



# РОЛЬ И МЕСТО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРИ СОЗДАНИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

**Владимир Иванович Бабкин**, к.т.н., генеральный директор ГНЦ РФ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"  
**Валентин Иванович Солонин**, к.т.н., советник генерального директора ГНЦ РФ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

*Авиационные двигатели достигли наивысшего в сравнении с продукцией общего машиностроения уровня показателей. Опережающая отработка новых технологий и технических решений является основой современной методологии создания авиационных двигателей. Создание авиационного двигателя невозможно без сложнейшей высотной экспериментальной базы, обеспечивающей исследования, доводку и сертификацию силовых установок в условиях, максимально приближенных к полетным во всей области эксплуатации. Развитие исследовательской базы ЦИАМ в рамках разрабатываемого сейчас "Национального плана развития авиационной науки и технологий" есть непереносимое условие инновационного развития авиационного двигателестроения.*

*Aircraft engines reached the highest in comparison with the products of general engineering levels. Advanced research of new technologies and technical solutions is the basis of modern methodology of creation of aircraft engines. The creation of an aviation engine is impossible without high-rise complex experimental base for research, debugging and certification of power plants in the conditions close to the flight in the whole area of operation. The development of the research framework of CIAM in the framework of the development of the "National Plan for the Development of Aviation Science and Technology" is an indispensable condition of innovative development of the aeronautical engineering.*

**Ключевые слова:** авиадвигателестроение, расчёт, испытания, эксперимент, национальная исследовательская база  
**Keywords:** aviation engines, design, test, experiment, national investigate base

Авиадвигателестроение является одним из самых инновационных наукоемких и высокотехнологичных секторов промышленности, интегрирующим результаты деятельности различных направлений науки и техники и стимулирующим научно-техническое развитие целого ряда других отраслей. Уникальные свойства авиационного двигателя позволяют удовлетворить высочайшим требованиям по экономичности, компактности, габаритно-весовым и экологическим показателям. Эти его особенности превратили авиацию в массовый вид транспорта и важнейший вид вооруженных сил.

За более чем 70-летний срок научно-технический прогресс в развитии авиационных газотурбинных двигателей обеспечил для гражданской авиации: снижение удельного расхода топлива примерно в 2 раза, многократное повышение ресурса двигателя - до 40 000 циклов перемещения РУД (что эквивалентно примерно 10...12 годам интенсивной эксплуатации), высокую надежность (до 300...500 тысяч часов наработки на выключение в полете). Последнее соответствует одному - двум выключениям в год при парке 100 самолетов. При этом и экологические характеристики (шум и эмиссия) авиационного двигателя также кардинально улучшены [1].

Газотурбинный двигатель для военной авиации за тот же срок обеспечил снижение удельного веса примерно в 2 раза, увеличение лобовой тяги и значительное уменьшение удельного расхода топлива: как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых режимах полета. Всё это позволило существенно улучшить тактико-технические характеристики летательных аппаратов.

Так, например: применение двигателей пятого поколения в составе силовой установки маневренного самолета-истребителя при прочих равных условиях позволяет уменьшить взлетный вес самолета на 40...60 % по сравнению с аналогом, снабженным двигателем 4-го поколения. Стало возможным осуществить крейсерский полет со сверхзвуковой скоростью без включения форсажа и обеспечить низкий уровень заметности. Надежность двигателей нового поколения повышается на 60...80 %, трудоемкость технического обслуживания снижается в 2...3 раза, стоимость жизненного цикла уменьшается примерно в 1,3 раза, а ресурс двигателя составляет 50...100 % ресурса планера - то есть во многих случаях эти величины сравнялись.

В своем развитии авиационные двигатели достигли наи-

высшего 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 конструктивных материалов.

Для иллюстрации уровня рабочих нагрузок и требований к прочности основных элементов конструкции авиационных ГТД можно привести следующее качественное сравнение. В маневренном 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 авиационного ГТД уровень перегрузки ответственных деталей ротора высокого давления (рабочие лопатки) на рабочем режиме составляет величину порядка  $10^5$ , то есть в десять тысяч раз больше. При этом температура поверхности охлаждаемой рабочей лопатки из жаропрочного сплава чуть выше 1300 К, но при этом лопатка должна надежно работать в среде с температурой газа около 2000 К [2].

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 междисциплинарное моделирование высоких уровней, физический модельный эксперимент, натурные исследования экспериментальных узлов и систем двигателей на уникальных, имитирующих реальные условия эксплуатации стендах. Это обеспечивается наличием мощной научно-технической инфра-



Рис 1. Уровни технологической готовности

руктуры. Помимо отечественного авиадвигателестроения, только США (фирмы Pratt-Уитни, Дженерал Электрик, Хонеуелл), Англия (Роллс-Ройс) и Франция (СНЕКМА) владеют полным циклом создания и выпуска авиационных ГТД. Поэтому атрибутом великой державы считается способность создавать и производить авиационные газотурбинные двигатели.

В свою очередь, авиационное двигателестроение стимулирует развитие всех тех отраслей промышленности, где требуются компактные, мобильные и хорошо управляемые источники энергии. Это транспорт, теплоэнергетика, газоперекачка, технологии сушки, очистки, пожаротушения и т. п. Всё возрастающие требования к авиационным двигателям стимулируют развитие конструкционных материалов, технологического оборудования, электронной и электрической техники и др.

Такое уникальное развитие авиационного двигателестроения было бы невозможно без организации управления этим процессом со стороны государственных органов. В высокоразвитых странах авиадвигателестроение относится к одной из стратегически важных отраслей, обеспечивающих высокий уровень технологического развития государства. Для достижения максимально возможного уровня технического совершенства, снижения сроков и стоимости разработки двигателей в рамках специальных программ постоянно ведется опережающая отработка новых технологий и технических решений. Во многом благодаря этим программам, проводимым при активном регулировании со стороны государства, обеспечивается конкурентоспособность авиадвигателестроительных компаний на мировом рынке.

