

УДК 681.3.06

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А. А. РЫЖОВ, Ю. С. АЛЕКСЕЕВ*, А. М. АХМЕДЗЯНОВ**

*ГНПП «Мотор»

Тел: (3472) 23 09 62 Факс: 22 38 77

**УГАТУ, факультет авиационных двигателей

Тел: (3472) 23 79 54 E-mail: root@ad.ugatu.ac.ru

Аннотация: Дан анализ основных проблем развития авиадвигателестроения. Сформулированы цели и направления развития авиационных газотурбинных двигателей. Приведены основные пути их решения

Ключевые слова: параметры авиационных двигателей; новые материалы; термогазодинамические расчеты

За более чем полувековой период развития все основные показатели и характеристики авиационных газотурбинных двигателей достигли весьма высокого уровня. Это было обеспечено за счет существенного повышения основных параметров рабочего процесса: суммарной степени повышения давления в компрессорах и температуры газов перед турбиной, газодинамического и конструктивного совершенствования узлов, использования материалов с высокой удельной прочностью.

В современных двигателях для гражданской авиации температура газов перед турбиной достигает 1650...1700 К, а суммарная степень повышения давления — около 40, что в сочетании с высокой степенью двухконтурности позволяет обеспечить на крейсерских режимах удельный расход топлива на уровне 0,32...0,34 кг/кгс·ч.

На двигателях V поколения для самолетов боевой тактической авиации достигнут еще более высокий уровень температур газов перед турбиной — свыше 1800 К. Двигатели этого класса наиболее динамично развиваются и являются поэтому и наиболее представительными для оценки состояния и направлений развития авиадвигателестроения.

За последние годы двигателей IV и V поколений разрабатывались с учетом обеспечения заданного высокого уровня тягово-экономических параметров в узловых точках области применения самолетов, повышенных тре-

бований к массово-габаритным характеристикам, устойчивости, приемистости и т. п.

Большой диапазон режимов работы двигателей и условий полета, определенных широким кругом задач, выполняемых многоцелевыми тактическими самолетами военной авиации, обусловил выбор параметров двигателей на базе компромиссных решений, основанных на достаточности избытков тяг для обеспечения превосходства в воздухе и при перехвате сверхзвуковых целей и приемлемых расходах топлива для длительного патрулирования и поддержки наземных войск. Большинство двигателей IV и V поколений имеют степень двухконтурности $m = 0,5 \pm 0,2$ при степени повышения давления в вентиляторе $\pi_v^* = 3,9 \pm 0,3$ и суммарной степени повышения давления в компрессорах $\pi_\Sigma = 26 \pm 2$. Разброс основных параметров двигателей незначителен и связан с некоторой разницей в удельных тягово-экономических параметрах, а также принятой максимальной температурой газов перед турбиной.

Компромиссный подход к выбору основных параметров двигателей не позволяет в полной мере реализовать возможности максимальной интеграции двигателя с самолетом для всех условий полета и ограничивает полную реализацию повышения экономичности двигателей, удельных тяг на всех режимах полета, снижения массы двигателей.

Ряд задач, связанных с дальнейшим развитием интеграции самолета и двигателя, при

создании двигателей IV и V поколения были поставлены впервые и успешно решены.

Наиболее актуальные из них — обеспечение высокой устойчивости двигателей для высокоманевренных самолетов и снижение потерь эффективной тяги выходного устройства на всех режимах полета и работы двигателей.

Повышенные углы атаки и скольжения и высокие темпы их изменения при маневрах самолета потребовали не только высокого гарантийного уровня запасов устойчивости, но и обеспечения устойчивой работы чувствительного к динамическим воздействиям двухконтурного двигателя при высокой неравномерности и турбулентных пульсациях скорости и давления на входе. Понадобилось также разработать системы обеспечения своевременной регистрации возникновения предпосылок к помпажу и вывода двигателя из срывного режима

Снижение потерь эффективной тяги выходного устройства обеспечивается за счет программного регулирования площадей среза сопла двигателя и внешних створок хвостовой части, локализации зон перерасширения и отрыва потока на внешних створках на всех скоростях полета и при больших изменениях площади среза сопла и скорости выхлопной струи.

Была начата разработка интегрированных систем управления самолетом и силовой установкой, позволяющих повысить эффективность применения двигателей для расширения тактико-технических возможностей самолетов.

Для улучшения маневренных качеств самолетов новых модификаций с двигателями IV и V поколений начаты работы по созданию сопел с отклонением вектора тяги (ОВТ) и реверсом тяги.

Для перспективных двигателей IV поколения показатели надежности и ресурсов, удельных тяг, экономичности, весового совершенства, производственной и эксплуатационной технологичности должны выйти на качественно новый уровень, а принцип обеспечения максимальной интеграции двигателя и самолета выдвигается как основное и определяющее требование, исходя из которого должны быть сформированы облик и параметры двигателей, все их узлы и системы. Новые двигатели должны обеспечить удвоение возможностей самолета по таким показателям, как дальность полета или грузоподъемность, скороподъемность и многократное (в 2

... 5 раз) улучшение ресурсных и эксплуатационных характеристик. Максимальная интеграция двигателя с самолетом должна обеспечить и существенное расширение тактико-технических качеств самолета за счет сверхманевренности, укорочения дистанции взлета и посадки, снижения вероятности обнаружения, обеспечения длительного крейсерского полета на сверхзвуковых скоростях до чисел $M = 1,6$ при работе двигателя на бесфорсажном режиме.

К настоящему времени конкретные технические требования к двигателям VI поколения различного назначения еще не сформулированы. Поэтому базовый уровень требований к ним может быть определен, исходя из основополагающих показателей и характеристик самолетов. Наиболее широкий спектр таких требований может быть представлен для двигателей VI поколения боевой авиации, создание которых следует ожидать в 2010...2015 гг.

По отношению к двигателям V поколения двигатели VI поколения должны обеспечивать уменьшение удельной массы в 1,4...2 раза, увеличение относительной лобовой тяги $R/F_{\text{лоб}}$ на 20...40%, уменьшение удельного расхода топлива на 15...40%, повышение надежности на 60...80%, обеспечение назначенного ресурса 0,5...1 от ресурса планера, сокращение числа деталей в двигателе более чем в 2 раза, снижение в 2...3 раза трудоемкости обслуживания и в совокупности — снижение стоимости жизненного цикла (СЖЦ) примерно в 1,5 раза.

Развитие самолетов гражданской авиации связано в ближайшие годы с дальнейшим ростом мирового объема воздушных пассажирских перевозок, который, как прогнозируется к 2015 году, возрастет примерно в 2,3 раза по отношению к современному уровню. В то же время в связи с необходимостью сокращения затрат времени на перелеты на значительные расстояния потребуются создание высокоскоростных самолетов нового поколения для полетов с крейсерской скоростью, соответствующей числам $M = 2...3$, а в перспективе — разработка гиперзвуковых транспортных аппаратов для полетов на числах $M = 5...6$.

