

в торцевой щели подпятника, запаздывания в дросселирующих элементах) на изменение этих характеристик.

Полученные в работе зависимости для динамической реакции газового слоя вида (4) и ее составляющих в линейной постановке показывают предельные возможности ГСО с точки зрения практической реализации ее параметров. Дальнейшее усложнение конструкции опоры (порядок характеристического уравнения выше пятого) приведет лишь к увеличению объема вычислительной работы, не давая принципиально новых научных результатов и практического эффекта. В этой связи оказывается необходимым учет нелинейных эффектов в ГСО и системе управления, а также оптимизация их характеристик.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Чегодаев Д. Е., Белоусов А. И.* Гидростатические опоры как гасители колебаний. — В сб.: Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей. — КуАИ, 1974, вып. 67.
2. *Белоусов А. И., Сидоренко А. А., Чегодаев Д. Е.* Методика расчета динамических характеристик активной пневмоопоры. — В сб.: Вибрационная прочность и надежность двигателей и систем летательных аппаратов. — КуАИ, 1978, вып. 5.
3. *Белоусов А. И., Токарев И. П., Чегодаев Д. Е.* Газостатические опоры как амортизаторы и генераторы механических колебаний. — Научные труды вузов Лит. ССР. Вибротехника, 1979, № 3 (27).
4. *Чегодаев Д. Е.* Исследование статики и динамики газостатических опор. — Дисс. на соискание ученой степени канд. техн. наук. Куйбышев, 1975.

УДК 621.438.539.4

В. И. Цейтлин

ПРОБЛЕМЫ КОНСТРУКЦИОННОЙ ПРОЧНОСТИ И РЕСУРСА АВИАЦИОННЫХ ГТД

При создании современных двигателей, наряду с проблемами улучшения газодинамических параметров, весьма актуальными являются проблемы обеспечения их надежности и ресурса при приемлемой массе.

Эти проблемы усложняются с увеличением размерности, повышением температуры газа перед турбиной и повышением степени сжатия в компрессоре.

Так, наибольшая размерность двухконтурных турбореактивных двигателей (ДТРД), которые нашли широкое применение в качестве силовых установок летательных аппаратов, в 1960 г. соответствовала тяге 80—100 кН, а в 1975 г. — 230—250 кН. Имеются сведения, что фирма Пратт—Уитни рассматривает ДТРД с тягой 450 кН.

Изменение температуры газа перед турбиной по годам также свидетельствует о ее непрерывном росте [1]: 1955 г. — 1150—1200 К; 1965 г. — 1300—1400 К; 1975 г. — 1420—1530 К; 1980 г. — 1600—1650 К. На перспективных двигателях предполагается дальнейшее повышение температуры.

Рост степени повышения давления в компрессоре по годам составляет: 1955 г. — 10—11; 1970 г. — 23—25; 1975 г. — 25—30; 1980 г. — 30—35.

Известно, что некоторые фирмы рассматривают целесообразность создания двигателей со степенью повышения давления 40 и выше.

Можно выделить следующие основные проблемы прочности авиационных ГТД, связанные с тенденциями их развития.

Проблемы, определяемые большой размерностью двигателя: вибропрочность вентиляторных лопаток; общие вибрации; частотная отстройка; износ замков крепления и контактных площадок бандажных полок вентиляторных лопаток; циклическая прочность дисков; необходимость специальных методов балансировки; демпфирование конструкции; обеспечение жесткости корпусов и оболочек; непробиваемость корпусов при обрыве лопаток; стабильность свойств крупногабаритных заготовок.

Проблемы, определяемые повышенной температурой газа перед турбиной: прочность и ресурс лопаток первой ступени турбины; выбор жаропрочных и жаростойких материалов; длительная и повторно-статическая прочность дисков; термоциклическая прочность «горячих» деталей; охлаждение турбины; тепловой дисбаланс роторов; неравномерность температурного поля; надежность защитных покрытий; технологические методы упрочнения; охрупчивание материала; сернистая коррозия; износостойкость контактных поверхностей бандажных полок.

Проблемы, связанные с большой степенью повышения давления: высокая температура воздуха за компрессором; повышенная опасность возгорания титана; отсутствие хладоресурса для охлаждения турбины; повышенное возбуждение лопаток неравномерностью газового потока; изменение радиаль-

ных зазоров по режимам работы двигателя; уравнивание осевых сил; плотность стыков и уплотнений; повышенная эрозия.

