

## Некоторые тенденции современной аэроакустики

**Халецкий Ю.Д.**

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва  
e-mail: yurikhalet@ciam.ru

Представлен анализ изменений значимости основных источников шума самолетов четырех категорий: бизнес-класса, региональных, ближне-среднемагистральных, дальнемагистральных. Рассмотрено изменение уровня готовности технологий снижения шума вентилятора, реактивной струи, шасси, элементов системы механизации крыла, а также эволюция систем шумоглушения силовой установки. Представлен прогноз достижения уровней шума рассмотренных категорий самолетов.

**Ключевые слова:** шум планера, шум двигателя, источник шума, планер, вентилятор, реактивная струя, система шумоглушения.

## Some trends of modern aeroacoustics

**Khaletskii I.D.**

CIAM, Moscow

The analysis of changes in main noise sources' significance is presented for four aircraft categories: business jet, regional, short-medium-haul, long-haul. Changes in technology readiness levels (TRL) of noise reduction methods for fan, jet stream, landing gear, elements of a wing mechanization system, as well as evolution of a propulsion system's noise suppression are considered. The forecast of achieving noise levels for considered categories of aircraft is presented.

**Keywords:** glider noise, engine noise, noise source, glider, fan, jet stream, noise suppression system.

### Введение

Одним из факторов неблагоприятного воздействия авиации на окружающую среду является авиационный шум. Проблема смягчения его раздражающего воздействия на проживающее в районах аэропортов население постоянно обостряется в связи с ростом интенсивности полетов, увеличением грузоподъемности судов, расширением сети аэропортов.

На 10-м совещании Комитета по защите окружающей среды от воздействия авиации (САЕР) ИКАО, состоявшемся в феврале 2016 г., группе из 15 независимых экспертов, представляющих Бразилию, Великобританию, Канаду, США, Россию, Францию, Швецию, включая сопредседателей проф. Н. Кампсти и проф. Д. Мавриса, было поручено составить доклад, содержащий сбалансированное представление о текущем состоянии технологий снижения шума и выбросов вредных веществ, оценку эффективности современных и перспективных авиационных технологий в области экологии, прогноз экологических показателей дозвуковых самолетов [1].

При написании данной статьи использована часть этого доклада [2], посвященная вопросам авиационного шума, поскольку автор участвовал в обсуждении и подготовке этих материалов. В докладе обобщены данные, представленные ведущими в области двигателе- и самолетостроения специалистами и учеными на организованных специально для экспертов САЕР семинарах (в Арлингтоне и Берлине), а также результаты, опубликованные в других изданиях по данной теме, представлены целевые показатели по шуму самолетов. На основании рассмотренного группой независимых экспертов (IEIR3) материала в окончательном докладе был представлен анализ изменений соотношения источников шума двигателя и планера, сопутствующих изменениям конструкции и основных параметров двигателей.

### Прогноз показателей шума самолетов на 10 и 20 лет

Ниже приведены результаты недавней сертификации по шуму (глава 14 приложения 16 ИКАО к Конвенции о международной гражданской авиации) самолетов

четырёх категорий: бизнес-класса (БС), региональных (РС), ближне-среднемагистральных (БСМС) и дальне-магистральных (ДМС) – и их сравнение с прогнозными показателями на 2020 и 2030 гг., разработанными 2-й группой независимых экспертов САЕР (IER2) [3]. На рис. 1 показан кумулятивный уровень шума (уровень шума самолета по сумме трех сертификационных точек) в зависимости от максимального взлетного веса (МТОМ) для самолетов каждой из рассматриваемых категорий. Во всех случаях уровень шума недавно сертифицированных самолетов оказался ниже уровня Главы 14. Ввиду значительного разброса данных и отсутствия последних сведений о самолетах бизнес-класса также показаны более старые данные – некоторые из них не соответствуют предельному уровню шума по главе 14 Стандарта ИКАО и несколько отстают от целевых показателей для РС, установленных группой IER2. Представленные недавно данные сертификации по шуму были взяты из сертификационных протоколов EASA, где для каждого основного типа воздушного судна была сделана репрезентативная выборка подтипов и вариантов максимального взлетного веса [4].

Видно, что уровни шума недавно сертифицированных БСМС (A320neo/A321neo и Boeing 737 MAX), ДМС (A350 и Boeing 787-8/-9) и регионального самолета (Airbus A220, ранее Bombardier CSeries, и Embraer E190-E2, при МТОМ > 50 т) значительно ниже требований Главы 14, даже для взлетного веса бизнес-самолетов. Они также соответствуют целевым уровням, установленным для их классов IER2 на 2020 г., или очень близки к ним. Также представлены данные для двух самолетов бизнес-класса с максимальным взлетным весом, соответствующим категории РС, – это самолет Bombardier Global Express, уровень шума которого с небольшим запасом отвечает прогнозному показателю на 2020 г. для РС, а также Gulfstream G650, почти удовлетворяющий прогнозу на 2030 г. для РС.

На основе недавно проведенных сертификационных измерений уровня шума самолетов эксперты группы IER3 разработали целевые показатели шума на 2027 и 2037 годы. Процесс получения целевых значений отражен в табл. 1, а результаты приведены в табл. 2 и показаны на рис. 2 (значения 2017 г. не являются целями, включены для справки).

Методика расчета позволяет получить целевые показатели для каждого класса воздушных судов, выраженные в виде запаса по кумулятивному уровню шума относительно Главы 14. Предполагается, что уровень шума изменяется в зависимости от МТОМ в районе номинальных значений с тем же характерным углом наклона линии, что и в прогнозных оценках, данных группами независимых экспертов IER1 и IER2 для ТРДД, а именно  $67 \times \log_{10}(\text{МТОМ})$ .

По предварительной оценке, среднеквадратичные ошибки прогноза становятся составляют  $\pm 5$  EPNдБ для среднесрочного периода (2027 г.) и  $\pm 6$  EPNдБ для долгосрочного периода (2037 г.).

Вызывает трудности определения целевых показателей для региональных самолетов. Так, у самолета Airbus A220 взлетный вес превышает номинальные значения для категории РС, в целом самолет удовлетворяет среднесрочным целевым показателям как для РС, так и для БСМС. Для самолетов бизнес-класса в настоящее время целевые показатели не установлены, а также нет последних данных о сертификации. Как уже отмечалось, большой самолет Gulfstream G650 имеет взлетный вес, скорее относящийся к категории РС, а его измеренный шум ниже прогнозного уровня для РС. Многие более старые и меньшие по размеру БС обладают гораздо более высоким уровнем шума. Столь существенные различия и отсутствие последних сертификационных данных по шуму в нижнем диапазоне взлетного веса затрудняют работу по получению прогнозных уровней шума для классов воздушных судов

