



РАЗВИТИЕ АВИАЦИОННЫХ ГТД И СОЗДАНИЕ УНИКАЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Владимир Иванович Бабкин, к.т.н.
Михаил Михайлович Цховребов, к.т.н.
Валентин Иванович Солонин, к.т.н.
Александр Игоревич Ланшин, д.т.н.
 (ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова")

Рассмотрены некоторые факторы и показатели развития авиационных ГТД. Показана ключевая роль новых технологий в обеспечении уникальных показателей технического совершенства авиационных ГТД. Обеспечение высокой надежности, топливной экономичности, соответствия ужесточающимся экологическим нормам связано с применением современной методологии создания ГТД на основе опережающего научно-технического задела
Some factors and characteristics of aero gas turbine engines improving are considered. The key role of new technologies for getting unique performance of aero GTE is shown. Provision of high reliability, fuel economy, compliance with stricter environment standards are related to application of modern methodology based on advanced research.

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель (ГТД), термодинамический цикл, температура газа, степень двухконтурности, надежность, технологии, научно-технический задел.

Keywords: aero gas turbine engine (GTE), thermodynamic cycle, gas temperature, bypass ratio, reliability, technology, advanced research.

Современная авиация принадлежит к числу главных факторов существования и развития человеческого общества. Стремительный рост мирового объема перевозок с годовым приростом на уровне ~6 % обеспечил достижение на рубеже нового тысячелетия величины общего объема пассажирских перевозок порядка $\sim 3 \cdot 10^{12}$ пассажирокилометров, что примерно в 5 раз превышает соответствующий уровень для середины 1970-х гг.

Ключевым фактором существования и эффективности любого летательного аппарата тяжелее воздуха является двигатель с его тяговыми, экономическими, экологическими, весогабаритными и другими эксплуатационными характеристиками, среди которых наиболее важными являются надежность и безопасность эксплуатации. Уникальное сочетание свойств и способность эффективно функционировать в существенно различных условиях является одной из основных причин, по которым в зарубежной экономике авиационный двигатель считается самостоятельным с коммерческой точки зрения продуктом.

В прошедшем году исполнилось 100 лет с начала серийного производства авиационных двигателей в России. В 1912 г. на базе полукустарных мастерских был создан завод "Гном" по сборке авиационного 7-цилиндрового звездообразного поршневого мотора "Гном-Рон" мощностью 80 л.с. Ныне на месте завода "Гном" располагаются производственные корпуса одного из ведущих предприятий авиадвигателестроения - "НПЦ газотурбостроения "Салют" (б. ММПП "Салют"), основная продукция которого - авиационные газотурбинные двигатели [1].

Следуя за растущими потребностями авиации, поршневые двигатели (ПД) развивались по схеме, параметрам и мощности. В 40-50-х годах прошлого столетия авиационные ПД достигли взлетной мощности в 15...20 и более раз превышающей мощность первых моторов типа "Гном". Однако возрастание при этом размеров и веса ПД ограничило область их применения на самолетах скоростью полета 650...700 км/ч вследствие снижения при больших скоростях эффективности винто-моторной силовой установки.

В самом конце 30-х - начале 40-х годов прошлого века были созданы первые авиационные ГТД (турбореактивные - ТРД и турбовинтовые двигатели - ТВД). В отличие от винтомоторной силовой установки особенностью ТРД является возрастание тяговой мощности с ростом скорости полета, что позволило кардинально раздвинуть диапазон скорости полета в сторону её увеличения. К

настоящему времени авиационные ГТД различных схем и параметров практически полностью вытеснили ПД из транспортной пассажирской и военной авиации, которые сохранились в основном в легкомоторной авиации общего назначения - АОН.

Укрупнённо, основными составляющими современного авиационного ГТД являются: тепловая машина, работающая по термодинамическому циклу с подводом тепла к рабочему телу (воздух с продуктами сгорания) при постоянном давлении (цикл Брайтона); устройство для преобразования располагаемой в результате выполнения термодинамического цикла работы в реактивную тягу ("двигатель"), схема которого зависит от типа и назначения летательного аппарата, и системы автоматического регулирования (САУ), обеспечивающей поддержание необходимых режимов работы двигателя.

История существования авиационных ГТД насчитывает немногим более 70 лет. В результате научно-технического прогресса за это время авиационные ГТД достигли наивысшего в сравнении с продукцией общего машиностроения уровня показателей:

- термодинамического совершенства;
- аэродинамической нагруженности лопаточных машин (компрессоров, турбин);
- максимальной температуры газа в турбине;
- теплонапряженности и экологического совершенства камер сгорания;
- эффективности охлаждения и теплозащиты горячей части;
- удельного веса;
- многорежимности работы;
- применения высокоэффективных конструктивно-технологических решений;
- применения новых металлических и неметаллических конструкционных материалов;
- применения альтернативных (в том числе криогенных) топлив.

Высокая производительность современных лопаточных машин (компрессоров и турбин), исчисляемая в земных статических условиях десятками и сотнями килограмм в секунду рабочего тела в сочетании с высокими параметрами цикла обеспечивает преимуществами авиационных ГТД по компактности и весогабаритным характеристикам.