Таким образом, при разработке современных авиационных ГТД существенно усложняется обеспечение требуемых запасов прочности деталей, надежности и ресурса двигателей. С увеличением ресурса значительно снижается себестоимость перевозок. Повышение ресурса двигателя НК-8 с 300 до 2000 ч привело к снижению себестоимости перевозок на самолете ИЛ-62 в 2 раза.

При межремонтном сроке службы 200 и общем 600 ч, с которыми обычно начинали эксплуатироваться двигатели в гражданской авиации, доля стоимости двигателей от общих затрат составляла 30—40%, а при межремонтном сроке службы 1500—2000 ч и общем 4500—6000 ч не превышает 5—8%.

Основная экономия при увеличении ресурса двигателей достигается за счет уменьшения нужного количества двигателей для обеспечения парка самолетов.

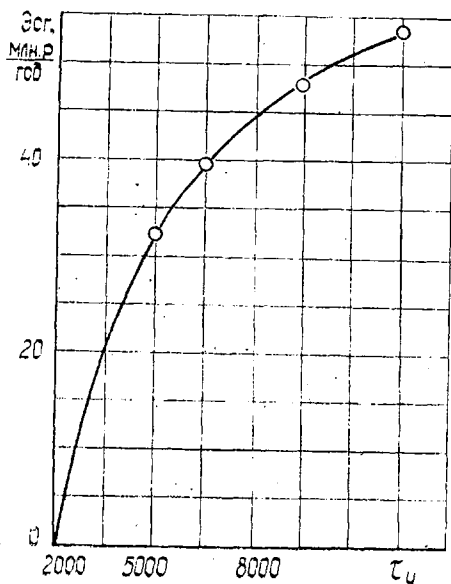


Рис. 1. Среднегодовой народнохозяйственный эффект от эксплуатации парка двигателей одного типа

На рис. 1 показан экономический эффект от увеличения ресурса свыше 3000 ч для парка двигателей одного типа самолетов. Ежегодная экономия при увеличении ресурса на 2000 ч составляет более 30 млн. р.

Особенно важно увеличение ресурса для двигателей с высокой стоимостью. Такие двигатели могут быть рентабельными только при больших ресурсах, полученных в короткие сроки.

Несмотря на повышение параметров термодинамического

цикла, с годами отмечается увеличение темпов доводки двигателей на повышенные ресурсы. Так, если для увеличения ресурса двигателя «Эвон» фирмы Роллс—Ройс с 1000 до 4000 ч потребовалось 7,5 лет (1953 г.), для двигателя «Конуэй» той же фирмы — 4,5 года (1957 г.), то на двигателе «Спей 25» увеличение ресурса с 1000 до 4000 ч было достигнуто за 1,5 года (1964 г.) [2].

Аналогичная тенденция наблюдается и в отечественном двигателестроении. Например, на двигателе НК-8-4 десятикратное увеличение ресурса с 300 до 3000 ч получено за 2,5 года (с 1968 г. по 1970 г.) с последующим ежегодным приростом ресурса примерно 1000 ч в год (до 8000 ч). Следует отметить, что в этом случае увеличивался ресурс двигателей, ранее выпущенных в эксплуатацию, без внесения каких-либо существенных конструктивных и технологических изменений.

В настоящее время технический ресурс двигателя НК-8-4 составляет более 20000 ч. Это оказалось возможным благодаря применению специальной методологии проектирования и доводки прочности двигателей большого ресурса, разработанной под руководством академика Н. Д. Кузнецова.

Разработанная методология (рис. 2) включает оптимизацию элементов конструкции на стадии проектирования, разработку и использование методов повышения конструкционной прочности материалов, среди которых решающую роль играют технологические методы, применение поузловой доводки узлов и деталей в условиях, близких к эксплуатационным, и широкое использование методов ускоренных эквивалентных испытаний.

Понятие «большого ресурса» является достаточно условным. Под «большим ресурсом» следует понимать ресурс, при котором на состоянии двигателя существенно сказываются временные факторы.

