

## Проблема шума перспективных ТРДД для дальнемагистральных самолетов

Евстигнеев А.А., Ланшин А.И., Почкин Я.С., Солонин В.И., Халецкий Ю.Д.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: ydkhaletskiy@ciam.ru

Одной из задач отечественного авиадвигателестроения является разработка и создание конкурентоспособных двигателей в диапазоне тяги 250...450 кН для широкофюзеляжных дальнемагистральных самолетов. Представлена сравнительная оценка уровней шума дальнемагистральных самолетов, силовая установка которых состоит из двух ТРДД большой тяги, в одном случае с прямым, в другом – с редукторным приводом вентилятора. Намечены основные направления исследований по созданию новых технологий снижения шума различных источников применительно к перспективным ТРДД.

**Ключевые слова:** шум самолета, источники шума двигателя, реактивная струя, вентилятор, камера сгорания, турбина, система шумоглушения, звукопоглощающая конструкция, прямой привод вентилятора, редукторный привод вентилятора

## The problem of noise in promising turbofan engines for long-haul aircraft

Evstigneev A.A., Lanshin A.I., Pochkin Ia.S., Solonin V.I., Khaletskii Iu.D.

CIAM, Moscow

One of the tasks for the domestic aircraft engine industry is the development and creation of competitive engines in the thrust range of 250...450 kN for twin aisle aircraft. A comparative assessment of the noise levels of twin aisle aircraft equipped by two turbofans with direct drive or geared drive is presented. The main directions of research in creation new technologies for reducing noise sources of advanced turbofan engines are outlined.

**Keywords:** aircraft noise, engine noise sources, jet, fan, combustor, turbine, hush kit, sound-absorbing liner, fan direct drive, fan gear drive

### Введение

За более чем 70-летний срок развития газотурбинных двигателей (ГТД) для гражданской авиации были существенно улучшены их технико-экономические показатели: примерно в два раза снижен удельный расход топлива, многократно повышены ресурс, надежность и способность эффективно функционировать в различных условиях. В результате гражданская авиация стала важнейшей составляющей мировой транспортной системы.

В настоящее время авиационный двигатель является одним из самых высокотехнологичных изделий машиностроения. Высокая надежность и существенное повышение тяги двигателя (до 400...450 кН) позволили не только значительно увеличить пассажироместимость самолетов (до ~550 пасс.), но и уменьшить количество

двигателей с трех – четырех до двух, что значительно снижает эксплуатационные расходы.

Массовое распространение магистральных самолетов, оснащенных силовой установкой с газотурбинными двигателями, вызвало необходимость предъявления к ним экологических требований, в том числе по шуму на местности. Проблема снижения раздражающего воздействия шума на проживающее в районах аэропортов население постоянно обостряется в связи с расширением сети аэропортов, ростом интенсивности полетов, увеличением грузоподъемности самолетов.

Снижению уровня шума самолетов способствовало внедрение конструкций двигателей с высокой степенью двухконтурности,  $m = 6...8$  (1970...1980-е годы), а также облицовка внутренних поверхностей мотогондолы со-товыми звукопоглощающими конструкциями (ЗПК).

Подробно развитие авиационных двигателей рассмотрено в работе [1]. Основным источником шума двигателя сегодня являются лопаточные машины, прежде всего вентилятор. В целях снижения шума в источнике разработаны и внедряются конструктивные мероприятия, сопровождающие понижение окружной скорости лопаток, специальное профилирование лопаточных машин, учет нестационарного взаимодействия в лопаточных венцах и др.

## Нормативные требования ИКАО к шуму воздушных судов

Регламентация требований по шуму была введена ИКАО в 1973 году. В главе 2 тома 1 «Авиационный шум» приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации были установлены ограничения уровней шума самолетов в трех сертификационных точках во взлетно-посадочном цикле [2]. Создаваемые самолеты для получения сертификата летной годности должны были удовлетворять этим нормам. Введение норм стимулировало работы, направленные на снижение шума. По мере совершенствования двигателей нормы ИКАО постоянно ужесточались. В 1977 году были введены нормы главы 3, которые по сумме трех контрольных точек ужесточали требования примерно на 20 ЕPNдБ. В 2006 году последовало новое ужесточение норм ИКАО – глава 4 снижала суммарный уровень шума вновь вводимых в эксплуатацию воздушных судов еще на 10 ЕPNдБ. Наконец, современные нормы ИКАО – глава 14 – стали жестче еще на 7 ЕPNдБ. На последнем совещании Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации (CAEP), состоявшемся в феврале 2022 года, было принято решение о разработке и принятии через три года новых норм шума самолетов. Возможно, новые нормы будут одновременно регламентировать уровень шума и выбросы вредных веществ.

Следует отметить, что нормы по шуму не только способствуют улучшению экологических характеристик самолетов, но и стимулируют обновление парка эксплуатируемых судов. Так, в 1995 году ИКАО дала рекомендации о постепенном (в течение семи лет) выводе из эксплуатации судов, не отвечающих нормам главы 3.

Соотношение источников шума современных самолетов подробно рассмотрено в работе [3]. Основным источником шума эксплуатируемых в настоящее время самолетов является двигатель.

## Перспективы развития авиационных ГТД

В настоящее время за рубежом в широкую эксплуатацию поступают двигатели пятого поколения, обеспечивающие снижение расхода топлива на 10...20% по сравнению

с двигателями четвертого поколения путем увеличения температуры газа перед турбиной до 1900...1950 К, степени повышения полного давления в компрессоре до  $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 50$ , степени двухконтурности до  $m = 8...12$  с одновременным повышением КПД узлов и применением новых материалов и технологий. Двигатели семейств LEAP, PW1000 для узкофюзеляжных самолетов и двигатели семейств GE90, GENx, GP7200, Trent для широкофюзеляжных самолетов обеспечивают снижение стоимости технического обслуживания на 25...30%, уровень шума на 10...15 ЕPNдБ ниже норм главы 14 [2] и уровень эмиссии  $\text{NO}_x$  на 30...45% ниже норм CAEP/6 [4].

ТРДД с высокой степенью двухконтурности потребовали разработки эффективного каскада низкого давления, многоступенчатых турбин (до 6...7 ступеней) для безредукторных схем и мощных редукторов для ТРДД редукторных схем. Подробно состояние работ за рубежом по перспективным двигателям изложено в работе [5].

В широкой эксплуатации находятся семейства двигателей с высокой степенью двухконтурности LEAP концерна CFM International с прямым приводом вентилятора и PW1000 компании Pratt & Whitney с редукторным приводом (рис. 1). Эти двигатели имеют близкие параметры рабочего процесса, но при одинаковом значении взлетной тяги ТРДД LEAP-1A35 имеет диаметр вентилятора меньше, чем PW1133G-JM, на 76 мм, но массу и длину больше на ~132 кг и 44 мм соответственно. При этом максимальная расчетная окружная скорость лопаток вентилятора у LEAP-1A35 составляет  $U_B \approx 404$  м/с ( $n_{B \max} \approx 3900$  об/мин), а у PW1133G-JM –  $U_B \approx 353$  м/с ( $n_{B \max} \approx 3280$  об/мин) [5].

Применение новых технологий в двигателях с прямым и редукторным приводом вентилятора позволяет обеспечить близкие величины расхода топлива. Поэтому предпочтение той или иной схеме двигателя зарубежные компании отдают, исходя из имеющегося у них опыта, наличия необходимых отработанных технологий.