Известно, что масса силовой установки (двигателя с воздухозаборником и выходным устройством) и топлива с топливными баками составляет от 40% до 60% общей массы самолета. Поэтому основными задачами разработчиков новых двигателей для гражданских самолетов будут повышение их эконо-

мичности и снижение массы. Так, для ТВВД ожидаемое снижение удельного расхода топлива составит до $\Delta G_R = 25\%$, а для ТВД и ТВлД удельную мощность $N/M_{дв}$ предполагается увеличить на 100...120%.

Для перспективных двигателей на новом уровне будут решены традиционные вопросы уменьшения воздействия на окружающую среду, повышения надежности, сокращения затрат на ремонт и техническое обслуживание. Нарботка двигателей магистральных самолетов без съема с крыла составит около 30000 часов, а с момента начала эксплуатации двигатели должны будут обеспечивать суммарную наработку на выключение в полете более 50000 часов.

Для двигателей гражданской авиации, как и для военной, СЖЦ должна быть снижена в 1,4...1,5 раза.

Как видим, показатели двигателей VI поколения находятся на качественно новом уровне, существенно отличающем их даже от достаточно совершенных двигателей V поколения. За будущие 15 лет, например, удельная масса двигателя должна быть снижена в 2 раза, в то время как за предыдущие 20...25 лет снижение удельной массы составило всего 20...25%.

По существу, с началом разработки двигателей VI поколения авиадвигателестроители приступают к выполнению стратегического плана реализации максимального приближения к предельным возможностям авиационных ГТД.

Очевидно, что достижение этого потребует радикального изменения конструкции и облика всех узлов, разработки новых методов исследования, расчетов и проектирования, создания и использования принципиально новых материалов и технологий.

Успешное решение такого обширного спектра задач может быть осуществлено только на основе соответствующего фундаментального научно-технического задела (НТЗ), создание которого в области авиадвигателестроения получило в настоящее время приоритетное направление в национальной научно-технической политике всех индустриально развитых стран Запада. Многообразие проблем, требующих больших интеллектуальных усилий и материальных затрат, обуславливает необходимость объединения для их решения ряда фирм, работа которых проводится по строго скоординированным общим планам.

В Европе для таких работ создаются консорциумы фирм ряда государств. В США работы проводятся по целому ряду программ, крупнейшей из которых является трехэтапная комплексная программа ИНРТЕТ (Integrated High-Performance Turbine Engine Technology — интегральные технологии газотурбинных двигателей с высокими характеристиками).

Важной особенностью программы создания НТЗ является то, что они не ориентированы на создание каких-либо конкретных двигателей, а решают вопросы, связанные с реализацией улучшения всех параметров основных узлов двигателей для последующего использования проверенных и отработанных конструкторско-технологических решений для создания двигателей VI поколения. Непосредственно только двигателям посвящаются отдельные разделы программы, которые обеспечивают решение задач максимальной интеграции двигателя с самолетом и изменения основных параметров рабочего цикла. Поиск решений для оптимизации параметров отдельных узлов в программе ИНРТЕТ предусматривается вести для следующих групп и видов двигателей: ТРД/ТРДД, ТВД/ТВГТД и двигателей ракет. Работа по первому этапу программы ИНРТЕТ уже завершена, второй этап планируется завершить в 2000-м году.

Главным направлением создания НТЗ для перспективных двигателей и их узлов является применение нетрадиционных схемных и конструктивных решений, создание новых материалов, разработка и применение эффективных расчетных программных комплексов, совершенствование интеграции силовой установки с самолетом, создание перспективных измерительно-информационных и контрольных систем и оборудования.

Работы по созданию новых материалов с высокой удельной прочностью являются ключевыми для успешного решения задач улучшения параметров и уменьшения массы двигателей. Использование керамических композиционных материалов в «горячей» части двигателей и композитов различного класса в других узлах позволит снизить массу двигателя на 50%.

Поэтому работы по созданию новых материалов во многих странах мира в последние годы прочно заняли приоритетное положение и заметно интенсифицируются. В США, например, работают над получением композитов с полимерной матрицей (ПКМ) для рабо-

ты при температуре до 425°C от 5000 до 12000 часов, металлокомпозитов (МКМ), работающих при температурах до 1250°C , керамических композиционных материалов (ККМ) для работы до температур 1650°C .

Работы по созданию новых материалов активно проводятся и в других странах. Например, японские и французские специалисты вышли в лидеры по качеству разработанных ими керамических композиционных материалов.

Зарубежные фирмы уже используют карбид кремния и нитрид кремния в конструкциях «горячей» части двигателей вместо жаропрочных и жаростойких сплавов.

В настоящее время для снижения основных недостатков керамических материалов — хрупкости и склонности к образованию трещин — керамики армируются волокнами карбида кремния.

Для обеспечения высокой надежности деталей из керамических и композиционных материалов требуется разработать новые методы неразрушающего контроля, позволяющие не только выявлять дефекты, но и осуществлять проверку физических и механических свойств материалов.

Возможность внедрения в конструкцию керамических и композиционных материалов напрямую зависит от уровня совершенства методов конструирования и новых технологических процессов, обеспечивающих стабильность свойств, надежность и прочность деталей, а также от создания надежных методов прогнозирования ресурса и контроля состояния.

Рассматривается возможность применения углерод-углеродных КМ и керамических КМ для статорных двигателей турбин. Перспективные керамические материалы найдут применение для дисков турбин и рабочих лопаток, работающих без охлаждения при температуре до 1600°C . В перспективе будут созданы материалы, обеспечивающие создание неохлаждаемых рабочих лопаток турбин, работающих при температурах до 2200°C .

Для широкого внедрения КМ различного класса в конструкцию двигателей материаловедцами, технологами и конструкторами должны быть получены надежные решения ряда принципиальных задач, главными из которых являются: создание высокотехнологичных полимеров, обладающих длительной стойкостью и сохранением требуемых механических характеристик при повышенных температурах, разработка способов изготов-

ления, обеспечивающих воспроизводство физических свойств и характеристик КМ в готовых деталях, исключение отрицательного влияния взаимодействия матрицы и волокна на стойкость КМ и температурные характеристики, разработка способов объемной и поверхностной защиты деталей от окисления, разработка стойких и надежных защитных покрытий деталей от внешних воздействий.

Наряду с работами по КМ, получают дальнейшее развитие и работы по улучшению свойств традиционных металлических материалов, таких как повышение показателей трещиностойкости высокопрочных титановых сплавов, жаропрочности сплавов для изготовления монокристаллических лопаток.

Для применения в высокотемпературных двигателях понадобится разработка новых смазывающих материалов — жидких смазок, работоспособных до температур 540°C , и твердых смазок — до $t = 815^{\circ}\text{C}$.

Совершенствование аэродинамики узлов двигателя является важнейшим из мероприятий, которое определяет оптимальную конструкцию и конфигурацию перспективных двигателей и их основных узлов, вносит наибольший вклад в улучшение эффективности применения двигателя на самолете.