Для иллюстрации уровня рабочих нагрузок и требований к прочности основных элементов конструкции авиационных ГТД можно привести следующее качественное сравнение. В манев-

ренном самолете уровень перегрузки (отношение действующей на тело силы к его весу) конструкции и экипажа может достигать величины порядка 10^1 , тогда как в среднем по параметрам и размерности авиационном ГТД уровень перегрузки ответственных деталей ротора высокого давления (рабочие лопатки) на рабочем режиме составляет величину порядка 10^5 , т.е. в десять тысяч раз больше, при этом температура тела охлаждаемой рабочей лопатки из жаропрочного сплава достигает многих сотен градусов.

Эти достижения в авиационных ГТД базируются на фундаментальных и прикладных исследованиях в области газовой динамики, горения и теплообмена, конструкционной прочности, теории управления и технической диагностики. Широко применяется компьютерное многодисциплинарное моделирование высоких уровней, физический модельный эксперимент, натурные исследования экспериментальных узлов и систем двигателей на уникальных, имитирующих реальные условия эксплуатации, стендах, что обеспечивается наличием мощной научно-технической инфраструктуры. Помимо отечественного авиадвигателестроения, только США (Pratt-Whitney, General Electric), Англия (Rolls-Royce) и Франция (SNECMA) владеют полным циклом создания и выпуска авиационных ГТД. Недаром атрибутом великой державы считается способность создавать и производить авиационные газотурбинные двигатели.

В свою очередь авиационное двигателестроение, базирующееся на наиболее передовых технологиях, стимулирует развитие всех тех отраслей промышленности, где требуются компактные, мобильные и хорошо управляемые источники энергии: наземный и водный транспорт; теплоэнергетика; газоперекачка; технологии сушки, очистки, пожаротушения и т.п.

Всё возрастающие и расширяющиеся требования к авиационным двигателям стимулируют развитие конструкционных материалов, технологического оборудования, электронной и электрической техники и др.

Развитие авиационных ГТД связано с растущими потребностями в развитии экономики, транспорта, обеспечением экономической безопасности и поддержанием обороноспособности государства. Закономерности развития авиационных ГТД, т.е. последовательное улучшение показателей технического совершенства и эффективности их применения на летательном аппарате, носит непрерывно-шаговый характер, отражающий необходимость накопления требуемого объема знаний, осознания опыта предшествующих разработок и эксплуатации, освоения новых технологий создания высокоэффективных узлов и элементов. Эти обстоятельства, наряду с факторами конкуренции и поддержания паритетности, обуславливают существование поколений ("шагов" развития) авиационных ГТД [2]. Поколение характеризуется типами и назначением ГТД, уровнем параметров цикла, принципиальной схемой основных узлов, конструкционными материалами, а также технологией изготовления конструкций основных узлов. Временные рамки создания поколений авиационных ГТД зависят от множества факторов, в т.ч. и не технического характера; ориентировочно сроки создания поколений ГТД (1 - 5) могут быть в основном отнесены соответственно к 40-м, 50-м, 60-м, 70-90-м гг. и к концу прошлого - началу нового тысячелетия.

На рис. 1 показаны ориентировочные области реализованных максимальных значений параметров термодинамического цикла (общей степени повышения давления в компрессорах и температуры газа перед турбиной) по поколениям авиационных ГТД, полученные по данным [3], а также по экспертным оценкам. Следует иметь в виду, что в опубликованных данных по авиационным ГТД не всегда режимы максимальных значений $\pi_{к\Sigma}^*$ и T_r^* совпадают, что, однако, не меняет принципиальной тенденции совместного возрастания параметров цикла от поколения к поколению. Области значений $\pi_{к\Sigma \max}^*$ и $T_{r \max}^*$ для отдельных поколений в совокупности укладываются в полосу, свидетельствующую о взаимосвязанном возрастании обоих параметров с развитием ГТД. Такой характер развития авиационных ГТД как тепловой машины не является случайно сложившимся. Согласно теории рабочего про-

цесса, оптимальные для данной температуры газа (точнее степени повышения температуры термодинамического цикла) значения степени повышения давления в цикле $\pi_{\Sigma \text{opt}}^*$ возрастают с увеличением температуры газа, причем величина $\pi_{\Sigma \text{opt}}^*$, соответствующая максимуму термического к.п.д. цикла, существенно превышает $\pi_{\Sigma \text{opt}}^*$, соответствующую максимуму работы цикла. Следует заметить, что в области максимумов протекание $\pi_{\Sigma}^*(T_r)$ носит достаточно пологий характер. На рис. 1 для сравнения показан расчетный пример зависимостей $\pi_{\Sigma \text{opt}}^*$ от T_r^* при $T_H = 288\text{K}$, $M = 0$, к.п.д. сжатия $\eta_c = 0,85$, к.п.д. расширения $\eta_p = 0,92$, полученные по данным [4]. Из сопоставления следует, что действительное развитие ГТД по параметрам цикла в целом (с учетом реальных к.п.д. элементов, пологости функций $\pi_{\Sigma}^*(T_r)$ в области максимума и требований по назначению ГТД) соответствует теоретическому положению о целесообразности согласованного повышения обоих параметров цикла. Следует отметить, что верхняя граница полосы зависимости $\pi_{\Sigma}^*(T_r)$ на рис. 1, более близкая к теоретической кривой η_{\max} , отражает приоритетное значение топливной экономичности двигателей магистральной дозвуковой авиации (поколения 3 - 5), тогда как меньшие значения $\pi_{к\Sigma}^*$ (по нижней границе полосы) тяготеют к теоретической кривой максимальной работы цикла l_{\max} , отражая тем самым приоритетное значение компактности и малого веса многорежимных двигателей маневренной сверхзвуковой авиации.