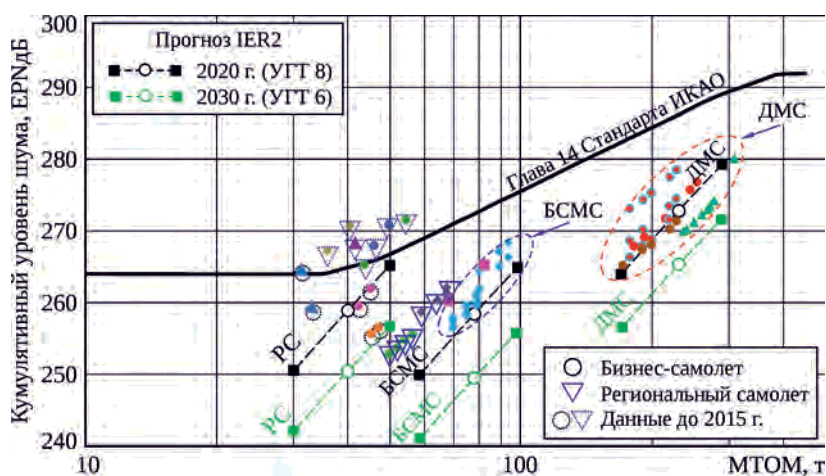
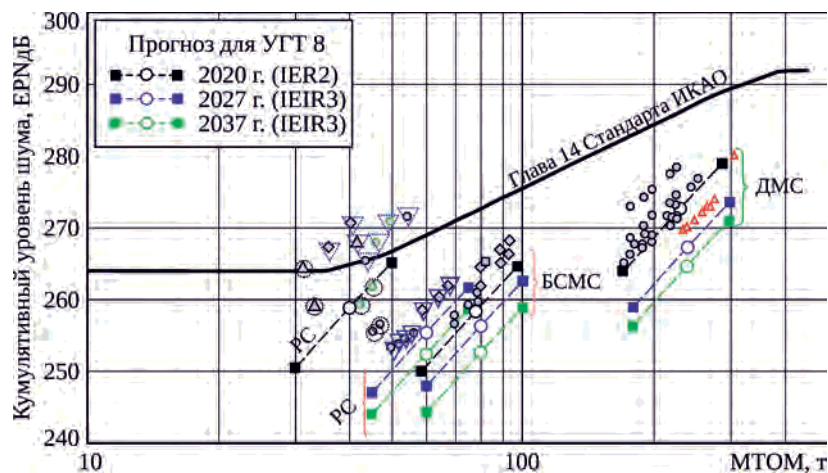


Рис. 1. Данные сертификации по шуму самолетов категорий БС, РС, БСМС, ДМС и прогноз, разработанный группой IER2 (УГТ – уровень готовности технологии)

**Табл. 1.** Прогнозные показатели шума, определенные для номинального взлетного веса самолета

Параметр	Региональный самолет	БСМС	ДМС
Базовый МТОМ (IEIR3)/базовый МТОМ (IEIR2), т	60/40	80/78	240/230
Измеренный запас по шуму недавно сертифицированного самолета относительно норм Главы 14 $R$ , EPNдБ	10,3	12,7	16,6
Прогноз запаса по шуму на 2020 г. (IEIR2) $MT_0$ , EPNдБ	6,0	14,0	13,5
Прогноз запаса по шуму на 2030 г. (IEIR2) $LT_0$ , EPNдБ	14,5	23,0	21,0
Прогноз увеличения запаса по шуму $\Delta = LT_0 - MT_0$ , EPNдБ	8,5	9,0	7,5
Скорость снижения уровня шума $S = \Delta / (2037 - 2020) = \Delta / 17$ , EPNдБ/год	0,50	0,53	0,44
Коэффициент реализации среднесрочного прогноза (на 2027 г.) RFSM	0,70	0,70	0,66
$ScM = S \cdot RFSM$ , EPNдБ/год	0,35	0,37	0,29
Среднесрочный прогноз увеличения запаса по шуму – на 2027 г. (IEIR3) $\Delta M = ScM \cdot 10$ , EPNдБ	3,5	3,7	2,9
Среднесрочный прогноз запаса по шуму – на 2027 г. (IEIR3) $R + \Delta M$ , EPNдБ	13,8	16,4	19,5
Коэффициент реализации долгосрочного прогноза (на 2037 г.) RFSL	0,6	0,7	0,6
$ScL = S \cdot RFSL$ , EPNдБ/год	0,30	0,37	0,26
Долгосрочный прогноз увеличения запаса по шуму – на 2037 г. (IEIR3) $\Delta L = ScL \cdot 10$ , EPNдБ	3,0	3,7	2,6
Долгосрочный прогноз запаса по шуму – на 2037 г. (IEIR3) $R + \Delta M + \Delta L$ , EPNдБ	16,8	20,1	22,2



**Рис. 2.** Прогноз показателей шума самолетов категорий РС, БСМС, ДМС, разработанный группой IEIR3

**Табл. 2.** Прогноз запаса по кумулятивному уровню шуму самолетов относительно требований главы 14 Стандарта ИКАО (EPNдБ), разработанный группой IEIR3

Год	БС	РС	БСМС	ДМС
2017, базовый самолет	9,0	13,0	12,0	15,0
2027	10,0	14,5	15,5	19,5
2037	15,0	17,0	24,0	26,5

с номинальными значениями МТОМ ниже 50...60 т. В данной работе отсутствуют какие-либо прогнозные

показатели как для БС, так и для РС с номинальным МТОМ ниже 60 т.

Прогнозные значения запаса по кумулятивному уровню шума самолетов относительно уровня Главы 14 указывают на то, что для региональных самолетов традиционной схемы ресурсы для снижения шума практически исчерпаны. Между тем, для категорий БСМС и ДМС в долгосрочном прогнозе видны возможности снижения шума еще на 12 EPNдБ. Следовательно, для этих категорий самолетов к 2035...2037 гг. можно ожидать ужесточения стандарта ИКАО.

## Технологии снижения шума двигателей

**Система шумоглушения.** За последние 30 лет технология использования звукопоглощающих конструкций (ЗПК) значительно усовершенствовалась и получила широкое применение, что выражается в достигнутых успехах в конструктивном и аэродинамическом проектировании, проведении специальных испытаний на акустических стендах, использовании аналитических и численных инструментов (например, для оценки сложных трехмерных каналов), развитии средств измерений, производственных процессов и разработке новых акустических материалов. Новые технологии внедряются только после того, как будет доказано их преимущество в плане весовых, рабочих и экономических показателей.

Для получения наибольшего эффекта от применения ЗПК площадь ее взаимодействия с акустическими колебаниями должна быть максимальной (рис. 3). Применение ЗПК направлено главным образом на снижение шума вентилятора – основного источника, чему способствует наличие относительно больших участков мотогондолы для размещения таких конструкций. Практика показала, что благодаря применению ЗПК в вентиляторе (снижению шума в его передней и задней полусферах), общее снижение шума самолета составило порядка 10...12 ЕРНдБ для последних сертифицированных самолетов.

Помимо уже использующихся ЗПК, были разработаны новые, которые достигли УГТ 6...9, другие оцениваются как перспективные, но пока находятся на низком УГТ. Эти технологии имеют разный потенциал

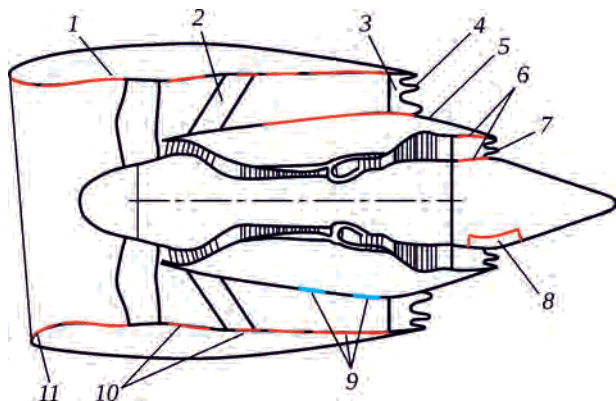


Рис. 3. Расположение элементов шумоглушения в силовой установке:

- 1 – бесшовные ЗПК/ЗПК с низким сопротивлением;
- 2 – лопатки спрямляющего аппарата (СА) из звукопоглощающего материала;
- 3 – сопло изменяемой площади;
- 4 – шевроны на сопле внешнего контура;
- 5 – облицовка на капоте;
- 6 – высокотемпературные ЗПК;
- 7 – шевроны на сопле внутреннего контура;
- 8 – глушитель шума камеры сгорания (КС);
- 9 – ЗПК на внутренней обечайке внешнего контура;
- 10 – ЗПК на корпусе вентилятора;
- 11 – облицовка губы воздухозаборника

снижения шума и потребуют решения проблем интеграции. Некоторые из технологий уже внедрены, в частности это бесшовные ЗПК на широко- и узкофюзеляжном самолетах, в то время как другие будут применяться на самолетах следующего поколения.