Создание легкого и компактного двигателя с минимальным числом высоконагруженных ступеней компрессоров и турбин может быть реализовано только при широком привлечении в ходе проектирования мощных расчетных программных комплексов, позволяющих в ходе конструкторских проработок использовать расчеты трехмерного вязкого течения в вентиляторах, компрессорах и турбинах для количественного сопоставления эффективности совершенствования лопаточных венцов с оценкой изменения прочностных характеристик, массы и затрат на производство. Расчетные методы будут распространены и на участки течений, где происходят заметные изменения характеристик турбулентности, а также на узлы камер сгорания и форсажных камер с наличием зон течений двухфазных потоков с химическими превращениями.

Применение численных методов для более глубокого понимания и прогнозирования картины пространственных течений, анализа напряженно-деформированного состояния деталей будет обоснованным и правомерным только в случае приемлемой сходимости теоретических и экспериментальных исследова-

ний, достаточно точного отражения реальной картины изучаемых физических явлений.

База для этого должна быть заложена развитием средств и методов экспериментальных исследований. Новые и усовершенствованные измерительные средства позволят без искажения физической картины изучить течения вблизи профиля и на торцевых поверхностях пера лопаток, проводить измерения параметров потока в межлопаточных каналах и зазорах между лопаточными венцами, изучать вопросы тепло- и массообмена во внешнем потоке, примыкающем к лопаткам, и внутренних полостях лопаток, распределение напряжений в деталях работающего двигателя. Углубленному пониманию природы сложных физических явлений будет способствовать и исследование моделей узлов двигателей увеличенного масштаба, которое получает все более широкое распространение.

В свою очередь, создание новых расчетных методов, надежность которых и пригодность по затратам машинного времени подтверждена экспериментами, позволит уменьшить зависимость разработчиков от большого объема экспериментов и обеспечить рассмотрение многих вариантов решений, повысить технический уровень проектов.

Разработка разнообразных математических моделей понадобится для совершенствования узлов трансмиссий, дефекты по которым, как показывает опыт эксплуатации двигателей, часто ограничивают их ресурс и приводят к досрочному снятию двигателей. Численные методы должны обеспечивать подробное изучение влияния переходных процессов на нагруженность в роторах, осуществлять выбор конструкции подшипников, рабочих зазоров, параметров смазки, необходимую жесткость опор роторов, методов демпфирования.

Определяющая роль внедрения КМ в обеспечении выполнения требований к перспективным двигателям ставит особые многочисленные задачи перед разработчиками как по формированию экспериментальных подходов, так и по созданию численных методов для проектирования и разработки деталей из КМ с минимальной массой и заданными показателями прочности и долговечности. Эта область задач в настоящее время получила приоритетное развитие и требует особого внимания и координации совместных усилий конструкторов, расчетчиков, технологов, материаловедов.

Высокие требования к уровню точности математических моделей вызваны также развитием методов ресурсного проектирования и применением новых стратегий при назначении ресурсов. Создание новых надежных расчетных моделей должно позволить разработчикам получать достоверное представление о наличии локальных зон повышенных напряжений в деталях двигателя, выявлять особенности циклического и упругопластического деформирования, в том числе с учетом контактного взаимодействия деталей, особенностей теплового нагружения и адекватного отражения нестационарности полей в узлах и деталях.

Для повышения показателей надежности требуется разработка высоконадежных методов прогнозирования долговечности деталей, учитывающая особенности характера взаимодействия механизмов деформации и накопления повреждаемости в условиях высоких температур.

Выполнение главных целей создания двигателей VI поколения, заключающихся в максимальном расширении тактико-технических возможностей самолетов, улучшении их эксплуатационных качеств, снижении стоимости жизненного цикла, во многом зависит от успешного решения научно-технических проблем, связанных с максимальной интеграцией двигателя с самолетом.

Требование максимальной интеграции двигателей новых поколений с самолетом находит свое отражение уже в процедуре определения основных параметров рабочего цикла двигателя. Определение их осуществляется с позиций обеспечения максимальной эффективности применения двигателей на самолетах различного назначения. Для этого задаются главные цели оптимизации, например, обеспечение максимального радиуса действия или же максимального снижения взлетной массы.

Для анализа принимается концептуальная модель самолета, согласованная с его разработчиками, реальные характеристики воздухозаборников и потерь эффективной тяги выходного устройства, задаются основные профили полета и устанавливаются требования к маневренности. Масса и сопротивление самолета, а также размерность двигателя и расход воздуха через него при параметрических исследованиях связываются с характерной площадью, например, площадью крыла или миделевого сечения самолета. При этом выбранная характерная площадь в процессе прове-

дения анализа подвергается изменениям, т. е. концептуальная модель должна быть адаптивной, что позволит для достижения максимальной эффективности самолета данного назначения оптимизировать не только параметры и размерность двигателя, но и размерность самолета.

Такой подход обеспечивает существенное улучшение показателей эффективности самолета и позволяет выявить значительную разницу в основных параметрах двигателей для самолетов различного назначения. Так, для обеспечения превосходства в воздухе и перехвата сверхзвуковых целей новый маневренный истребитель нового поколения должен быть оснащен двигателем, имеющим в стендовых условиях ($H = 0, M = 0$) степень двухконтурности, близкую к $m_0 = 0,2$, высокую степень повышения давления в вентиляторе $\pi_v^* \geq 5,5$ при близкой к предельной температуре газов на выходе из камеры сгорания $T_r^* \approx 2150$ К. Двигатель VI поколения с такими параметрами позволит снизить взлетную массу самолета (или увеличить полезную нагрузку) более чем на 30% от массы самолета с двигателем IV поколения.

Двигатель тактического самолета, способного осуществлять длительный сверхзвуковой полет и предназначенного для ведения воздушного боя и нанесения ударов по объектам, значительно удаленным от места базирования, должен иметь степень двухконтурности, близкую к $m_0 = 1$, при температуре газов $T_r^* \approx 2000$ К, умеренной степени повышения давления в вентиляторе $\pi_v^* = 3,6 \dots 3,7$ и степени повышения давления в компрессоре $\pi_k^* = 9,5 - 9,7$. Установка такого двигателя вместо двигателя IV поколения позволит увеличить радиус действия самолета более чем на 120%.

Для формирования требований к отдельным узлам двигателей при проведении анализа и оптимизации параметров цикла для улучшения выбранного критерия эффективности (дальность, снижение взлетной массы) необходимо установить вклад повышения КПД каждого из узлов в улучшение этого критерия.

Улучшение эксплуатационных характеристик самолетов за счет выбора оптимальных для условий полета параметров рабочего процесса даже при совершенствовании узлов двигателя не гарантирует получения удельной массы двигателя в стендовых условиях $\gamma_R = 0,05 \dots 0,06$, требуемой для двигателей VI поколения. Но ориентация на безуслов-

ное достижение требуемого γ_R как основного показателя совершенства двигателя может привести к созданию двигателя, недостаточно эффективного в эксплуатационных условиях. Поэтому полезно показатели и параметры двигателей в стендовых условиях рассматривать как контрольные, а при жестком требовании безусловного их выполнения изыскивать такие пути обеспечения этих требований, которые не нанесут ущерба для эксплуатационных режимов работы двигателя.