Государственное финансирование конкретных целевых программ, отработка новых технологий и технических решений, опережающих разработку базовых двигателей, вошло в мировую практику. С помощью этих механизмов государство эффективно управляет технологическим развитием авиационного двигателестроения и обеспечивает конкурентоспособность своих компаний.

При создании новых и модернизации находящихся в эксплуатации двигателей как военного, так и гражданского применения используются до 70...80 % общих технологий. Это методы расчета и проектирования, конструкторские решения, конструкционные материалы, технологические процессы и так далее. По этим причинам программы по двигателям различного назначения взаимно дополняют друг друга.

В США, которые являются лидером в разработке новых технологий для силовых установок летательных аппаратов, все НИОКР, проводимые за счет бюджетных средств, определяются нормативными документами, подготовленными Национальным советом по науке и технологии при Администрации Президента США, в частности "Национальным планом по научным исследованиям и разработкам в области авиации и развития соответствующей

инфраструктуры" [3]. В США большое значение придается развитию экспериментальной базы. Там организовано целевое государственное финансирование поддержания и развития испытательных комплексов. Среди них НИЦ имени Арнольда (ВВС США), НИЦ имени Гленна (NASA) - до 80 %; НИЦ имени Эймса и имени Ленгли (NASA). Объем господдержки доходит до 60 - 70 % от потребного финансирования. Это гарантирует их готовность, высокий уровень проведения испытаний и стабильные цены для заказчиков [4].

При организации и проведении исследований по программам разработки технологий большое внимание уделяется завершенности работ, для чего широко используется система уровней готовности технологий (см. Рис. 1).

Особое внимание уделяется экспериментальной отработке критических технологий в узлах и системах в условиях максимально приближенных к реальным условиям эксплуатации. В качестве объекта демонстрации эффективности разрабатываемых технологий и конструкторских решений используются модели, детали, узлы, а также газогенератор - наиболее напряженная часть двигателя, которая в основном определяет его характеристики и облик двигателя-прототипа.

На стадии разработки технологий отработка газогенератора и демонстрационного двигателя-прототипа обычно проводится в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным. Это позволяет получить данные по рабочим характеристикам двигателя - газодинамическим, прочностным, вибрационным и прочим, и работоспособности как отдельных узлов, так и всего двигателя в целом. Тем самым значительно сокращаются сроки и стоимость создания конкретного двигателя нового поколения.

В основе современной методологии создания авиационных двигателей заложена опережающая отработка новых технологий и технических решений. Важным фактором в создании авиационных двигателей с заданными характеристиками служит строгое соблюдение методологии, предусматривающей порядок выполнения работ на стадии разработки двигателя. Она оформлена в виде нормативно-технической документации (НТД), действующей в том числе и в России [5...11] и др.

В соответствии с этой НТД предусматриваются не только согласование планов работ и проведение экспертизы на всех этапах создания двигателей с головным институтом отечественного авиадвигателестроения - ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова", но и проведение обязательных видов испытаний узлов, газогенератора и двигателя по типовым методикам, включая испытания на высотных стендах с имитацией полетных условий на отраслевой экспериментально-исследовательской базе (НИЦ ЦИАМ).

Нормативная база предусматривает обязательные виды испытаний на высотных стендах по определению основных данных дви-



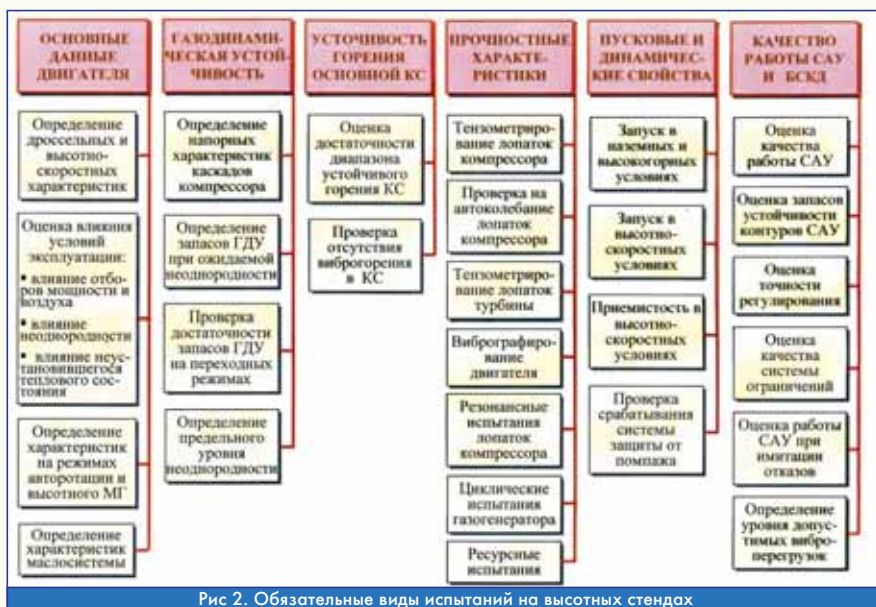


Рис 2. Обязательные виды испытаний на высотных стендах

гателя, газодинамической устойчивости, устойчивости горения в камере сгорания, прочностным характеристикам, пусковым и динамическим свойствам, качеству работы САУ и БСКД (см. Рис. 2).

К сожалению, в 90-е годы прошлого столетия и в начале 2000-х годов в отечественной практике стали достаточно частыми случаи невыполнения требований нормативно-технической документации при создании перспективных двигателей.

Особое место при создании двигателя должно отводиться экспериментальным исследованиям газогенератора. Испытания газогенератора (ГГ) - важнейший этап в создании авиационного двигателя, на котором отрабатываются новые технические решения самой напряженной части двигателя в условиях максимально приближенных к эксплуатационным.

Главной целью испытаний является исследование теплового состояния, прочности, надежности, работоспособности, эффективности самых напряженных узлов двигателя во всем диапазоне

рабочих режимов, вплоть до экстремальных.

Преимущества отработки в системе газогенератора по сравнению с исследованием готового двигателя в сборе следующие:

- возможность существенно большего препарирования;
- широкий диапазон возможных режимов испытаний (за счет изменения положения рабочих линий);
- более простое внесение изменений в конструкцию.