Облицовка каналов силовой установки звукопоглощающей конструкцией – эффективный способ снижения тонального и широкополосного шума вентилятора. Затухание акустических колебаний зависит от отношения длины канала к высоте: в длинной облицованной ЗПК мотогондole небольшого диаметра шум снижается эффективнее. Тенденция увеличения диаметра вентилятора приведет к уменьшению длины мотогондолы и толщины стенок входного канала. В дальнейшем задача будет заключаться в том, чтобы сохранить уже достигнутую эффективность ЗПК при размещении ее на меньшей доступной площади и с меньшей «строительной высотой» из-за более крупного размера вентиляторов и укороченных входного канала и мотогондолы. Создание более тонких и эффективных ЗПК потребует ведения активной исследовательской деятельности для разработки соответствующих материалов и технологий, отвечающих высоким требованиям.

Облицовка звукопоглощающими конструкциями губы воздухозаборника позволяет увеличить площадь акустической облицовки в важнейшей зоне проточной части и ослабить шум турбомашин (вентилятора и компрессора низкого давления), излучаемый из воздухозаборника. Снижение шума в данном случае составляет 1...3 дБ. Практическому применению технологии облицовки входной лемнискаты двигателя мешает размещение антиобледенительной системы, и неясно, будет ли найдено решение этой проблемы [5]. Кроме того, необходимо найти компромисс между увеличением веса и возможными потерями аэродинамических характеристик вследствие шероховатости поверхности. Уровень технологической готовности данной технологии – 4...6. Пока непонятно, насколько этот метод реализуем в среднесрочной перспективе.

Поэтому другие технологии с относительно низким уровнем готовности с гораздо меньшей вероятностью будут внедрены в среднесрочной перспективе, а некоторые технологии, в зависимости от проблем, которые будут возникать при повышении УГТ с 4, 5 или 6 до 8-го уровня, могут остаться недоступными и в долгосрочной перспективе. Тем не менее, технология «оптимизация размещения ЗПК», по-видимому, сможет достичь УГТ 8 к 2037 г. без серьезных затруднений.

**Разрабатываемые технологии снижения шума вентилятора.** Список технологий снижения шума вентиляторов за последние 10 лет, прошедшие после публикации первого доклада группы независимых экспертов, мало изменился, однако по мере развития технологий

меняется их уровень готовности. Так, в первом докладе группы независимых экспертов, опубликованном ИКАО в 2010 г. [6], в списке технологий, имеющих УГТ 4...5, значились стреловидность лопаток рабочего колеса (РК), стреловидность и наклон лопаток СА вентилятора, снижение окружной скорости при повышении степени двухконтурности до  $m = 12$ . В актуальный список при подготовке доклада IEIR3 [2] попали те же технологии, что и в 2010 г., но уровень их готовности к вводу в эксплуатацию стал более высоким – УГТ 6...9 (табл. 3). При этом технология регулируемого сопла внешнего контура перешла из разряда долгосрочной перспективы в среднесрочную с УГТ 6.

В табл. 3 и табл. 4 отражены проблемы интеграции при внедрении той или иной технологии, отмечено

**Табл. 3.** Технологии снижения шума вентилятора. Высокий уровень готовности

Технология	Оценка снижения шума	Влияние на расход топлива	Влияние на $NO_x$	Основные проблемы интеграции <i>Комментарии</i>
Стреловидность лопаток РК, УГТ 9	Тональный шум, излучаемый в переднюю полусферу: 2...4 дБ при взлете Тональный шум, излучаемый в заднюю полусферу: 2 дБ	Нет/положит.	Нет	Аэродинамические и механические характеристики вентилятора; газодинамическая устойчивость вентилятора и запас по срыву <i>Имеются примеры нулевой эффективности в снижении шума</i>
Стреловидность, наклон и количество лопаток СА, УГТ 9	Тональный шум, излучаемый в переднюю полусферу: 2...4 дБ при посадке Тональный шум, излучаемый в заднюю полусферу: 3...5 дБ Широкополосный шум (ШШ) вентилятора: 1...3 дБ	Нет	Нет	Аэродинамические характеристики вентилятора; стоимость и сложность <i>Возможность поиска оптимума для комплекса параметров – стреловидности, наклона, количества лопаток СА и зазора между РК и СА</i>
Ультравысокая степень двухконтурности Оптимизация окружной скорости РК: для $m < 12$ УГТ 9 для $m > 12$ УГТ 5	Тональный шум вентилятора: 2...4 дБ; ШШ вентилятора: 1...3 дБ	Положит.	Нет/положит.	Вес и сопротивление мотогондолы и двигателя; работоспособность вентилятора
Регулируемое сопло внешнего контура, УГТ 6	Тональный и ШШ: 2 дБ	Нет	Нет	Сложность, вес и стоимость

**Табл. 4.** Технологии снижения шума вентилятора. Низкий уровень готовности

Технология	Оценка снижения шума	Влияние на расход топлива	Влияние на $NO_x$	Основные проблемы интеграции <i>Комментарии</i>
Лопатки статора с использованием ЗП-материалов, УГТ 4	Тональный и ШШ: 1,5 дБ	Негатив./нет	Нет	Техобслуживание и, возможно, аэродинамическое сопротивление <i>За последние годы достигнут прогресс</i>
Глушитель шума, установленный над РК, УГТ 4	Тональный и ШШ: 3 дБ			Влияние на рабочие характеристики вентилятора <i>За последние годы достигнут прогресс</i>
Выдув воздуха из задней кромки лопатки, УГТ 4	Тональный и ШШ: 1...2 дБ			Сложность; вес и стоимость <i>Отсутствие прогресса за последние годы</i>
Шевроны на задней кромке лопатки, УГТ 3	Тональный и ШШ: 0,5...1 дБ	Негатив.		Влияние на рабочие характеристики вентилятора <i>Отсутствие прогресса за последние годы</i>
СА с элементами активного управления шумом, УГТ 3...4	Тональный шум на ВРФ1: 8 дБ Тональный шум на ВРФ2: 5 дБ			Интеграция активатора; прочность конструкции; вес и стоимость
РК с элементами активного управления шумом, УГТ 3	Тональный шум на ВРФ2: 5 дБ			Сложность; вес и стоимость; удельный расход топлива <i>Отсутствие прогресса за последние годы</i>
«Безвтулочный» вентилятор, УГТ 4	Тональный шум на ВРФ1: 24 дБ		Сложность, вес и стоимость	

контура с изменяемой площадью, испытанного пока только на летающей лаборатории, будет скорее зависеть от общей оптимизации рабочих характеристик, включая характеристики устойчивости вентилятора на низких режимах, а не от влияния на уровень шума двигателя.