Установка на двигателе относительно тяжелых многофункциональных сопел, обеспечивающих отклонение вектора тяги (ОВТ), реверс тяги, схождение ИК-излучения и эффективной поверхности рассеивания (ЭПР), также затрудняет получение требуемой удельной массы γ_R , но существенно повышает эффективность применения двигателя на самолете.

Применение ОВТ и реверса тяги обеспечивает самолету не только возможность осуществлять укороченные взлет и посадку, но и получить принципиально новое качество — «сверхманевренность» — представляющее значительные преимущества при ведении воздушного боя.

При ОВТ в плоскости рыскания на угол 10° угловая скорость на вираже, на углах атаки, близких к критическим, удваивается по сравнению с обычным аэродинамическим управлением. В закритической области требуется ОВТ как в плоскости рыскания, так и в плоскости тангажа. Математическое моделирование действий, подтвержденное работой опытных летчиков на тренажерах, показывает, что вероятность выигрыша воздушного боя при «сверхманевренности» гораздо больше, чем при увеличении в $\sim 1,5$ раза тяговооруженности самолета.

Для реализации ОВТ одновременно и в плоскости рыскания и в плоскости тангажа наиболее подходящими являются круглые сопла, относительно выгодные по массе. Однако они существенно хуже komponуются с реверсивным устройством, не позволяют решать многие вопросы оптимальной интеграции самолета и выходного устройства, обеспечения снижения ИК-значимости и ЭПР. Поэтому их удобно использовать для улучшения характеристик уже созданных и эксплуатирующихся самолетов.

При создании новых самолетов более широкое распространение получают неосесимметричные многофункциональные выходные устройства (МВУ), так называемые плоские

сопла. При разработке новых схем самолетов, сразу ориентированных на управление ОВТ, возможно добиться снижения массы самолета до 30%, что более существенно, чем увеличение массы двигателя при установке МВУ.

При создании перспективных самолетов и двигателей функции интегрированной системы управления полетом самолета и двигателем существенно расширяются, что позволяет обеспечить улучшение летно-технических характеристик, повышение топливной экономичности, увеличение ресурса двигателя и, совместно с системой диагностирования, сокращение затрат на техобслуживание.

Система управления полетом, воздухозаборником, выходным устройством и двигателем должна обеспечивать точное задание режима работы двигателя в соответствии с потребным в данный момент полета, получение наибольших тяг на максимальном и полных форсажных режимах при оптимизированном расходе топлива, минимизировать расход топлива на крейсерском режиме полета. За счет оптимизации тяга на форсажных режимах при $M_n > 1,8$ может быть увеличена до 5...6%, а при дозвуковом полете на режиме «Максимал» — до 10% при снижении удельного расхода топлива на 2...3%.

Система должна позволять без вмешательства летчика гибко использовать избыток запасов ГДУ: либо увеличивать тягу за счет повышения $\pi_{\text{в}}^*$ и $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$, либо при опережающем прогнозе об изменении углов атаки и скольжения своевременно понизить режим работы для исключения помпажа. Повышение $\pi_{\text{в}}^*$ и $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ позволяет в зависимости от высоты полета увеличить удельную тягу на режиме полного форсажа на 15...40%, улучшить скороподъемность и увеличить потолок.

Увеличение $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ может быть использовано на установившихся бесфорсажных режимах работы с постоянной тягой для понижения температуры газов перед турбиной или на форсажных режимах для понижения температуры в форсажной камере, что будет способствовать повышению надежности и увеличению ресурса двигателя, повышению его экономичности.

Интегрированная система управления полетом и двигателем, обеспечивая работу двигателя с учетом сведений о температуре и, возможно, напряжениях в рабочих лопатках, предотвращая при больших углах атаки и скольжения и пуске ракет возникновение помпажа, должна обеспечивать надежную и устойчивую работу двигателя во всей области

воздушного боя, исключить отвлечение внимания летчика на контроль ограничений по температурам и забросам оборотов роторов как на переходных, так и на установившихся режимах работы.

Гибкое управление режимами работы перспективных двигателей потребует одновременного регулирования более десятка параметров, для чего понадобится разработка бортовых ЭВМ с новым уровнем быстродействия и объема памяти, высокоточных и надежных датчиков и исполнительных механизмов.

Система диагностирования, связанная с системой управления, должна точно и без затрат времени идентифицировать отказы, исключить поиск, обнаружение и устранение отказов методом проб и ошибок, на что в эксплуатации при техобслуживании приходится до 50% затрат времени и объемов работ, дополнительного расходования запчастей.

Разработка системы диагностирования с логикой парирования отказов позволит обеспечивать высокий уровень безопасности полетов.

Развитие схем двигателей военной авиации с учетом значительного снижения затрат на их производство, техобслуживание и ремонт диктует, в первую очередь, необходимость сокращения числа лопаточных венцов в компрессорных узлах и числа лопаток в ступенях. Поставлена задача создания двухступенчатых вентиляторов и 3–4-ступенчатых компрессоров высокого давления (КВД) в зависимости от требуемой степени повышения давления. Основные параметры двигателей VI поколения для легких маневренных и тактических самолетов, определенные с позиций максимальной эффективности применения, были представлены выше.

Для повышения эффективности и обеспечения универсальности применения двигатель может быть выполнен с изменяемыми параметрами рабочего цикла, что позволит получать большие избытки тяг на сверхзвуковых скоростях полета за счет минимизации двухконтурности или снизить удельный расход при барражировании и длительном крейсерском полете за счет увеличения двухконтурности. Изменение рабочего цикла двигателя осуществляется с помощью специального устройства, регулирующего проходные сечения перед компрессором высокого давления и в зоне смешения потоков за турбиной низкого давления. Предусматривается также регулирование сопловых аппаратов турбины и

традиционное регулирование направляющих аппаратов вентилятора и КВД.

Вращение роторов двигателя противоположное, в опорах предполагается со временем применить магнитные подшипники.

Главной целью разработки двигателей нового поколения для гражданских самолетов является значительное снижение удельного расхода топлива до 25%, которое будет достигаться как за счет повышения эффективного КПД рабочего цикла, так и, главным образом, за счет повышения полетного КПД. Повышение эффективного КПД цикла возможно за счет увеличения КПД отдельных узлов, снижения расхода воздуха на охлаждение и утечки, увеличения суммарной степени повышения давления $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ при одновременном увеличении температуры газа перед турбиной T_r^* . При этом возникает необходимость в обеспечении выполнения противоречивых требований: увеличения T_r^* при снижении расхода воздуха на охлаждение, отрицательного воздействия T_r^* на полетный КПД, увеличения $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ при необходимом для увеличения полетного КПД снижении степени повышения давления в вентиляторе π_B^* .

