и предварительные частоты настройки ЗПК. Далее для рассматриваемого канала определяются оптимальные импедансы каждой из секций по наименее затухающей моде. По оптимальному импедансу определяются процент перфорации и глубина воздушной полости на предварительной частоте настройки каждого из сегментов с заданными исходными размерами. Необходимые размеры секций и частоты максимума затухания определяются так, чтобы расчетный спектр затухания был наиболее близок к требуемому для рассматриваемой силовой установки.

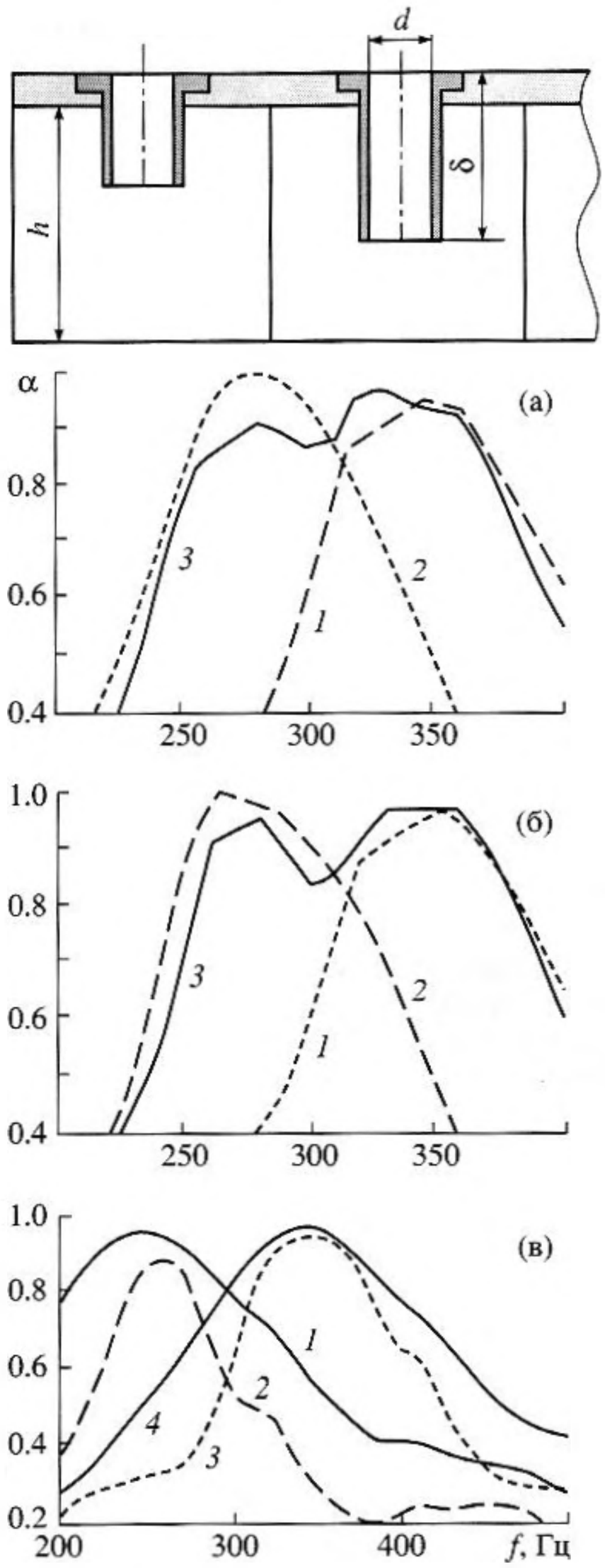


Рис. 12. Зависимость коэффициента звукопоглощения резонансной конструкции от частоты.

а) h = 50 мм, d = 20 мм, процент перфорации F = 5.5%; *1* – δ = 20 мм, *2* – δ = 40 мм, *3* – δ = 20 мм и δ = 40 мм, неоднородная конструкция.

б) h = 50 мм, δ = 20 мм; *1* – d = 20 мм, *2* – d = 15 мм, *3* – d = 15 и d = 20 мм, неоднородная конструкция.

в) d = 20 мм, δ = 20 мм; *1*, *2* – h = 100 мм, *3*, *4* – h = 50 мм, *1*, *4* – с металлической сеткой, *2*, *3* – без сетки.

ПРОБЛЕМЫ ШУМА СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Неординарная ситуация по удовлетворению требований по зашумленности местности в окрестностях аэропортов складывается в связи с раз-

работкой в России и странах Запада и возможным введением в эксплуатацию во втором десятилетии XXI века сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения (СПС-2). Опыт эксплуатации разработанных в конце 60-х годов XX века СПС первого поколения Ту-144 и Конкорд показал, что для удовлетворения, например, действующих в настоящее время норм Главы 3 Стандарта ИКАО необходимо обеспечить уменьшение уровней шума силовой установки разрабатываемого самолета при взлете на величину порядка 20 дБ [19, 20] (рис. 4). Острота проблемы уменьшения шума СПС связана с необходимостью применения двигателей с высокой тягооруженностью для обеспечения полета со сверхзвуковой скоростью в крейсерском режиме. Так, скорость истечения струй из силовых установок самолетов Ту-144 и Конкорд достигала величины 900 м/с и была более чем в 1.5 раза больше скорости истечения из двигателей использовавшихся в то время дозвуковых пассажирских самолетов. Для сравнения отметим, что у двигателей современных дозвуковых пассажирских самолетов, обеспечивающих возможности ужесточения нормативных требований по шуму, скорости истечения струй составляют 300–350 м/с.

Обеспечение низкой зашумленности местности вблизи аэропортов является ключевым условием для начала эксплуатации СПС-2 и связано с успешностью разработки эффективных методов уменьшения шума реактивных струй [21, 22]. Возможным решением может быть применение для СПС-2 двигателя переменного цикла работы: двухконтурный турбореактивный двигатель при взлете и посадке самолета и одноконтурный турбореактивный двигатель в крейсерском полете. Однако одним изменением цикла работы силовой установки обеспечить, например, требования Главы 3 Стандарта ИКАО по шуму на местности не удастся и необходимо использовать достижения по разработке способов уменьшения шума струй. Исследуемые в последние годы в применении к проблеме СПС-2 методы уменьшения шума включают методы интенсификации процессов смешения струй с окружающей средой, снижения результирующей скорости истечения из силовой установки и пассивного поглощения звука [23–26]. Интенсификация процессов смешения струй возможна путем изменения параметров потоков внутреннего и внешнего контуров двигателя и применения многоэлементного или многолепесткового насадка в комбинации с эжектором. При этом желательно, чтобы скорость потока на выходе из эжектора была бы сравнима по величине со скоростью истечения струй современных двигателей.

Ускорение процессов смешения струй может быть реализовано в двигателе переменного цикла работы при применении так называемого "перевернутого" профиля скоростей и температур потоков на выходе двигателя, когда высоконапорный и высокотемпературный поток реализуется во внешнем контуре [19]. Модельные исследования показали, что применение "перевернутого" профиля параметров потоков приводит к уменьшению максимальных уровней шума струй на величину 5–7 дБ и уменьшению уровней акустической мощности на величину до 5 дБ. Дополнительное уменьшение уровней шума в этом случае может быть достигнуто за счет создания между выхлопным потоком и наблюдателем газового экрана, например, путем отбора за камерой сгорания части газа и организации вторичного подогретого потока, истекающего параллельно направлению истечения основного потока [27]. Акустический эффект в этом случае основан на отражении и преломлении звуковых волн при прохождении через газовый слой. При этом существенное уменьшение уровней шума на величину до 10 дБ наблюдается в области высоких частот и углов наблюдения, соответствующих направлениям наиболее интенсивного излучения шума струй. Очевидно, что для получения наибольшего акустического эффекта разумно применять определенное сочетание методов уменьшения шума струй.

Особенно важной задачей при создании силовой установки СПС-2 является разработка эффективного эжекторного глушителя шума струй, действующего при взлетно-посадочных режимах полета, и убирающегося из потока или частично деформирующегося в удобообтекаемое тело во время крейсерского полета (рис. 13а). Сложности проектирования эжекторного шумоглушащего устройства связаны с трудностями получения идеально расширенного основного потока для широкого диапазона перепадов давлений, режимов работы двигателя и обеспечения приемлемых тяговых характеристик двигателей при реальных условиях эксплуатации. Шумоглушащее устройство должно быть спроектировано таким образом, чтобы минимизировать шум волновых структур в потоке путем разработки оптимальных систем переменной геометрии выхлопных сопел.

Акустический эффект при использовании эжекторного шумоглушителя достигается за счет уменьшения скорости потока в зоне смешения с окружающей средой. Например, в осесимметричном шумоглушащем эжекторном устройстве, состоящем из обечайки, эжектора, центрального тела и полых пилонов, эффективное смешение основного потока с эжектируемым воздухом происходит за счет его разделения на ряд струй меньшего поперечного размера и эжектирования окружающего воздуха в зону смешения через дополнительные окна в боковых стенках (рис. 13б). На режиме крейсерского сверхзвукового полета пилоны трансформируются, перекрывая проток