Технологии с низким УГТ (лопатки СА с использованием звукопоглощающих материалов [14], надроторное звукопоглощающее покрытие [15–18], выдув из задней кромки [19], шевронная задняя кромка [20; 21], активный статор и активный контроль тонального шума [22; 23]) вряд ли будут реализованы даже к 2037 г. Это подтверждается медленным изменением УГТ с момента первого доклада независимых экспертов. Медленный прогресс связан со сложностями интеграции или иными проблемами (производительность вентилятора, сопротивление, обслуживание, прочность, сложность конструкции, масса или стоимость).

### Соотношение источников шума современных самолетов

На начальной стадии развития реактивных ГТД использовались одноконтурные ТРД небольшого диаметра. Главным источником шума была высокотемпературная реактивная струя, смешивающаяся с окружающим воздухом. Развитие ГТД во многом было обусловлено стремлением снижения расхода топлива, на который приходится 30...40% эксплуатационных расходов. Конструкция ГТД со временем претерпела изменения, появился двухконтурный двигатель. Постепенно конструкция ТРДД развивалась, постоянно увеличивалась степень двухконтурности ( $m$ ) и, соответственно, уменьшалась степень повышения давления в вентиляторе ( $\pi_B^*$ ). При этом у двигателей существенно изменились акустические характеристики. Значительно снизился шум при смешивании реактивной струи с воздухом, что является главным преимуществом этой схемы перед одноконтурным ТРД, однако при этом повысилась значимость шума вентилятора, который в настоящее время является доминирующим источником (рис. 4).

Перед тем как рассматривать воздействие каждого источника авиационного шума, приведем оценку их относительного вклада в общий уровень шума вводимых в последнее время в эксплуатацию самолетов. Здесь произошли значительные изменения. Шум реактивной струи, который ранее доминировал, теперь стал значительно ниже вследствие снижения скорости реактивной струи двигателей с более высокой степенью двухконтурности. При этом при заходе на посадку значимость шума планера повышается и может превышать шум двигателя. Из-за тенденции к увеличению диаметра двигателей, устанавливаемых на больших самолетах, шум самолетов становится более чувствительным к специфическим особенностям конструкции, включая интеграцию двигателей с планером, аэродинамику, массу и эффекты взаимодействия.

Изучение механизмов генерации шума является довольно сложной задачей, поскольку речь идет о распространении звукового давления в нестационарном потоке. Шум генерируется движущимися объектами, такими как лопатки вентилятора, струей или воздушным потоком, выходящим из канала. Применительно к авиационным двигателям задача значительно усложняется из-за высоких скоростей лопаток и потока. Еще одна сложность заключается в точном определении источников шума или их относительного вклада в общий уровень шума. В особенности это относится к широкополосному шуму вентилятора и турбины низкого давления, который можно отчасти спутать с шумом струи.

Реактивная струя является источником широкополосного шума, связанного с перемешиванием турбулентного потока. Шум струи приблизительно пропорционален восьмой степени скорости струи, т.е. акустическая мощность увеличивается более чем в два раза (или на 3 дБ) при увеличении скорости струи на 10%. Вклад шума струи в общий уровень зависит от характеристик двигателя, в частности от степени повышения давления вентилятора. При уменьшении степени повышения давления вентилятора, чтобы компенсировать потерю тяги, необходимо увеличивать его диаметр.

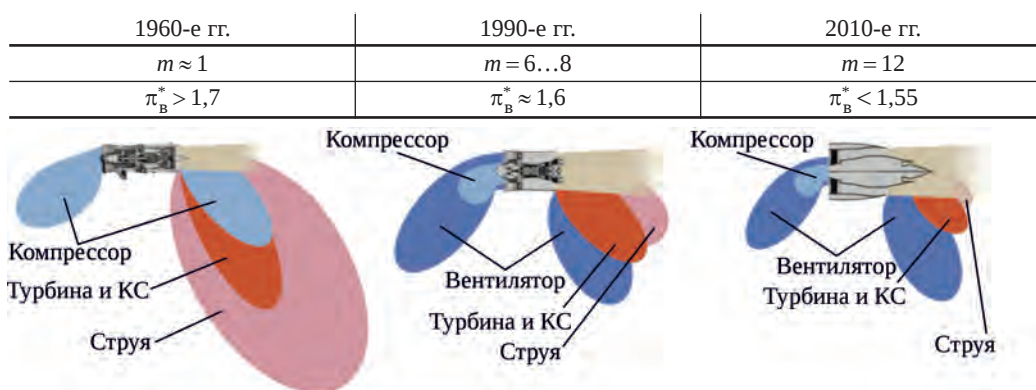


Рис. 4. Источники и диаграммы направленности шума газотурбинных двигателей в разные периоды времени [13]

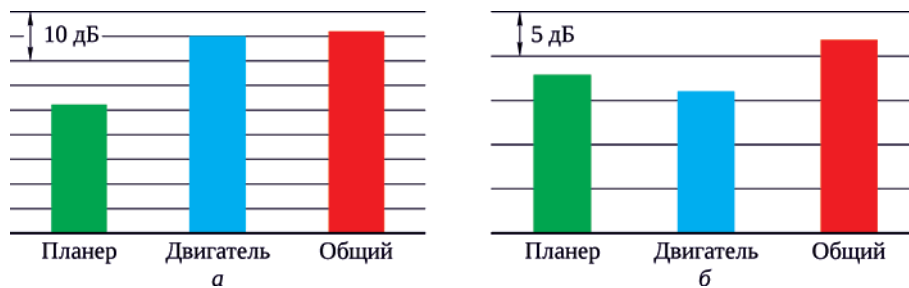


Рис. 5. Относительный вклад двигателя и планера в шум современного двухдвигательного ДМС при взлете (а) и посадке (б)

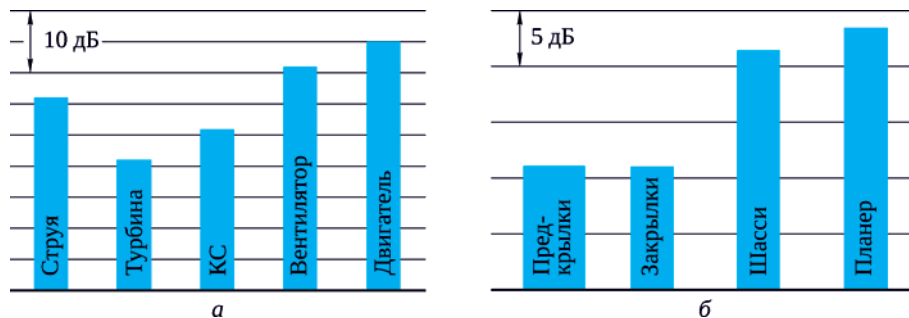


Рис. 6. Относительный вклад источников шума двигателя при взлете (а) и планера при посадке (б) современного двухдвигательного ДМС

Для больших двигателей, в том числе больших самолетов категории БСМС (A320neo и Boeing 737 MAX), степень повышения давления вентилятора со временем уменьшилась, в то время как шум струи стал относительно невелик. Для небольших самолетов, относящихся к категориям БС и РС, степень повышения давления вентилятора остается несколько выше, чем для ДМС. Это объясняется тем, что при размещении двигателя под крылом его диаметр ограничен требованиями к расстоянию от взлетно-посадочной полосы. К тому же при размещении двигателей в задней части фюзеляжа возможность применения вентиляторов большого диаметра исключается вследствие их большого веса. Таким образом, появилась разница во вкладе источников шума двигателя для малых и больших самолетов, при этом у небольших самолетов на взлете по-прежнему доминирует шум реактивной струи, а у больших – шум вентилятора.