Рост полетного КПД за счет увеличения степени двухконтурности m ограничивается снижением удельной тяги и увеличением диаметра мотогондолы с соответствующим ростом сопротивления и массы. Поэтому для ближнемагистральных самолетов двухконтурность будет приниматься умеренной, а для дальнемагистральных самолетов будут разрабатываться двигатели с высокой и сверхвысокой степенью двухконтурности — около $m = 25$. Степень повышения давления в вентиляторе двигателей со сверхвысокой двухконтурностью будет понижена вплоть до $\pi_B^* = 1,3$, а суммарная степень повышения давления возрастет до $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 100$. Температура газов за камерой сгорания превысит 2000 К. При высокой двухконтурности и столь высоком значении $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ возникают проблемы, связанные с малой размерностью газогенератора, усугубленные необходимостью размещения внутри него вала каскада низкого давления. Поэтому для ТВВД со сверхвысокой двухконтурностью и высоким уровнем $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ рассматриваются нетрадиционные схемы двигателей, включая схему с выносом газогенератора за пределы основного двигателя в виде отдельного модуля, расположенного в зоне каскада низкого давления. Такое расположение упрощает конструкцию и сборку двигателя, снимает все ограничения на диаметральные размеры газогенератора.

При степенях двухконтурности $m > 10$...12 возникают трудности с увязкой скоростей вращения вентилятора и турбины низкого давления (ТНД). В связи с требованиями по снижению шума двигателя и необходимостью снижения π_B^* для увеличения полетного КПД проявляется тенденция к снижению окружных скоростей на периферии лопаток вентилятора. Нагруженность же ТНД из-за роста степени повышения давления в компрессоре низкого давления несколько возрастает, что требует увеличения числа ступеней турбины. Проблема рационально может быть решена путем организации привода вентилятора через редуктор.

В этой схеме представляется возможным увеличить частоту вращения ТНД, сократить число ее ступеней и получить общий выигрыш в массе и числе деталей двигателя. По такой схеме выполнен двигатель PW8000 фирмы «Пратт-Уитни».

Препятствием к ее реализации могут быть проблемы, связанные с тепловыделением в редукторе привода вентилятора.

Возможности совершенствования основных узлов гражданских и военных двигателей целиком определяются достижениями в разработке новых материалов и надежных расчетных методов с использованием математических моделей высокого уровня, созданных с учетом и на базе глубокого экспериментального изучения процессов аэротермодинамики, тепло- и массопереноса, напряженно-деформированного состояния, развития повреждаемости, стабильности свойств материалов узлов и деталей двигателей, динамики механических конструкций.

Вентиляторы двигателей гражданской авиации с высокой и сверхвысокой степенью двухконтурности в области эксплуатационных режимов должны будут работать с КПД не ниже 0,92. Обеспечение высокого КПД станет возможным, благодаря внедрению трехмерных методов расчета пространственного течения в вентиляторе с учетом вязкости и нестационарности потока, позволяющих выявить источники потерь и реализовать способы их устранения. Повышению КПД будет способствовать уменьшение степени повышения давления в вентиляторе до $\pi_B^* = 1,3$...1,45 и снижение окружной скорости на периферии рабочего колеса до $U_k < 400$ м/с, которое благоприятно скажется и на снижении уровня шума двигателя. Снижению шума вентилятора будет способствовать также расчетное определение оптималь-

ного расстояния между рабочими и направляющими лопатками, выполненное на базе усовершенствованных моделей излучения и распространения звуковых волн. Ожидаемое снижение шума новых двигателей составит от 5 дБ до 10 дБ. Для снижения сопротивления мотогондолы двигателя лобовая производительность вентиляторов возрастает до 10%.

В конструкции вентилятора еще более широкое применение найдут композиционные материалы, в основном на полимерной матрице. Они уже применяются в конструкции корпуса, рабочих и спрямляющих лопаток двигателя GE90 фирмы «Дженерал-Электрик». Из ПКМ с высокой удельной прочностью будут выполнены массивные, но достаточно легкие передние части корпусов вентиляторов с мероприятиями для удержания рабочих лопаток или их фрагментов при обрыве.

Вентилятор перспективного ТРДДФ для боевых маневренных самолетов нового поколения — один из самых ответственных и важных узлов, во многом определяющий показатели двигателя.

Достижение на двигателях VI поколения практически предельного уровня температур газов перед турбиной ($T_r^* = 2000...2200$ К) при малых степенях двухконтурности позволяет увеличить степень повышения давления в вентиляторе до $\pi_b^* = 5, 5...5, 7$ и обеспечить значительный рост удельной тяги двигателя, уменьшить его габариты и массу. При этом разработчики НТЗ решают еще задачу сокращения числа ступеней вентилятора до двух. Сильное влияние КПД вентилятора на показатели двигателя обязывает увеличить его по сравнению с уровнем, достигнутым на вентиляторах двигателей IV и V поколений. При значительном увеличении напора и сокращении числа ступеней вентилятора аэродинамическое качество ступеней должно быть существенно улучшено и тем самым увеличен их политропический КПД до уровня, обеспечивающего улучшение адиабатического КПД.

Для обеспечения повышенных напоров вентиляторов двигателей V поколения были увеличены окружные скорости на периферии рабочего колеса до $U_k = 580$ м/с, скорость потока в относительном движении в области периферии возросла до $M_W = 1, 9...2, 0$. Из-за нарушения режима нормального течения и торможения потока в межлопаточных каналах, возникновения в зоне влияния радиального зазора сильных скачков уплотнения возросли потери полного давления и снизилась

эффективность работы колеса в области периферийных сечений.

Поэтому при дальнейшем увеличении порности ступеней вентиляторов двигателей VI поколения рационально найти оптимальное соотношение увеличения как окружных скоростей, так и коэффициентов теоретического напора, выявить резервы улучшения аэродинамического качества ступеней, привлекая трехмерные задачи высокого уровня для расчетов пространственного вязкого течения, дополнительных и уточненных на основании результатов экспериментального изучения всех источников потерь, особенно в области периферийных сечений колеса.

Способами улучшения течения в этой области могут быть: радиальный вдув воздуха через торец рабочих лопаток, установка коротких лопаток на корпусе перед рабочими лопатками для стабилизации потока в периферийной зоне, применение так называемых саблевидных лопаток.

Ожидаемое увеличение окружной скорости рабочего колеса на периферии не превысит 3...7% по сравнению с наиболее быстросходными ступенями вентиляторов двигателей V поколения.

Из-за ограничений роста относительной скорости потока на периферии первого колеса осевая скорость на входе в вентилятор увеличивается незначительно и лобовая производительность вентилятора будет увеличиваться, в основном, за счет уменьшения диаметра втулки и составит около $G_f = G_{во}/F_{вх} = 185...190$ кг/с·м².