За рубежом на протяжении многих десятилетий проводятся работы по созданию новых технологий в целях достижения максимально возможного уровня технического совершенства, снижения сроков и стоимости разработки двигателей; работы ведутся в рамках специальных программ при активной поддержке государства. В этих программах задаются целевые индикаторы основных показателей качества (расход топлива, уровень шума, запас по эмиссии  $\text{NO}_x$  и др.), которые могут быть достигнуты только при комплексном подходе – одновременном улучшении характеристик двигателя, летательного аппарата и управления воздушным движением. Как показал анализ, в ближайшей перспективе, до 2025...2030 гг., снижение удельного расхода топлива на 15...20% может быть достигнуто при повышении параметров цикла



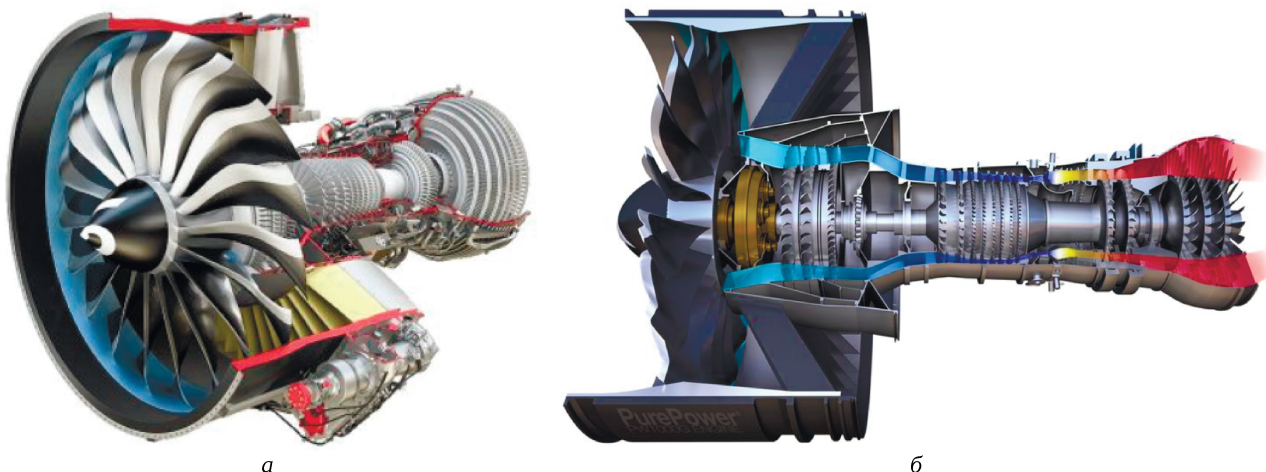


Рис. 1. ТРДД с прямым приводом вентилятора LEAP-1A (а) и ТРДД с редукторным приводом PW1100G (б) [6; 7]

(термодинамического КПД) и степени двухконтурности (полетного КПД) до  $m \approx 14 \dots 18$  [5]. При этом уровень шума самолета может быть снижен примерно на 30 ЕРНдБ относительно главы 14 стандарта ИКАО [8].

Сегодня отечественное авиадвигателестроение переживает не лучшие времена. Хозяйственно-экономические изменения начала 1990-х годов, резкое сокращение финансирования исследований и разработок авиационных ГТД способствовали отставанию от зарубежных фирм почти на целое поколение двигателей. Актуальной задачей отечественного двигателестроения является преодоление сложившегося технологического отставания и создание конкурентоспособных двигателей, что особенно важно в условиях санкционных ограничений.

Высокоэкономичный отечественный базовый ТРДД пятого поколения ПД-14 для ближне-среднемагистрального самолета нового поколения МС-21-310 проходит летные испытания в рамках заключительного этапа сертификации. Этот двигатель, призванный заменить на МС-21 ТРДД редукторной схемы PW1400, разработан по двухвальтовой схеме, с применением всех технологий, характерных для двигателя пятого поколения (вентилятор с полыми широкохордными лопатками без бандажных полок с умеренной окружной скоростью для снижения уровня шума, малоэмиссионная камера сгорания (КС), высокотемпературная турбина высокого давления с высоким КПД, облегченная многоступенчатая турбина низкого давления (ТНД)). Внедрение новых технологий обеспечивает двигателю удельный расход топлива аналогичный зарубежному редукторному двигателю PW1400. В двигателе ПД-14 предусмотрено значительное улучшение экологических характеристик: снижение уровня шума на  $\sim 15$  ЕРНдБ относительно норм главы 14 стандарта ИКАО и снижение эмиссии  $\text{NO}_x$  на  $\sim 20 \dots 30\%$  относительно норм CAEP/6.

Еще одной задачей для отечественного авиадвигателестроения является разработка и создание конкуренто-

способных двигателей в диапазоне тяги  $250 \dots 450$  кН для широкофюзеляжных дальнемагистральных пассажирских и транспортных самолетов. Более пяти лет ЦИАМ совместно с предприятиями отрасли проводит работы по определению облика и разработке технологий в обеспечение создания демонстрационного двигателя семейства ПД-35 тягой 35 тс (343 кН). В рамках работы исследуются технологические облики двух вариантов базового двигателя, с редукторным (ТРДДр) и прямым (ТРДДп) приводом вентилятора, большой тяги (35 тс) поколения 5+, разрабатываются предварительные компоновочные схемы ТРДДр и ТРДДп, проводится оценка возможности создания семейств двигателей на основе унифицированного газогенератора.

По результатам предварительного анализа сделан вывод, что ТРДДр, несмотря на большую степень двухконтурности ( $m = 13$  вместо  $m = 11$  у ТРДДп), имеет такую же экономичность вследствие большей на  $15 \dots 20\%$  площади входного сечения, повышающей сопротивление мотогондолы и, как следствие, эффективный удельный расход топлива. Преимуществом ТРДДр являются его акустические характеристики вследствие меньшей окружной скорости лопаток вентилятора.

При создании ПД-35 необходимо предварительно отработать технологии по созданию малозумного, легкого вентилятора высокой производительности, с  $\pi_v^* = 1,4$ ; высоконагруженных компрессоров,  $\pi_k^* = 20 \dots 23$ ; малоэмиссионной КС; высокоэффективного редуктора, с малой массой и большой передаваемой мощностью.

Одной из важных задач, которые необходимо решить при выборе конструктивной схемы двигателя, является сравнение ТРДДр и ТРДДп по акустическим характеристикам и эмиссии.

Ниже рассмотрены основные источники шума перспективных двигателей для дальнемагистральных самолетов (ДМС): вентилятор, реактивная струя, внутренний контур – и методы снижения их шума.

---

## Шум перспективных ГТД большой тяги

**Основные источники шума двигателя и методы снижения их шума.** Вентилятор ТРДД с высокой степенью двухконтурности современного самолета является самым мощным источником шума на взлете и одним из основных источников шума двигателя при посадке. Шум вентилятора распространяется в переднюю и заднюю полусферы. Он включает в себя широкополосную составляющую шумового спектра, тональные составляющие шума взаимодействия и шума ударных волн. Вследствие изменения частоты вращения ротора при взлете и посадке частотные спектры существенно различаются. Шум ударных волн возникает, когда окружная скорость лопаток вентилятора на периферии ( $U_b$ ) становится сверхзвуковой. Шум ударных волн распространяется главным образом в переднюю полусферу, хотя вследствие дифракции частично попадает и в заднюю полусферу.

По мере развития схем двигателей степень повышения давления в вентиляторе ( $\pi_b^*$ ) уменьшается, соответственно, снижается скорость лопаток на рабочих режимах, а шум ударных волн становится менее значимым. Снижение  $\pi_b^*$  дает несколько преимуществ. Помимо увеличения полетного КПД, снижается  $U_b$  и скорость реактивной струи. Все это приводит к снижению шума двигателя. Однако уменьшение  $\pi_b^*$  при заданной тяге двигателя ведет к увеличению диаметра вентилятора, а значит – к увеличению веса и сопротивления мотогондолы силовой установки.

Шум вентилятора сильно зависит от окружной скорости лопаток, а также от КПД вентилятора, аэромеханических и конструктивных характеристик двигателя. Ключевой из них является расположение лопаток спрямляющего аппарата (СА): они должны размещаться как можно дальше по потоку от ротора, чтобы снизить тональный шум взаимодействия. 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. Существует неизбежное противоречие между снижением шума и достижением малой массы.

Взаимосвязь между такими характеристиками двигателя, как расход топлива и шум, приобретает все большее значение по мере увеличения размерности вентиляторов. Шум вентилятора является функцией упомянутых выше аэродинамических параметров.