Вклад различных источников шума больших двухмоторных широкофюзеляжных самолетов (ДМС) с двумя проходами, таких как A350 или Boeing 787, на режимах взлета и посадки показан на рис. 5 и рис. 6. На взлете двигатель, главным образом вентилятор, является доминирующим источником шума, тогда как при заходе на посадку порядка 60% полной акустической энергии приходится на шум планера, при этом 80% акустической энергии шума планера может составлять шум шасси.

### Двигатель – планер

У новых самолетов категории БСМС, в частности A320neo или Boeing 737 MAX, в отличие от широкофюзеляжных ДМС, конструкция шасси намного проще,

и большой вклад в шум планера вносит система механизации крыла (предкрылки и закрылки). Поэтому на режиме посадки у БСМС на шум шасси приходится только около 25% акустической энергии, генерируемой планером.

При заходе на посадку шум струи незначителен, и вентилятор является доминирующим источником шума двигателя. Поскольку на режиме посадки частота вращения вентилятора гораздо ниже, чем при взлете, механизмы генерации шума вентилятора различны, что приводит к изменению как уровня, так и частотного спектра шума.

В настоящее время принято разделять шум двигателя и планера, однако между ними существует взаимодействие, которое может повлиять на шум. Снос потока с крыльев создает угол атаки на входе вентилятора и вокруг мотогондолы, что может сказываться на шуме двигателя. Реактивная струя может взаимодействовать с крылом, создавая мощный источник шума. С другой стороны, крыло может отражать звук в сторону земли. Таким образом, прослеживается тенденция, особенно заметная у самолета большой размерности, когда на режиме посадки шум планера становится более сильным, чем шум двигателя.

Ниже описаны источники шума силовой установки и планера и оценен потенциал снижения шума, который зависит от класса воздушного судна. Основное внимание уделено вентилятору и планеру, а также акустическим облицовкам каналов силовой установки. Дальнейшее снижение шума потребует тщательной работы в направлении проектирования, разработки аналитических методов, моделирования, разработки методов расчета

---

шума и экспериментальных исследований, причем последние остаются ключевыми для решения проблем шума.

**Шум реактивной струи.** Для ТРДД большой размерности меньшая скорость струи приводит к снижению ее вклада в общий шум. Широкополосный шум струи вызван турбулентным смешением потоков наружного и внутреннего контуров в окружающей среде, происходящим при высокой скорости. Значительного прогресса в снижении шума струи удалось достичь при изменении параметров двигателя за счет понижения  $\pi_v^*$ , что привело к снижению скорости струи и, таким образом, уменьшению расхода топлива, при этом заданная скорость реактивной струи ограничивает возможность снижения ее шума другим способом. Тенденция к уменьшению степени повышения давления вентилятора будет наблюдаться и на больших редукторных ТРДД, а успех будет зависеть от выбора места расположения и массы силовой установки. В двигателях меньшей размерности (для самолетов бизнес-класса и региональных самолетов) с большей степенью повышения давления вентилятора, соответствующих степени двухконтурности  $m = 3 \dots 6$ , шум струи удастся снизить с помощью использования камеры смешения потоков.

На самолете А330 двигатели Trent ( $m = 5,1$ ) имели длинную камеру смешения потоков. У двигателей А330neo длинная камера смешения отсутствует, степень повышения давления вентилятора значительно ниже, а двухконтурность значительно выше. Длинная камера смешения – это хорошо зарекомендовавшая себя технология, которая подходит только для двигателей со степенью сжатия вентилятора выше, чем у новых двигателей большого диаметра.

В будущем в двигателях для этих классов самолетов, вероятно, будут по-прежнему использоваться камеры смешения, но уже усовершенствованные, и, возможно, совместно с неподвижными шевронами. Шевроны, установленные на выходе из сопла, использовались на некоторых самолетах с двигателями с низкой степенью повышения давления вентилятора для уменьшения шума реактивной струи в пассажирском салоне во время полета, при этом их влияние на шум во время взлета было незначительно. Поэтому маловероятно, что шевроны будут широко применяться для снижения шума струи на больших узкофюзеляжных БСМС, широкофюзеляжных ДМС или реактивных РС с двигателями с низкой  $\pi_v^*$ , поскольку выгода, полученная от суммарного снижения шума, не сможет компенсировать повышение расхода топлива, связанное с их применением. Одна из технологий снижения шума струи все же может рассматриваться для реального применения – сопло наружного контура с изменяемой площадью сечения. Оно позволит снизить степень повышения давления вентилятора на взлете и опять получить опти-

мальное значение  $\pi_v^*$  на крейсерском режиме для обеспечения низкого расхода топлива. Это также благоприятно воздействует на работу вентилятора, уменьшив во время взлета вероятность потери устойчивости работы вентилятора с низкой степенью повышения давления.

Методы расчета шума струи довольно хорошо развиты, от эмпирических до полуэмпирических и более сложных, основанных на трехмерных расчетах течения. Понимание происходящих процессов было повышено благодаря использованию передовых методов оптической диагностики и определения местоположения источника шума. Эти методы позволяют идентифицировать источник шума в следе выхлопа двигателя и отличить его контур при спектральном анализе. Методы, основанные на улучшенных возможностях моделирования, могут обеспечить снижение шума будущих двигателей, при этом вряд ли к 2037 г. технологии достигнут УГТ 8.

**Шум вентилятора.** Вентилятор современного самолета большой размерности является самым мощным источником шума на взлете и основным источником шума двигателя при посадке. Шум вентилятора распространяется в переднюю и заднюю полусферы. Он включает широкополосный шум, тональный шум и шум ударных волн, а вследствие изменения частоты вращения ротора частотные спектры на взлете и посадке существенно различаются. Шум ударных волн присутствует главным образом в передней полусфере и возникает, когда окружная скорость на периферии лопаток вентилятора становится сверхзвуковой. Так как степень повышения давления вентилятора уменьшилась, то снизилась и скорость лопаток на рабочих режимах, а шум ударных волн стал менее существенным или сошел на нет. Уменьшение степени повышения давления вентилятора дает несколько преимуществ, помимо основного фактора, который заключается в увеличении полетного КПД. Во-первых, уменьшается окружная скорость и растет КПД вентилятора. Во-вторых, уменьшение скорости струи приводит к снижению ее шума. Наконец, по мере уменьшения  $\pi_v^*$  и окружной скорости падает уровень шума вентилятора. Однако уменьшение  $\pi_v^*$  при заданной тяге двигателя ведет к увеличению диаметра вентилятора, а значит, к увеличению веса и сопротивления силовой установки. Проблемы, связанные с весом и размещением двигателя, в значительной степени определяют относительно высокие значения  $\pi_v^*$ , характерные для самолетов бизнес-класса и региональных самолетов.

Конструкция вентилятора в первую очередь должна обеспечивать высокий КПД и устойчивую работу с учетом степени повышения давления и частоты вращения. Шум вентилятора сильно зависит от его окруж-



ной скорости и КПД, от аэромеханических и конструктивных характеристик двигателя. Ключевой из них является расположение лопаток СА, которые должны размещаться как можно дальше по потоку от ротора, чтобы снизить тональный шум взаимодействия потока с элементами конструкции. Увеличение осевого зазора приводит к увеличению массы и уменьшению прочности конструкции двигателя, поэтому другим вариантом является применение скошенных или наклонных лопаток СА, что также влияет на прочность конструкции и массу. Таким образом, существует неизбежное противоречие между снижением шума и достижением малого веса.