Высокая эффективность вентилятора во всем диапазоне эксплуатационных режимов будет обеспечиваться регулированием спрямляющих аппаратов. На двигателях с изменяемым рабочим циклом возможно применение устройства перепуска воздуха за первой ступенью во второй контур с уменьшением расхода воздуха через вторую ступень вентилятора.

Применение двигателей на сверхманевренных самолетах потребует еще большей нечувствительности вентиляторов к неоднородности потока на входе, высокой устойчивости к отсутствию автоколебаний лопаток.

В конструкции вентиляторов военных двигателей будут применены как высокотемпературные ПКМ, так и композиты на металлической матрице и матрице из интерметаллидов с использованием в качестве наполнителей высокомодульных углеродных волокон и волокон карбида кремния. Применение КМ

в конструкции роторов вентиляторов вызвано не только требованием по снижению их массы, но и необходимостью обеспечения работоспособности в условиях повышенных частот вращения.

Во вторых ступенях вентиляторов на начальном этапе возможно конструктивное исполнение рабочего колеса из конструктивных высокопрочных титановых сплавов в виде одной детали, т. е. с лопатками, выполненными за одно целое с диском («blisk»). Для внедрения такой конструкции понадобится отработка ремонтной технологии замены лопаток в колесе в случае их повреждения.

Основными задачами при разработке компрессоров для двигателей новых поколений являются совершенствование их аэродинамики и сокращение числа ступеней, уменьшение габаритов и массы. Для осевого компрессора программой ИНРТЕТ предусматривается увеличить степень повышения давления в ступени на 25%, увеличить КПД до 4%, уменьшить массу компрессора в 2 раза.

Успехи в области аэродинамики компрессоров позволяют уже сейчас создавать высоконагруженные ($N_T > 0,5$), высокоэффективные ступени с лопатками малого относительного удлинения.

Применение усовершенствованных методов расчета на основе моделей высокого уровня обеспечит выявление дополнительных резервов повышения аэродинамического качества и нагруженности ступеней, позволит решить вопросы оптимизации проточной части компрессоров, согласования ступеней во всем диапазоне эксплуатационных режимов с применением гибкого регулирования.

Важным моментом в выборе проточной части является оптимизация втулочного отношения на входе в компрессор и выходе из компрессора, которая оказывает большое влияние на габариты и массу компрессора, нагруженность последних ступеней, приемлемую высоту их лопаток и относительную величину радиальных зазоров. Для снижения потерь полного давления в камере сгорания полезно ограничивать величину относительной скорости на выходе из компрессора на уровне 0,28...0,32 на стендовом режиме.

На первых ступенях компрессоров, как и на вентиляторах, могут найти применение саблевидные лопатки. Суммарный политропический КПД компрессора должен быть обеспечен на уровне 0,89...0,90.

Требуемый уровень массы компрессора будет достигаться за счет выполнения его

конструкции практически целиком из композиционных материалов на металлической матрице. В качестве матричного материала возможно применение алюминидов титана, работоспособного до температур 980°С.

При создании ТВЛД и ТВД находят широкое распространение центробежные ступени компрессоров. Успехи в создании новых материалов и методов проектирования уже сегодня позволяют создать центробежные ступени, обеспечивающие при окружных скоростях $U_k > 600$ м/с степени повышения давления $\pi_{ст}^* = 8...9$ с высокими КПД, а в ближайшее время будут разработаны высокоэффективные ступени с $\pi_{ст}^* > 10$.

При высоких степенях повышения давления в перспективных ТВВД и ТРДД с большими расходами воздуха возможно в газогенераторах применение центробежных ступеней из-за их меньшей, чем у осевых ступеней, чувствительности к малой высоте лопаток на выходе и возможности замены 3...5 осевых ступеней одной центробежной высоконапорной ступенью. Основные работы по совершенствованию центробежных ступеней будут связаны с дальнейшим повышением их напорности и КПД, решением конструктивных проблем управления торцевыми зазорами, обеспечением прочности и долговечности при высоких температурах и окружных скоростях.

Работы по созданию камер сгорания двигателей новых поколений, имеющих высокие температуры и давления на входе и обеспечивающих подогрев газа до практически предельных температур горения керосино-воздушных смесей, направлены на уменьшение их габаритов и массы, обеспечение долговечности, снижение расходов охлаждающего воздуха, обеспечение требуемых низких концентраций вредных выбросов.

Возможности разработки оптимального облика камеры сгорания на основе методов численного моделирования ограничены из-за отсутствия надежных расчетных методов и математических моделей, достаточно достоверно отражающих сложные течения потоков двухфазных смесей с протекающими в них быстрыми химическими реакциями в условиях больших градиентов скоростей, температур, давлений.

Разработка таких расчетных комплексов остается одним из важных направлений создания ИТЗ, а в их отсутствие основная доля работ исследователей и разработчиков новых камер сгорания приходится на экспериментальное изучение процессов, поиск, раз-

работку и исследование перспективных схем камер, позволяющих обеспечить выполнение требований, предъявляемых к камерам сгорания двигателей новых поколений.

Многообразие схем камер сгорания, разработанных различными фирмами, свидетельствует об отсутствии единого сформировавшегося подхода к облику перспективных камер, но общие тенденции развития камер сгорания уже проявляются.

Для подачи топлива в камеру применяются форсунки с устройствами для повышения дисперсности и равномерности распыливания топлива, чаще всего с устройствами аэродинамического распыливания.

Значительную экономию в расходе охлаждающего воздуха и достаточно надежное охлаждение обеспечивают конструкции двухстенных жаровых труб с использованием эффекта соударения струй охлаждающего воздуха со стенкой, защищенной со стороны, обращенной к пламени, теплозащитным покрытием.

Рассматривается также применение еще более экономичного, но достаточно сложного и дорогого способа охлаждения стенок жаровых труб — испарительного охлаждения и конструкций типа ламиллой.

Применение многоточечной подачи топлива с возможностью управления оптимальным распределением составов смеси по объему камеры сгорания за счет гибкого регулирования распределения топлива по зонам камеры и распределения воздуха, включая регулирование его подачи изменением геометрии, позволит повысить однородность температур в камере, исключить температурные пики, обеспечить низкие концентрации вредных примесей, повысить ресурс жаровых труб, создать ровное поле температур перед турбиной.

В перспективных схемах камер сгорания сокращается длина первичной зоны и исключается зона смешения, что позволит уменьшить длину камеры. Возможен также отказ от применения традиционных головок камеры сгорания.

Дальнейшее развитие камер сгорания связано с применением МКМ в конструкции корпусов камеры и керамических и углерод-углеродных композиционных материалов в конструкции жаровых труб, что позволит снизить их массу, уменьшить расход воздуха на охлаждение, повысить термостойкость жаровых труб.