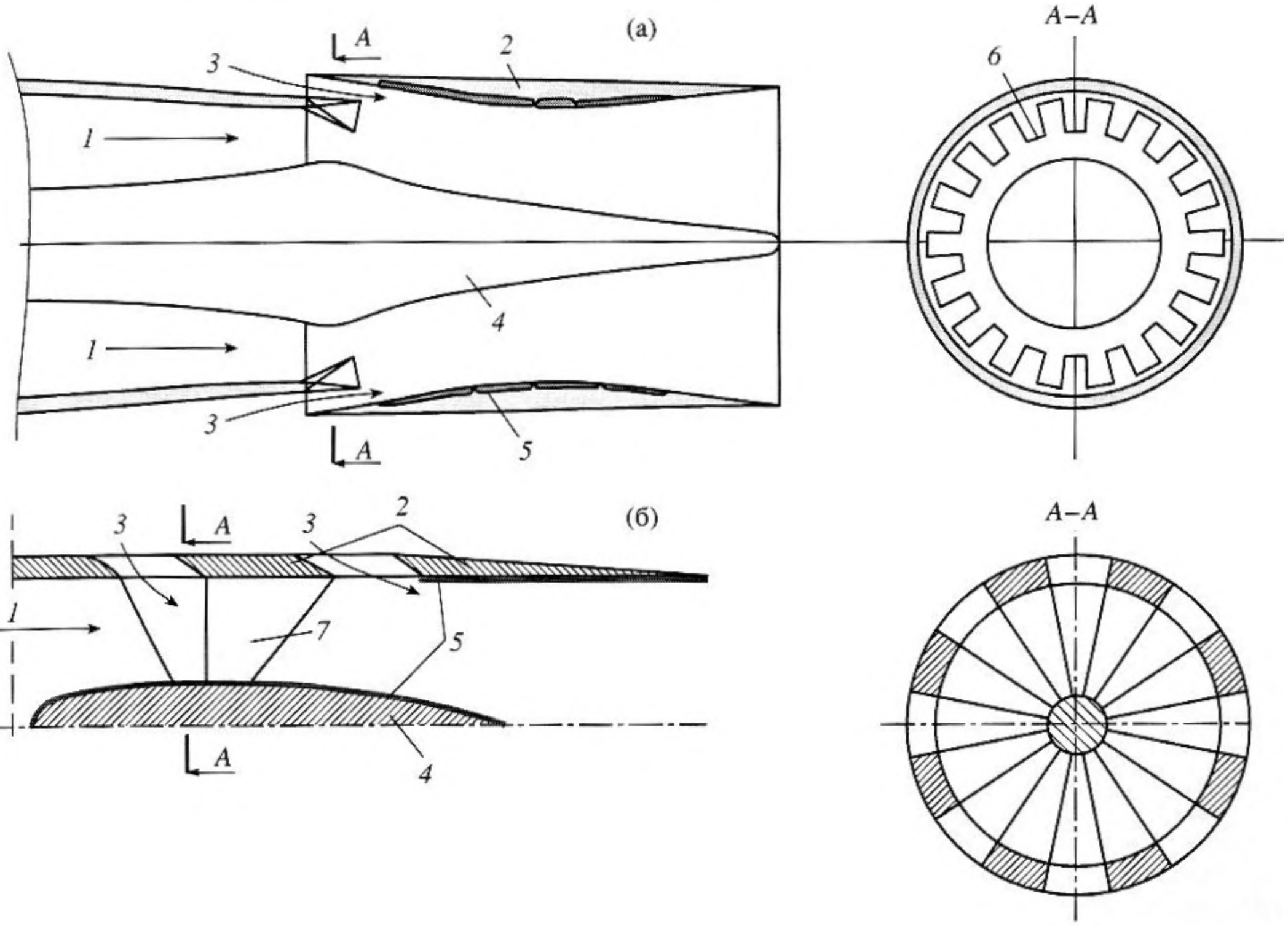


Рис. 13. Эжекторное шумоглушащее сопло:
а – с эжектированием воздуха через кольцевой зазор;
б – с эжектированием через дополнительные окна;
1 – основной поток; *2* – эжектор; *3* – эжектируемый воздух; *4* – центральное тело; *5* – звукопоглощающая облицовка; *6* – гофрированное сопло; *7* – пилоны.

внешнего воздуха и формируя сверхзвуковую часть сопла с низкими потерями тяги. Аналогичную конструкцию имеет, например, и многоэлементное эжекторное шумоглушащее устройство прямоугольной формы, состоящее из обечайки, гофров, центрального тела, боковых стенок и створок эжектора [23].

При смешении струй в эжекторных шумоглушащих устройствах можно выделить две характерные зоны смешения (рис. 14). Одна из них расположена на выходе из элементов гофрированного сопла, где высокоскоростные струи смешиваются с эжектируемым воздухом. Поскольку характерный размер потока определяется геометрическими размерами отдельных лепестков, то излучаемый этой областью потока шум – высокочастотный и, как правило, называется "лепестковый шум". Вторая характерная зона смешения располагается на выходе эжектора, где истекающий поток смешивается с окружающим воздухом. Из-за большего поперечного размера потока и меньшей скорости истечения образующийся шум – низкочастотный и носит название "шум смешения". Приближенная оценка этих составляющих шума возможна на основе определения основных газодинамических и геометрических параметров потока и теории смешения потоков в эжекторе [20]. Экспериментально определенная акустическая эффективность эжекторных шумоглушащих сопел при статических, взлетных и посадочных условиях может достигать величины 15–17 дБ в области частот и углов наблюдения, соответствующих наиболее интенсивному излучению (рис. 15).

Дополнительное уменьшение уровней шума может быть достигнуто при использовании звукопоглощающих конструкций на внутренней поверхности эжектора [28] (рис. 14). Параметры звукопоглощающих конструкций должны быть настроены на обеспечение максимального уменьшения высокочастотного "лепесткового шума". Наряду с решением прямой задачи – определени-

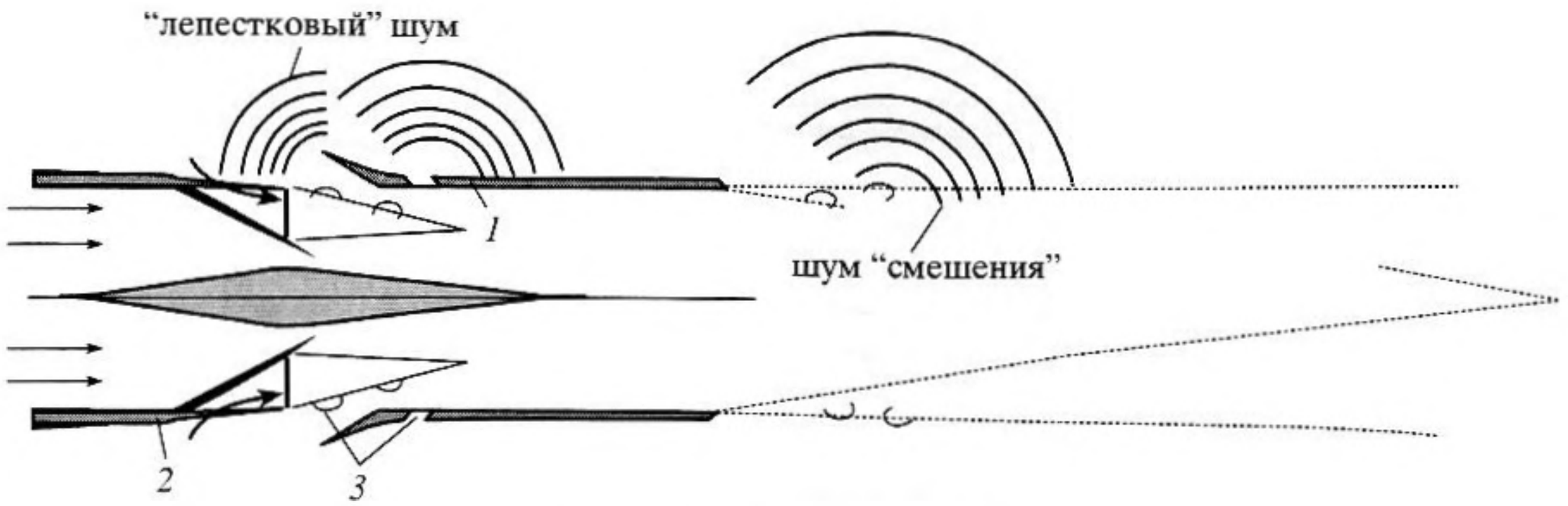


Рис. 14. Увеличение эффективности эжекторного шумоглушащего сопла;
1 – оптимизация параметров звукопоглощающих конструкций, *2* – изменение конфигурации исходного сопла, *3* – увеличение эффективности эжектирования воздуха и интенсификации процессов смешения потоков.

ем акустического поля в рассматриваемом канале эжектора в зависимости от аэроакустических параметров канала, в частности, от импеданса облицовки, практический интерес представляет решение первой обратной задачи – определения предпочтительных или оптимальных значений импеданса облицовки, при которых затухание звука в канале будет максимальным, а также второй обратной задачи – определения геометрических параметров многопараметрических звукопоглощающих облицовок таким образом, чтобы их реальный импеданс был максимально близок к оптимальному значению в заданном диапазоне частот. В этом случае и затухание, обеспечиваемое с помощью конкретной облицовки, будет максимально возможным в заданном диапазоне частот.

Следует учесть, что вследствие жестких ограничений на вес и занимаемую площадь звукопоглощающие облицовки, устанавливаемые на стенках канала, должны быть максимально эффективны. Решение прямой задачи, например, для точечного источника, локализованного в области максимального шумообразования потока, должно быть проведено с учетом эффектов, связанных с рефракцией и отражением звука на границах слоев потоков и в пограничном слое и оказывающих влияние на модовую структуру поля в канале или, в конечном счете, на параметры оптимальной звукопоглощающей конструкции [29]. При этом определение оптимального импеданса осуществляется из условия обеспечения минимума энергии на выходе из облицованной части эжекторного канала. Например, решение ряда задач для однослойных, двухслойных и комбинированных облицовок проведено для канала прямоугольного сечения, облицованного с противоположных сторон одинаковыми ЗПК [30]. Однослойные сотовые резонансные конструкции обеспечивают максимально возможное затухание на своих частотах настройки, а двухслойная облицовка обеспечивает максимальное затухание одновременно на двух частотах. При экспериментальных исследованиях использовались двухслойные конструкции с применением композиционных материалов, включающие перфорированные листы и прикрепленные к ним перегородки, образующие в воздушных полостях резонансные объемы. Показано, что при наличии звукопоглощающих облицовок в канале эжектора уменьшение уровней шума в широком диапазоне частот может достигнуть величины 11 дБ.

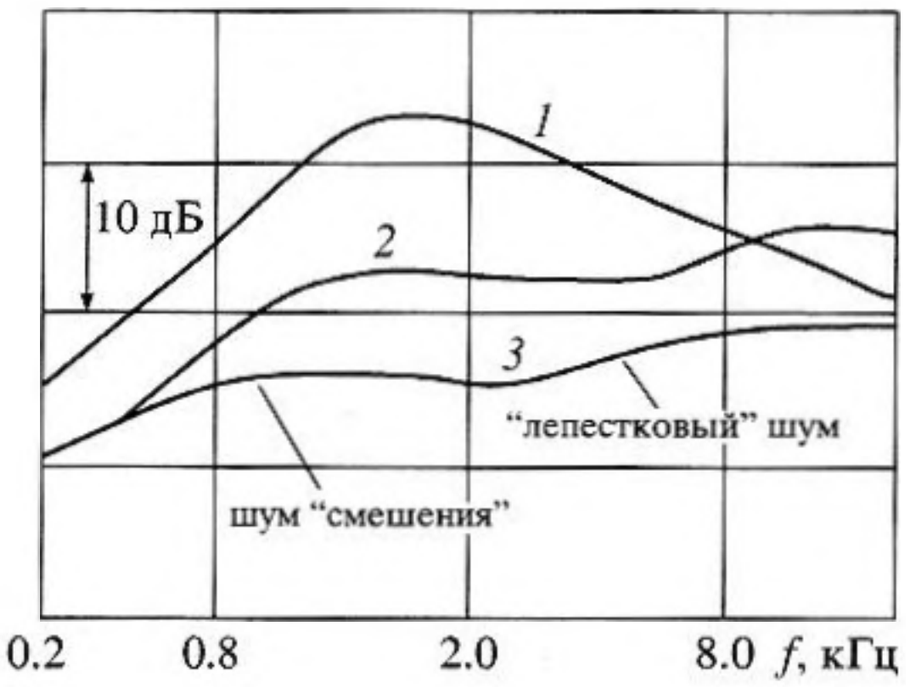


Рис. 15. Спектры шума в направлении максимального излучения струй, истекающих из сопел:
1 – исходное круглое сопло; *2* – шумоглушащее эжекторное сопло (рис. 13а); *3* – то же (рис. 13б).