У вентиляторов со сверхзвуковой окружной скоростью в передней полусфере на взлете преобладает шум ударных волн. Однако его эффективно снижают сотовые ЗПК. Еще некоторое снижение шума сверхзвуковых вентиляторов можно получить с помощью скошенных

лопаток рабочего колеса (РК). Для низкоскоростных вентиляторов шум взаимодействия в передней полусфере возникает при взаимодействии либо лопаток РК с входной неравномерностью, либо следов от РК с лопатками СА и является преимущественно тональным. Тоны шума взаимодействия с СА могут возникать, когда зазор между лопатками РК и СА является небольшим. На взаимодействие с СА удастся повлиять, подобрав соотношение количества лопаток РК и СА для отсеки низких гармоник частоты следования лопаток, а также расположив СА как можно дальше и применив наклон или скос лопаток СА.

Шум вентилятора в задней полусфере (тональный шум взаимодействия РК – СА и широкополосный шум), как правило, более интенсивный, чем шум в передней полусфере. Механизмы генерации широкополосного шума не изучены до конца. Со снижением уровня шума вентилятора более значимым может стать шум подпорных ступеней компрессора и ТНД. Шум подпорных ступеней, излучаемый из воздухозаборника, особенно сильно проявляется на режиме посадки. Вклад подпорных ступеней в шум ТРДД с высокой степенью двухконтурности рассмотрен в расчетно-экспериментальном исследовании [9].

В двигателях нового поколения используются такие технологии снижения шума вентилятора, как стреловидность лопаток РК, стреловидность, наклон и подбор количества лопаток СА, оптимизация окружной скорости РК. Суммарная эффективность этих технологий не является аддитивной, поэтому тональный шум, излучаемый в переднюю полусферу, можно снизить на 6...8 дБ, а излучаемый в заднюю полусферу – на ~5 дБ. Использование таких технологий влияет на аэродинамические и механические характеристики, газодинамическую устойчивость, вес и стоимость двигателя [3].

При выборе технологий снижения шума вентиляторов учитывают проблемы интеграции при их внедрении, влияние на расход топлива и вредные выбросы и в некоторых случаях сложность их применения. Для двигателей со степенью двухконтурности  $m > 12$  рассматривается технология регулирования сопла наружного контура, которая, по предварительным оценкам, позволяет снизить тональный и широкополосный шум на ~2 дБ. Однако это приведет к увеличению веса и стоимости двигателя. Возможность внедрения сопла наружного контура с изменяемой площадью выходного сечения будет определяться оптимизацией характеристик двигателя, включая устойчивость вентилятора на низких режимах.

В настоящее время за рубежом изучают технологии дальнейшего снижения шума основного источника – вентилятора двигателя с высокой степенью двухконтурности. Исследуются акустические характеристики лопа-

ток СА с использованием звукопоглощающих материалов, надроторных звукопоглощающих покрытий, эффективность выдува воздуха из задней кромки лопаток, использования задней кромки пилообразной формы и лопаток РК и СА с активным управлением шумом. Все эти технологии вряд ли будут использованы в ближайшее время в связи с низким уровнем готовности и сложностью внедрения в двигатели (производительность вентилятора, сопротивление, обслуживание, прочность, сложность конструкции, масса и себестоимость) [3].

*Реактивная струя.* Для ТРДД с высокой степенью двухконтурности меньшая скорость струи приводит к снижению ее значения как источника шума. Широкополосный шум струи вызван турбулентным смещением потоков наружного и внутреннего контуров в окружающей среде, происходящим при высокой скорости. Значительного прогресса в снижении шума струи удалось достичь при изменении параметров двигателя с целью уменьшения расхода топлива – при увеличении полетного КПД, уменьшении степени повышения давления в вентиляторе. Такая тенденция к снижению  $\pi_v^*$  будет наблюдаться в ТРДД магистральных самолетов с редукторным и прямым приводом вентилятора, а успех будет зависеть от выбора места расположения и массы силовой установки.

Для двигателей деловых и региональных самолетов с большей  $\pi_v^*$  и степенью двухконтурности  $m = 3...6$  шум струи удастся снизить с помощью камеры смешения потоков.

Двигатели Trent 700 ( $m = 5$ ) самолета А330 имели длинный канал наружного контура. У двигателей Trent 7000 ( $m = 10$ ) самолета А330neo канал наружного контура короткий. Степень повышения давления в вентиляторе у нового двигателя значительно ниже, а двухконтурность значительно выше. Длинная камера смешения – это хорошо зарекомендовавшая себя технология, которая подходит только для двигателей с невысокой степенью двухконтурности.

На некоторых двигателях с низкой  $\pi_v^*$  для уменьшения шума реактивной струи в пассажирском салоне во время полета использовались шевроны, установленные на выходе из сопла, при этом их влияние на шум во время взлета было незначительным. Поэтому широкое применение шевронов в двигателях с низкой  $\pi_v^*$  маловероятно: 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 получить применение – сопло наружного контура с изменяемой площадью выходного сечения. Оно позволило бы снизить степень повышения давления в вентиляторе на взлете и получить оптимальное ее значение на крейсерском режиме для обеспечения низкого расхода топ-

лива. Это благоприятно сказалось бы и на работе вентилятора, уменьшив во время взлета вероятность потери устойчивости работы вентилятора с низкой  $\pi_v^*$ .

Методы расчета шума струи хорошо развиты, от эмпирических до полуэмпирических и более сложных, основанных на трехмерных расчетах течения. Они позволяют идентифицировать источник шума струи в следе выхлопа двигателя и отличить его контур при спектральном анализе. Применение методов, основанных на улучшенных возможностях моделирования, позволило бы снизить шум будущих двигателей.

*Камера сгорания и турбина.* По мере того как шум вентилятора и реактивной струи уменьшается, шум источников внутреннего контура становится более значимым, и, следовательно, нужно разрабатывать методы его подавления. Источниками широкополосного и тонального шума внутреннего контура являются компрессор/подпорные ступени (обнаруживается в основном при заходе на посадку) и камера сгорания с турбиной (как на взлете, так и при посадке). Самыми значимыми источниками шума внутреннего контура обычно являются КС и ТНД, шум которых распространяется через сопло [9; 10]. Кроме того, иногда для поддержания стабильной работы компрессора при посадке требуется применение перепускных клапанов компрессора, которые могут создавать широкополосный и тональный шум.

ТНД может стать значимым источником шума двигателя с редукторным приводом вентилятора, если не используется отсечка тонального шума турбины. Эффективным средством подавления тонального шума турбины могут быть сотовые ЗПК. Шум КС является широкополосным, для его подавления необходимы специальные ЗПК, отличающиеся от традиционных сотовых.

Ужесточение требований к количеству вредных выбросов предполагает внедрение КС с гомогенизацией топливовоздушной смеси, что влечет за собой обеднение смеси в первичной зоне горения. Это создает условия для возбуждения колебаний газа, так как пламена бедных гомогенизированных смесей более чувствительны к колебательной скорости, давлению и температуре, что может стать серьезной проблемой и привести к увеличению значимости камеры сгорания как источника шума двигателя.

Для снижения шума источников внутреннего контура могут быть очень эффективны сотовые звукопоглощающие облицовки, особенно для уменьшения тонального шума турбины. Существуют возможности для их внедрения в конструкцию при условии разработки легких, жаропрочных материалов и совершенствования технологии их производства.

*Система шумоглушения двигателя с использованием звукопоглощающих облицовок.* За последние тридцать лет технология шумоглушения с использованием ЗПК

значительно усовершенствовалась и получила широкое применение. Достигнуты успехи в конструктивном и аэродинамическом проектировании, проведении специальных испытаний на акустических стендах, использовании аналитических и численных инструментов, развитии средств измерений, производственных процессов и разработке новых акустических материалов. Новые технологии внедряют только после того, как будет убедительно показано их преимущество по весовым, рабочим и экономическим характеристикам, помня о том, что возможные улучшения характеристик нельзя суммировать. Практика показала, что благодаря применению ЗПК общее снижение шума самолета, учитывая снижение шума только вентилятора в передней и задней полусферах, составило около 10...12 EPNдБ.