При испытаниях газогенератора проводятся исследования по определению:

- теплового состояния, с тензометрированием и вибрографированием элементов ротора и статора турбины, а также эффективности ее системы охлаждения (обдува) в условиях работы корпусов, близких к натурным во всем диапазоне рабочих режимов;
- характеристик прочности с тензометрированием и вибрографированием деталей компрессора во всем диапазоне рабочих режимов в условиях, близких к натурным, со съемом информации через токосъемник;
- запасов газодинамической устойчивости (ГДУ) компрессора на режимах запуска и уточнение программы регулирования направляющих аппаратов компрессора для обеспечения нормированных величин запаса ГДУ при запуске;
- осевых усилий, действующих на опору КВД, в полном диапазоне имитируемых значений высоты и скорости полета в составе двигателя;
- эмиссионных характеристик ( $CO_2$ ,  $CO$ ,  $NO_x$ ,  $CH_4$ ,...) на выходе из турбины газогенератора в условиях, близких к натурным во всем диапазоне рабочих режимов;
- работоспособности конструкции с превышением температуры газов перед турбиной  $T_{гг}^*$  на  $+100...150$  °С и частоты вращения ротора генератора по сравнению с максимально допустимыми в эксплуатации;

- влияния теплового состояния элементов конструкции на характер протекания переходных процессов в газогенераторе и величины радиальных зазоров в турбине и компрессоре при изменении режима работы газогенератора в диапазоне рабочих режимов по частоте вращения и условиям на входе;
- пусковых характеристик, в частности - высотности процесса воспламенения топливо-воздушной смеси в камере сгорания и необходимых для этого характеристик системы зажигания и законов подачи топлива, а также запуска с режима авторотации и встречного запуска (с режима выбега) на высотах 5...11 км в условиях полета при минимальной и максимальной скоростях и температуре атмосферного воздуха  $t_{вх} = -40$ °С;
- работоспособности элементов, узлов и систем газогенератора (в том числе наддува опор, суфлирования, эффективности работы воздушных и масляных уплотнений и др.) в условиях, близких к натурным во всем диапазоне рабочих режимов;
- влияния неравномерности, создаваемой интерцепторами-имитаторами на входе в компрессор, на параметры газогенератора;
- экспериментальных характеристик компрессора, камеры сгорания и турбины в широком диапазоне изменения  $\pi_k$ ,  $G_v$ ,  $\pi_t$ ,  $\rho$  с измерением расхода воздуха на входе в компрессор и уточнение математической модели газогенератора с учетом работы его реальной конструкции в условиях близких к натурным для дальнейшего использования в мат. модели двигателя.

Испытания газогенератора (большинство которых может быть проведено только на высотном стенде) должны проводиться с имитацией давления и температуры воздуха на входе в газогенератор и давления перед турбиной вентилятора (см. Рис. 3).

Таким образом, авиационный двигатель, будучи уникальным



Рис 3. Виды испытаний газогенератора на высотном стенде согласно РТМ300-01-2007

изделием по уровню аэродинамической и тепловой нагрузок, много-режимности работы, работающий в условиях большого изменения параметров по тракту, при высочайших требованиях к надежности, ресурсу, экономичности и экологическим характеристикам, **не может быть создан без проведения широких экспериментальных исследований как на стадии разработки новых технологий и конструкторских решений, так и на стадии создания конкретного двигателя.** И, как уже отмечалось, эти экспериментальные исследования должны проводиться в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным.

Современный авиационный двигатель эксплуатируется в широкой области высот и скоростей полета. Он подвергается воздействию большого числа разнообразных факторов как связанных с внешними параметрами, характеризующими состояние атмосферы (давление, температура, влажность, водность, турбулентность), так и обусловленных особенностями использования двигателя в системе силовой установки самолета. Среди них неравномерность и нестационарность полей давления и температуры, высокие динамические характеристики, а также отборы воздуха и мощности и т.п.

Все эти факторы оказывают существенное влияние на рабочий процесс в двигателе, его надежность и ресурс. По мере совершенствования двигателей, несмотря на бурное развитие вычислительных методов в мировом двигателестроении, происходит и значительное увеличение объема экспериментальных исследований двигателей. Это увеличивает и объем их испытаний в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным.

В освоенной области эксплуатации самолетов различного назначения диапазон изменения давления на входе в двигатель относительно стандартного атмосферного давления изменяется в 20 раз в сторону понижения и до 2,5 раз в сторону повышения температуры воздуха на входе в двигатель. То же самое происходит и при наличии инверсии от стандартной атмосферы. На рабочий процесс в двигателе оказывает влияние влажность и водность воздуха, что в силу изменения свойств рабочего тела за счет испарения и конденсации в тракте двигателя приводит к расхождению работ ступеней, изменению их эффективности. Это может быть причиной обледенения входной части двигателя, что опасно катастрофическими последствиями. [12]

В обоснование необходимости проведения испытаний авиационных двигателей и их узлов в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным, проведено экспериментальное исследование влияния изменения давления на входе на характеристики двигателей 3 и 4 поколения и их узлов, которое показало существенное изменение их характеристик [13].

Так, при понижении  $P_{вх}^*$  до 20 кПа ( $H = 12...15$  км) на режимах работы  $\Pi_{пр} = idem$ ,  $M_{полета} = idem$ , удельный расход топлива возрастает примерно на 11 %, температура газа перед турбиной повышается на 7 % по сравнению с  $H = 0$ . Основными причинами такого ухудшения параметров являются нарушение режимов работы турбокомпрессоров и снижение КПД его элементов вследствие изменения условий обтекания лопаточных профилей, а также, значительный рост потерь в элементах проточной части двигателя. К этому же ведёт и ухудшение полноты сгорания топлива в камере сгорания.

Изменение в широких пределах давления в тракте двигателя оказывает существенное влияние на характеристики узлов. Так, понижение давления примерно в 6 раз на входе в двигатель, и связанное с этим уменьшение числа Рейнольдса при  $T_{вх}^* = idem$ ,  $\Pi_{пр} = idem$  приводит к ухудшению КПД компрессора на 2...4%. При этом наблюдается сдвиг напорных ветвей в сторону уменьшения приведенного расхода воздуха (Рис. 4). Влияние уменьшения числа Рейнольдса возрастает по мере уменьшения величины  $\Pi_{пр}$ , то есть по мере удаления от расчетного режима согласования ступеней компрессора.