Темпы развития авиационных ГТД определяются в первую очередь ограничениями допустимого на данном этапе уровня температуры газа перед турбиной с учётом обеспечения прочности, надежности, ресурса конструкции и, таким образом, напрямую зависят от технологий создания высокотемпературных конструкционных материалов и экономичных систем охлаждения теплонапряженных деталей конструкции. Примерная величина прироста максимальной температуры газа от поколения к поколению составляет около 150...200К. Повышение температуры газа сопровождается, как отмечалось, увеличением степени повышения давления в цикле и, следовательно, температуры воздуха в конце сжатия. Развитие авиационных ГТД характеризуется разработкой все более высоконапорных компрессоров. При этом решение проблем эффективности, прочности и надежности (газодинамической устойчивости) компрессоров достигается разработкой и внедрением новых (для своего времени) технологий (разделение на каскады, поворот лопаток направляющих аппаратов, двухконтурная схема тракта, пространственное профилирование элементов проточной части с повышенной нагрузкой на ступень,

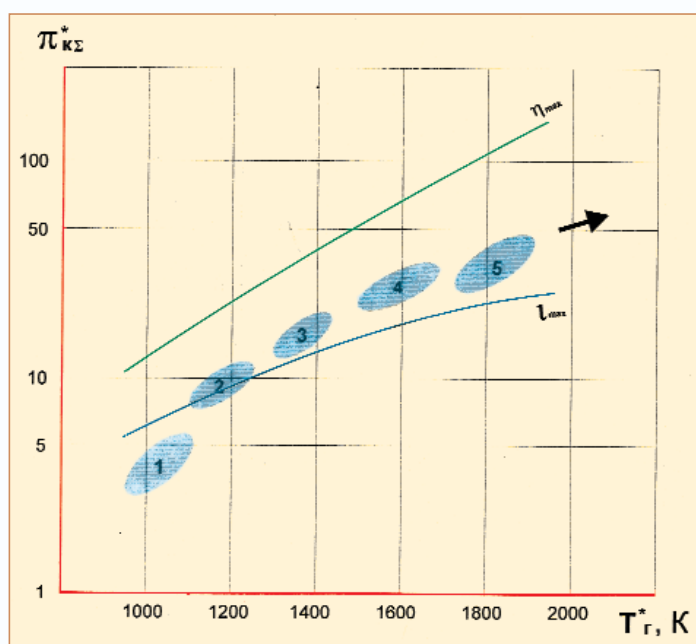


Рис. 1. Области реализованных максимальных значений параметров термодинамического цикла

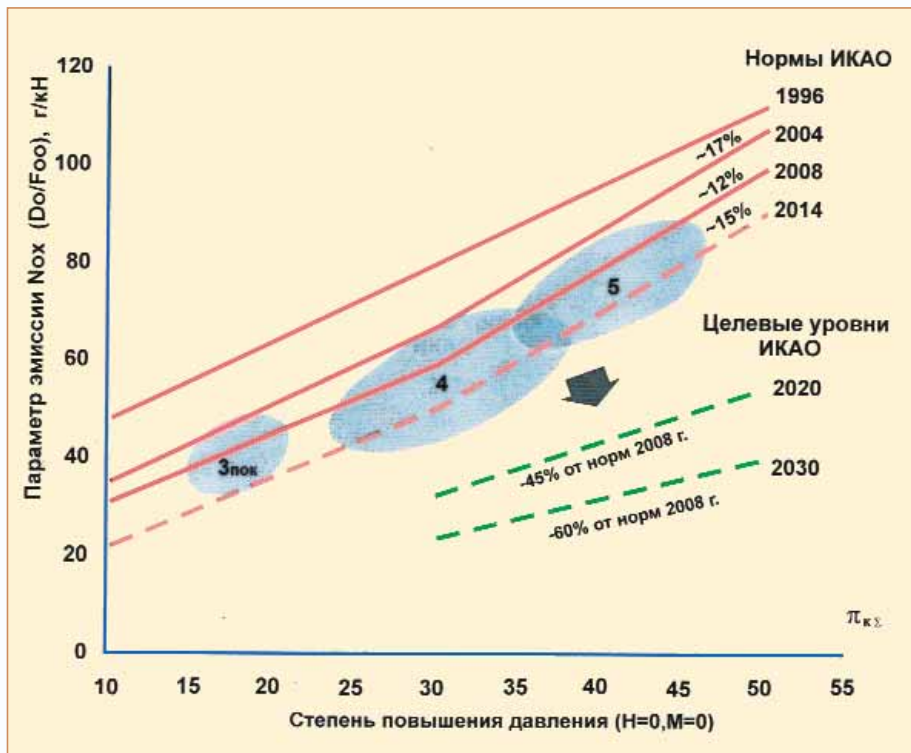


Рис. 2. Ужесточение международных норм на эмиссию вредных веществ

моноколёса, жаропрочные сплавы в последних ступенях и др.).