Помимо уже используемых ЗПК, были разработаны новые, которые достигли уровня готовности технологий (УГТ) от 6-го до 9-го, другие оцениваются как перспективные, но пока имеют низкий УГТ. Эти технологии имеют разный потенциал в снижении шума, но при их внедрении разработчикам предстоит столкнуться с различными проблемами интеграции. Некоторые из новых технологий были внедрены на последних моделях воздушных судов, в частности бесшовные ЗПК на широкофюзеляжных и узкофюзеляжных самолетах, в то время как другие будут применяться на самолетах следующих поколений.

Облицовка каналов силовой установки звукопоглощающей конструкцией – эффективный способ снижения тонального и широкополосного шума вентилятора. Затухание акустических колебаний проявляется сильнее с увеличением отношения длины канала к высоте. Тенденция увеличения степени двухконтурности 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 их на меньшей доступной площади и с меньшей «строительной высотой» из-за большего размера вентиляторов и укороченных входного канала и мотогондолы. Разработка более тонких и эффективных ЗПК требует активной исследовательской деятельности.

Облицовка звукопоглощающими конструкциями губы воздухозаборника позволяет увеличить площадь акустического покрытия в важнейшей зоне проточной части и ослабить шум вентилятора и подпорных ступеней, излучаемый из воздухозаборника. Снижение шумности в данном случае составляет 1...3 дБ. Однако проблема применения ЗПК и размещения антиобледенительной системы на входной лемнискате двигателя не решена [11]. Кроме того, необходимо найти компромисс между увеличением веса и возможными потерями аэродинамических характеристик вследствие

шероховатости поверхности. Данная технология имеет УГТ 4...6.

Другие технологии, имеющие относительно низкий УГТ, 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 9-го уровня, могут остаться недоступными и в долгосрочной перспективе. Тем не менее технология «оптимизация размещения ЗПК», по-видимому, сможет достичь УГТ 9 к 2037 году без серьезных затруднений [3].

**Экспериментальные исследования акустических характеристик моделей вентиляторов с прямым и редукторным приводом.** На стенде ЦИАМ с заглушенной камерой было выполнено экспериментальное исследование акустических характеристик двух моделей вентиляторов ТРДД: с прямым (МВп) и редукторным (МВр) приводом – одинакового диаметра, 700 мм, отличающихся расчетной окружной скоростью [12]. Стенд позволяет одновременно измерять шум, излучаемый в переднюю и заднюю полусферы [13]. Система измерений включает 24 микрофонные линии. Модель вентилятора монтируется на специальной консоли. Воздухозаборник модели в большинстве экспериментов имел простую форму, без поджатия воздуха на входе в вентилятор. В связи с этим излучение шума вентилятора в стендовой компоновке может отличаться от излучения шума вентилятора, смонтированного в мотогондоле.

В качестве одного из экспериментальных объектов – МВр – была использована модель вентилятора с рабочими лопатками из полимерного композиционного материала (ПКМ) и стальным диском (рис. 2). На расчетном режиме ( $\bar{n} = 100\%$ ) модель МВр имеет следующие значения параметров: окружная скорость  $U_v = 315$  м/с; степень повышения давления  $\pi_v^* = 1,38$ ; степень двухконтурности  $m = 13,5$ ; лобовая производительность  $G_{пр}/F_{вх} = 202$  кг/с/м<sup>2</sup>. Диаметр рабочего колеса  $D_v = 0,7$  м. Коэффициент моделирования  $K_m = 4,86$ . Величины параметров на режимах, важных для оценки уровней шума двигателя, – взлет, набор высоты и посадка – определены расчетным путем. Для обеспечения необходимого давления на выходе из вентилятора на основных режимах работы модели используются сменные сопла с разной площадью выходного сечения.

Лопатки РК модели МВр выполнены из композиционного материала, лопатки РК модели МВп – из титана. Рабочие лопатки двух моделей вентиляторов, имеющие подобную форму передней кромки по высоте от втулки до периферии, являются лопатками с переменной стреловидностью, причем участок с обратной стреловидностью располагается вблизи середины и периферии лопатки. Обе модели показали близкие аэродинамические характеристики на всей линии рабочих режимов.





Рис. 2. Рабочее колесо модели вентилятора МВр с лопатками из ПКМ

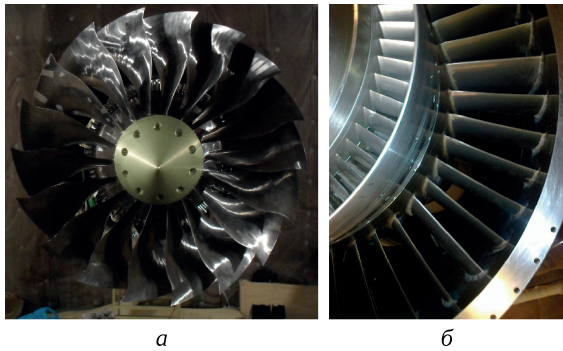


Рис. 3. Рабочее колесо (а) и спрямляющий аппарат (б) модели вентилятора МВп

Модель МВп имеет 18 ширококордных лопаток РК и 41 лопатку СА (рис. 3). Также модель включает в себя три подпорные ступени. Подробнее конструкция этой модели вентилятора описана в [12].

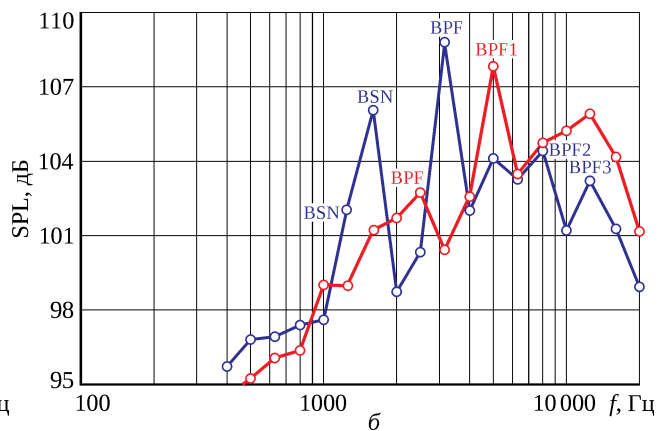
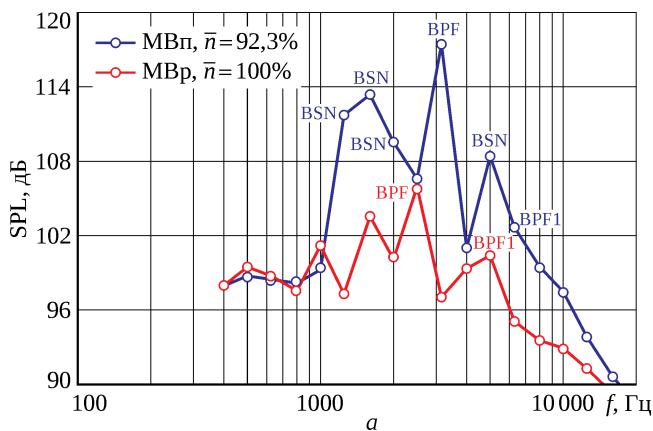


Рис. 4. Спектры шума вентиляторов ТРДД с прямым и редукторным приводом в направлениях излучения  $\theta = 60^\circ$  (а) и  $\theta = 120^\circ$  (б) на режиме «взлет»

На расчетном режиме ( $\bar{n} = 100\%$ ) модель МВп имеет следующие значения параметров: окружная скорость  $U_b = 396$  м/с; степень повышения давления  $\pi_b^* = 1,54$ ; степень двухконтурности  $m = 8,8$ ; лобовая производительность  $G_{пр}/F_{вх} = 202$  кг/с/м<sup>2</sup>.

Сравнение акустических характеристик исследованных моделей вентиляторов. Шум вентилятора складывается из широкополосной и тональных составляющих на дискретных частотах. Источником широкополосного шума служит турбулентность потока, проходящего через лопаточные венцы вентилятора, и вихри, срывающиеся с задних кромок лопаток.

Тональный шум является доминирующим в общем шуме вентилятора. Он определяется:

- взаимодействием неравномерных полей давления, скорости и следов от лопаток РК и СА;
- взаимодействием вращающегося РК с крупномасштабной турбулентностью или неравномерностью во входном канале;
- взаимодействием ударных волн с лопатками РК.