В результате изменения числа Рейнольдса изменяется пропускная способность турбины (снижается на 4...5%) (Рис. 5 а) и ее КПД (Рис. 5 б), что вызывает повышение температуры газа перед турбиной для обеспечения  $\Pi_{пр} = idem$ . При снижении давления и

температуры в камере сгорания также уменьшается полнота сгорания (Рис. 6). Меняются характеристики и область устойчивой работы в камере сгорания. Так, при  $\Pi_{пр} = idem$  расход топлива в камере сгорания изменяется в 4...5 раз, что сопровождается изменением полноты сгорания топлива и значительной деформацией полей температур на входе в турбину. Это ведёт к ухудшению

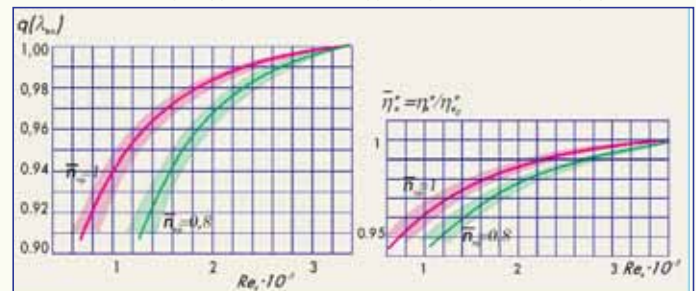


Рис 4 Обобщение зависимости относительной величины приведенного расхода воздуха и относительного КПД компрессора от  $Re$  [12]

экологических характеристик, надежности и ресурса двигателя.

Изменение температуры и давления воздуха на входе в двигатель также оказывает значительное влияние на геометрические характеристики элементов двигателя и, прежде всего, на радиальные и осевые зазоры между ротором и статором, которые зависят от температурной деформации ротора и статора и упругой деформации ротора под действием центробежных сил.

Изменение радиальных зазоров в компрессоре и турбине существенно влияет на их эффективность, а также на изменение расхода воздуха, обеспечивающего охлаждение и приемлемые

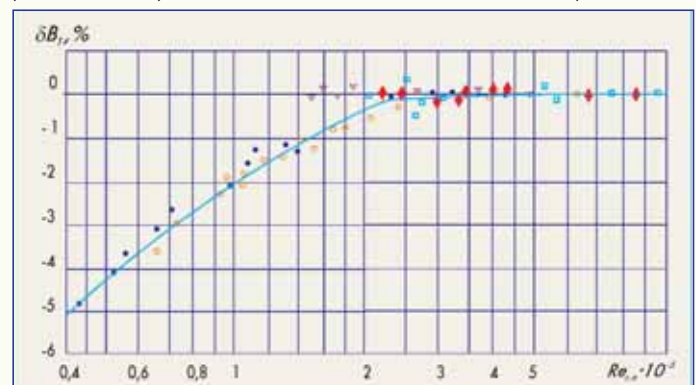


Рис 5а Изменение пропускной способности турбины

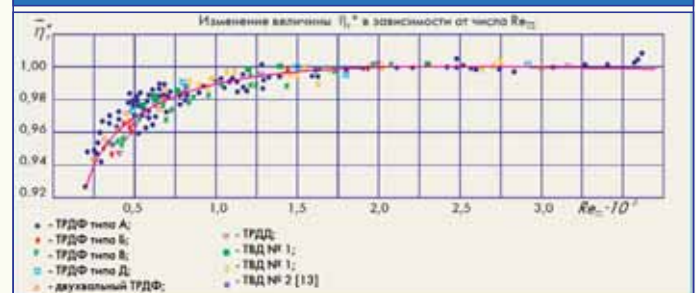


Рис 5б Изменение КПД турбины

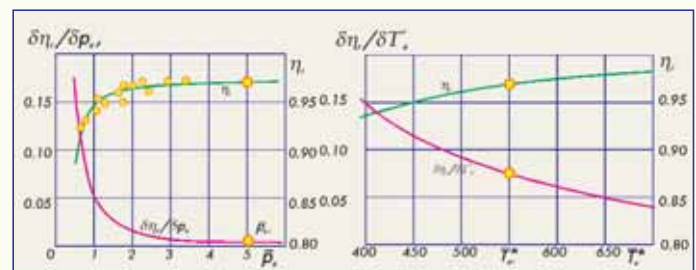


Рис 6 Зависимость величины полноты сгорания от величин  $\bar{T}_k$  и  $\bar{P}_k$



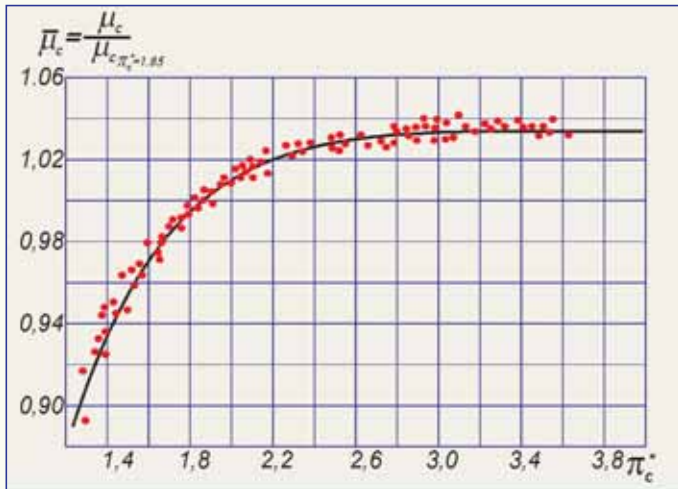


Рис 7 Изменение относительной величины коэффициента расхода сужающихся сопел

осевые усилия роторов двигателя. Это может оказывать существенное влияние и на эффективность и прочностные свойства узлов. Кроме того, при высоких частотах вращения роторов компрессоров и турбин, профилированная часть закрученных рабочих лопаток стремится выпрямиться, вследствие чего изменяются углы установки ее профилей, что также влияет на эффективность, устойчивость и расходные характеристики этих узлов.