Вследствие повышения обоих параметров цикла по мере развития ГТД возрастают температура воздуха на входе и температура газа на выходе из основной камеры сгорания, расположенной между компрессором и турбиной. При этом осложняются проблемы обеспечения её эффективности, прочности, надёжности, ресурса, приемлемых экологических характеристик (эмиссия вредных веществ) и характеристик запуска. Развитие авиационных ГТД в части камер сгорания характеризуется созданием и внедрением новых технологий, позволяющих обеспечить уникально высокий уровень теплонапряженности и других характеристик камер. В их число входят конструктивно-схемные решения, организация сложного многорежимного рабочего процесса, обеспечения эффективного охлаждения стенки жаровой трубы, температурного поля перед турбиной с приемлемой неоднородностью, экологических характеристик в соответствии с жесткими нормами на эмиссию и др. Сложность разработки этих технологий связана с их зачастую неоднозначным влиянием на различные характеристики камеры, при улучшении одних и ухудшении других. Так, международные нормы на эмиссию вредных веществ (N_{ox} и др.) постоянно ужесточаются, что затрудняет оптимизацию параметров цикла ТРДД в целях повышения топливной экономичности (рис. 2).

Принципиально сходные соображения можно высказать относительно остальных узлов и элементов авиационных ГТД. Таким образом, каждое новое поколение авиационных ГТД характеризуется комплексом новых созданных, реализованных в производстве и внедренных в эксплуатацию технологий (технических "событий"), краткий перечень которых позволяет сформулировать определения поколений авиационных ГТД на основе анализа мировой практики авиадвигателестроения. Впервые это сделано в ЦИАМ в 70-х гг. прошлого века [4].

Первое поколение характеризует начальный этап развития авиационных ГТД (1940-е - начало 50-х гг.). Созданы относительно простые по схеме и конструкции первые ТРД(ф) и ТВД в основном военного назначения с одновальными центробежными и осевыми компрессорами ($\pi_k^* = 3...5,5$) и неохлаждаемыми турбинами ($T_r = 950...1150K$). Конструкционные материалы заимствованы в основном из практики поршневого авиадвигателестроения и паротурбостроения (сталь, алюминиевые и магниевые сплавы). Пи-

лотируемые самолеты с ТРД первого поколения впервые преодолели звуковой барьер.

Второе поколение (50-е - 60-е гг.) характерно существенным расширением работ по созданию новых образцов ГТД (по прежнему ТРД(Ф) и ТВД), что свойственно этапу экстенсивного развития направления. Компрессоры осевые с $\pi_k^* = 7...13$ одновальные с регулируемым поворотом лопаток направляющих аппаратов или двухвальные, применяются первые сверхзвуковые ступени с высокой производительностью. Турбины с $T_r = 1100...1250K$ с неохлаждаемыми рабочими лопатками. В номенклатуру конструкционных материалов входят титан и улучшенные жаропрочные сплавы. Двигатели в основном ориентированы на военное применение, в том числе на серийных самолетах, достигших скорости $M = 2$ и более. Модификации некоторых из ГТД 2-го поколения находят применение на первых реактивных и турбовинтовых самолетах пассажирской авиации, в связи с чем возникает новая проблема - высокого шума при взлете, создаваемого реактивной струей ТРД; разрабатываются первые образцы шумоглушащих сопел.

Третье поколение авиационных ГТД (в основном 1960-е гг.) характерно принципиально новым шагом - созданием и внедрением двигателей двухконтурной схемы - ТРДД с малой и умеренной степенью двухконтурности ($m = 0,5...2,5$), что позволило снизить скорость истечения реактивной струи и потери с выходной скоростью, тем самым обеспечив повышение полетного кпд и экономичности (на 15...20%), а также уровня шума (на 15...20 дБ). Создание ТРДД стало возможным прежде всего благодаря разработке и внедрению технологий изготовления рабочих лопаток турбины с внутренним конвективным воздушным охлаждением, что позволило поднять максимальную температуру газа перед турбиной до уровня 1300...1450K. Компрессоры, как правило, двухвальные с $\pi_k^* = 15...20$. В сфере разработок двигателей военного назначения продолжается развитие ТРДФ и создаются первые ТРДДФ на базе ТРДД для гражданской авиации; разрабатываются ТРД(Д)Ф для первых СПС. В номенклатуре конструкционных материалов растет доля жаропрочных сплавов. Двигатели 3 поколения до настоящего времени находятся в эксплуатации.

Четвертое поколение авиационных ГТД (1970 - 90-е гг.) приходится на стадию интенсивного развития данного направления, характерную расширением разработок модификаций двигателей различной тяги, мощности и назначения, включая ГТУ для наземного (морского) транспорта и энергетики, на основе ограниченного числа новых базовых конструкций авиационных ГТД и их газогенераторов. Этот методологический подход отражает влияние роста сложности двигателей, расширения и ужесточения эксплуатационных требований, в первую очередь по ресурсу и надежности, увеличения наукоёмкости и затрат на отработку новых технологий и материалов.