Для сравнения моделей вентиляторов выбраны режимы «взлет», «набор высоты» и «посадка», важные с точки зрения оценки акустических характеристик. Поскольку модели вентиляторов имеют разную степень двухконтурности при одинаковом диаметре, то они по-разному реагируют на изменение частоты вращения, поэтому для обеих моделей на каждом режиме частота вращения подбиралась так, чтобы они соответствовали друг другу по выходному импульсу.

На режиме «взлет» окружная скорость модели вентилятора ТРДД с прямым приводом превышает скорость звука, вследствие чего спектр шума содержит ярко выраженные составляющие шума ударных волн (BSN) (рис. 4). В противоположность этому окружная скорость модели вентилятора ТРДД с редукторным приводом едва превышает 300 м/с, поэтому шум ударных волн только начинает формироваться и выражен слабо, тем не менее он уже хорошо виден в узкополосных



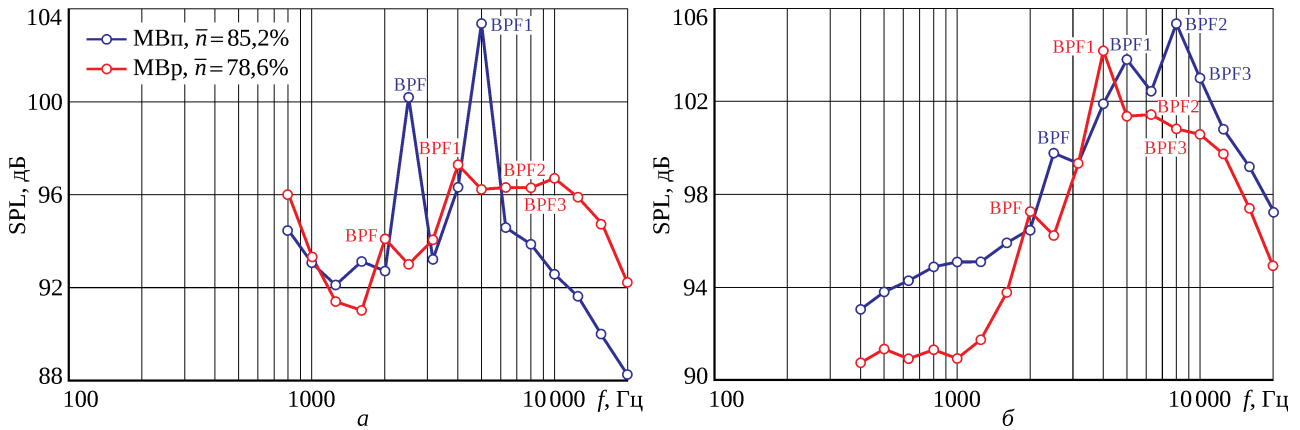


Рис. 5. Спектры шума вентиляторов ТРДД с прямым и редукторным приводом в направлениях излучения  $\theta = 60^\circ$  (а) и  $\theta = 120^\circ$  (б) на режиме «набор высоты»

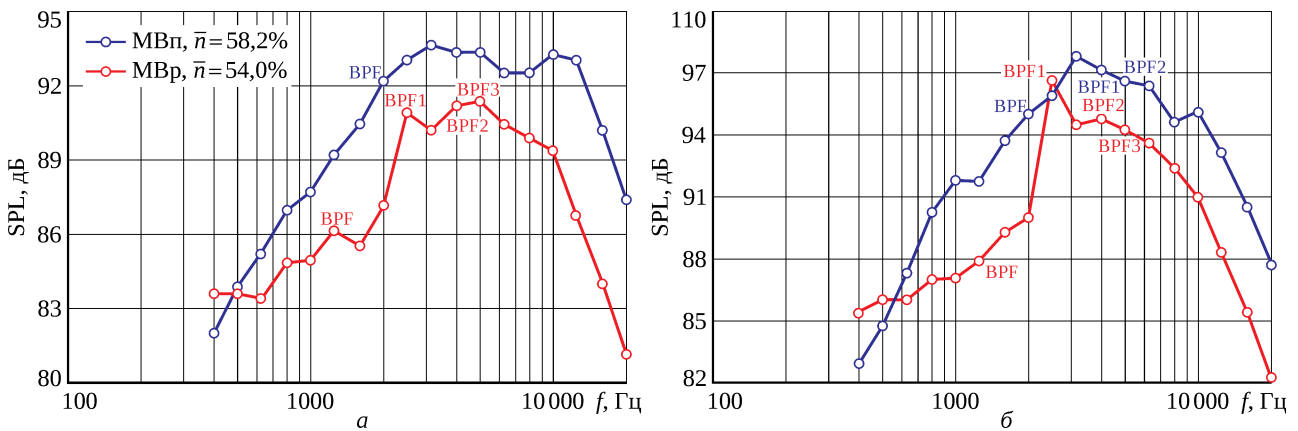


Рис. 6. Спектры шума вентиляторов ТРДД с прямым и редукторным приводом в направлениях излучения  $\theta = 60^\circ$  (а) и  $\theta = 120^\circ$  (б) на режиме «посадка»

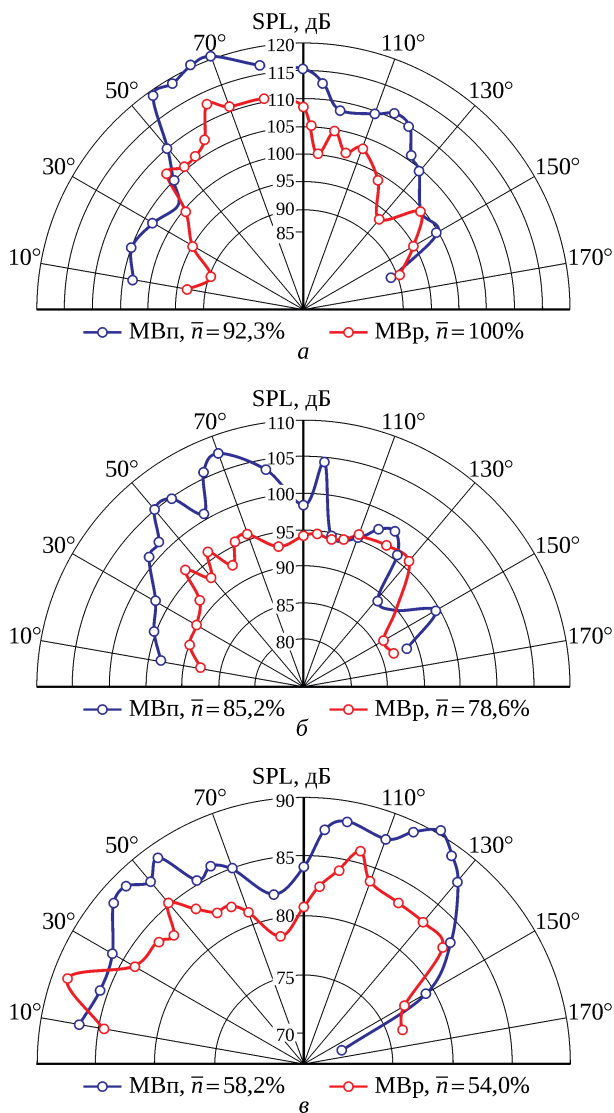
спектрах. В передней полусфере ( $\theta = 60^\circ$ ) на частоте следования лопаток уровень основного тона (BPF) MBп выше уровня основного тона MBр на 12 дБ. Спектры шума, излучаемого в заднюю полусферу ( $\theta = 120^\circ$ ), также имеют некоторые различия. В спектре шума MBп явно обозначен шум ударных волн, хотя обычно он распространяется лишь в переднюю полусферу. Тональный шум взаимодействия MBп несколько выше, чем шум MBр. Однако если наиболее интенсивной составляющей шума MBп является основной тон, то у MBр первая гармоника на 5 дБ выше основного тона.