Рабочий процесс и характеристики авиационного газотурбинного двигателя зависят также и от условий истечения газов из сопел. Экспериментально установлено, что стабилизация параметров газа в выходном сечении сопла происходит при значениях перепада в сопле существенно больше  $\pi_{ср}^*$ . Для сужающихся сопел стабилизация величины коэффициента расхода газа  $\mu_c$  происходит при  $\pi_c^* \approx 3$  (Рис. 7) [12]. Заметное влияние на характеристики сужающихся сопел может оказать неравномерность параметров газа и закрутка потока на входе в сопло. Для регулируемого сопла створчатой конструкции весьма существенна деформация элементов сопла и деталей кинематической схемы управления диаметром сопла при изменении температуры газа и перепада давлений на створках, приводящих к изменению пропускной способности сопла.

Особенно сильное влияние на рабочий процесс и характеристики двигателя оказывают характеристики сопел в двухконтурном двигателе большой степени двухконтурности без смешения потоков вследствие докритического истечения из сопел на взлетном режиме.

Величины коэффициента расхода  $\mu_c$  и коэффициента скорости  $\Phi_c$  существенно зависят от пространственной картины течения за вентилятором. Она определяется не только величиной  $\pi_{с вент}^*$ , но также числом  $M_n$  и величиной  $n_{пр вент}$ . Заметим, что эти кривые существенно расходятся при изменении числа  $M_n$  (Рис. 8). [14]

Таким образом, изменение высоты и скорости полета значительно влияет на характеристики узлов и, следовательно, существенно изменяет рабочий процесс и характеристики двигателя в целом. Причем эти изменения зависят от схемы двигателя, его па-

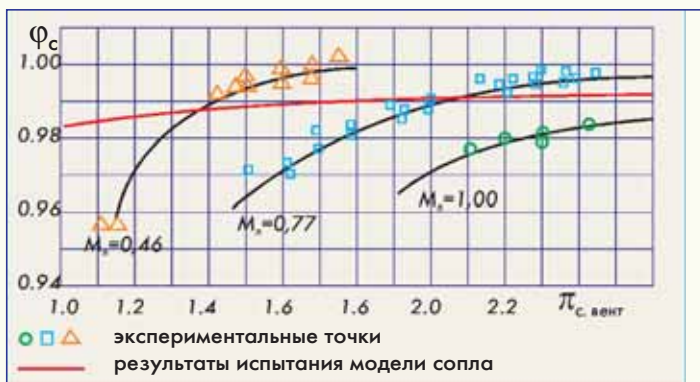


Рис 8 Зависимость коэффициента скорости сопла от картины течения за вентилятором

раметров, способов регулирования двигателя. При этом изменяется положение рабочих линий, что может привести к уменьшению запасов устойчивости каскадов высокого и низкого давления. Также повышается температура газа перед турбиной и уменьшается расход воздуха при сохранении  $n_{пр}$  [12].

Одно из важных требований, предъявляемых к авиационным двигателям - обеспечение надежного запуска в широкой области эксплуатационных режимов, как в земных, так и полетных условиях. Режим запуска двигателя, более чем какой-либо другой, зависит от изменения внешних условий, особенно температуры окружающего воздуха: известно, что при низких температурах надежность запуска резко падает. Режим запуска сильно влияет на надежность и ресурс двигателя, так как тепловые удары, неравномерные тепловые нагрузки (обусловленные нестационарными тепловыми потоками), связанные с быстрым повышением температуры газа, могут оказывать решающее влияние на долговечность элементов "горячей" части двигателя.

Переходные процессы на режимах приемистости двигателя в значительной степени определяют его повреждаемость. Это происходит из-за того, что обеспечение все возрастающих требований к динамическим характеристикам и связанное с этим быстрое повышение температуры газа с одной стороны, а с другой стороны - замедленный нагрев конструкции, вызванный существенной разницей в тепловой инерции корпусов и дисков ротора, ведет к значительному изменению рабочих зазоров на переходных режимах. На Рис. 9 представлены данные об изменении величин зазоров и расхода воздуха в системе охлаждения первой ступени ТВД на взлетном режиме. Термонапряженное состояние диска и стопорных оболочек выявило недостаточное охлаждение лопатки (расход охлаждающего воздуха в течение 100 сек. на  $\approx 10...13\%$  меньше расчетного и только примерно на 600 секунде выходит на расчетную величину). Этот эффект вызывает перераспределение расходов в системе охлаждения при изменении зазоров в каналах и лабиринтах. Нарушение теплового и термонапряженного состояния лопатки на переходных режимах может вызвать значительное накопление повреждений в лопатке и сокращение ее ресурса.

Достижение высоких показателей надежности, безопасности эксплуатации, ресурса, в условиях постоянного повышения температур и нагрузок, действующих на детали и узлы двигателя, требует разработки и внедрения новых материалов и технологий, а также прочностного анализа, ресурсного проектирования и прочностных испытаний.

Обеспечение прочности требует точного определения напряженного состояния: нагрузок и температур деталей двигателя. Современные численные методы расчета напряженно-деформированного состояния деталей не позволяют в полной мере получить детальный пространственно-временной анализ нагрузок, особенно динамических. Это требует тщательного исследования взаимодействия газодинамических и тепловых процессов. Кроме того, для оценки по имеющимся напряжениям надежности и ресурса, необходимо обладать достаточным объемом информации о поведении материалов, процессов разрушения при реальных условиях нагружения и эксплуатации. Единственным путем решения этих проблем является проведение обстоятельных экспериментальных исследований.

Методология обеспечения прочностной надежности и обоснование ресурса двигателей включает в себя как большой объем экспериментальных исследований на натурном полноразмерном двигателе и газогенераторе в условиях стендовых и летных испытаний, так и изучение поведения отдельных узлов и деталей на специальных установках. Особое место занимает проведение длительных эквивалентно-циклических испытаний.