Взаимосвязь между рабочими характеристиками двигателя, такими как расход топлива и шум, имеет большое значение для современных двигателей, которое будет расти по мере увеличения размерности вентиляторов. Шум вентилятора является функцией нескольких, уже упомянутых выше аэродинамических параметров.

У вентиляторов со сверхзвуковой окружной скоростью, все еще используемых в двигателях самолетов бизнес-класса и региональных самолетов, в передней полусфере на взлете преобладает шум ударных волн. Однако он хорошо снижается с помощью сотовых ЗПК. Некоторое снижение шума сверхзвуковых вентиляторов можно получить с помощью скошенных лопаток ротора. У низкоскоростных вентиляторов шум в передней полусфере возникает при взаимодействии лопаток ротора с неравномерным потоком на входе или при взаимодействии следов от РК с лопатками СА и является преимущественно тональным. Тональный шум, обусловленный взаимодействием потока с СА, может возникать, когда зазор между лопатками РК вентилятора и силовыми стойками является небольшим. На взаимодействие с СА удастся повлиять путем подбора лопаток РК и СА для отсеки низких гармоник частоты следования лопаток, а также располагая СА как можно дальше и применяя наклон или скос лопаток СА. Тоны взаимодействия также значимы для региональных самолетов при заходе на посадку.

Шум вентилятора в задней полусфере (шум взаимодействия и широкополосный шум), как правило, более интенсивен, чем в передней. Механизмы генерации широкополосного шума ясны не в полной мере. Увеличение аэродинамических потерь из-за конструктивных ошибок или из-за того, что вентилятор работает при степени повышения давления, превышающей расчетное значение, может приводить к усилению широкополосного шума. Увеличенная, по сравнению с крейсерским режимом, степень повышения давления на взлете обусловлена более низкой абсолютной скоростью полета самолета; уменьшить  $\pi_B^*$  можно с помощью сопла с изменяемой площадью.

**Шум источников внутреннего контура.** Внутренний контур обычно не является доминирующим источником шума современных двигателей большой размерности, но вносит значительный вклад в шум небольших двигателей, однако снижение шума внутреннего контура может способствовать снижению уровня шума на режиме посадки даже больших двигателей [24]. По мере того как шум вентилятора и реактивной струи ослабевает, шум источников внутреннего контура становится более значимым. Источниками широкополосного и тонального шума внутреннего контура являются компрессор/бустер (обнаруживается в основном при заходе на посадку) и камера сгорания с турбиной (как на взлете, так и при посадке). Главными источниками шума внутреннего контура обычно являются турбина низкого давления и КС, шум которых распространяется через его сопло [25; 26]. Кроме того, иногда для поддержания стабильной работы компрессора при посадке требуется применение перепускных клапанов компрессора, которые могут создавать широкополосный и тональный шум.

Шум источников внутреннего контура все еще не изучен до конца и требует аккуратной оценки, так как может стать существенным. В частности, турбина низкого давления может явиться значимым источником шума в конструкции двигателя с редуктором, если не используется отсечка тонального шума турбины. Кроме того, серьезной проблемой может стать шум КС – совершенствование камер сгорания с целью уменьшения количества вредных выбросов, например использование КС, работающих на обедненном топливе, сопряжено с таким риском. Звукопоглощающие облицовки могут быть очень эффективными для снижения уровня шума источников внутреннего контура, в особенности для ослабления тонального шума турбины. Существуют возможности для их внедрения в конструкцию при условии разработки легких, жаропрочных материалов и совершенствования технологии их производства.

**Шум планера.** Основной механизм генерации шума планера обусловлен взаимодействием воздушного потока с элементами самолета: шасси, интерцепторами, системами механизации крыла и прочими источниками. Для разработки новых технологий снижения шума планера проводятся экспериментальные исследования, включая модельные испытания в аэродинамических трубах, а также летные испытания [27]. Шум планера может быть снижен главным образом за счет скорости самолета при заходе на посадку, а также путем оптимизации конструкции планера. В частности, конструкция и конфигурация шасси могут быть улучшены путем изменения количества колес, соотношения геометрических размеров и угла наклона стойки шасси.

---

Множество отверстий, генерирующих тональный шум при обтекании потоком, по возможности закрывают или заполняют. Для уменьшения влияния других источников паразитного шума герметизируют внутренние полости предкрылков и закрылков.

Основным источником шума планера, как правило, является шасси, генерирующее одновременно широкополосный и тональный шум. Он вызван различными аэродинамическими явлениями, в первую очередь отрывом потока от стоек, соединений и других элементов. Преобладая в шуме планера широкофюзеляжного самолета, шум шасси менее заметен у узкофюзеляжных самолетов, где он сопоставим с шумом закрылков. Это связано с менее сложной конструкцией шасси узкофюзеляжных самолетов, меньшим количеством колес и меньшими размерами отсека шасси и полостей. Кроме того, для узкофюзеляжных самолетов проводилось меньше работ по снижению шума устройств механизации крыла.

В течение многих лет при создании каждого нового летательного аппарата учитывались конкретные рекомендации по проектированию, позволяющие свести к минимуму шум шасси [28]. Простой метод снижения шума заключается в том, чтобы целиком прикрыть конструкцию шасси обтекателями; испытания в аэродинамической трубе показывают потенциал снижения шума на величину более 10 дБ. Однако из-за множества ограничений, связанных с эксплуатацией, безопасностью, охлаждением тормозов, ремонтопригодностью, массой, сложностью системы и ее стоимостью, данный метод не находит применения на практике. Было проведено много исследований перспективных малошумных конструкций шасси, в том числе дополнительных обтекателей, различных усовершенствований носового и основного шасси, устройств пассивного и активного контроля потока. Потенциал снижения шума компонентов составляет 2...7 дБ, однако этому могут помешать упомянутые выше ограничения.

Обтекатели для оптимизации течения потока, хотя и были тщательно изучены и испытаны, так и не нашли практического применения. Обтекатели, разработанные до УГТ 6, могут применяться на широкофюзеляжных самолетах при условии снижения их стоимости. При заходе на посадку снижение шума компонентов планера составляет приблизительно 3...5 дБ, что соответствует снижению уровня шума самолета только на 1...1,5 ЕРНдБ. Однако на узкофюзеляжных самолетах, где шум шасси менее важен, потенциальное преимущество от применения обтекателей снижается до ~0,5 ЕРНдБ. Другие технологии снижения шума шасси, касающиеся изменения конструкции и пассивного управления потоком, в настоящее время близки к УГТ 4 и вряд ли будут готовы к 2037 г.

Устройства механизации крыла представляют собой второй по значимости источник аэродинамического шума планера. Эти системы имеют решающее значение для достижения требуемых аэродинамических характеристик на низких скоростях, сильно влияя на аэродинамическое качество планера при взлете и на максимальное значение коэффициента подъемной силы при посадке. Устройства механизации крыла оказывают значительное влияние на полезную нагрузку воздушного судна, поэтому снижение шума не должно приводить к ухудшению аэродинамических характеристик устройств и пилотажных качеств воздушного судна. Создание малошумных устройств неизбежно связано с решением задач по предотвращению любого неблагоприятного воздействия на эксплуатационные параметры, безопасность, основные конструктивные элементы и массу, на ремонтопригодность и экономическую целесообразность. Из-за отсутствия достаточно больших акустических аэродинамических труб обычно не удается выполнить моделирование крыла в полном масштабе с точным воспроизведением характеристик потока. Стоимость летных испытаний слишком высока, поэтому они возможны только для технологий с высоким УГТ. Также используются масштабируемые модели самолетов или конфигураций крыла, но недостаток таких испытаний – отсутствие подобия по числу Рейнольдса. Из-за неточностей масштабируемых моделей пока не удается достаточно точно рассчитывать шум, генерируемый приводами систем механизации.