На режиме «набор высоты» (рис. 5) тональный шум модели вентилятора ТРДД с редукторным приводом в передней полусфере слабо выражен, лишь на 1...2 дБ превышает широкополосную составляющую, тогда как у модели вентилятора ТРДД с прямым приводом тоны на частоте следования и первой гармонике превышают широкополосный шум на 7...10 дБ. В задней полусфере тональные составляющие обеих моделей вентиляторов примерно равны, однако широкополосный шум MBр на 3...4 дБ ниже, чем у MBп.

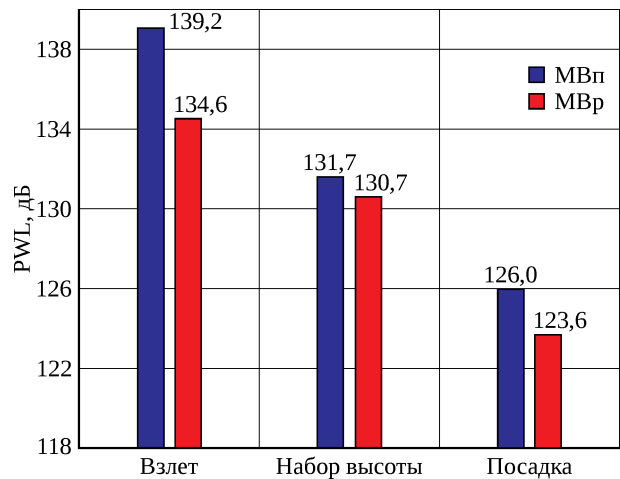
На режиме «посадка» (рис. 6) во всем рассматриваемом диапазоне частот (0,5...20 кГц) уровни шума вентилятора ТРДД с редукторным приводом на 3...5 дБ ниже уровней шума вентилятора ТРДД с прямым приводом.

Диаграммы направленности тонального шума на частоте следования (рис. 7) показывают, что на режиме «взлет» уровни шума MBр ниже, чем у MBп, в широком диапазоне углов,  $\theta = 10...130^\circ$ . На режиме «набор высоты» они также ниже, на 5...6 дБ, но только в передней полусфере, тогда как в задней полусфере наблюдается примерное равенство уровней шума. На режиме «посадка» уровни шума MBр на 2...3 дБ ниже, чем у MBп, в передней полусфере и на 5 дБ ниже в задней полусфере.

При сравнении уровней звуковой мощности моделей вентиляторов (рис. 8) получено, что на режиме «взлет» уровень звуковой мощности вентилятора ТРДД с редукторным приводом, без учета шума самого редуктора, ниже на 4,6 дБ, на режиме «набор высоты» – на 1,0 дБ, а на режиме «посадка» – на 2,4 дБ.



**Рис. 7.** Диаграммы направленности тонального шума вентиляторов ТРДД с прямым и редукторным приводом на частоте следования лопаток (BPF) на режимах «взлет» (а), «набор высоты» (б) и «посадка» (в)



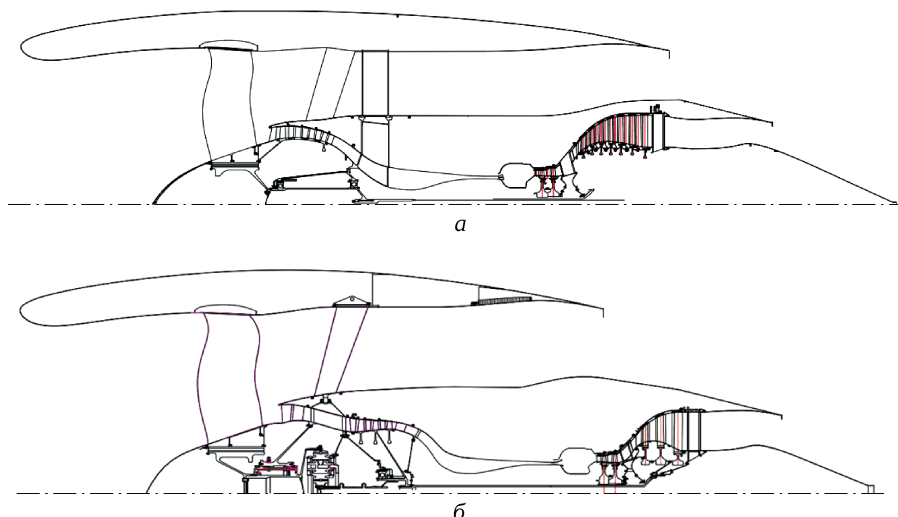
**Рис. 8.** Уровень звуковой мощности вентиляторов ТРДД с прямым и редукторным приводом на режимах «взлет», «набор высоты» и «посадка»

**Расчетная оценка уровней шума широкофюзеляжного самолета с ТРДДр и ТРДДп.** В последние годы вводимые в эксплуатацию новые самолеты не только удовлетворяют текущим нормам ИКАО по шуму, но и имеют определенный запас. В отсутствие запаса по шуму самолет лишается перспектив развития, в особенности в традиционном направлении увеличения его взлетного веса. Кроме того, такой самолет не имеет перспектив в конкурентной борьбе с самолетами-аналогами, обладающими лучшими акустическими характеристиками. С этой точки зрения в данной работе были проведены расчетные оценки уровней шума в сертификационных точках двух дальнемагистральных самолетов (ДМС) взлетным весом 210 т, отличающихся силовой установкой. Один самолет оснащен двумя ТРДД с прямым приводом вентилятора (ТРДДп), другой – двумя ТРДД с приводом вентилятора через редуктор (ТРДДр).

Параметры ТРДДп и ТРДДр представлены в табл. 1. Двигатели имеют одинаковую тягу 25 тс в условиях взлета  $H = 0$ ,  $M = 0,25$ ,  $T_n = +30^\circ\text{C}$ ,  $p_n = 760$  мм рт. ст.,

**Табл. 1.** Параметры двигателей большой тяги для ДМС

Параметр	ТРДДп	ТРДДр
Тяга двигателя на максимальном взлетном режиме в стендовых условиях (0/0), кгс	34 500	36 800
Тяга двигателя на максимальном взлетном режиме в полетных условиях (0/0,25, отрыв), кгс	25 000	
Удельный расход топлива на крейсерском режиме (11/0,85), кг/(кгс·ч)	0,529	0,523
Максимальная температура газа, К	1825	
Суммарная степень повышения давления в компрессоре на крейсерском режиме	55	
Степень повышения давления в КНД на крейсерском режиме	2,42	3,37
Степень повышения давления в КВД на крейсерском режиме	23	16,5
Количество ступеней компрессора	1 + 4 + 10	1 + 3 + 9
Количество ступеней турбины	2 + 7	2 + 3
Суммарное количество ступеней	24	18 + ред.



**Рис. 9.** Схема ТРДД с прямым и редукторным приводом:

*a* – ТРДДп ( $R_{0/0} = 34\,500$  кгс;  $G_{пр} = 1550$  кг/с;  $m = 11,0$ ;  $D_B = 3,16$  м;  $\pi_B^* = 1,45$ ;  $U_B = 370$  м/с);  
*б* – ТРДДр ( $R_{0/0} = 36\,800$  кгс;  $G_{пр} = 1810$  кг/с;  $m = 13,5$ ;  $D_B = 3,4$  м;  $\pi_B^* = 1,38$ ;  $U_B = 315$  м/с)