Проведенные в последнее время исследования свидетельствуют о том, что перспективный СПС-2 может удовлетворить действующие в настоящее время нормативные требования ИКАО по шуму на местности для дозвуковых пассажирских самолетов при использовании на взлетно-посадочных режимах двухконтурного турбореактивного двигателя с эжекторным шумоглушащим устройством и применении оптимальных эксплуатационных процедур полета. Для удовлетворения

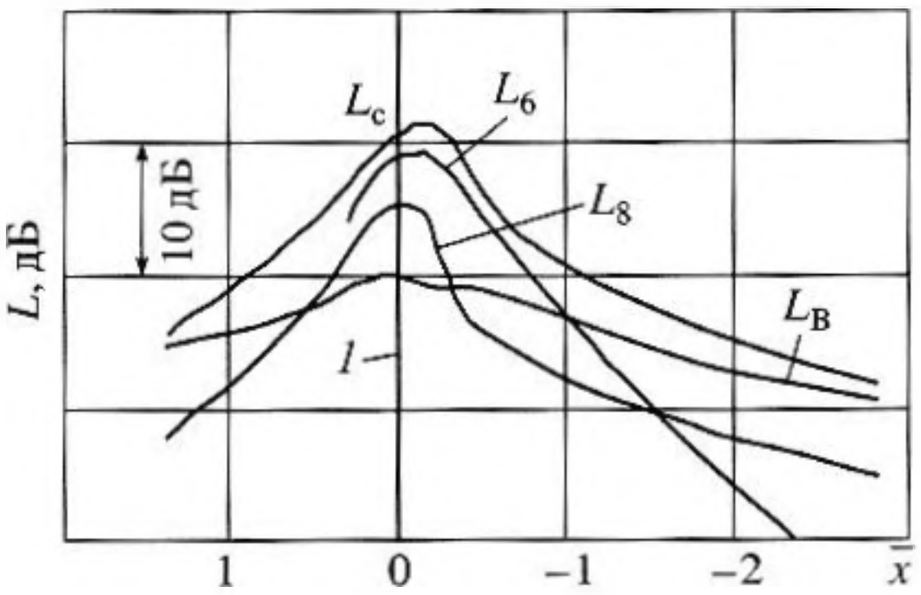


Рис. 16. Распределение уровней акустических нагрузок вдоль поверхности фюзеляжа;
1 – плоскость вращения переднего винта.

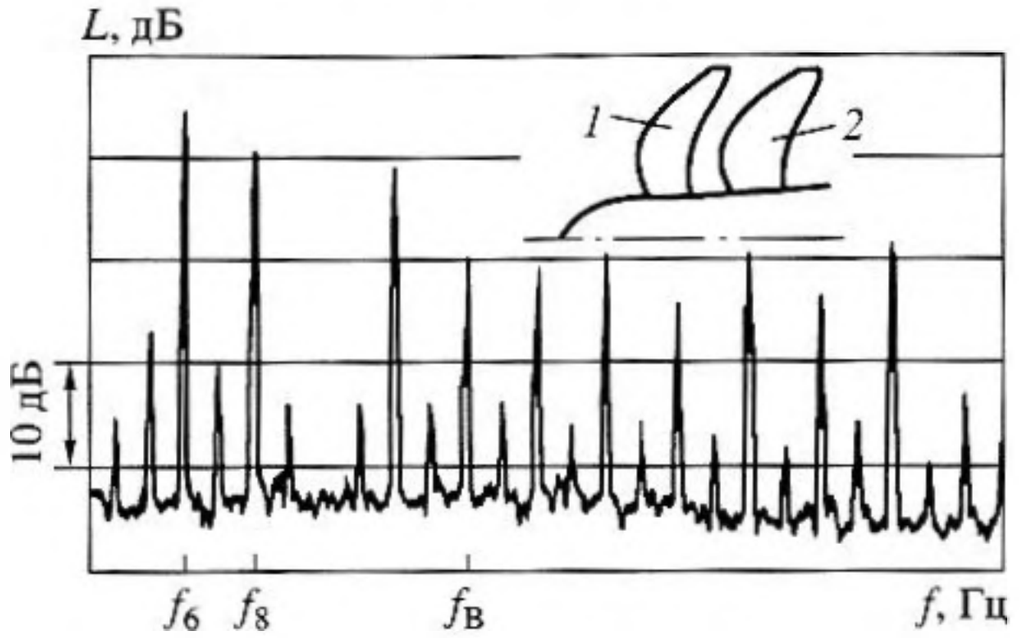


Рис. 17. Спектр шума соосного винтовентилятора:
1 – передний восьмилопастный, *2* – задний шестилопастный винт.

ужесточенных норм по шуму на местности вблизи аэропортов необходимо применение широкой совокупности методов уменьшения шума.

ОСОБЕННОСТИ АКУСТИЧЕСКОГО ПОЛЯ САМОЛЕТА С ВИНТОВЕНТИЛЯТОРНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Опыт эксплуатации воздушных судов показал, что применение винтов в качестве движителей обеспечивает более высокую экономичность силовых установок самолетов по сравнению с турбореактивными двигателями при скоростях полета, соответствующих числу Маха < 0.75 [31]. Созданный впервые в мировой практике российско-украинский самолет Ан-70 с винтовентиляторной силовой установкой, включающей передний восьмилопастный и задний шестилопастный винты, отличается исключительно высокими взлетно-посадочными характеристиками.

С целью предварительной оценки характеристик шума самолета были проведены измерения акустического поля, создаваемого винтовентилятором при установке на летающей лаборатории [32]. Проведен анализ основных источников шума соосного винтовентилятора: уровней шума вращения переднего восьмилопастного винта L_8, уровней шума вращения заднего шестилопастного винта L_6 и уровней шума L_B, обусловленного аэродинамическим взаимодействием лопастей винтов соосной компоновки с неравным числом лопастей переднего и заднего винтов (рис. 16). В зоне вращения винтов $\bar{x} = 0$ (где $\bar{x} = x/D_B$, x – расстояние вдоль фюзеляжа от плоскости вращения переднего винта, D_B – диаметр винтов) суммарные уровни акустических нагрузок на поверхности фюзеляжа определяются составляющими шума вращения переднего и заднего винтов, а именно, первыми гармониками шума вращения этих винтов на частотах f_8 и f_6 соответственно.

При узкополосном анализе в высокочастотном диапазоне спектров шума обнаружено множество дискретных составляющих на частотах f_B, представляющих комбинации частот вращения переднего и заднего винтов (рис. 17). Направленность шума этих составляющих L_B более равномерная, чем гармоник шума вращения. Интенсивность дискретных составляющих шума на комбинационных частотах определяется аэродинамическим взаимодействием винтов, эффектами взаимодействия вихревых следов и полей давлений, создаваемых винтами. Так, задний винт в соосной компоновке работает в поле переменных по азимуту скоростей, создаваемых передним винтом; с лопастей переднего винта сходит вихревая пелена, попадающая на лопасти заднего винта. Особенно интенсивными могут быть концевые вихри, сходящие с лопастей переднего винта при нерасчетных режимах работы. Установлено, что соотношение уровней дискретных составляющих и широкополосного шума в спектральных характеристиках шума соосного винтовентилятора определяется геометрическими и аэродинамическими параметрами винтов, режимом работы силовой установки и условиями обтекания винтов воздушным потоком.

Ярко выраженная направленность гармоник шума вращения винтов и наличие множества дискретных высокочастотных составляющих шума может обусловить существование проблем удовлетворения пассажирским вариантом самолета с винтовентиляторной силовой установкой как требований по акустическому комфорту в кабине, так и требований по обеспечению ужесточенных нормативных требований ИКАО по шуму на местности.

Эффективными методами снижения шума винтов являются увеличение числа лопастей, уменьшение их относительной толщины, увеличение их саблевидности, выбор оптимальных за-

конов распределения нагрузок на поверхностях лопастей и геометрических параметров лопастей, обеспечивающих ослабление волновых процессов при обтекании лопастей воздушным потоком [33, 34, 35]. Уменьшение уровней дискретных составляющих шума на комбинационных частотах может быть осуществлено также за счет изменения скоростей вращения переднего и заднего винтов и увеличения расстояния между плоскостями вращения лопастей, т.е. ослабления эффектов аэродинамического взаимодействия винтов. Некоторые из способов уменьшения шума малоэффективны при около- и сверхзвуковых скоростях обтекания лопастей. Возможности других, например, уменьшения относительной толщины и увеличения ширины лопасти, оказались практически исчерпанными вследствие технологических трудностей при изготовлении лопастей. Поэтому при выборе методов уменьшения шума винтов и акустических нагрузок на поверхности фюзеляжа самолета необходимо обращаться к специфическим методам, например, выбору оптимальных законов распределения нагрузки по поверхности лопасти и таких ее геометрических параметров, которые способствовали бы ослаблению волновых процессов при обтекании лопасти и уменьшению уровней генерируемого шума. При этом, например, метод расчета поля возмущений давления, создаваемого соосными винтами с лопастями произвольной формы, основывается на определении полей сил, действующих в сечениях лопастей, и определении воздействия на окружающую среду аэродинамических нагрузок на лопастях. Следует отметить, что применение методов уменьшения шума не должно приводить к заметному ухудшению аэродинамических характеристик винтов.

В настоящее время при изучении возможностей увеличения эффективности силовых установок проявляется также интерес к винтам и соосным винтовентиляторам, установленным в кольцевой оболочке. При условии равенства тяг диаметр закапотированных винтов составляет меньшую величину по сравнению с открытыми винтами, что позволяет реализовать различные варианты компоновок силовых установок на самолете.

Перечислим ряд возможных противоречивых последствий применения закапотированного винтовентилятора для решения проблем акустики самолетов. Так, особенностью компоновки закапотированного соосного винтовентилятора является необходимость наличия стоек, поддерживающих капот, в то время как, например, в турбореактивном двигателе они могут составлять единое целое со статором. В предположении, что шум от взаимодействия винтов имеет тот же эффект, что и шум от взаимодействия ротор–статор, при том же осевом разделении лопастей, закапотированный соосный винтовентилятор характеризуется дополнительным шумом от взаимодействия винта со стойками по сравнению с открытым винтовентилятором.

При одной и той же длине двигателей конструкция закапотированного соосного винтовентилятора требует уменьшения расстояния между рядами лопастей винтов по сравнению с открытым винтовентилятором, что неизбежно приводит к более высоким уровням шума от взаимодействия винтов. В то же время при одной и той же тяге силовых установок концевые скорости на лопастях закапотированного винтовентилятора составляют меньшую величину, что приводит к менее интенсивному излучению. Однако внутренний пристеночный пограничный слой в капоте вызывает возмущения набегающего воздушного потока на концах лопастей винтов, что может привести к увеличению излучаемого шума. Кроме того, в такой конструкции трудно реализовать лопасти винтов с большими углами саблевидности, генерирующие меньшие уровни шума при крейсерских скоростях полета самолета. С другой стороны, наличие капота обеспечивает экранирование шума винтовентилятора и дает возможность установить ЗПК на внутренних поверхностях.

Для точного описания звукового поля закапотированного соосного винтовентилятора необходимо иметь точное представление о дополнительных механизмах нагружения лопастей, связанных с нестационарным аэродинамическим взаимодействием рядов лопастей и эффектами взаимодействия кольцевых вихрей, вихревой пелены за лопастями и неоднородностей потока, вызванных одним из рядов лопастей и взаимодействующих с другими рядами лопастей. Кроме того, необходимо описание дополнительных источников шума, появляющихся при работе винта при ненулевом угле атаки или неоднородном поле скоростей, а также от взаимодействия потока с поддерживающими капот стойками. Многообразие механизмов образования шума в закапотированном соосном винтовентиляторе осложняет разработку методов расчета шума и параметрические исследования акустических характеристик самолета.

ШУМ ОБТЕКАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА

При разработке нового поколения пассажирских самолетов с низкими уровнями шума наряду с проблемой дальнейшего уменьшения шума силовой установки все большее значение приобретают исследования по уменьшению шума обтекания воздушным потоком элементов планера, механизации крыльев и шасси самолета [10, 36]. Практически можно считать, что шум обтекания воздушным потоком элементов планера является

нижним пределом снижения уровней шума самолета. Например, при режиме посадки современных самолетов уровни шума, генерируемого силовой установкой, близки по величине уровням шума обтекания воздушным потоком шасси, механизации крыльев и элементов планера самолета (рис. 18). Особенно актуальны исследования по этому направлению для создаваемого самолета высокой пассажировместимости.