Основными источниками шума крыла являются (в порядке значимости) щелевые предкрылки, приводы предкрылков, боковые края закрылков и приводы закрылков. Поскольку кромка закрылка – точечный источник шума, а предкрылок – источник линейный, протяженный, общая мощность шума предкрылков выше мощности шума боковых кромок закрылка.

Существуют методы снижения шума предкрылка, например опущенная передняя кромка или предкрылок с уплотнением. Такая механизация установлена на последних сертифицированных широкофюзеляжных самолетах, но только на части крыла. Установка таких устройств по всей длине может дополнительно снизить шум от передней кромки крыла, но это потребует перепроектирования всей его конструкции. Шум предкрылка больше не рассматривается как проблема для широкофюзеляжных самолетов, в то время как для узкофюзеляжных воздушных судов пока существует возможность оптимизации конструкции, которая может привести к дополнительному снижению шума компонентов на 3...5 дБ, но для всего самолета эта величина намного меньше. Снижение шума закрылков также вполне реализуемо, малошумные конструкции и применение покрытий могут обеспечить преимущество в 3...5 дБ.

---

Паразитный шум может иметь как тональную, так и широкополосную характеристику. Он сильно зависит от конструкции и может быть интенсивнее акустических колебаний, генерируемых традиционными источниками шума планера, которые определяют его общую характеристику. Основными источниками паразитного шума являются противообледенительные отверстия, топливные люки и небольшие отверстия на шасси, антенне, а в последнее время – на громоздких приемниках интернет-сигнала. Большую роль также играют элементы механизации крыла, такие как выемки в передней кромке крыла для размещения приводов предкрылков и полости на боковых кромках закрылков. Снижение паразитного шума может осуществляться совместно с улучшением аэродинамики конструкции, однако следует помнить о потенциальной потере эффективности и функциональности систем. Например, приводы предкрылка должны обеспечивать надлежащую работу, а вентиляционные отверстия необходимы для предотвращения повышения влажности, которая приводит к коррозии.

Возможность использования воздушных тормозов для обеспечения способности летательного аппарата выполнить заход на посадку с постоянным поддержанием крутой траектории и низким уровнем шума требует применения их малозумной конструкции. На сегодняшний день имеется мало данных о количественной оценке и характере шума интерцепторов, в первую очередь низкочастотного, при этом плохо изучены механизмы генерации шума, лежащие в основе сложного воздействия интерцептора на аэродинамику крыла и, следовательно, на шум предкрылка.

## Заключение

Представлен десяти- и двадцатилетний прогноз уровней шума самолетов гражданской авиации четырех основных категорий: бизнес-класса, региональных, ближне-среднемагистральных и дальнемагистральных. Выполнен анализ изменения соотношения вклада основных источников шума самолета в общий уровень шума, а также проанализирован прогресс технологий снижения шума, создаваемого основным источником шума двигателей – вентилятором.

Прогнозные показатели запаса по кумулятивному уровню шума самолетов относительно норм Главы 14 указывают на то, что для региональных самолетов традиционной схемы практически исчерпаны ресурсы для снижения их шума. Между тем для БСМС и ДМС в долгосрочном прогнозе видны возможности снижения кумулятивного уровня шума до 12 EPNдБ. Следовательно, для этих категорий самолетов к 2035...2037 гг. можно ожидать ужесточения стандарта ИКАО.

За последние 10 лет список технологий снижения шума вентиляторов мало изменился, однако повысился их уровень готовности. Такие технологии, как стреловидность лопаток РК, стреловидность и наклон лопаток СА вентилятора, снижение окружной скорости при повышении степени двухконтурности, находившиеся на 4...5-м уровнях, достигли УГТ 6...9. При этом технология регулируемого сопла внешнего контура перешла из разряда долгосрочной перспективы в среднесрочную с УГТ 6.

У современных самолетов, относящихся к категориям БСМС и ДМС, основным источником шума на взлете является реактивный двигатель, а при заходе на посадку шум планера превалирует над шумом двигателя (вентилятора). Шум струи стал вторичным источником шума для самолетов этих категорий даже во время взлета, при этом доминирующим является шум вентилятора.

У небольших самолетов (бизнес-класса и небольших региональных) шум струи может по-прежнему доминировать на взлете, как у многих более старых воздушных судов. Шум струи снизился благодаря уменьшению скорости истечения продуктов горения, что положительно сказалось на расходе топлива, но, так как шум струи теперь является вторичным источником, дальнейшее снижение расхода топлива не приведет автоматически к значительному снижению шума.

У современных самолетов большой размерности шум вентилятора является доминирующим во время взлета, в то время как у небольших самолетов он преобладает на режиме набора высоты, и у всех самолетов – при посадке. Повышение степени двухконтурности двигателя может привести к снижению шума вентилятора в передней и задней полусферах. Дальнейшее снижение шума вентилятора другими способами, помимо снижения окружной скорости, является сложной задачей. Можно ожидать, что всесторонние исследования, включая испытания полноразмерных двигателей на земле и летные испытания, в сочетании с нестационарным трехмерным расчетом всего воздушного тракта (воздухозаборник – вентилятор – СА – стойки – внешний контур), позволят повысить эффективность технологий снижения шума двигателя.

Ключевой технологией снижения шума вентилятора является применение звукопоглощающих облицовок, а наличие ЗПК во входном устройстве и наружном контуре обеспечивает существенное затухание шума. Продолжаются работы по улучшению характеристик ЗПК, но решение задачи сохранения акустической эффективности ЗПК потребует больших усилий, учитывая тенденции к уменьшению длины мотогондолы относительно диаметра двигателя, связанному с борьбой за снижение расхода топлива.

---

У современных самолетов большой размерности при заходе на посадку планер является основным источником шума, основной вклад в который вносят шасси. Возможности снижения шума планера сильно зависят от категории воздушного судна, конструкции и эксплуатационных характеристик, а максимальное использование этих возможностей будет зависеть от множества ограничений.

По мере увеличения габаритов двигателя по отношению к размеру самолета (увеличения степени двухконтурности) все более важным становится вопрос интеграции двигателя и планера как единого целого. При оптимизации параметров самолета необходимо

использовать интегральный подход, включающий технологии снижения его шума, наряду с минимизацией расхода топлива и вредных выбросов.

В настоящее время возможности технологий снижения шума самолетов традиционной компоновки, особенно самолетов большой размерности, по-видимому, ограничены, и нужна тщательная оценка потенциала акустической оптимизации конструкции. Использование новых конфигураций двигателей и самолетов или значительно видоизмененных классических компоновок может открыть новые возможности для снижения шума, но в то же время сопряжено с серьезными проблемами, которые потребуют решения в будущем.