Двухконтурные двигатели различных схем заняли господствующее положение для разрабатываемых самолетов гражданской и военной авиации. Благодаря созданию и внедрению новых технологий изготовления литых с направленной кристаллизацией и монокристаллических лопаток турбины с эффективным охлаждением температура газа перед турбиной достигла уровня 1500...1700K. Степень повышения давления в компрессорах, реализованная в двух- и трёхвальной схемах, выросла до 25...40, причем нижняя часть диапазона по преимуществу соответствует сверхзвуковым многорежимным ТРДДФ, а верхняя - дозвуковым транспортным ТРДД. Степень двухконтурности последних возросла до 4...8, что в совокупности с увеличением параметров цикла

позволило снизить удельный расход топлива на крейсерском режиме полета при $M = 0,8$ на $\sim 15...20\%$ по сравнению с двигателями 3 поколения (рис. 3). Важной новой технологией ТРДД с большой степенью двухконтурности явилось создание одноступенчатых вентиляторов со степенью повышения давления $\sim 1,6...1,8$ ("движителей") большого диаметра (порядка ~ 2 м для двигателей средней тяги) без входного направляющего аппарата. К числу основных требований к вентиляторам этого типа относятся очень высокие производительность и кпд при выполнении ужесточающихся требований по уровню шума и безопасности эксплуатации. Разработки вентиляторов этого типа продолжают до настоящего времени. Созданы вентиляторы с лопатками сложной пространственной конфигурации без антивибрационных полок и облегченной конструкции, что потребовало совместного решения проблем газодинамики, прочности, материалов и способов производства.

Существенный рост степени двухконтурности и степени повышения давления в компрессорах ТРДД 4-го поколения обусловил уменьшение размеров проточной части внутреннего контура, особенно сильно проявляющееся в тракте высокого давления, т.е. на выходе из компрессора газогенератора и на входе в турбину. Следствием уменьшения высот лопаток, примерно пропорциональных квадратному корню из приведенного расхода воздуха (газа) в данном сечении, является усиление отрицательного влияния на к.п.д. радиального зазора, относительных толщин кромок лопаток, отклонений формы профилей от номинальных и т.п. На рис. 3 показана примерная зависимость удельного расхода топлива ТРДД на крейсерском режиме при $M = 0,8$ и $H = 11$ км по поколениям. В качестве параметра размерности принята величина приведенного расхода воздуха за компрессором G_0 пр. вых. Для наглядности точки для конкретных ТРДД различных поколений приведены к единой размерности по тяге $R_{всп} = 16$ тс. Видно, что параметр размерности газогенератора ТРДД 4-го поколения имеет тенденцию к снижению в 3 и более раз по сравнению с ТРДД 3-го поколения той же тяги, что потребовало уже в 4-м поколении ТРДД разработать и внедрить технологию управления радиальным зазором в обеспечение повышения экономичности, стабилизации параметров с наработкой в эксплуатации и надежности.

Характерной чертой разработок двигателей 4-го поколения является тенденция к сокращению числа ступеней турбокомпрессорной группы в целях уменьшения затрат на производство и эксплуатацию, снижения веса двигателя. Разработки новых лопаточных машин были направлены на интенсификацию рабочего процесса в отдельных ступенях. Впервые в двигателях 4-го поколения были разработаны и внедрены технологии высокоперепадных одноступенчатых турбин газогенераторов, что в совокупности с мероприятиями по сокращению числа ступеней в тракте сжатия способствовало широкому распространению компактных двухпорных газогенераторов, что также внесло свой вклад в весовое совершенствование двигателей. Удельный вес ТРДДФ 4-го поколения для маневренных самолетов был снижен в 5...7 раз по сравнению с ТРД первого поколения. Разработки усовершенствованных модификаций двигателей 4-го поколения продолжают до настоящего времени.

Среди созданных и эксплуатируемых ТРДДФ 4-го поколения для маневренной авиации следует выделить уникальный комплекс качеств отечественных ТРДДФ РД-33 и АЛ-31Ф, обладающих, по-

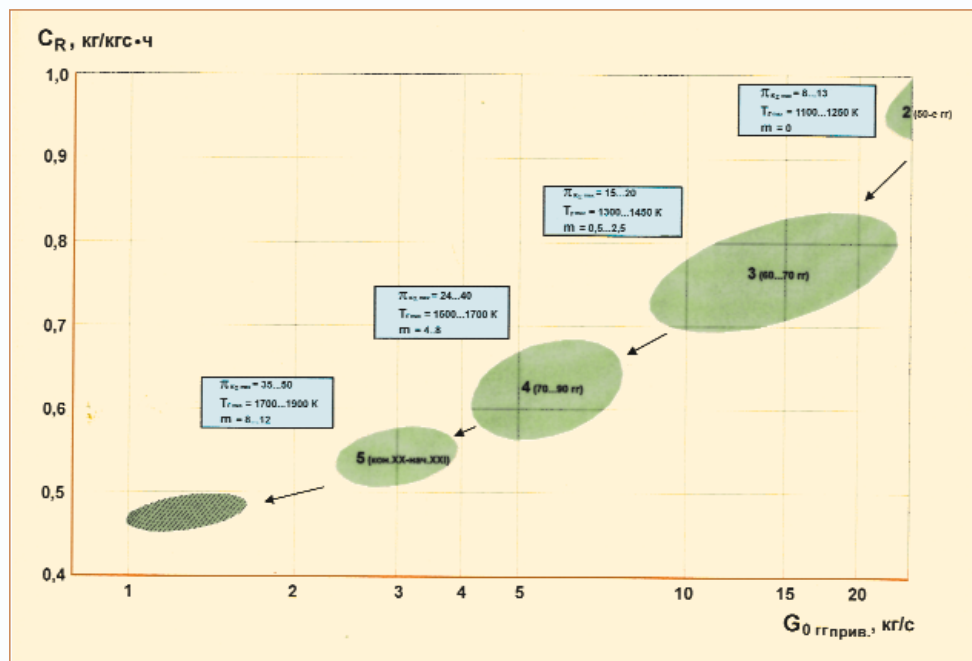


Рис. 3. Изменение удельного расхода топлива на крейсерском режиме полета по поколениям турбореактивных двигателей

мимо малого удельного веса, широким диапазоном условий эксплуатации при высокой устойчивости, отсутствием ограничений на перемещение рычага управления двигателем и значительным модернизационным потенциалом.