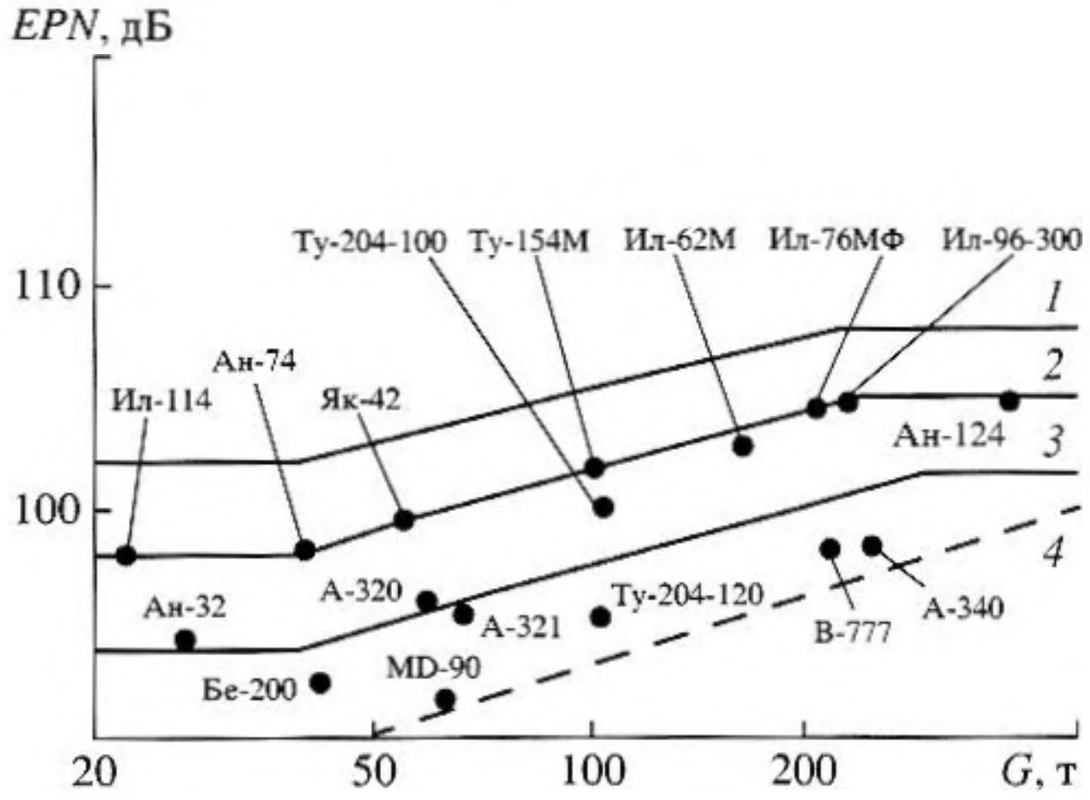


Рис. 18. Уровни шума самолетов в контрольной точке 3 (посадка самолета);

1 – нормативные требования Главы 2 Стандарта ИКАО, *2* – Главы 3, *3* – Главы 4, *4* – предполагаемые уровни шума обтекания планера.

Шум обтекания элементов планера определяется пульсациями параметров турбулентных потоков в щелевых объемах, образуемых предкрылками и закрылками при взлетно-посадочных режимах полета, в пограничных слоях на поверхностях обшивки и в следах за элементами планера самолета (рис. 19). Шум наибольшей интенсивности образуется при обтекании шасси, закрылков задней кромки и прорезей передней кромки крыла.

Расчет акустических возмущений, генерируемых этими источниками, как правило, не удается довести до законченных решений, что обусловлено сложностью структуры полей тензора турбулентных напряжений в потоках и пульсирующих силовых воздействий на поверхностях самолета для реальных ситуаций обтекания элементов планера. Поэтому для оценки источников шума применяются как численные методы, так и проводятся экспериментальные исследования в модельных условиях или в условиях, имитирующих реальные стадии полета. При проведении численных расчетов основное внимание уделяется определению структуры турбулентного потока, образующейся при обтекании элементов планера [37]. Например, показано, что генерируемый при обтекании закрылка шум обусловлен интенсивными пульсациями давления в потоке, связанными с пульсациями поля завихренности в области боковой кромки закрылка.

Применяющиеся в настоящее время подходы к оценке шума обтекания планера основаны на результатах измерений шума самолетов при работе двигателей на пониженных режимах и определении зависимостей характеристик шума от таких параметров как скорость полета, вес самолета, положение элементов механизации крыльев и т.д. Такой подход позволяет оценить акустические характеристики шума обтекания планера только в том случае, если конфигурации исходного и рассчитываемого самолетов геометрически подобны. Другие подходы связаны с определением шума, генерируемого при обтекании отдельных элементов: предкрылков, крыла, закрылков, шасси и др. в условиях аэродинамической трубы с рабочей частью, облицованной звукопоглощающими материалами [38, 39].

Наиболее сложным источником с точки зрения определения возможностей уменьшения интенсивности излучения является шум, образующийся при обтекании воздушным потоком шасси самолета. При изучении закономерностей образования этого источника шума большое значение имеют экспериментальные аэроакустические исследования в условиях, приближенных к натурным условиям эксплуатации самолета, и исследования шума обтекания крупномасштабных моделей. Исследования шума обтекания натурных шасси современных самолетов показывают, что при вводе шасси в натекающий воздушный поток наиболее заметное увеличение спектральных уровней шума происходит в области низких звуковых частот. Уменьшение уровней шума обтекания шасси может быть достигнуто путем придания элементам шасси удобообтекаемой формы, применения обтекателей потока и интерцепторов.

Шум обтекания воздушным потоком элементов механизации крыла генерируется в основном сложными вихревыми структурами, образующимися в процессе формирования подъемной силы крыла (рис. 20). В настоящее время особенно важной задачей является установление связи между интенсивностью генерируемого шума и геометрическими параметрами элементов механизации крыла. Доминирующим источником шума, образующимся при обтекании воздушным потоком предкрылка, является турбулентный поток, ускоряемый в щели предкрылка и конвектируемый мимо задней кромки предкрылка [38, 40]. Кроме того, на поток в щели предкрылка накладывается нестационарный компонент потока. Так, срыв вихрей с нижней кромки предкрылка создает низкочастотные дискретные составляющие. Кроме того, при обтекании устройств для отклонения поверхностей предкрылка образует-

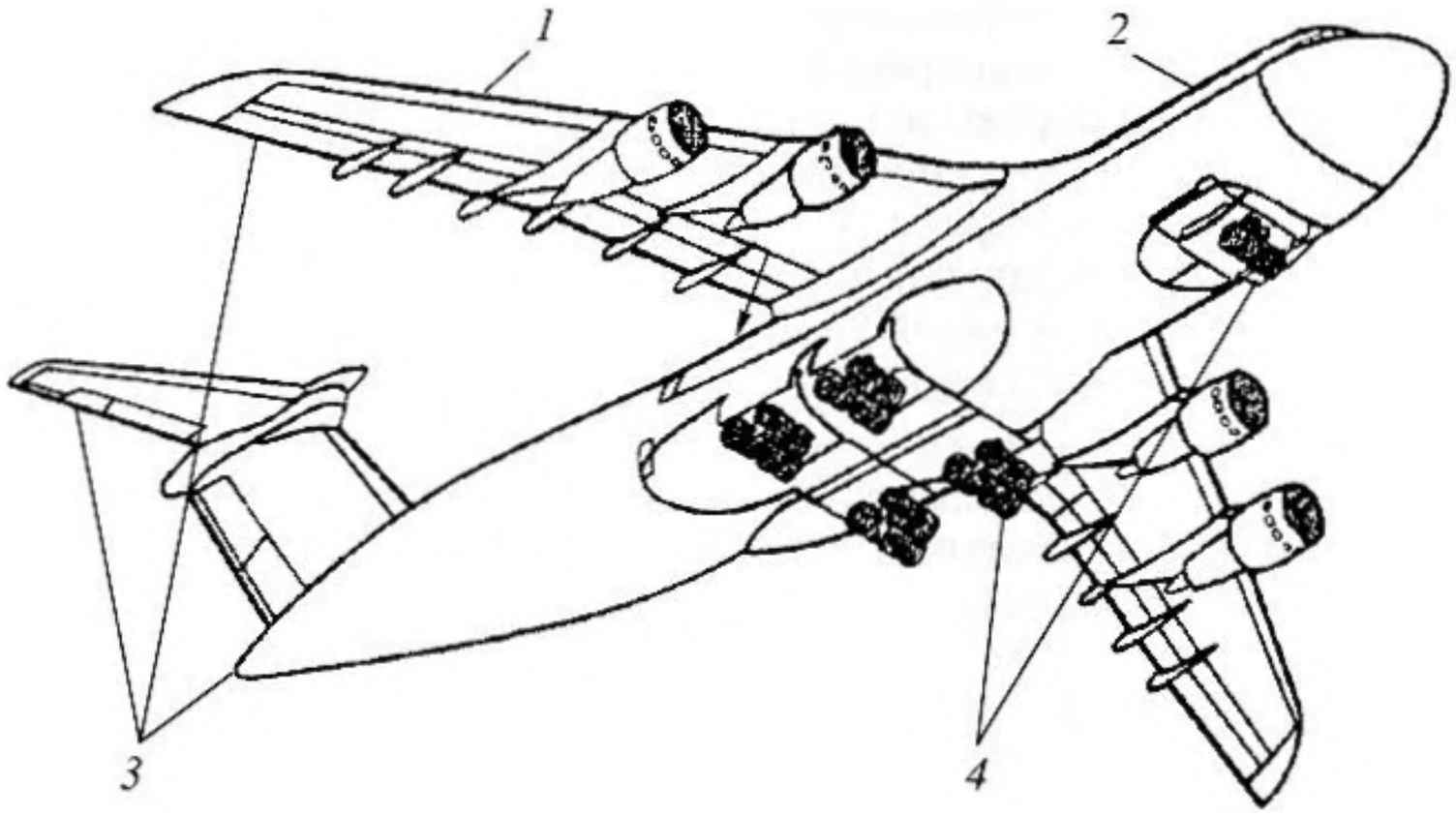


Рис. 19. Источники шума обтекания планера самолета:
1 – обтекание предкрылков и отрыв потока от поверхности; *2* – пограничный слой на поверхности фюзеляжа; *3* – турбулентные следы и вихревые образования за задней кромкой крыла, закрылками, фюзеляжем и хвостовым оперением, *4* – обтекание шасси.

ся мелкомасштабная турбулентность в щелевом потоке, которая приводит к образованию шума в области высоких частот [41, 42].

Заметные уровни шума могут генерироваться также при обтекании некоторых вспомогательных силовых элементов, например, различных расчалок или элементов управления механизации крыла. Попадание одного элемента планера в след за другим элементом может приводить к увеличению уровней генерируемого шума, например, при попадании закрылка в след за стойками шасси. Уменьшение уровней шума обтекания элементов планера может быть достигнуто за счет разработки рационально конструктивной схемы, в которой генерирующие шум элементы не попадали бы в турбулентный след, образованный расположенными выше по потоку элементами планера самолета, или за счет максимально возможного уменьшения взаимного воздействия элементов в потоке.