**Табл. 2.** Конструктивные и аэродинамические параметры двигателей и параметры самолета

Параметр	Взлет		Набор высоты		Посадка	
	ТРДДп	ТРДДр	ТРДДп	ТРДДр	ТРДДп	ТРДДр
<b>Самолет</b>						
Высота пролета над контрольной точкой, м	–	–	659	666	120	120
Угол наклона траектории, °	9,57	9,54	4,33	4,37	–3,0	–3,0
Скорость полета, м/с	90,0	90,01	90,0	90,01	73,3	73,3
<b>Реактивная струя</b>						
Скорость струи внутреннего контура, м/с	317,7	289,4	234,6	215,4	105,3	97,2
Скорость струи наружного контура, м/с	257,1	232,4	221,1	201,1	136,5	125,1
Расход газа внутреннего контура, кг/с	114,1	105,6	83,5	77,0	43,6	41,0
Расход газа наружного контура, кг/с	1290,3	1544,9	1058,8	1277,5	692,0	852,5
<b>Вентилятор</b>						
Окружная скорость РК, м/с	340,7	286,1	292,3	246,4	176,9	168,2
Окружная скорость РК на расчетном режиме, м/с	370	315	–	–	–	–
Степень повышения полного давления	1,390	1,305	1,271	1,214	1,087	1,069
Степень повышения полного давления на расчетном режиме	1,450	1,380	–	–	–	–
КПД	0,913	0,919	0,915	0,917	0,888	0,888
Расход воздуха на расчетном режиме, кг/с	1550	1810	–	–	–	–
Относительный зазор между РК и СА	1,79	1,50	–	–	–	–
<b>Турбина и камера сгорания</b>						
Давление воздуха на входе в КС, кгс/см <sup>2</sup>	48	46,4	35	32,4	15,1	14,5
Температура воздуха на входе в КС, К	967	952	886	865	702	689
Температура газа на выходе из КС, К	1884	1884	1694	1696	1273	1274
Температура газа на выходе из турбины, К	789	788	736	743	653	656
Частота вращения ТНД, об/мин	2100	4791	1821	4072	1076	2491

$\sigma_{\text{вх}} = 0,9968$  при отборе мощности на самолетные нужды. В то же время тяга ТРДДр в условиях  $H = 0, M = 0, T_{\text{н}} = +30^{\circ}\text{C}, p_{\text{н}} = 760$  мм рт. ст. без отбора мощности превышает тягу ТРДДп на 2300 кгс, приведенный расход воздуха ТРДДр больше на 300 кг/с, а диаметр вентилятора больше на ~25 см вследствие большей степени двухконтурности. При этом расчетная окружная скорость вентилятора ТРДДп составляет  $U_{\text{в}} = 370$  м/с, а у ТРДДр  $U_{\text{в}} = 315$  м/с. Таким образом, максимальная окружная приведенная скорость вентилятора ТРДДп на ~17% больше, чем у ТРДДр.

Окружная скорость вентилятора является основным параметром, определяющим шум двигателя с высокой степенью двухконтурности. Она определяется конструктивной схемой каскада низкого давления (рис. 9).

При близких параметрах рабочего процесса удельный расход топлива ТРДДр на крейсерском режиме меньше на ~1,5...2,0%, однако с учетом внешнего сопротивления мотогондолы экономичность силовых установок почти одинакова.

В качестве исходных данных для расчета уровня шума самолета в контрольных точках использовались основные конструктивные и аэродинамические параметры рассматриваемых двигателей и параметры самолета, определяющие траекторию полета во взлетно-посадочном цикле (табл. 2).

В табл. 3 представлены расчетные оценки уровней шума рассматриваемых самолетов без глушителей шума двигателей. Учитывались следующие источники шума двигателя: реактивная струя, вентилятор, турбина и камера сгорания.

Для редукторного варианта двигателя без ЗПК получен запас по шуму относительно требований главы 14 стандарта ИКАО [2] – 6,5 ЕРНдБ. При использовании глушителя шума с типичной в настоящее время эффективностью (10...15 ЕРНдБ) будет обеспечен запас около 20 ЕРНдБ. Вариант с ТРДДп без ЗПК превышает норму ИКАО на 1,3 ЕРНдБ. Значительное различие двух вариантов объясняется разностью окружной скорости вентилятора ( $\Delta U_{\text{в}} = 55$  м/с) – основного параметра, определяющего уровень шума современных самолетов.

Отметим, что в контрольной точке «взлет» («сбоку от ВПП») вентилятор является доминирующим, но не единственным источником шума самолета (рис. 10). Менее значимыми источниками шума являются камера сгорания, реактивная струя и турбина низкого давления.

Табл. 3. Расчетные уровни шума ДМС с двигателями без системы шумоглушения, ЕРНдБ

Двигатель	Взлет	Набор высоты	Посадка	Суммарный уровень	Запас относительно главы 14 [2] <sup>*)</sup>
ТРДДп	99,6	92,7	94,3	286,6	-1,3
ТРДДр	96,9	90,6	91,3	278,8	6,5

<sup>\*)</sup> Норма суммарного уровня шума – 285,3 ЕРНдБ.

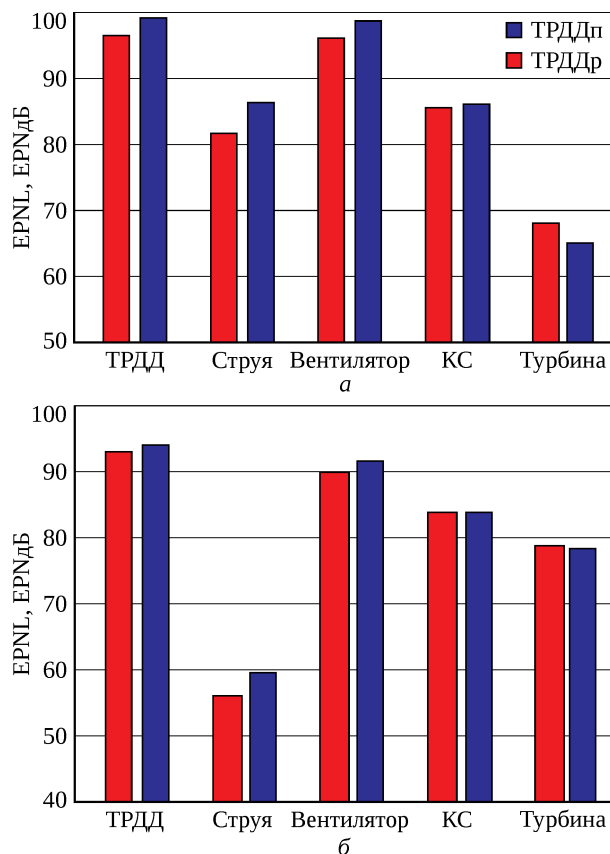


Рис. 10. Эффективный уровень воспринимаемого шума ДМС, оснащенного двумя ТРДД с редукторным или прямым приводом вентилятора, в контрольных точках «взлет» (а) и «посадка» (б)

Для ТРДД с  $m \geq 10...12$  в контрольной точке «взлет» камера сгорания приобретает значимость, равную реактивной струе. Суммарный вклад камеры сгорания, реактивной струи и турбины низкого давления в общий уровень шума самолета в контрольной точке «взлет» составляет 0,5 ЕРНдБ (для ТРДДр) и 0,6 ЕРНдБ (для ТРДДп).

На режиме «посадка» камера сгорания и турбина приобретают большую значимость, чем на режиме «взлет», тогда как значимость реактивной струи становится пренебрежимо малой. Отсюда следует, что снижение шума ТРДД с высокой степенью двухконтурности ограничено не только эффективностью акустической облицовки и укороченной мотогондолой, но и широкополосным шумом камеры сгорания, снижение которого потребует применения новых технологий.

Таким образом, шум силовой установки в источнике (т.е. без ЗПК), включающей два ТРДД большой тяги

с редукторным приводом вентилятора, будет меньше шума силовой установки, включающий два ТРДД с прямым приводом равной тяги, в точке отрыва самолета ( $H = 0$ ,  $M = 0,25$ ) на 7,8 ЕРНдБ.

## Заключение

Авиация является важнейшей мировой транспортной системой. Этому в значительной степени способствовало совершенствование газотурбинных двигателей в направлении повышения надежности и экономичности, включая снижение эксплуатационных расходов. Массовое применение ГТД в гражданской авиации вызвало необходимость предъявления к самолетам экологических требований. Требования по шуму в сертификационных точках регламентирует том 1 приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации [2].

В настоящее время в широкую эксплуатацию поступают высокоэкономичные двигатели с высокой степенью двухконтурности и низкой степенью повышения давления в вентиляторе, обеспечивающие высокий полетный КПД. Основным источником шума этих двигателей является вентилятор. Шум реактивной струи, камеры сгорания и турбины вносит существенно меньший вклад в уровень шума самолета. При достижении степени двухконтурности  $m = 10 \dots 13$  возникает дилемма – какую конструктивную схему двигателя предпочесть: с прямым или редукторным приводом вентилятора.