В некоторых случаях ресурс 500—1000 ч может оказаться большим, например, для высоконагруженных двигателей с высокой температурой газа и тяжелыми условиями эксплуатации. Для двигателей с умеренными нагрузками большим ресурсом следует считать ресурс более 3000—5000 ч. В этом случае для подтверждения большого ресурса необходимо проведение ускоренных эквивалентных испытаний.

Проблема обеспечения прочности двигателей большого ресурса, наряду с обычными вопросами прочности ГТД, требует решения ряда специфических задач, определяемых фактором времени,

ИССЛЕДОВАНИЯ И РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ПОВЫШЕНИЯ
 КОНСТРУКЦИОННОЙ ПРОЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ГТД БОЛЬШОГО РЕСУРСА

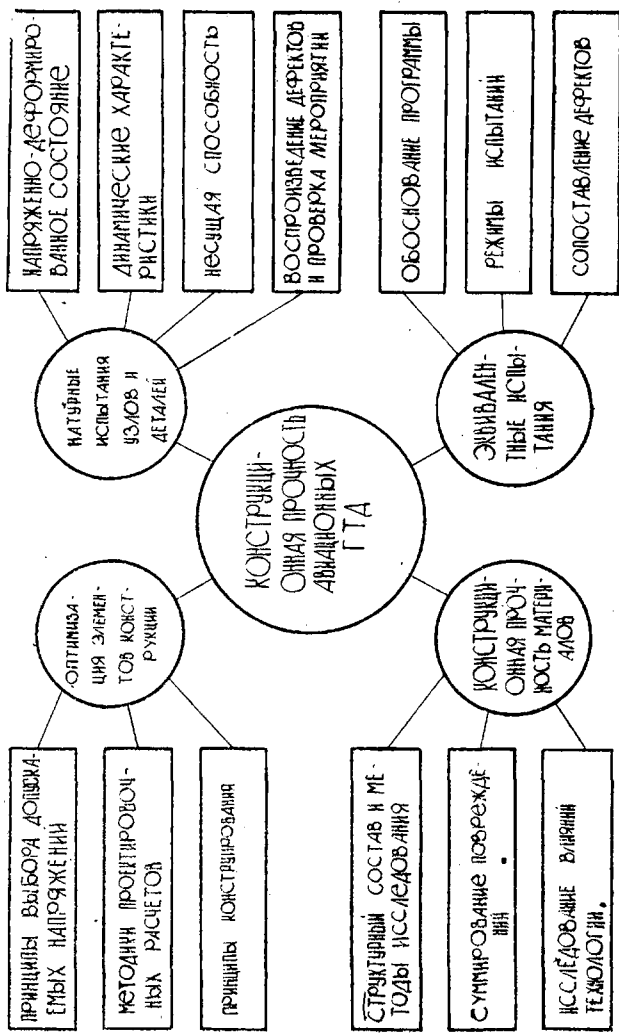


Рис. 2. Исследования и разработка методов повышения конструкционной прочности авиационных ГТД большого ресурса

К ним прежде всего относятся задачи обеспечения требуемых характеристик материала на заданный ресурс: пределов длительной прочности, ползучести и релаксации напряжений; сопротивления повторно-статической нагрузке или малоциклового усталости; термоциклической прочности; непрерывно изменяющейся в процессе наработки высокочастотной усталости (особенно жаропрочных и цветных сплавов); сопротивления материала охрупчиванию; стабильности состояния поверхностного слоя под действием коррозии, эрозии, выгорания легирующих элементов; стабильности структурного и фазового состава материала; чувствительности материала к технологическим методам упрочнения; умеренного рассеяния механических свойств; сохранения посадок в сопрягаемых деталях; сопротивления износу и фреттинг—коррозии контактируемых пар.

Кроме того, необходимо обеспечить стабильность параметров двигателя и эпюры распределения температур газа за камерой сгорания в течение всего ресурса.

Трудность получения заданных прочностных характеристик усложняется многофакторными условиями нагружения деталей. Это предопределяет необходимость учета в процессе создания двигателей многорежимности и многокомпонентности нагружения деталей ГТД большого ресурса.

Процесс решения проблемы прочности и ресурса авиационных ГТД условно можно разделить на два главных этапа: этап проектирования, учитывающий все особенности и требования, обеспечивающие возможность реализации большого ресурса, и этап доводки и подтверждения технического ресурса двигателя.