Пятое поколение авиационных ГТД (1990-е - 2000-е годы) продолжает и развивает основные тенденции, сложившиеся при разработке двигателей 4-го поколения.

Максимальная температура газа перед турбиной достигла уровня ~ 1900 К, а степень повышения давления в компрессоре 50. Степень двухконтурности в дозвуковых ТРДД достигает очень высоких ("сверхбольших") значений $m = 8...12$, что в сочетании с повышением параметров цикла и кпд узлов позволило снизить расход топлива на 10...15 % по сравнению с ТРДД 4-го поколения (рис. 3). При этом в обеспечение эффективности турбовентиляторного каскада были разработаны и внедрены технологии создания многоступенчатых (Z_{CT} до 6 - 7) турбин низкого давления для ТРДД безредукторных схем и понижающих частоту вращения вентилятора мощных редукторов для ТРДД редукторной схемы.

Весовое совершенство зарубежных серийных ТРДДФ 5-го поколения типа F119 (Pratt&Whitney), EJ-2000 (европейские фирмы) достигло уровня $R/G_{дв} = 9...10$.

В настоящее время отечественное авиадвигателестроение переживает не лучшие времена. Хозяйственно-экономические изменения, произошедшие в начале 90-х годов прошлого века, резкое сокращение финансирования исследований и разработок авиационных ГТД способствовали отставанию от зарубежных фирм практически на целое поколение. В настоящее время актуальной задачей отечественного авиадвигателестроения является преодоление сложившегося технологического отставания по срокам и созданию конкурентоспособных двигателей, соответствующих требованиям внутреннего и внешнего рынков.

В разработке находится высокоэкономичный отечественный базовый ТРДД 5-го поколения ПД-14 для ближне-среднемагистрального самолета нового поколения МС-21. Этот двигатель тягой в классе 14 тс разработан по двухвальной схеме и включает все новые технологии в узлах, характерных для ТРДД 5-го поколения (широкохордный бесполочный вентилятор с полыми лопатками и низкой окружной скоростью для снижения уровня шума, малоземлионная кольцевая камера сгорания, охлаждаемая турбина высокого давления с высоким к.п.д., облегченная многоступенчатая турбина низкого давления). В целях снижения технического риска принята безредукторная схема ротора низкого давления, а

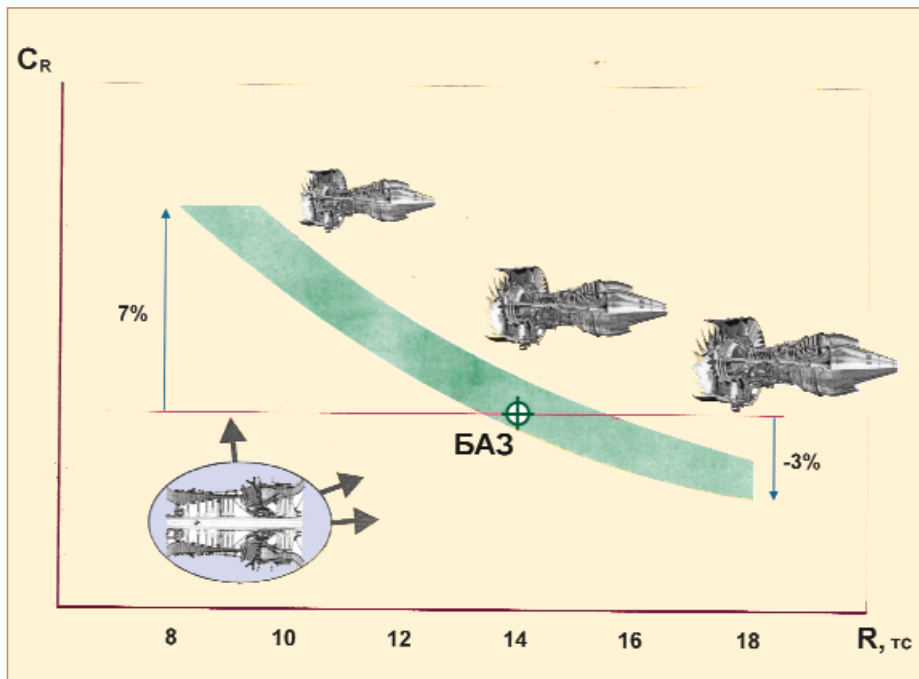


Рис. 4. Семейство дозвуковых ТРДД взлетной тягой в классе 8...18 тс для самолетов различного назначения, создаваемых на базе двигателя ПД-14 (проект)

степень двухконтурности составляет около ~9, что близко к практическому пределу для безредукторной схемы ТРДД.