Основные заботы разработчиков турбин перспективных двигателей будут связаны с обеспечением надежности и долговечности основных узлов и двигателей в условиях высоких температур на входе $T_T^* > 2100$ К, минимизацией затрат воздуха на охлаждение, поддержанием высокого уровня КПД при высокой нагруженности, поиском мероприятий по снижению массы. Для выполнения этого достаточно широкого круга задач, будут использоваться последние достижения в области аэротермодинамики, теплообмена, прочности, материаловедения и технологии.

Совершенствование параметров турбин будет обеспечиваться разработкой и применением методов массообмена с учетом вязкости и нестационарности, напряженно-деформированного состояния и долговечности, базирующихся на результатах экспериментальных исследований.

Экспериментальные исследования должны прояснить вопросы взаимовлияния основного потока газа и воздуха, вытекающего из внутренней полости лопатки, утечек воздуха, перетекания газа через радиальный зазор, оказывающего влияние на гидравлические потери.

В экспериментальном подтверждении нуждается и совершенствование внутренней полости лопаток, представляющих собой миниатюрные высокоэффективные теплообменные устройства. При этом оценивается не только обеспечение надежного охлаждения, но и оптимальное распределение напряжений и градиентов температур в перье, ножке и замке с позиции обеспечения прочности и термостойкости.

Сложность конструкции сопловых и рабочих лопаток, их высокая стоимость накладывают очень высокие требования на исходную точность их проектирования, исключаящую коренную переделку дорогостоящего оборудования и технологической оснастки.

Для дальнейшей доводки необходимо предусмотреть только небольшие припуски для изменения площадей горла лопаточных решеток, некоторого изменения углов установки сопловых и рабочих лопаток, формы и площади охлаждающих отверстий.

Эффективность применения высокотемпературных турбин в двигателе во многом определяется экономным расходом воздуха для охлаждения турбины. Стремясь уменьшить расход охлаждающего воздуха, проектировщики турбины ставят задачу вдвое сократить его утечки, уменьшить число

деталей, требующих охлаждения, применить более эффективные методы охлаждения, расширить применение керамических материалов и теплозащитных покрытий.

Значительные возможности для уменьшения расходов охлаждающего воздуха и снижения массы конструкции предоставляются разработчикам турбин с появлением высокотемпературных интерметаллидов и неметаллических и композиционных материалов. Задачи, стоящие перед разработчиками форсажных камер перспективных двигателей, связаны с обеспечением термостойкости их узлов при высоких температурах газа на входе и выходе, уменьшением габаритов и массы, улучшением интеграции форсажных камер с соплами новых схем. Во внутреннем контуре за турбиной, несмотря на высокие температуры газа на установившихся форсированных режимах, не удастся организовать устойчивое горение топлива за счет самовоспламенения без применения стабилизирующих устройств на переходных режимах приемистости от малого газа до форсажа в условиях пониженных температур и давлений газа. Поэтому разработчикам потребуется вести поиск конструктивных схем стабилизации пламени и подачи топлива, обеспечивающих приемлемую термостойкость и ресурс работы. Возможно, в частности, применение газодинамических стабилизаторов пламени со встроенными в них топливными форсунками.

При применении на двигателях плоских сопел форсажные камеры могут быть выполнены неосесимметричными, что позволит сократить общую длину и массу двигателей. Большие возможности по уменьшению массы форсажных камер и повышению их термостойкости открывает применение керамических и теплостойких композиционных материалов.

Применение плоских сопел с ОВТ в плоскостях тангажа и рыскания с системой реверса тяги, как указывалось ранее, существенно расширяет тактико-технические возможности маневренных самолетов, снижает их ИК-заметность и ЭПР. Главные усилия разработчиков сопел направлены на снижение их габаритов и массы, упрощение конструкции. Изучается, в частности, возможность отклонения вектора тяги путем вдува струи высокого давления в выхлопную струю газа.

Большую роль в снижении массы сопел играет применение разработанных КМ.

На внешних поверхностях сопел (корпус, внешние панели) применение найдут высоко-

температурные ПКМ, а на внутренних — керамические и углерод-углеродные КМ с объемной защитой от окисления.

Одним из наиболее перспективных направлений в области разработки новых опор роторов является применение магнитных подшипников. Разработка компактных магнитных подшипников становится возможной, благодаря созданию миниатюрных элементов сервоуправления, успехам в технологии получения постоянных магнитов с высокой энергией на основе редкоземельных элементов и ферромагнитных материалов, обладающих высокой плотностью магнитного насыщения.

Обеспечение поддержания высокой экономичности двигателя в течение ресурса во многом определяется качеством уплотнений, применяемых для снижения утечек воздуха и газа по тракту двигателя. В новых двигателях широкое применение найдут щеточные уплотнения, позволяющие в 5...7 раз снизить перетечки по сравнению с традиционными лабиринтными уплотнениями и обеспечивающие высокую работоспособность в течение ресурса при больших осевых и радиальных перемещениях.

Разработка авиационных двигателей VI поколения, связанная с решением чрезвычайно большого числа сложнейших проблем в области газодинамики и термодинамики, прочности и материаловедения, массо- и теплопередачи, конструирования и технологии, средств измерений и техники эксперимента, представляет собой длительный и дорогостоящий процесс, требующий строгого и последовательного подхода к организации работ.

Наблюдаемый от поколения к поколению двигателей рост объемов исследований, предшествующих непосредственному проведению опытно-конструкторских работ (ОКР) по созданию новых двигателей, находит свое отражение в увеличении затрат времени на научно-исследовательские и экспериментальные работы (НИЭР). При подготовке НТЗ для создания двигателей IV поколения продолжительность проведения НИЭР составила 5 лет, для двигателей V поколения — 9 лет, а планируемый объем НИЭР по созданию НТЗ для двигателей VI поколения предполагается провести за 15 лет. При этом затраты времени на проведение ОКР для этих поколений двигателей приблизительно одинаковы и находятся в пределах 5...7 лет. И, таким образом, продолжительность проведения НИЭР по подготовке НТЗ для двигателей VI по-

коления втрое превысит затраты времени на ОКР по созданию этих двигателей. Примерно такое же соотношение сохранится и в финансовых затратах на проведение НИЭР и ОКР.

Общая стоимость создания двигателей VI поколения (НИЭР и ОКР) возрастает по отношению к стоимости создания двигателей V поколения на 75...80% и по некоторым прогнозам может составить 60...65% от общей СЖЦ двигателей. Такие расходы будут вполне оправданы, если в целом СЖЦ их будет снижена, как предполагается, в 1,4...1,5 раза. Основную долю снижения СЖЦ должно составить сокращение в 2,5...3 раза эксплуатационных расходов и расходов на производство и ремонты за счет уменьшения общего количества деталей в конструкции двигателей в 2 и более раза, снижения стоимости их изготовления, увеличения сроков службы двигателей, установления назначенного ресурса двигателей равным 0,5...1 от ресурса самолета, сокращения затрат на ремонт и техническое обслуживание и т. п.

В связи со значительным ростом затрат на разработку новых двигателей рациональное использование их определяется порядком и методологией проведения НИЭР.