Перевод двигателей на эксплуатацию по техническому состоянию (а не по выработке назначенного ресурса), когда решение о продлении ресурса принимается на основании периодического контроля состояния основных деталей, требует решения ряда научных задач, что становится доступным только при их тщательных

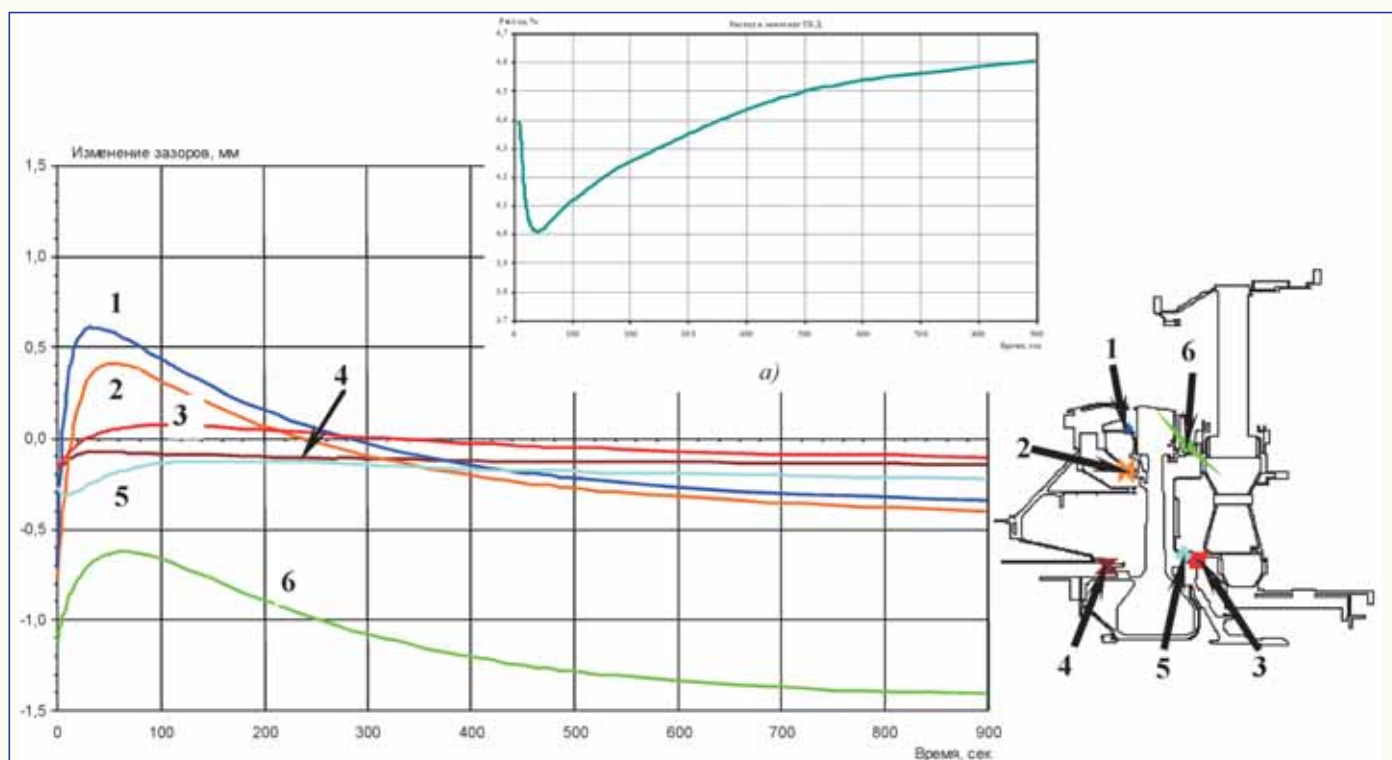


Рис 9 Кинетика измерения зазоров в ТВД

экспериментальных исследованиях. Этими исследованиями обеспечивается принципиальное повышение достоверности и точности информации о реальных условиях работы деталей и узлов, разработка и верификация математических моделей высокого уровня, используемых для анализа теплового и напряженного состояния, накопления повреждений и разрушений.

На прочность и надежность двигателя значительное влияние оказывают динамические нагрузки, вызывающие колебания элементов конструкции двигателя: частоты вращения роторов, переменные газовые нагрузки на лопатки, окружные и осевые неравномерности, жесткостные характеристики опор корпусов и т.п. Всё это вызывает повышенные напряжения конструкции, которые в значительной степени меняются в зависимости от режимов работы двигателей, высоты и скорости полета.

**Таким образом, для обеспечения требуемых характеристик по экономичности, работоспособности, надежности, ресурсу, запуску, устойчивости работы двигателя и его узлов требуется проводить экспериментальные исследования и доводку двигателя во всей области эксплуатации.**

Следует отметить, что, несмотря на бурное развитие вычислительных методов расчета и компьютерного проектирования, необходимость проведения полномасштабных экспериментальных исследований с развитием двигателей усиливается. Это обусловлено ростом параметров цикла, увеличением степени двухконтурности и связанным с этим уменьшением размеров проточной части внутреннего контура, что особенно сильно сказывается на выходе из компрессора газогенератора и на входе в турбину. Следствием уменьшения высот лопаток в этих сечениях является усиление отрицательного влияния на КПД радиального зазора, относительных толщин кромок лопаток, отклонений формы профилей от номинальных и т.п.. Особенно сильно это проявляется при изменении скорости и высоты полета.

Повышение параметров цикла ( $\pi_k \cong 40 \dots 50$ ,  $T_{г.макс} = 1700 \dots 1900$  К), степени двухконтурности до 8...12 в двигателях 5 поколения для гражданской авиации по сравнению с двигателями 4 поколения ( $\pi_k \cong 30 \dots 40$ ,  $T_{г.макс} = 1600 \dots 1700$  К,  $m=4 \dots 6$ ) уменьшило размерность газогенератора, определяемую по выходу из КВД в 2,5 - 3 раза [2]. Дальнейшее развитие авиационных двигателей приведет к еще большему снижению размерности газогенератора и обострению проблем, описанных выше.