Снижение удельного расхода топлива в новом ТРДД по сравнению с серийным аналогом предшествующего поколения составит, согласно проекту, ~15 %. Предусмотрено значительное улучшение экологических характеристик: снижение шума на ~15 ЕРНдб относительно главы 4 ИКАО и эмиссии NO_x - на 20... 30 % относительно САЕР6 ИКАО.

Двигатель ПД-14 рассматривается как базовая конструкция для создания семейства дозвуковых ТРДД взлетной тягой в классе 8...18 тс для самолетов различного назначения (рис. 4) [7].

Разработка ПД-14 осуществляется в рамках широкой кооперации проектных организаций и серийных предприятий авиадвигателестроения при головной роли разработчика и системного интегратора ОАО "Авиадвигатель". Научное обеспечение разработки осуществляется ЦИАМ и другими институтами авиапромышленности.

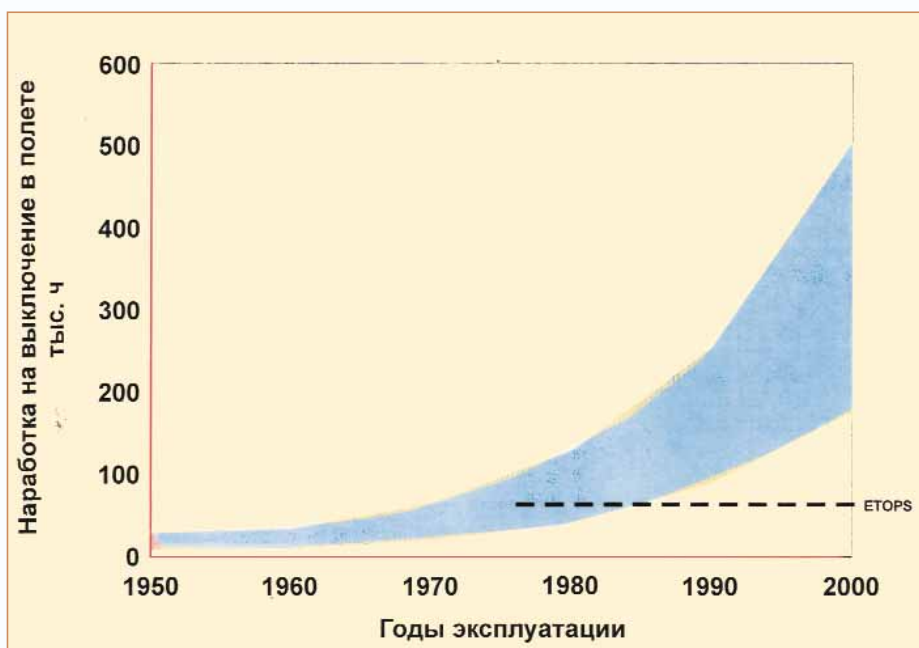


Рис. 5. Наработка двигателей на выключение в полёте

Опыт создания современных авиационных двигателей, характеризующийся значительным ростом затрат на разработку и производство по сравнению с первыми поколениями ГТД, обусловил кардинальное изменение методологии создания новых двигателей. Основой современной методологии является опережающее по срокам создание экспериментально апробированного и обоснованного научно-технического задела (НТЗ) по узлам, газогенераторам, демонстрационным двигателям. Раннее выявление технических проблем в конкретной разработке и определение путей их решения позволяет существенно уменьшить затраты на разработку и сертификацию двигателя благодаря сокращению доли наиболее дорогой компоненты "доводки" - отработки двигателя на опытных образцах. Базирование разработки двигателя на опережающем НТЗ также способствует согласованию сроков создания авиационного комплекса в целом. Создание опережающего НТЗ по перспективным авиационным двигателям является приоритетным направлением в национальной научно-технической политике индустриально развитых стран Западной Европы.

Программы НТЗ финансируются из средств государственного бюджета и, частично, из собственных средств фирмы-разработчика. Выполняется поэтапный контроль реального хода программ НТЗ с постановкой целей и оценкой результатов по предложенной NASA популярной сейчас шкале "уровней технологической готовности" от создания концепции (уровень 2) до экспериментально подтвержденной на образцах новой технологии (уровни 4 - 6) [5]. Выход на этот уровень дает основание к применению данной технологии в разработке двигателя по полной программе.

Современная методология разработки авиадвигателей опирается на интеграцию разработку авиадвигателей опирается на интеграцию разработку систем пространственного моделирования течений в их элементах, деформаций под нагрузкой и т.п., компьютерного проектирования, автоматизированного изготовления деталей и физического эксперимента. На основе междисциплинарных математических моделей (газовая динамика, теплообмен, горение, прочность, экономика и др.) совершенствуются методы расчета, оптимизации параметров и проектирования двигателей. Создаются компьютерные "испытательные стенды" ГТД, позволяющие воспроизводить и наблюдать детали сложнейших рабочих процессов на установившихся и нестационарных режимах, развиваются экспериментальная база и методы физического эксперимента.

Современный авиационный ГТД 5-го поколения, впитавший в себя опыт и уроки четырех предыдущих поколений и состоящий из узлов, каждый из которых выполнен из материалов с высокой удельной прочностью с применением специальных высокоэффективных технологий, является уникальным продуктом машиностроения, аналогов которому по уровню интенсивности рабочего процесса, нагруженности и тепловому состоянию основных узлов практически нет. Эти показатели достигнуты при многократном повышении надежности конструкции, характеризуемой наработкой на отказ в полете (рис. 5) [8].