## Литература / References

1. Memorandum: CAEP-Memo/102: 4/7/16 / ICAO. Montreal, 2016. 2 p. Ref: AN1/17.
2. Independent expert integrated technology goals assessment and review for engines and aircraft: report / N.A. Cumpsty et al.; International Civil Aviation Organization. Montreal, 2019. Doc 10127.
3. Novel aircraft-noise technology review and medium- and long-term noise reduction goals: report by the second CAEP noise technology independent expert panel / M. Adib, F. Catalano, J. Hileman, D. Huff et al.; International Civil Aviation Organization. Montreal, 2014. 188 p. Doc 10017.
4. Type certificate data sheets (TCDS) // EASA Pro: site / EASA. Section "Document library". URL: <https://www.easa.europa.eu/document-library/type-certificates>.
5. Gantie F., Clewley M. Evaluation of lip liner benefits // 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2008, May 5–7, 2008, Vancouver, British Columbia, Canada. Curran Associates, 2008. Vol. 4. P. 2556–2567. AIAA 2008-2979.
6. Aircraft noise technology review and medium and long term noise reduction goals / J. Beslon, W. Chishty, Ph. Gliebe et al.; International Civil Aviation Organization. Montreal, 2010. 108 p. Doc 9943.
7. New modular fan rig for advanced aeroacoustic tests – Modal decomposition on a 20' UHBR fan stage / A. Pereira et al. // 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2019, Delft, The Netherlands, 20–23 May 2019. Curran Associates, 2019. Vol. 5. P. 3250–3264. AIAA 2019-2604.
8. Tapken U., Raitor T., Enghardt L. Tonal noise radiation from an UHBR fan – Optimized in-duct radial mode analysis // 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2009 (30th AIAA Aeroacoustics Conference), Miami, Florida, USA, 11–13 May 2009. Curran Associates, 2009. Vol. 4. P. 2679–2693.
9. Hughes C.E., Gazzaniga J.A. Effect of two advanced noise reduction technologies on the aerodynamic performance of an ultra high bypass ratio fan // 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2009 (30th AIAA Aeroacoustics Conference), Miami, Florida, USA, 11–13 May 2009. Curran Associates, 2009. Vol. 1. P. 531–546. AIAA 2009-3139.
10. Envia E., Nallasamy M. Design selection and analysis of a swept and leaned stator concept // J. of Sound and Vibration. 1999. Vol. 228, iss. 4. P. 793–836.
11. Benefits of swept-and-leaned stators for fan noise reduction / Woodward R.P., Elliott D.M., Hughes C.E., Berton J.J. // J. of Aircraft. 2001. Vol. 38, no. 6. P. 1130–1138.
12. Investigation on aeroacoustics and aerodynamics of the stator lean effect for rotor-stator interaction / Liu Hai-jian, Ouyang Hua, Wu Ya-dong, Tian Jie, Du Zhao-hui. 2013. (Proceedings of ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition: GT2013, June 3–7, 2013, San Antonio, Texas, USA). GT2013-94554.
13. Халецкий Ю.Д., Почкин Я.С. Снижение шума вентилятора авиадвигателя путем наклона лопаток спрямляющего аппарата // Акустический журнал. 2015. Т. 61, № 1. С. 106–113.  
Khaletskii Yu.D., Pochkin Ya.S. Snizhenie shuma ventilatora aviadvigatelia putem naklona lopatok spriamliaiushchego apparata [Reducing noise of an aero engine fan by tilting blades of the outlet guide vanes]. Acoustic magazine. 2015. Vol. 61, no. 1. P. 106–113.
14. Van Zante D.E., Nark D.M., Fernández H.C. Propulsion noise reduction research in the NASA Advanced Air Transport Technology Project. 2017. 16 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20170008825>.
15. Sutliff D.L., Jones M.G., Hartley T.C. High-speed turbofan noise reduction using foam-metal liner over-the-rotor // J. of Aircraft. 2013. Vol. 50, no. 5. P. 1491–1503.

- 
16. Effect of grazing flow on grooved over-the-rotor acoustic casing treatment / R. Bozac, M.G. Jones, B.M. Howerton, M.C. Brown // 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2019, Delft, The Netherlands, 20–23 May 2019. Curran Associates, 2019. Vol. 4. P. 2654–2670. AIAA 2019-2564.
  17. Influence of the casing treatment design parameters on the ducted counter rotating fan noise / Khaletskii Iu., Pochkin Ya., Korznev V., Milesin V. // 24th International Congress on Sound and Vibration 2017 (ICSV 24), London, United Kingdom, 23–27 July 2017. Curran Associates, 2017. Vol. 2. P. 1150–1157.
  18. Evaluating the acoustic benefits of over-the-rotor acoustic treatments installed on the advanced noise control fan / M. Gazella, T. Takakura, D.L. Sutliff, R. Bozak, B.J. Tester // 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2017: held at the AIAA Aviation Forum 2017, Denver, Colorado, USA, 5–9 June 2017. Curran Associates, 2017. Vol. 5. P. 3697–3713. AIAA 2017-3872.
  19. Low-speed fan noise reduction with trailing edge blowing / D.L. Sutliff, D.L. Tweedt, E.B. Fite, E. Envia // International J. of Aeroacoustics. 2002. Vol. 1, nr 3. P. 275–305.
  20. Reduction of wind turbine noise using optimized airfoils and trailing-edge serrations / S. Oerlemans, M. Fisher, T. Maeder and K. Kögler // AIAA Journal. 2009. Vol. 47, nr 6. P. 1470–1481.
  21. Numerical study on noise reduction of the turbomachinery blade self-noise with serrated trailing edge / W. Duan, L. Ji, H. Tong, S. Ding, L. Mao, W. Qiao // 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2019, Delft, The Netherlands, 20–23 May 2019. Curran Associates, 2019. Vol. 8. P. 5231–5242. AIAA 2019-2734.
  22. Sutliff D.L., Remington P.J., Walker B.E. Active control of low-speed fan tonal noise using actuators mounted in stator vanes: Part III Results. 2003. 14 p. (9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, 12–14 May 2003, Hilton Head, South Carolina; AIAA 2003-3193).
  23. Curtis A.R.D. Active control of fan noise by vane actuators. NASA, Glenn Research Center, May 1999. 89 p. NASA/CR–1999-209156.
  24. Boyle D.K., Henderson B.S., Hultgren L.S. Core/compressor-noise baseline measurements for the DGEN aeropropulsion research turbofan // 24th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2018: held at the AIAA Aviation Forum 2018, Atlanta, Georgia, USA, 25–29 June 2018. Curran Associates, 2018. Vol. 3. P. 1693–1708. AIAA 2018-3281.
  25. Stone J.R., Krejsa E.A., Clark B.J. Enhanced core noise modeling for turbofan engines. NASA, Glenn Research Center, June 2011. 49 p. NASA/CR–2011-217026.
  26. Van Zante D.E., Envia E. Simulation of turbine tone noise generation using a turbomachinery aerodynamics solver // 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2009 (30th AIAA Aeroacoustics Conference), Miami, Florida, USA, 11–13 May 2009. Curran Associates, 2009. Vol. 4. P. 2611–2621. AIAA 2009-3282.
  27. Comparison of measured and simulated acoustic signatures for a full-scale aircraft with and without airframe noise abatement / M.R. Khorrami, P.A. Ravetta, D.P. Lockard, B.M. Duda, R. Ferris // 24th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2018: held at the AIAA Aviation Forum 2018, Atlanta, Georgia, USA, 25–29 June 2018. Curran Associates, 2018. Vol. 2. P. 921–938. AIAA 2018-2972.
  28. Dobrzynski W. Almost 40 years of airframe noise research: what did we achieve // J. of Aircraft. 2010. Vol. 47, no. 2. P. 353–367.

*Материалы получены редакцией 06.07.2020*