Необходимость расширения экспериментальных исследова-

ний во всей области эксплуатации диктуется также тенденцией сокращения числа ступеней в турбокомпрессорной группе (повышения напорности в ступенях). Это связано с увеличением нестационарности течения в тракте двигателя, увеличением динамических напряжений, которые также зависят от высоты и скорости полета.

В связи с этим создание авиационного двигателя невозможно без наличия сложнейшей высотной экспериментальной базы, обеспечивающей исследования, доводку и сертификацию силовых установок в условиях, максимально приближенных к полетным во всей области эксплуатации. Такой базой в России являются стенды НИЦ ЦИАМ с имитацией полетных условий (термобарокамеры) для испытания натуральных двигателей, узлов и газогенераторов в условиях воспроизведения заданных высот (Н) и скоростей полета (или чисел Маха полета - М). В настоящее время экспериментальная база НИЦ ЦИАМ с энергетической мощностью установок более 650 МВт имеет 8 стендов для испытаний двигателей тягой до 25 тонн и максимальным расходом воздуха до 1200 кг/с в условиях до  $M_{max}=4$ ,  $H=27$  км. Кроме того, база имеет 50 стендов и установок для испытаний узлов и систем двигателей, а также более 100 стендов и установок для испытаний деталей и узлов на прочность (Рис. 10).

Мощная компрессорно-эксаустерная станция обеспечивает термобарокамеру необходимым количеством воздуха с требуемыми величинами давления и температуры, соответствующими заданным значениями числа  $M_n$  и  $H_n$ . Для обеспечения необходимой температуры торможения  $T_{вх}^*$  применяются воздухоподогреватели и холодильно-осушительные станции.

База оснащена автоматизированной информационно-измерительной системой, обеспечивающей сбор и обработку данных на стационарных и переходных режимах, проверки готовности систем к проведению испытаний, виброконтроль, анализ газов, регистрацию быстропеременных процессов, видеонаблюдение за ходом проведения испытаний, управление стендовым оборудованием и т.п.

Важной методической задачей высотных стендовых доводочных испытаний авиационных ГТД является воспроизведение на стенде наиболее полной имитации полетных условий, при которых будет осуществляться эксплуатация двигателя на самолете. Это особенно важно в условиях современных тенденций интеграции двигателя с летательным аппаратом. Тем самым обеспечивается наиболее эффективная и быстрая доводка опытного двигате-





Рис. 10 Тураевский центр исследования авиационных двигателей

ля и силовой установки.

Рассчитывать на инновационное развитие авиадвигателестроения невозможно без коренного обновления экспериментальной базы головного НИИ авиадвигателестроения ЦИАМ им. П.И. Баранова. Она должна обеспечить не только расширение диапазона параметров в целях моделирования реальных условий эксплуатации (в том числе работы при обледенении, попадании ливня, града, посторонних предметов в тракт двигателя и др.) и повышения информативности эксперимента за счет применения современных автоматизированных информационно-измерительных систем для испытаний узлов, газогенератора и двигателя, но также исследование образцов, моделей и деталей на стадии отработки новых прорывных технологий и перспективного научного задела.

Испытания узлов, газогенератора и двигателя должны сопровождаться расчетными моделями и физическими исследованиями. Это требует совершенствования аппаратуры и методов измерения, автоматизации экспериментальных исследований, обработки результатов испытаний в темпе эксперимента. Это значительно повышает информативность эксперимента и обеспечивает интеграцию расчетных и экспериментальных исследований, позволяет минимизировать объемы, сроки и себестоимость испытаний двигателя.

Интеграция эксперимента и расчетных методов позволяет получать объективные экспериментальные данные о работе двигателя в условиях проведения испытаний, когда невозможно полностью имитировать полетные условия. Так, на двигателях большой степени двухконтурности ( $m > 7...8$ ) с отдельными контурами - докритические перепады на соплах контуров. В двигателе типа ПД-14 с  $m = 8...9$ , на-

пример, при работе на  $H = 11$  км с  $M = 0,8$  происходит раскрутка каскада низкого давления на 10% и существенный сдвиг рабочей линии по характеристике вентилятора (относительно рабочей линии при  $H = 0, M = 0$ ). Это приводит к ухудшению КПД вентилятора и изменению прочностных и других эксплуатационных характеристик. И только испытания в термобарокамере в широком диапазоне эксплуатационных режимов позволяют оценить величины коэффициентов

расхода по контурам, а следовательно - верно установить режимы работы двигателя. Необходимо учитывать также, что на режим работы двигателя влияет и внешнее обтекание сопел, зависящее от формы кормовой части мотогондолы, расположения силовой установки под крылом, угла атаки самолета и т.п.

В этих условиях испытания двигателя большой степени двухконтурности с имитацией полетных условий возможно только на высотных стендах ЦИАМ и летающей лаборатории. При этом, испытания на летающей лаборатории существенно менее информативны из-за невозможности фиксации большого количества параметров, и самое главное, невозможности определения с требуемой точностью важнейших эксплуатационных характеристик. Среди них - удельный расход топлива и тяга двигателя в крейсерских условиях полета. Это связано с тем, что невозможно точно измерить расход воздуха через двигатель, а малая степень сжатия в вентиляторе не позволяет с требуемой точностью определить КПД вентилятора по повышению температуры за ним. Но ведь именно он является основным источником тяги. Так, при  $\pi_g = 1,5$  измерение осредненного значения температуры за вентилятором даже с точностью в 1% (что довольно трудно обеспечить при неравномерном поле) дает точность определения КПД ... 3%.

При испытании двигателя на высотном стенде, удельный расход топлива с требуемой точностью можно определить "весовым" методом и тягу двигателя - измеряя усилия на динамоплатформе. Точно измеряются и расходы воздуха и топлива в двигателе при имитации полного давления и температуры на входе в двигатель и статического давления на выходе, соответствующих крейсерско-



Рис. 11 Различные специфические методы испытаний в НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова

му режиму. Однако, трудности обеспечения внешнего обтекания сопел, соответствующего полетным условиям, вносят некоторые погрешности в режим работы двигателя, которые могут быть устранены поправкой по влиянию изменения пропускной способности в соплах за счет внешнего обтекания, полученных по математической модели двигателя с таким обтеканием. Естественно, что математическая модель двигателя должна быть верифицирована по испытаниям узлов, газогенератора и двигателя в широком диапазоне изменения параметров. Именно эксперимент, воспроизводящий условия работы конструкции в процессе эксплуатации, является единственным способом верификации расчетных моделей высокого уровня.