С целью сравнения шума вентиляторов двигателей с прямым и редукторным приводом на стенде в условиях заглушенной камеры было проведено экспериментальное исследование акустических характеристик моделей вентиляторов, в котором было показано, что уровень звуковой мощности модели вентилятора ТРДД с редукторным приводом, без учета шума редуктора, по сумме трех режимов: взлет, набор высоты, посадка – на 8 дБ ниже. Это объясняется более низкой окружной скоростью при той же величине выходного импульса.

На основе расчетных моделей ТРДД с высокой степенью двухконтурности были получены газодинамические параметры двигателей с прямым и редукторным

приводом вентилятора, на основе которых проведена оценка уровней шума дальнемагистрального самолета взлетным весом ~210 т, которая показала, что использование в силовой установке редукторного ТРДД может существенно, на 7,8 ЕРНдБ, снизить кумулятивный (суммарный по трем сертификационным точкам) уровень шума по сравнению с ТРДД с прямым приводом. Отметим, что в этих расчетах не учитывался шум редуктора. Однако его шум вряд ли может внести существенные изменения в общий уровень шума самолета, поскольку механический шум является не таким значительным, как шум аэродинамических источников. Тем не менее, по мнению авторов, необходимо провести исследование акустических характеристик редукторов большой мощности применительно к вентиляторам ТРДД.

Таким образом, силовая установка с редукторными двигателями при использовании звукопоглощающих облицовок в мотогондоле с вполне достижимой эффективностью 10...15 ЕРНдБ может обеспечить запас ~18...23 ЕРНдБ относительно требований главы 14 стандарта ИКАО [2]. Однако выбор конструктивного облика двигателя для ДМС при близких расходе топлива и массе будет определяться наличием необходимых отработанных технологий и возможностью создания на основе базовой конструкции семейства двигателей различной тяги.

Для разработки отечественной авиационной промышленности ДМС с малозумными двигателями с высокой степенью двухконтурности необходимо проведение исследований по отработке до высокого уровня готовности, УГТ 5...6, следующих технологий:

- малозумного высокоэффективного вентилятора;
- малозумной и низкоэмиссионной камеры сгорания;
- малозумной турбины с прямым и редукторным приводом вентилятора;
- редуктора большой мощности;
- системы шумоглушения повышенной эффективности;
- интеграции силовой установки большой тяги с планером.

## Литература

1. Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий / В.И. Бабкин, М.М. Цховребов, В.И. Солонин, А.И. Ланшин // Двигатель. 2013. № 2 (86). С. 2–7.
2. Охрана окружающей среды : прил. 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Т. 1. Авиационный шум / Международ. организация граждан. авиации. Изд. 8-е. Монреаль : ИКАО, 2017. 262 с. Разд. паг. (Международные стандарты и рекомендуемая практика).
3. Халецкий Ю.Д. Некоторые тенденции современной аэроакустики // Авиационные двигатели. 2020. № 3 (8). С. 69–81.
4. Committee on Aviation Environmental Protection. Sixth meeting : Montréal, 2–12 February 2004 : report / ICAO. Doc 9836, CAEP/6.



- 
5. Палкин В.А. Обзор работ в США и Европе по авиационным двигателям для самолетов гражданской авиации 2020...2040-х годов // *Авиационные двигатели*. 2019. № 3 (4). С. 63–83.
  6. CFM International LEAP // *Aeronautica.online*. URL: <https://aeronautica.online/engines/cfm-international-leap/> (дата обращения: 18.05.2022).
  7. Pratt & Whitney PW1000G // *Aeronautica.online*. URL: <https://aeronautica.online/engines/pratt-whitney-pw1000g/> (дата обращения: 18.05.2022).
  8. Бабкин В.И., Палкин В.А. Современные технологии ЦИАМ: на границе стихий // *Крылья Родины*. 2016. № 7/8. С. 40–44.
  9. Россихин А.А., Панков С.В., Милешин В.И. Расчетно-экспериментальное исследование тонального шума первой подпорной ступени ТРДД для различных режимов работы // *Авиационные двигатели*. 2020. № 4 (9). С. 19–32.
  10. Boyle D.K., Henderson B.S., Hultgren L.S. Core/compressor-noise baseline measurements for the DGEN Aeropropulsion Research Turbofan. 2018. 16 p. (24th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference : Atlanta, Georgia, USA, 25–29 June 2018 ; AIAA 2018-3281). DOI 10.2514/6.2018-3281.
  11. 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.
  12. Khaletskiy Iu., Pochkin Ia., Mileshin V. Comparison of noise of fans for direct-driven and geared turbofans. 2022. 7 p. (28th International Congress on Sound and Vibration (ICSV 28) : Singapore, July 24–28, 2022). Готовится к публикации.
  13. New acoustic facility for testing universal propulsion simulators / Khaletskiy Yu., Mileshin V., Povarkov V., Shipov R. // 13th International Congress on Sound and Vibration 2006 (ICSV 13) : Vienna, Austria, 2–6 July 2006. Curran Associates, 2013. Vol. 2. P. 1431–1438. Paper 142.

## References

1. Babkin V.I., Tskhovrebov M.M., Solonin V.I., Lanshin A.I. Razvitie aviatsionnykh GTD i sozдание unikal'nykh tekhnologii [Development of aviation GTE and creation of unique technologies]. *Dvigatel' [Engine]*. 2013. No. 2 (86). P. 2–7.
2. Environmental protection. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation. Vol. 1: Aircraft noise. 8th ed. Montreal, ICAO, 2017. 250 p. Pag. var. (International Standards and Recommended Practices).
3. Khaletskii I.D. Some trends of modern aeroacoustics. *Aviatsionnye dvigateli [Aviation Engines]*. 2020. No. 3 (8). P. 69–81.
4. Committee on Aviation Environmental Protection. Sixth meeting : Montréal, 2–12 February 2004 : report / ICAO. Doc 9836, CAEP/6.
5. Palkin V.A. Review of works in the USA and Europe on aero engines for civil aircraft of 2020...2040's. *Aviatsionnye dvigateli [Aviation Engines]*. 2019. No. 3 (4). P. 63–83.
6. CFM International LEAP // *Aeronautica.online*. URL: <https://aeronautica.online/engines/cfm-international-leap/> (accessed: 18.05.2022).
7. Pratt & Whitney PW1000G // *Aeronautica.online*. URL: <https://aeronautica.online/engines/pratt-whitney-pw1000g/> (accessed: 18.05.2022).
8. Babkin V.I., Palkin V.A. Sovremennye tekhnologii TsIAM: na granitse stikhii [Modern technologies of CIAM: on the border of elements]. *Kryl'ia Rodiny [Wings of the Motherland]*. 2016. No. 7/8. P. 40–44.
9. Rossikhin A.A., Pankov S.V., Mileshin V.I. Numerical and experimental investigation of the tone noise of the turbofan first booster stage at different operational conditions. *Aviatsionnye dvigateli [Aviation Engines]*. 2020. No. 4 (9). P. 19–32.
10. Boyle D.K., Henderson B.S., Hultgren L.S. Core/compressor-noise baseline measurements for the DGEN Aeropropulsion Research Turbofan. 2018. 16 p. (24th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference : Atlanta, Georgia, USA, 25–29 June 2018 ; AIAA 2018-3281). DOI 10.2514/6.2018-3281.
11. 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.
12. Khaletskiy Iu., Pochkin Ia., Mileshin V. Comparison of noise of fans for direct-driven and geared turbofans. 2022. 7 p. (28th International Congress on Sound and Vibration (ICSV 28) : Singapore, July 24–28, 2022). Preparing for publication.

- 
13. New acoustic facility for testing universal propulsion simulators / Khaletskiy Yu., Milesin V., Povarkov V., Shipov R.  
// 13th International Congress on Sound and Vibration 2006 (ICSV 13) : Vienna, Austria, 2–6 July 2006. Curran Associates,  
2013. Vol. 2. P. 1431–1438. Paper 142.

*Материалы получены редакцией 12.05.2022*