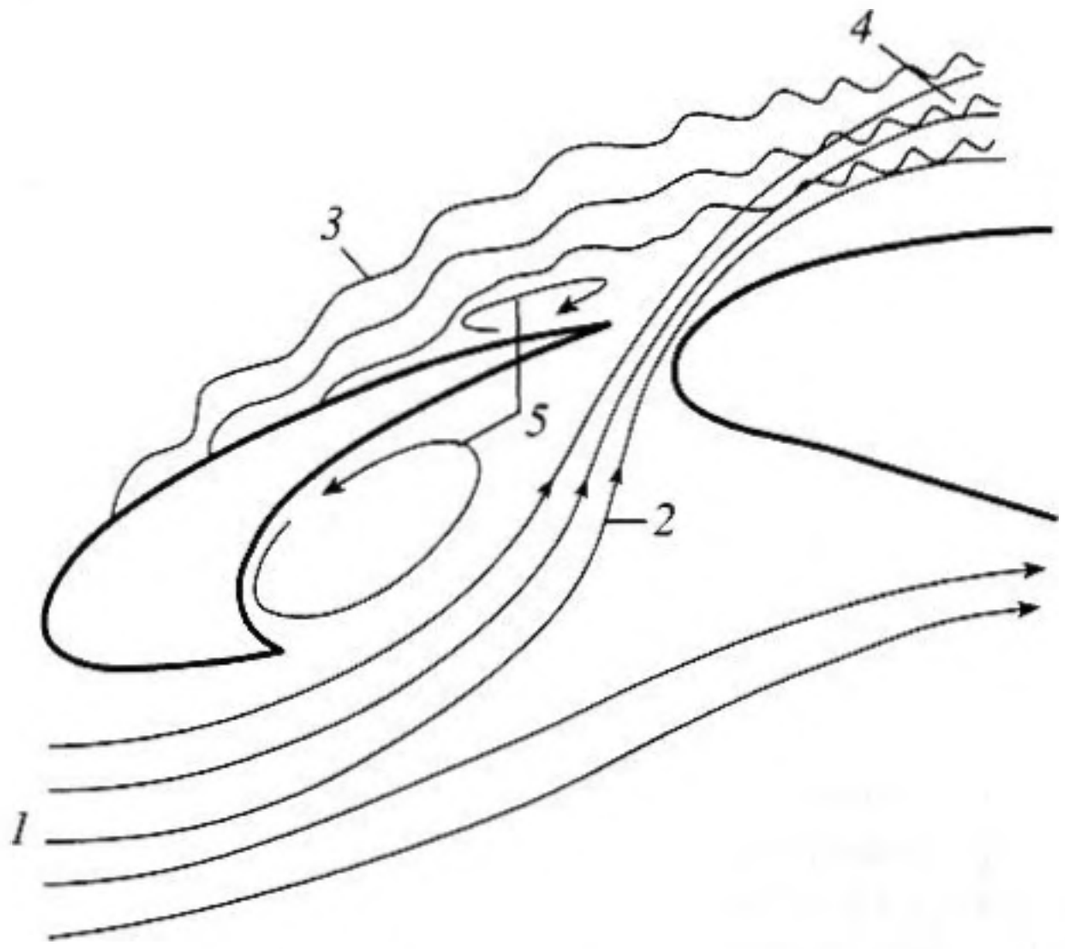


Рис. 20. Возможные механизмы образования шума при обтекании предкрылка:
1 – натекающий поток воздуха; *2* – поток через щель между предкрылком и крылом; *3* – отрыв потока от поверхности предкрылка и нарастание неустойчивости потока; *4* – взаимодействие потоков; *5* – вихреобразования.

Введение ужесточенных норм по шуму не только ограничит возможности производства несовершенных по акустическим характеристикам самолетов, но инициирует также создание новых видов самолетов. Так, выдвигаемая сейчас задача уменьшения уровней шума самолетов на 10–15 дБ в течение 20–25 лет может потребовать реализации таких конструктивных схем, в которых и конструкции фюзеляжей, и расположение двигателей в компоновке самолета могут быть основаны на совершенно новых идеях. Например, согласно одной концепции конструкция несущего крыла постепенно переходит в конструкцию фюзеляжа, а силовая установка находится на верхней поверхности всей конструкции самолета. Самолеты типа "летающее крыло" могут иметь меньший вес по сравнению с обычной схемой и, следовательно, быть менее шумными при одних и тех же пассажировместимости и дальности полетов. Особенно важно при такой компоновке, что фюзеляж в схеме "летающее крыло" будет препятствовать распространению шума силовой установки в направлении к земной поверхности, будет более совершенен по аэродинамике при взлете и посадке, и, следовательно, шум обтекания воздушным по-

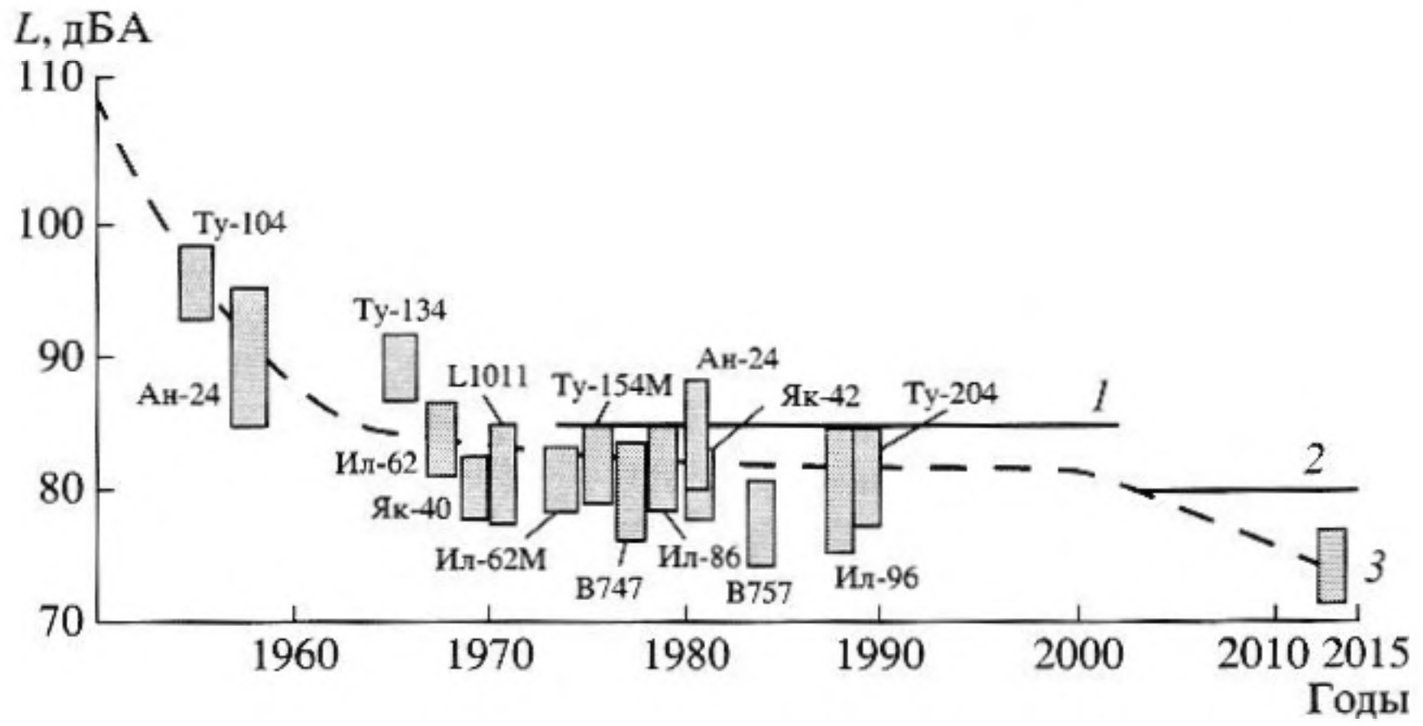


Рис. 21. Тенденция снижения уровней шума в салоне пассажирского самолета:
1 – ГОСТ 20296; *2* – проект ГОСТа; *3* – перспективный магистральный самолет.

током элементов планера может быть существенно уменьшен.

ВНУТРЕННИЙ ШУМ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Конкурентоспособность самолетов определяется как характеристиками шума на местности в окрестностях аэропорта, так и условиями акустического комфорта в кабинах. В России разработан государственный стандарт ГОСТ 20296-81, регламентирующий методику измерений и допустимые уровни шума в кабинах самолетов. Международные стандарты, регламентирующие уровни шума внутри летательных аппаратов, в настоящее время не созданы. Обычно крупные самолетостроительные фирмы, как российские, так и зарубежные, самостоятельно формулируют требования к допустимым уровням шума внутри создаваемого самолета, обеспечивая условия акустического комфорта и решая проблемы конкурентоспособности самолета (рис. 21).

В научном аспекте задача обеспечения допустимых уровней шума в салонах включает исследование механизмов преобразования тонкостенными конструкциями энергии полей пульсаций давления в звуковую энергию и исследование методов снижения уровней шума при формировании акустических полей в кабинах.

Для снижения шума в салонах широко используются звукоизолирующие конструкции, которые одновременно выполняют и функции теплоизоляции. Типовая самолетная звукоизолирующая конструкция (рис. 22) состоит из двух непроницаемых слоев (обшивки фюзеляжа и внутренней панели интерьера), между которыми размещаются слои звукопоглощающего материала. Звукоизолирующая способность такой конструкции может меняться в широких пределах за счет изменения степени заполнения пространства между обшивкой и панелью интерьера слоями звукопоглощающих материалов, степенью их поджатия, акустических качеств рыхловолокнистого материала, а также за счет изменения поверхностной массы панели интерьера. При этом для более полного эффекта второй стенки должна обеспечиваться соответствующая виброизоляция панелей интерьера от конструкции фюзеля-