Модернизация экспериментальной базы, оснащение её современным научным оборудованием и привлечение к работе молодых талантливых людей, что так необходимо для инновационного развития авиадвигателестроения, требуют существенного увеличения финансирования исследовательских экспериментальных работ. С целью развития уникальной экспериментальной базы ЦИАМ им. П.И. Баранова в рамках государственного контракта был проведён анализ состава, состояния и соответствия испытательной базы ЦИАМ требованиям по обеспечению экспериментальной отработки авиационных двигателей нового поколения. На основе этого анализа разработан проект комплексной программы перспективного развития экспериментальной базы ЦИАМ до 2025 года. В этом проекте сформулированы предложения по совершенствованию существующих экспериментальных стендов и установок, их технологических систем, модернизации информационно-измерительных и управляющих систем, метрологического обеспечения испытаний и созданию новых испытательных возможностей для обработки прорывных технологических решений. Дано обоснование ресурсного обеспечения мероприятий проекта Программы и механизмы ее реализации. Разработанный проект полностью скоординирован с Госпрограммой "Развитие авиационной промышленности России". Для воплощения в жизнь последней необходима и реализация программы перспективного развития экспериментальной базы ЦИАМ.

**Развитие исследовательской базы ЦИАМ в рамках разрабатываемого сейчас "Национального плана развития авиационной науки и технологий" - непереносимое условие инновационного развития отечественного авиационного двигателестроения.** Отмечая основополагающую роль экспериментальных исследований при создании перспективных двигателей, необходимо:

- реализовать программу реконструкции и модернизации экспериментальной исследовательской базы отрасли с целью обеспечения возможности проведения испытаний двигателей 5-го и 6-го поколений, в том числе гиперзвуковых;
- провести обновление нормативно-технической документации по созданию авиационных двигателей с учетом современного опыта и ожидаемой перспективы развития силовых установок, в том числе интегрируемых с летательным аппаратом, в которой закрепить обязательность проведения испытаний двигателей и их узлов при демонстрации технологической готовности к созданию опытного двигателя и при зачетных Сертификационных и Государственных испытаниях в наиболее напряженных условиях полета на стендах ЦИАМ с выдачей по ним независимых экспертных заключений, а также экспертизу работ, проведенных ОКБ по Государственным контрактам;
- обеспечить существенное увеличение государственного финансирования уникальной стендовой базы НИЦ ЦИАМ на поддержание ее в исправном и работоспособном состоянии;
- в целях повышения эффективности использования и оптимизации затрат на развитие экспериментальной базы различными организациями (в том числе и других отраслей промышленности), разработать концепцию создания межотраслевого центра коллективного пользования экспериментальной и исследовательской базой и отработать первоочередные мероприятия по обеспечению коллективного пользования экспериментально-исследовательскими базами авиадвигателестроения и агрегатостроения.

Реализация всего перечисленного позволит сохранить уровень испытательной базы НИЦ ЦИАМ вровень с наилучшими мировыми исследовательскими центрами. Модернизированная испытательная база позволит, как это было и ранее, использовать её для работы с объектами других областей промышленности.

Внедрение в практику этих предложений позволит обеспечить опережающее развитие российского авиационного двигателестроения и, как следствие, утвердит базу для сохранения за Россией статуса мировой авиационной державы. **П**

#### Литература:

1. Работа ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей. Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. ЦИАМ М. 2004 г.
2. Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий. В.И. Бабкин, М.М. Цховребов, В.И. Солонин, А.И. Ланшин. Научно-технический журнал "Двигатель" № 2 2013 г.
3. National Plan for Aeronautics Research and Development and Related Infrastructure. Aeronautics Science and Technology Subcommittee, Committee on Technology, National Science and Technology Council, February 2010.
4. Работа ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. ЦИАМ М. 2010
5. ОСТ 102501-84. "Газотурбинные двигатели для летательных аппаратов. Порядок выполнения работ на стадии разработки".
6. Положение по методологии создания авиационных газотурбинных двигателей гражданского назначения ЦИАМ. 2010 г. (083): 001.
7. РДК "Обязательные виды и объемы испытаний узлов авиационных ГТД на стадии их разработки". ЦИАМ, 1987 г.
8. Положение по методологии создания АД ВН. ЦИАМ, 2007 г.
9. Руководство по порядку создания и типовым методикам испытаний узлов перспективных двигателей. ЦИАМ, 2009 г.
10. Положение по проведению испытаний опытных авиационных двигателей на высотных и климатических стендах ЦИАМ. (Виды и объемы испытаний) ЦИАМ, 1991 г.
11. РТМ 300-01-2001. "Двигатели газотурбинные авиационные. Типовая номенклатура специальных стендовых испытаний экспериментальных газогенераторов и демонстрационных двигателей-прототипов". ЦИАМ, 2007 г.
12. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. Ю.А. Литвинов, В.О. Боровик, Москва, 1980 г.
13. Влияние изменения давления при входе в двигатель на характеристики ГТД и их элементов. В.О. Боровик, Б.Ш. Ланда. Труды ЦИАМ № 1122, 1985 г.
14. Bartlett C.R., Turner E.E. Performance evaluation methods for the high-bypass ratio turbofan. AIAA Paper 1973. #75-1206, p.8
15. Численное моделирование процессов изменения теплового и термонапряженного состояния и кинетики зазоров в турбине ГТД на нестационарных режимах. Х.Х. Азметов, Я.С. Булчинский, Ю.М. Темис, С.В. Харьковский. Вopr. авиац. науки и техники. Сер.: Авиац. Двигателестроение. Вып.1 (1320), ЦИАМ, 2001. С. 51-61.



Рис. 12 Исследуемый двигатель на стенде в Турвево