Компьютерное моделирование позволяет дать предварительную оценку возмож-

ных путей развития авиационных ГТД. При традиционном пути развития ТРДД с повышением максимальной температуры газа перед турбиной на ~150...200К по сравнению с ТРДД 5-го поколения, общей степени повышения давления в компрессорах до 60...80, степени двухконтурности до 15...25 и высоких к.п.д. узлов снижение удельного расхода топлива в ТРДД для дозвукового пассажирского транспорта на крейсерском режиме при $M = 0,8$, $H = 11$ км (без учета отборов воздуха и мощности на самолетные нужды) может составить ~10% по сравнению с ТРДД 5-го поколения и, тем самым, впервые преодолеть рубеж 0,5 кг/кгс.ч (рис. 3). Однако видно, что это снижение связано с уменьшением размерности газогенератора в 2...3 раза по сравнению с ТРДД 5-го поколения при одинаковой взлетной тяге, т.е. потребует разработки технологий создания и производства малоразмерных газогенераторов с высокими к.п.д. узлов и стабильностью параметров в производстве и эксплуатации. Принципиально возможно некоторое повышение экономичности применением новых схем двигателей за счет преимущественного повышения термического к.п.д. (ТРДД с промежуточным охлаждением и регенерацией тепла) или полетного к.п.д. (ТРДД с открытым незакапотированным низконапорным винтовентилятором). Однако этим схемам присущи пока непреодоленные недостатки: первой - повышенный вес и размеры; второй - повышенный шум винтовентилятора.

В целях стимулирования разработок новых технологий для перспективных магистральных пассажирских самолётов NASA (США) выдвигает следующие очень высокие требования к их показателям:

Кумулятивный уровень шума:

-72 дБ по отношению к нормам гл. 4.

Эмиссия NO_x на взлётно-посадочном цикле:

-75 % и более по отношению к нормам CAEP6.

Расход топлива:

-70 % и более.

Ставится задача достижения 4 - 6 уровня технологической готовности по этим показателям к 2025 г. [6]. Столь значительное повышение топливной и экологической эффективности требует усилий как со стороны двигателя, так и планера и, в конечном счете, глубокой интеграции обоих составляющих в системе самолета.

В частности [6], рассматриваются схемы ЛА "летающее крыло" и с несущим фюзеляжем с очень высоким аэродинамическим качеством на крейсерском режиме, что само по себе способствует эффективности применения ТРДД с высокой и сверхвысокой степенью двухконтурности, ввиду быстрого снижения тяги последних по скорости полета. Расположение двигателей (вентиляторов) в полуотопленном положении на верхней поверхности крыла вблизи его задней кромки обеспечивает отсос части пограничного слоя с поверхности крыла, что, по мнению разработчиков, должно благоприятно влиять на лётно-технические характеристики ЛА. Одновременно такая компоновка экранирует двигатели со снижением воспринимаемого шума. Аналогичный эффект предполагается получить от применения распределенной силовой установки, когда один газогенератор приводит несколько вентиляторов уменьшенного диаметра, расположенных сверху крыла вдоль его задней кромки. Привод выносных вентиляторов осуществляется механическим или электрическим путем со сверх-проводящей сетью и элект-

родвигателями. Эти и другие идеи совершенствования воздушного транспорта требуют экспериментальной отработки и подтверждения эффективности. В частности, необходимо создание технологии вентиляторов, работоспособных и эффективных при эксплуатации в существенно неравномерном потоке, интеллектуальных адаптивных САУ, эффективных систем электрофикации ЛА и силовой установки.

Перспективы развития авиации с учетом потребности обеспечения социально-экономических нужд, обороноспособности, расширения в перспективе сферы применения авиации в сторону больших скоростей полета с созданием авиационно-космических систем практически не имеют границ. Вместе с ней дальнейший путь развития предстоит пройти и авиационным двигателям с созданием новых технологий, применением принципиально новых схем, включая адаптивные двигатели изменяемого рабочего процесса (ДИП), комбинированные и основанные на новых принципах преобразования энергии силовые установки. **□**

Литература

1. Авиадвигателестроение. Энциклопедия. Под ред. Чуйко В.М. М. "Авиамир", 1999.
2. Энциклопедия Машиностроение. Том IV-21, книга 3. Авиационные двигатели. М., Маш. А, 2010.
3. Иностраные авиационные двигатели (по материалам зарубежных публикаций). Справочники ЦИАМ.
4. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей. Под ред. Шляхтенко С.М., Сосунова В.А. М., Маш., 1979.
5. Пассажирская авиация: пути развития в XXI веке. Бабкин В.И., Цховребов М.М., Шкадов Л.М., доклад на II Канадском симпозиуме, Ванкувер, 1991.
6. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей. Под ред. Скибина В.А., Солонина В.И. ЦИАМ, М., 2010 г.
7. Обзорение по материалам иностранных публикаций. Серия "Авиадвигателестроение". ЦИАМ, №31 (август, 2012 г).
8. Максимов И.В. Концептуальный выбор схемы и параметров ТРДД нового поколения для перспективных БСМС. Научно-технический конгресс на XI Международном салоне "Двигатели - 2010", Москва, апрель, 2010 г.
9. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). Под редакцией Скибина В.А., Солонина В.И. ЦИАМ, Москва, 2004 г.