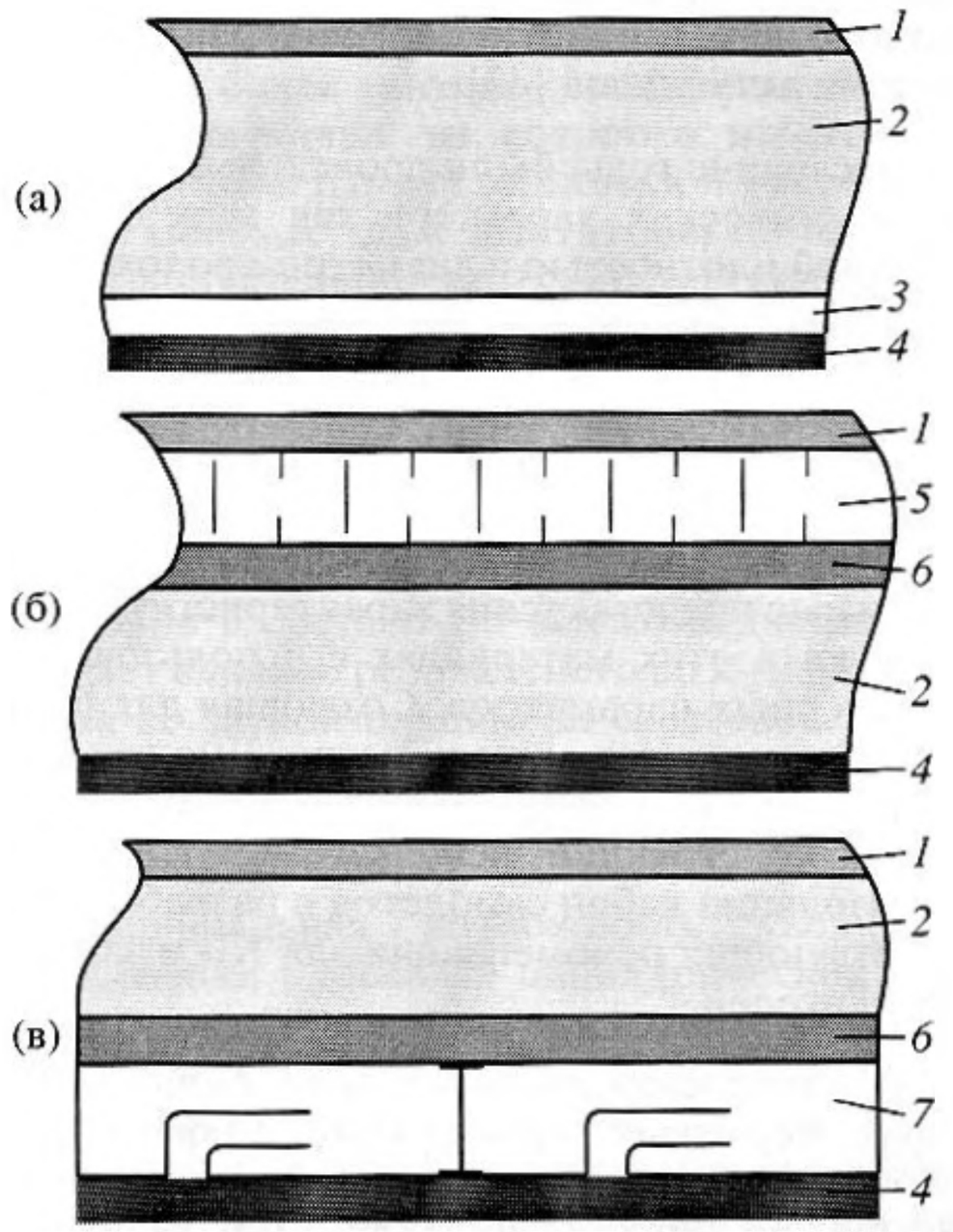


Рис. 22. Схемы традиционной (а) и перспективных (б), (в) звукоизолирующих конструкций:
1 – обшивка; *2* – теплозвукоизоляция; *3* – воздушный зазор; *4* – панели интерьера; *5* – соты; *6* – вибропоглощающее покрытие; *7* – резонатор.

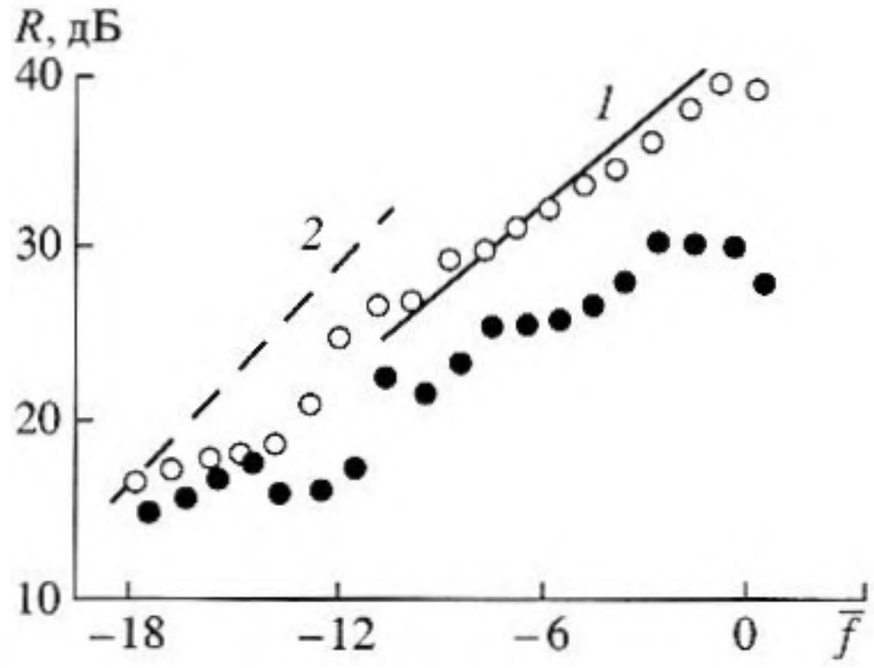


Рис. 23. Частотная зависимость коэффициента звукоизоляции самолетной панели:
○ – при облицовке слоем вибропоглощающего материала; ● – без облицовки.

жа. Обычно в бортовых конструкциях пассажирских самолетов с турбореактивными двигателями полость между фюзеляжем и панелью интерьера заполняется мягким рыхловолокнистым материалом, изготовленным из супертонкого волокна (диаметр волокна 1–3 мк) и с низкой объемной массой (10–20 кг/м^3). Масса теплозвукоизолирующего материала может составлять существенную часть – до 0.5% взлетной массы самолета. Поэтому задача повышения акустической эффективности теплозвукоизолирующего материала является весьма актуальной [43].

В последние годы были проведены исследования акустических характеристик материалов с различной плотностью и диаметром волокна, выпускаемых в России и за рубежом по различным технологиям [44–46]; рассмотрены рыхловолокнистые материалы с широким диапазоном значений диаметра волокна (0.7–25 мк) и объемной плотности (9–100 кг/м^3). В результате анализа результатов измерений были получены общие универсальные представления характеристик затухания звука в этих материалах с использованием безразмерных параметров. Созданная для широкой области частот модель расчета может быть использована при оптимизации теплозвукоизолирующих конструкций, используемых для теплозвукоизоляции кабин самолетов и разработки соответствующих рекомендация для КБ и заводов-изготовителей.

Для повышения диссипативных свойств самолетных бортовых конструкций эффективным способом является размещение на поверхностях конструкций вибропоглощающих покрытий с достаточно высоким коэффициентом потерь (больше 0.2) [47]. Например, звукоизоляция подкрепленной самолетной панели значительно возрастает при облицовке ее слоем вибропоглощающего материала типа СКЛ (рис. 23). В области средних и высоких частот $f > 400$ Гц или при $\bar{f} = 10\lg f/f_{кр} > -11$, где $f_{кр}$ – критическая частота волнового совпадения, результаты измерений коэффициента звукоизоляции R мало отличаются от результатов расчета по "закону массы" с учетом обшивки панели и облицовки (кривая 1). В области низких частот эффективность вибропоглощающей облицовки составляет меньшую величину по сравнению с результатами расчета по "закону массы" с учетом массы обшивки, стрингеров и облицовки (кривая 2).

Экспериментальные исследования показали, что применение традиционных теплозвукоизолирующих облицовок и вибропоглощающего покрытия на поверхности обшивки фюзеляжной панели неэффективно влияет на величину звукоизоляции в области низких звуковых частот, поскольку доминирующая роль резонансных мод панели в области низких частот существенно не уменьшается, а инерционные свойства панели используются недостаточно. Из-за влияния резонансных мод и довольно большого расстояния между силовыми элементами масса силового набора фюзеляжной конструкции мало изменяет величину звукоизоляции в области низких частот. Эффект звукопоглощающих конструкций в области низких частот можно усилить за счет увеличения промежутка между обшивкой и панелью интерьера. Однако даже при относительно большом расстоянии между ними эффект второй стенки практически не проявляется при частотах $f \le 250$ Гц, т.е. в области частот наиболее интенсивного излучения турбовинтовентиляторной или винтовой силовой установки самолета. Так, уменьшение уровней шума в кабине самолета Ил-114 требует существенного увеличения звукоизоляции борта на низких частотах, которое не может быть обеспечено традиционными звукоизолирующими конструкциями. Обеспечение допустимых уровней шума в самолете с винтовыми и турбовинтовыми двигателями в области низких частот остается одной из наиболее сложных проблем в авиационной акустике.

Для обеспечения нормативных требований Государственного стандарта по акустическому комфорту в пассажирских салонах необходимо существенное увеличение звукоизолирующей способности бортовых конструкций в узких низкочастотных полосах, соответствующих основной частоте вращения лопастей винтов и низкочастотным гармоническим составляющим. В этой области низких звуковых частот звукоизолирующая способность слоистых конструкций ограничивается "законом массы" и определяется поверхностной массой конструкций. Требуемое увеличение звукоизолирующей способности борта самолета на низких частотах не может быть достигнуто с помощью применяемых на практике

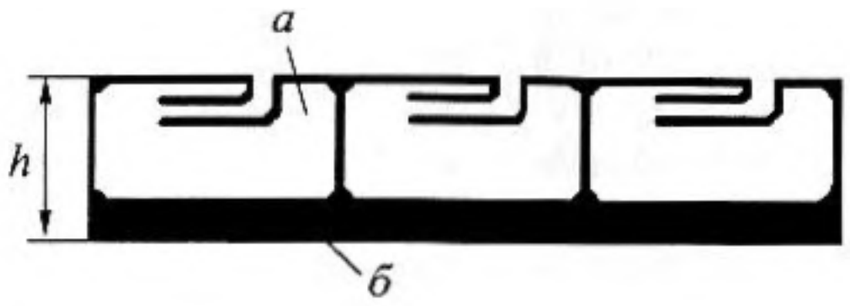
авиационных конструкций допустимой массы. Проблема уменьшения низкочастотного шума в кабине самолета может быть решена только путем применения комплекса мероприятий, включающих применение активных методов и различных нетрадиционных пассивных методов уменьшения шума [47–49]. Эта проблема может быть решена на основе таких активных способов повышения звукоизолирующей способности конструкции, которые непосредственно воздействуют на физические процессы, определяющие передачу через них звуковой энергии. К таким способам, обладающим высокой эффективностью, можно отнести способ повышения звукоизолирующей способности за счет использования массовых имитаторов силового набора фюзеляжа и акустических резонаторов, обеспечивающих эффект существенного ослабления передачи звука через панели интерьера. Одним из эффективных способов уменьшения низкочастотного шума является также синхрофазирование винтов; основная трудность его реализации заключается в сложности разработки и серийного выпуска аппаратуры, поддерживающей режимы работы всех двигателей в заданных пределах возможного изменения.

Особое внимание аэроакустиков привлекают методы активного уменьшения уровней внутреннего шума. В основном усилия по созданию реально действующих систем активного уменьшения шума сосредоточены на обеспечении значительного ослабления воздействия широкополосного и дискретного низкочастотного шумов на пассажиров самолетов с винтовыми или турбовентиляторными силовыми установками. Исследования охватывают разработку средств индивидуальной акустической защиты пассажиров и создание систем "антишума", оптимально распределенных в пассажирском салоне и на фюзеляжной конструкции. Трудности практического применения систем "антишума" заключаются не только в их сложности и относительной дороговизне, но также и в трудоемкости их установки и в отладке непосредственно в кабинах самолетов. Поэтому практическое значение имеют также исследования, связанные с разработкой эффективных и практически реализуемых способов уменьшения низкочастотного шума.

Увеличение звукоизолирующей способности борта винтового самолета может быть достигнуто с помощью использования резонансных систем на панели интерьера [49, 50]. Перспективность этого метода определяется не только акустической эффективностью, но и возможностью его практической реализации. На рисунке 24 в качестве примера показана принципиальная схема панели с резонансной системой, звукоизолирующая способность (R) панели с резонансной системой при разных значениях толщины акустического слоя h и звукоизолирующей способности панели с той же поверхностной массой, но без резонансной системы. Разработана расчетная модель для оценки акустической эффективности этих систем в составе бортовой конструкции фюзеляжа самолета, которая учитывает упругоинерционные свойства обшивки фюзеляжа с ребрами жесткости (со стрингерами и шпангоутами), акустические характеристики слоистых теплозвукоизолирующих покрытий (ТЗП), виброакустические характеристики панелей интерьера с резонансными системами, а также характеристики акустического объема салона самолета. Полученные результаты расчетных и лабораторных экспериментальных исследований позволяют определить наиболее перспективные конструкции с резонансными системами, которые следует реализовать на самолетах для уменьшения шума в салоне на основной лопастной частоте винта и его низших гармониках. Важным условием эффективности таких систем является определение их оптимального распределения в фюзеляжных конструкциях и в пассажирских салонах.