Вначале выбираются отдельные, наиболее перспективные новые технические решения и осуществляются их исследования численными методами и на экспериментальных образцах и моделях с целью отбора для включения в состав экспериментальных узлов.

Дальнейшим проверкам и исследованиям на соответствие требуемым характеристикам и показателям подвергаются экспериментальные узлы и газогенераторы и, наконец, демонстрационные двигатели.

При этом для каждого улучшаемого показателя или параметра важно установить целесообразно достижимый уровень, выше которого при располагаемых технических возможностях улучшение становится экономически невыгодным. Опыт разработок свидетельствует, что затраты на достижение предельного уровня какого-либо из показателей распределяются весьма неравномерно: на 80% улучшения показателя расходуется около 35% средств и времени, а последние 20% улучшения требуют практически удвоения затрат. Это соотношение полезно учитывать в работах по совершенствованию показателей узлов.

Рациональному расходованию средств будет способствовать максимальное использование наиболее надежных и эффективных

технических решений, полученных в ходе выполнения НИЭР, в конструкции модернизированных и вновь создаваемых двигателей еще до полного завершения работ по созданию НТЗ для двигателей VI поколения. Полезно также использовать результаты работ по НТЗ при создании газотурбинных энергетических установок на базе авиационных двигателей. Это направление в деятельности двигателестроителей получило в последнее время значительное развитие. Внедрение новых разработок, полученных в ходе работ по НТЗ, позволит существенно повысить качественный уровень и эффективность энергетических установок, будет способствовать созданию действительного перспективного направления развития принципа «двойных технологий». Расширение области применения новых идей позволит обеспечить сокращение сроков окупаемости затрат на НТЗ.

Использование в модернизируемых двигателях новшеств, разрабатываемых для двигателей VI поколения, возможно только при высоком уровне доведенности экспериментальных узлов уже на стадии НИЭР.

Экспериментальные узлы-компрессоры, камеры сгорания, турбины, форсажные камеры, сопла, системы управления и диагностики, агрегаты, подшипники и роторы, системы смазки разрабатываются с использованием наиболее перспективных и удачных отдельных конструкторских и технологических решений, отобранных по результатам экспериментальных или расчетных исследований.

Готовность новых технических решений к использованию в экспериментальных узлах определяется не только обеспечением благодаря им требуемых параметров и характеристик узлов, но и прогнозом надежности, сроков службы, технологичности, эксплуатационной пригодности. Глубина проработки на стадии исследований должна быть достаточной для минимизации риска при «встраивании» того или иного нового решения в создаваемый экспериментальный узел.

Если степень риска при внедрении новой разработки достаточно велика, то необходим разумный компромисс между прогнозируемой надежностью и возможностью улучшения параметров за счет использования нового решения.

При испытаниях узлов на специальных стендах должны быть не только определены показатели и характеристики, подтверждающие соответствие их двигателям VI поколения, но и выявлены и исключены все фак-

торы, способные повлиять на надежность и ограничение сроков службы.

Комплексная проверка эффективности экспериментальных узлов осуществляется при испытаниях в достаточной степени претипированных газогенераторов и демонстрационных двигателей.

Испытания газогенератора и демонстрационного двигателя проводятся до полной выработки назначенного ресурса, включая ускоренные испытания, и будут включать проверку правильности принятых конструкторских решений, прочности и работоспособности узлов, определение характеристик на установившихся и переходных режимах, проверку согласования элементов и управляемости, определение концентрации вредных выбросов и др. Демонстрационные двигатели будут проходить испытания с имитацией полетных режимов на высотном стенде и определением высотно-скоростных характеристик. Целесообразно имитировать условия работы на входе по давлению и температуре и при испытаниях газогенератора. По результатам испытаний необходима корректировка параметров и изменения в конструкции двигателя, после чего испытания повторяются.

Испытания демонстрационных двигателей позволяют повысить вероятность выявления крупных проблем, исследовать различные варианты конструктивных и технологических решений, когда конкретные требования по двигателю еще окончательно не сформулированы. Это стимулирует максимальное использование в двигателе-демонстраторе новейших технических достижений, что было бы невозможно из-за риска в процессе ОКР. Когда технические требования для проведения ОКР будут окончательно определены, может понадобиться изменение размерности двигателя или его узлов, но подобие характеристик узлов, в основном, сохранится. Поэтому основное внимание на стадии ОКР удастся уделить работам по обеспечению ресурсов и надежности.

Высокий уровень доведенности новых разработок на стадии НИЭР позволит сократить необходимый объем и сроки создания и доводки опытных двигателей, существенно уменьшить их число и соответственно удерживать на приемлемом уровне затраты и сроки на выполнение ОКР: затраты на ОКР по двигателям VI поколения не возрастут более 20% по отношению к затратам на создание двигателей V поколения, а сроки проведения этих работ сохранятся на уровне 5...6 лет.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Скибин В. А., Соломин В. И. Перспективы и проблемы развития авиационного двигателестроения в России // Двигатель. 1999. № 1. С. 18–26.
2. Скибин В. А., Соломин В. И., Цховребов М. М. Перспективы авиационных двигателей в развитии транспорта и энергетики // Конверсия в Машиностроении. 1999. № 2. С. 43–49.
3. *Interavia Aerospace Review*. 1989. XI. P. 1113–1114.
4. *Aviation Week*. 1993. Vol. 138, No 3. P. 59–60.
5. Огородников Д. А., Соломин В. И., Ножницкий Ю. А., Цховребов М. М. Перспективы и проблемы развития авиационных газотурбинных двигателей // Техника воздушного флота. 1998. № 4–5. С. 53–61.
6. Цховребов М. М. Развитие научно-методических основ разработки авиационных ГТД // Вопросы авиационной науки и техники. Сер. «Авиационное двигателестроение». Вып. 1. 1995. С. 1–23.
7. Огородников Д. А., Цховребов М. М. Перспективы развития авиационных двигателей для гражданской авиации // Авиакосмическая техника и технология. 1995. № 2. С. 19–25.
8. Ахмедзянов А. М., Алексеев Ю. С. и др. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей: Учебник. М.: Машиностроение, 2000. 453 с.

ОБ АВТОРАХ

Рыжов Алексей Андреевич, генеральный конструктор ГНПП «Мотор», профессор, почетный академик АН РБ. Дипл. инженер-механик (УГАТУ, 1959), д-р техн. наук (УГАТУ, 1997). Исследования в области проектирования авиационных двигателей.



Алексеев Юрий Сергеевич, зам. генерального конструктора ГНПП «Мотор». Дипл. инженер-механик (УГАТУ, 1959). Исследования в области проектирования авиационных двигателей.



Ахмедзянов Альберт Мухаметович, профессор, зав. кафедрой авиационных двигателей УГАТУ. Дипл. инженер-механик (УГАТУ, 1963), д-р техн. наук по тепловым двигателям ЛА (КуАИ, Самара, 1978). Исследования в области проектирования авиационных двигателей.