Этап проектирования является основным, где закладываются надежность и ресурс. Определяющими факторами при этом следует считать: конструкционную прочность применяемых материалов; стабильность технологии изготовления двигателя (от метода получения заготовок до общей сборки); стабильность работы изделия; статическую напряженность; температуру и температурные напряжения в деталях; вибрационное состояние двигателя и его отдельных деталей.

На этапе проектирования требуемая прочность деталей и узлов достигается внедрением системы конструктивных и технологических мероприятий по повышению ресурса и проведением исследований конструкционной прочности материала с целью изучения закономерностей истощения ресурса различными факторами.

Этап подтверждения технического ресурса и проверки эффективности мероприятий, внедряемых для устранения выявленных дефектов, является весьма сложным в системе создания двигателей большого ресурса. Это определяется тем, что выявляемые дефекты являются следствием сочетания большого числа факторов с неизвестной степенью влияния и имеют малую частоту проявления.

Статические методы в данном случае неприемлемы, так как требуют большого количества испытаний и много времени.

Основными способами проверки эффективности мероприятий и оценки технического ресурса в этом случае становятся специальные натурные испытания узлов и деталей, а также ускоренные эквивалентные испытания двигателя.

Специальные испытания представляют собой проверку надежности и ресурса отдельных элементов двигателя в условиях близких к эксплуатационным при крайне неблагоприятном сочетании внешних и внутренних факторов. При этом на детали или узлы воздействуют либо разрушающие нагрузки, либо нагрузки, превышающие рабочие с требуемым запасом.

Ускоренные эквивалентные испытания, используемые вместо длительных испытаний полноразмерного двигателя на заданный ресурс, позволяют в короткие сроки выявить основные дефекты, проверить мероприятия по их устранению и оценить технический ресурс двигателя.

Идентичность дефектов и изменений в деталях, выявленных при ускоренных эквивалентных испытаниях и обычных длительных испытаниях на полный ресурс, и быстрое нарастание гарантийного ресурса в эксплуатации двигателей, проверенных эквивалентными испытаниями, подтверждают правомерность и необходимость широкого использования эквивалентных испытаний при доводке и установлении технического ресурса двигателей.

При создании двигателя большого ресурса и реализации этого ресурса в эксплуатации большое значение имеют проблемы прогнозирования ресурса и оценки технического состояния.

Первый этап прогнозирования ресурса осуществляется на стадии проектирования по расчетным параметрам напряженности, теплового состояния деталей и имеющимся характеристикам конструкционной прочности материалов. В процессе доводки по замеренным переменным напряжениям и данным термометрирования деталей уточняется расчетный ресурс элементов двигателя.

Следующий этап оценки ресурса заключается в исследовании долговечности натуральных узлов и деталей и проведении эквивалентных испытаний двигателя на заданный ресурс.

Оба этапа являются предварительными и служат для оценки возможностей двигателя по ресурсу, т. е. для установления технического ресурса.

Наиболее важным этапом для обеспечения безопасности полетной и внедрения эксплуатации двигателя «по состоянию» является этап прогнозирования ресурса в эксплуатации. В качестве средств прогнозирования используются методы оценки технического состояния двигателя.

Оценка технического состояния производится с использованием встроенной системы контроля и сигнализации (уровня вибраций, температуры подшипников, наличия стружки в масле, температуры газа, засорения фильтра, уровня масла и т. п.); данных о штатных замеряемых параметрах двигателя и динамике их изменения во времени, а также результатов наземного осмотра с помощью оптических, ультразвуковых и токовихревых приборов.

Конструкция двигателя большого ресурса должна обеспечивать возможность диагностики состояния двигателя, что является одним из необходимых условий перехода на эксплуатацию «по состоянию».

Решение указанных проблем обеспечивает выполнение важной народнохозяйственной задачи повышения надежности и ресурса авиационных ГТД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кузнецов Н. Д. Некоторые проблемы современного газотурбостроения. — В сб.: Некоторые вопросы проектирования и доводки авиационных ГТД. — Куйбышев, 1970, вып. 45.

2. Кузнецов Н. Д., Цейтлин В. И. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, 1976.