В последние годы был предложен и исследован новый метод увеличения звукоизоляции с помощью массовых имитаторов ребер жесткости фюзеляжных конструкций [47]. Суть метода заключается в размещении на обшивке фюзеляжа дополнительных линейных элементов, имитирующих по погонной массе ребра жесткости и изготовленных из материалов с более низким модулем Юнга и более высоким коэффициентом потерь, чем материал, из которого изготовлены элементы самой панели (обшивка и ребра жесткости). Такие массовые имитаторы силового набора позволяют, во-первых, искусственным образом уменьшить шаг расстановки линейных элементов и тем самым повысить верхнюю граничную частоту области частот, где "нерезонансная" звукоизоляция определяется не только массой обшивки, но и массой ребер жесткости и их имитаторов. Во-вторых, применение массовых имитаторов с достаточно высокой диссипацией ослабляет влияние резонансного возбуждения панели на ее звукоизоляцию за счет внесения дополнительных потерь, и, в-третьих, возрастает роль инерционных свойств собственных форм колебаний конструкций.

Принципиальная возможность увеличения звукоизоляции плоской и цилиндрической панелей фюзеляжа на низких частотах с помощью имитаторов ребер жесткости была подтверждена экспериментально. В частности, проведены экспериментальные исследования по оценке эффективности размещения резиновых полос с различной погонной массой на фюзеляжных цилиндрических панелях с большим радиусом кривизны (2.8 м) [47]. Показано, что масса имитаторов повышает инерционные свойства мод, доминирующих при передаче звуковой энергии в области



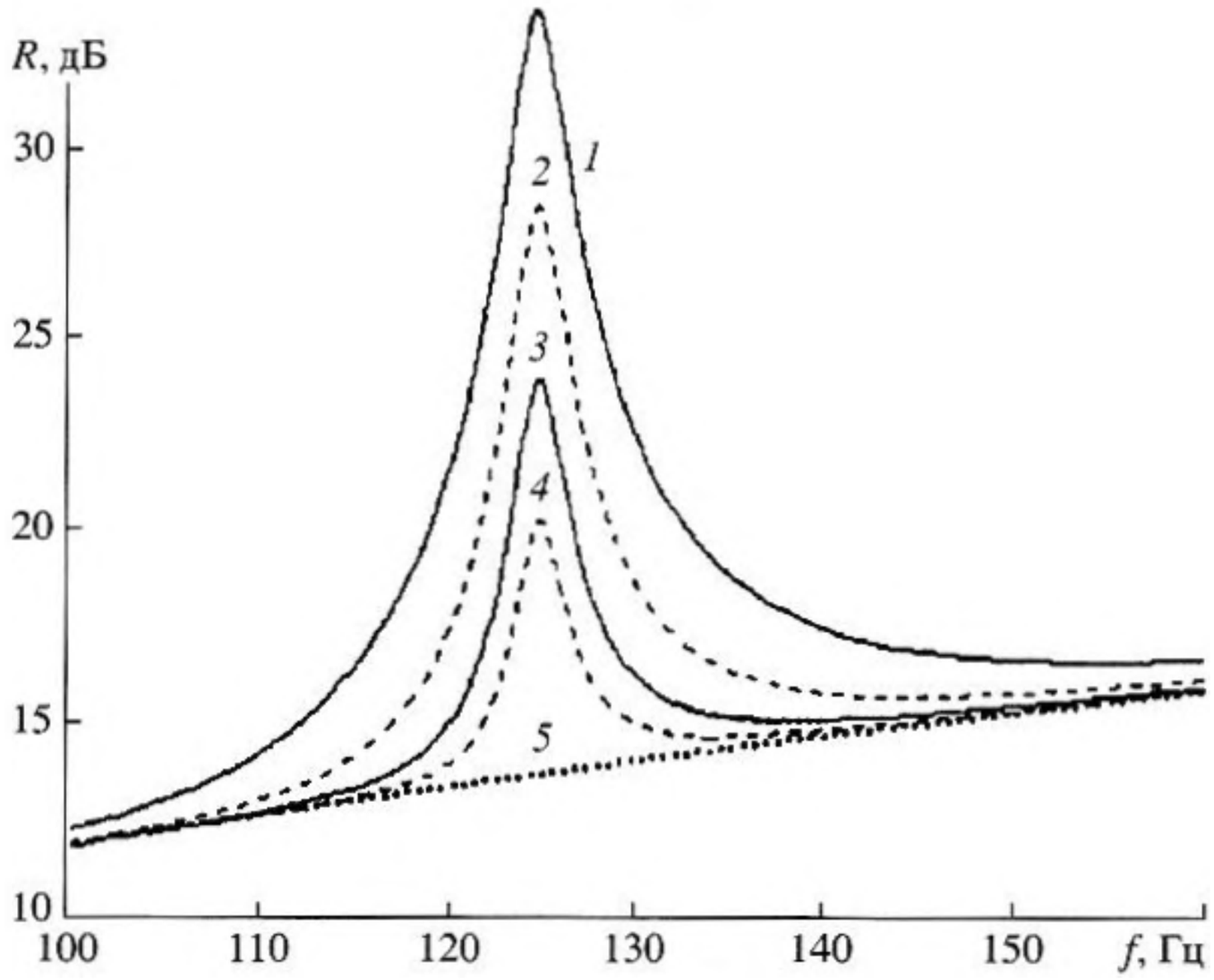


Рис. 24. Коэффициент звукоизоляции панели без резонаторов и с резонаторами:
а – резонатор, б – панель; *1* – $h = 8$ см, *2* – $h = 4$, *3* – $h = 2$, *4* – $h = 1$, *5* – без резонаторов.

низких частот, а искусственное уменьшение шага расстановки линейных сосредоточенных масс (ребер жесткости и их имитаторов) расширяет частотный диапазон влияния массы силовых элементов на величину звукоизоляции. Кроме того, за счет повышенных диссипативных свойств имитаторов силового набора в виде резиновых полос по сравнению с необлицованной панелью размещение их на панели ослабляет влияние резонансных колебаний на звукоизоляцию. В силу действия перечисленных выше факторов звукоизоляция необлицованных панелей после размещения имитаторов становится сопоставимой с оценками по "закону массы", учитывающему совокупную массу обшивки, ребер жесткости и их имитаторов. На рисунке 25 представлены результаты исследований влияния размещения резиновых полос в середине стрингерной ячейки на величину коэффициента звукоизоляции цилиндрической самолетной панели. Видно, что на частотах $f > 250$ Гц размещение дюралевых стрингеров менее эффективно, чем аналогичное размещение резиновых полос с той же линейной массовой плотностью. С увеличением линейной плотности резиновых полос эффект увеличения коэффициента звукоизоляции возрастает и достигает, например, величины 12 дБ при увеличении общей массы панели приблизительно в 2 раза. Использование имитаторов силового набора целесообразно в какой-либо локальной зоне фюзеляжа самолета, например, в зоне максимальных акустических на-

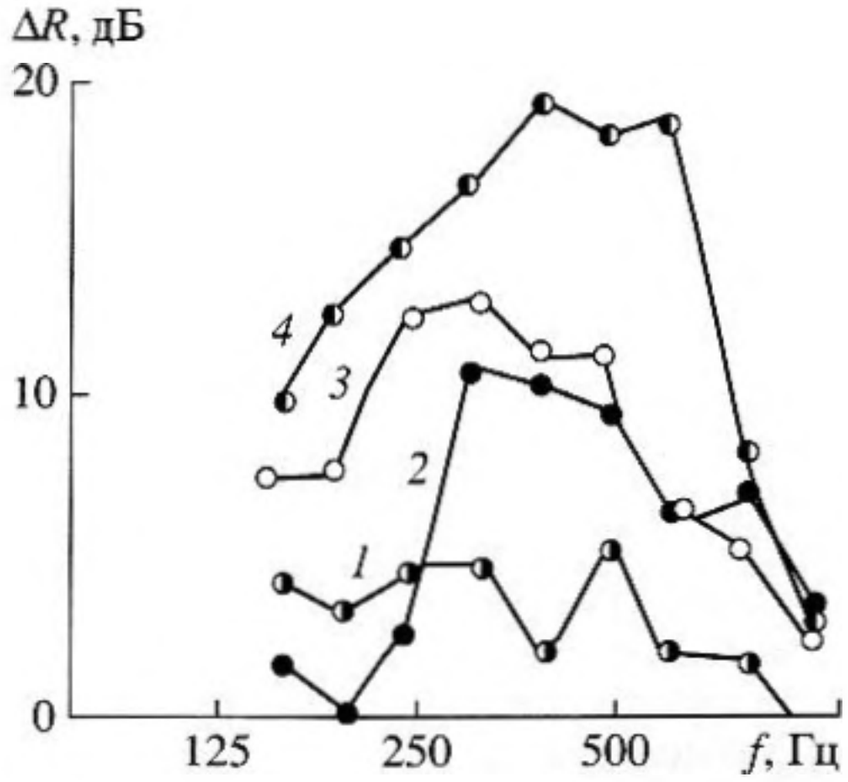


Рис. 25. Частотная зависимость коэффициента звукоизоляции цилиндрической самолетной панели при размещении:
1 – дюралевых стрингеров с плотностью 0.4 кг/м, *2* – резиновых полос с плотностью 0, *4*, *3* – 1.1, *4* – 1.5.

грузок, создаваемых силовой установкой. Расчеты показывают, что применение массовых имитаторов силового набора на ближнемагистральном самолете в зоне максимальных аэроакустических нагрузок на поверхности фюзеляжа может обеспечить дополнительное уменьшение уровней шума в кабине на величину до 8–10 дБ.

Итак, существенное уменьшение уровней шума в кабинах самолетов может быть достигнуто за счет повышения эффективности бортовых звукоизолирующих конструкций. Улучшение акустического комфорта в кабине предусматривает применение резонансных систем в панелях интерьера, материалов с повышенными звукопоглощающими свойствами, вибропоглощающих материалов, увеличивающих звукоизоляцию на резонансных частотах, материалов, обладающих комбинированными свойствами, и многослойных звукоизолирующих конструкций с новыми материалами, оптимизированных с учетом эффектов влияния пространственно-временной структуры аэроакустических полей на внешней поверхности фюзеляжа.

Возможное уменьшение уровней внутреннего и внешнего шума пассажирских самолетов может быть реализовано только при совокупном решении множества задач по уменьшению интенсивности источников шума силовых установок и по разработке высокоэффективных звукопоглощающих и звукоизолирующих материалов и авиационных конструкций. Уменьшение шума разрабатываемых и находящихся в эксплуатации воздушных судов является важнейшей проблемой, непосредственно связанной с повышением конкурентоспособности отечественной авиатехники.

Научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по уменьшению шума самолетов включены в Федеральную целевую программу “Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года”.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Кузнецов В.М.* Актуальные проблемы снижения авиационного шума / Сб. Трудов XI сессии Росс. акуст. общества. Т. 4. М.: НИИ СФ РААСН, 2001. С. 128–133.
2. *Kuznetsov V.M., Munin A.G.* The investigations on aviation acoustics in Russia. Plenary Report First Joint CEAS/AIAA Aeroacoustics Conference, Munich, Germany, 1995, CEAS/AIAA-95-003, P. 1–15.
3. *Соболев А.Ф., Соловьева Н.М., Филиппова Р.Д.* Расширение частотной полосы звукопоглощения облицовок силовых установок самолетов // Акуст. журн. 1995. Т. 41. № 1. С. 146–152.
4. *Кузнецов В.М., Мунин А.Г.* Авиационная акустика. Раздел в кн. “ЦАГИ – основные этапы научной деятельности”, М.: Наука, Физматлит, 1996. С. 556–569.
5. *Копьев В.Ф.* Некоторые задачи аэроакустики / Сб. Трудов X сессии Росс. акуст. общества. Т. IV. М.: НИИ СФ РААСН, 2000. С. 99–104.
6. *Raman G., McLaughlin D.K.* Highlights of aeroaccoustics research in the U.S. 5-th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Seattle, WA, USA. 1999. AIAA-99-1915. P. 1–18.
7. *Bradley A.J.* Civil aviation noise-reduction with economic reality // The Aeronautical Journ. 2000. № 1037. V. 104. P. 301–304.
8. *Powell A.C., Preisser J.S.* NASA subsonic jet transport reduction research // 22-th Inter. congress of aeronautical sciences, Proceedings, Harrogate, UK. 2000. P. 1–9.
9. *Самохин В.Ф.* О формировании сертификационного базиса воздушных судов в части требований к уровням шума на местности / Сб. докладов III науч. конф. по гидроавиации “Гидроавиасалон-2000”. М.: Изд. отдел ЦАГИ, 2000. С. 270–279.
10. *Кузнецов В.М., Мунин А.Г.* Проблемы борьбы с шумом летательных аппаратов / Труды ЦАГИ. Вып. 2634. 1999. С. 14–18.
11. *Соболев А.Ф.* О повышении затухания звука в канале с облицовкой локально-реагирующего типа при наличии потока // Акуст. журн. 1994. Т. 40. № 5. С. 837–843.
12. *Соболев А.Ф.* Повышение эффективности снижения шума в канале с потоком при наличии звукопоглощающих облицовок // Акуст. журн. 1999. Т. 45. № 3. С. 404–413.
13. *Соблолев А.Ф.* Звукопоглощающие конструкции с расширенной полосой затухания для каналов авиационных двигателей // Акуст. журн. 2000. Т. 46. № 4. С. 536–544.
14. *Соболев А.Ф.* Функция Грина для плавно неоднородного канала при наличии пограничного слоя с линейным профилем скорости // Акуст. журн. 1995. Т. 41. № 2. С. 301–306.
15. *Кузнецов В.М., Маслова Э.Г., Соболев А.Ф., Филиппова Р.Д.* Снижение шума в канале авиационного двигателя и в эжекторном глушителе с помощью звукопоглощающих конструкций // Техника Воздушного Флота. 1999. № 2–3. С. 29–37.
16. *Tam C., Kurbatskii K.* Micro-fluid dynamics and acoustics of resonant liners / 5-th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 1999, AIAA-99-1850. P. 311–325.
17. *Choudhari M., Khorrami M., Edwards J.* Computation study of micro fluid mechanics of duct acoustic treatment / 5-th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 1999, AIAA-99-1851. P. 1–14.
18. *Kuznetsov V., Sobolev A., Maslova E., Solovjeva N., Filippova R.* Investigations of the noise suppressing system elements for passenger aricraft power plants / 2-th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 1996, AIAA-99-1681. P. 1–12.
19. *Kuznetsov V.M.* Influence of outflow conditions on the noise characteristics of singular and coaxial jets / First Joint CEAS/ AIAA Aeroacoustics Conference, Munich, Germany, 1995, CEAS/AIAA-95-147., P. 1–8.

20. *Kuznetsov V.M., Makashov S.Y., Sobolev A.F.* Estimation of the jet noise suppressor efficiency / 3-d AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Atlanta, GA, USA, 1997, AIAA-97-1621. P. 255–265.

21. *Kuznetsov V.M., Makashov S.Y.* Noise-suppressing nozzle efficiency at static and simulated flow conditions // Proceedings of 7-th Inter. Congress on Sound and Vibr., Germany, 2000. V. 3. P. 1187–1194.

22. *Крашенинников С.Ю., Миронов А.К., Павлюков Е.В.* Исследования возможности использования шевронных сопел для снижения шума выхлопной струи / 6-й Межд. симпозиум "Шум и вибрации на транспорте". Санкт-Петербург, 2002. 5 с.

23. *Kuznetsov V.M., Makashov S.Y.* Effect of multilobe ejector nozzle elements shape on the jet noise / 5-th CEAS/AIAA Aeroacoustics Conference, Bellevue, WA, USA, 1999, AIAA-99-1927. P. 826–833.

24. *Kuznetsov V.M., Munin A.G., Sobolev A.F.* Efficiency of ejector devices and soundabsorbing structures for jet noise reduction // 22-nd Inter. Congerss of Aeronautical Sciences, Harrogate, UK, ICAS 200. Proceedings, 2000. P. 1–9.

25. *Житинев В.К., Кузнецов В.М., Крашенинников С.Ю., Миронов А.К., Павлюков Е.В.* Плоское шумоглушащее сопло воздушно-реактивного двигателя. Патент на изобретение № 2153091, 2000. С. 1–12.

26. *Krasheninnikov S.Yu., Mironov A.K.* Aerodynamic and acoustic characteristics of turbulent jet flows in mixer-ejector exhaust systems / 5-th Inter. Symp. "Transport noise and vibration", St. Petersburg, Russia, 2000. 4 p.

27. *Кузнецов В.М., Потокин А.А.* О применении движущегося газового слоя для снижения шума струи // Акуст. журн. 1998. Т. 44. № 2. С. 239–246.

28. *Kuznetsov V.M., Sobolev A.F., Maslova E.F.* Efficiency of jet noise ejector suppressor with soundabsorbing treatments / 4-th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Toulouse, France, 1998, AIAA/CEAS-98-2324. P. 721–730.

29. *Соболев А.Ф.* Распространение звука в плоском канале при наличии слоистого потока // Акуст. журн. 2001. Т. 47. № 2. С. 273–282.

30. *Кузнецов В.М., Маслова Э.Г., Соболев А.Ф.* Эффективность звукопоглощающих облицовок в эжекторном глушителе шума струи / Труды ЦАГИ. Вып. 2634. 1999. С. 51–67.

31. *Власов Е.В., Ганабов В.И., Кузнецов В.М. и др.* Основные проблемы аэроакустики / Труды ЦАГИ. 1996. Вып. 2614. С. 1–57.

32. *Кузнецов В.М.* Особенности акустического поля винтовентилятора / 6-й межд. симпозиум "Шум и вибрации на транспорте". Санкт-Петербург, 2002. 4 с.

33. *Kuznetsov V.M., Ganabov V.I., Krymova L.S., Makashov S.Y.* Acoustic characteristics of propfans / 15-th Aeroacoustics Conference, Long Beach, CA, USA, 1993, AIAA 93-4444. P. 1–7.

34. *Kuznetsov V.M., Makashov S.Y.* Acoustic loading of surfaces due to aerodinamic noise sources / 3-rd Inter. Congress on Air and Sructure-borne Sound and Vibration, Montreal, Canada, 1994. P. 1253–1256.

35. *Kuznetsov V.M., Krymova L.S., Makashov S.V.* Research of propfan acoustic characteristics // Proceedings of CEAS Forum on Aeroacoustics of Rotors and Propellers. Rome. Italy. 1999. P. 108–118.

36. *Кузнецов В.М., Мунин А.Г.* Авиационная акустика. Энциклопедия. Раздел 4. М.: Машиностроение, 2002. С. 701–726.

37. *Brooks F.T., Humphreys W.M.* Flap edge aeroacoustic measuremetns and predictions / 6-th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Hahaina, Hawaii, USA, 2000, AIAA-2000-1975. P. 1–27.

38. *Dobzzynski W., Pott-Pollenske M.* Slat noise source studies for farfield noise prediction / 7-th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Maastricht, Netherlands, 2001, AIAA-2001-2158. P. 1–16.

39. *Henk M.M., Sijtsma P.* Flap noise measurements in a closed tunnel with a phased araay / 7-th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Maastricht, Netherlands, 2001, AIAA-2001-2170. P. 1–11.

40. *Olson S., Thomas F.O., Nelson R.C.* Mechanisms if slat noise production in a 2D multielement airfoil configuration / 7-th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Maastricht, Netherlands, 2001, AIAA-2001-2156. P. 1–15.

41. *Зайцев М.Ю., Копьев В.Ф., Котова А.Н.* Представление звукового поля турбулентного вихревого кольца в виде суперпозиции квадруполей // Акуст. журн. Т. 47. № 6. 2001. С. 793–801.

42. *Гиневский А.С., Власов Е.В., Каравосов Р.К.* Акустическое управление турбулентными струями. М.: Физматлит, 2001. 240 с.

43. *Кузнецов В.М., Мунин А.Г.* Работы авиационных акустиков России по снижению шума пассажирских самолетов / Труды ЦАГИ. Вып. 2647. 2002. С. 3–9.

44. *Ткачев А.А.* Эмпирические зависимости волновых характеристик рыхловолокнистых материалов от структурных параметров / Сб. Трудов XI сессии Росс. акуст. общества. М.: НИИ СФ РААСН, 2001. Т. 4. С. 100–103.

45. *Ткачев А.А.* Эмпирические зависимости постоянной распространения звука в рыхловолокнистых материалах от структурных параметров / Труды ЦАГИ. Вып. 2647. 2002. С. 23–34.

46. *Голубев А.Ю., Кудисова Л.Я., Кузнецов В.Б.* Определение волновых параметров полужестких материалов на основе войлока из органических волокон / Труды ЦАГИ. Вып. 2647. 2002. С. 65–70.

47. *Ткачев А.А.* Экспериментальные исследования по увеличению эффективности звукоизолирующих самолетных бортовых конструкций / Труды ЦАГИ. Вып. 2634. 1999. С. 41–50.

48. *Дедеш В.Т., Калинин Ю.И., Кузнецов В.М.* Система активного управления шумом газотурбинных двигателей / Свидетельство на изобретение № 023357. 1999. С. 1–25.

49. *Ефимцов Б.М., Лазарев Л.А.* Звукоизоляция слоистых конструкций с резонаторами / Труды ЦАГИ. Вып. 2634. 1999. С. 32–40.

50. *Ефимцов Б.М., Лазарев Л.А.* Звукоизолирующая способность оболочки с резонансными элементами / Труды ЦАГИ. Вып. 2647. 2002. С. 35–49.

Noise Control Problems of Passenger Airplanes (A Review)

V. M. Kuznetsov

State Research Center Zhukovskii Central Aerohydrodynamics Institute,
ul. Radio 17, Moscow, 105005 Russia
e-mail: vmkuznetsov@mtu–net.ru

The consequences of the introduction of new international standards and regulations that impose limitations on the community noise of passenger airplanes and restrict the operation of noisy airplanes are analyzed. The need in developing new methods for reducing the aircraft noise is stated. The main noise sources inherent in passenger airplanes of different types are considered. The ways of increasing the efficiency of noise-suppressing systems used in power plants and the ways of reducing the intensity of airplane noise sources are determined. The methods for reducing the noise both inside and outside an airplane are described.