

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ РАЗДЕЛ

УДК 629.7.036:539.4

Актуальные проблемы динамики, прочности и надежности авиадвигателей

Ф. М. Муравченко

ГП “Ивченко-Прогресс”, Запорожье, Украина

Рассмотрены актуальные проблемы динамики, прочности и надежности авиадвигателей. Решение этих проблем позволяет уменьшить затраты на разработку, доводку, испытания и эксплуатацию.

Ключевые слова: динамика, прочность, газотурбинный двигатель, моделирование, ресурс.

Авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) имеют более чем полувековую историю. За это время ведущими фирмами-разработчиками накоплен значительный опыт создания авиационных ГТД, в частности проведено большое количество экспериментальных, исследовательских, поисковых работ на двигателях, существенно различающихся параметрами, весом, габаритами, конструктивной схемой и применяемым конструкторским решениям.

Развитие и совершенствование мирового авиационного двигателестроения нашло свое отражение в двигателях 4- и 5-го поколений. Эти двигатели характеризуются высокими параметрами рабочего процесса, низкими значениями удельного расхода топлива, эмиссии вредных веществ, уровня шума (существенно возрастает ресурс, количество деталей двигателя может быть значительно уменьшено).

Специалисты авиационного двигателестроения прогнозируют, что дальнейшее развитие авиационных ГТД связано с обеспечением качественно нового уровня показателей эксплуатационного и экологического совершенства двигателей нового поколения (увеличение ресурса и надежности в 1,5–2 раза, повышение экономичности на 10...15%, уменьшение примерно на 50% количества деталей двигателей и в два раза трудоемкости технического обслуживания, снижение суммарного уровня шума на 20...30 дБ и эмиссии вредных веществ в два-три раза относительно действующих международных норм) [1].

Уменьшение количества деталей может быть достигнуто за счет использования в конструкции двигателя моноколес (рис. 1) и сокращения числа ступеней компрессора при одновременном увеличении их напорности. При этом значительно снижается трудоемкость технического обслуживания.



Рис. 1. Моноколесо 1-й ступени вентилятора.

Создание конкурентоспособных авиационных ГТД, отвечающих современным требованиям, должно сопровождаться научно-техническими разработками конструкции и технологии изготовления узлов и газогенераторов, физическим и математическим моделированием протекающих в двигателе процессов с широким использованием компьютерной техники.

Возрастающая роль научно-технических разработок объясняется как минимум тремя причинами: обеспечение коротких сроков создания новых двигателей; опережающее развитие технологий получения новых материалов и изготовления, а также ремонта деталей и узлов нового конструктивного решения; снижение технического риска создания новых авиационных ГТД.

Развитие численных методов расчета течений, теплового и напряженно-деформированного состояний позволяет с достаточной для практики точностью моделировать процессы, происходящие в авиационных ГТД.

Новые авиационные ГТД разрабатываются, как правило, на базе имеющихся двигателей-прототипов. Практически каждый создаваемый двигатель имеет прототип или аналог, на котором выполнен требуемый объем работ для сертификации [2]. Поэтому использование моделирования при наличии базовых двигателей, прошедших весь комплекс обязательных проверок в процессе доводки и сертификации, позволяет существенно уменьшить объем затрат и сроки создания двигателей.

За прошедшие 15 лет коллективом ГП «Ивченко-Прогресс» созданы и прошли сертификацию такие двигатели, как ТВЗ-17ВМА-СБМ1 (самолет Ан-140); Д-18ТЗ (Ан-124-100); Д-436 (Т1, ТП) (Ту-334 и Бе-200); АИ9-3Б, Д-436-148 (Ан-148); Д-36 серии 4А (Ан-74, ТК-300). Созданы также целые семейства двигателей наземного применения.

Обоснование использования и разработка технологии моделирования при создании современных авиационных ГТД – актуальная задача динамики, прочности и надежности авиадвигателей. Широко используется моделирование для уменьшения напряженности деталей роторов и увеличения надежности и ресурса двигателей. Компьютерное моделирование является важной составляющей ресурсного проектирования авиационных ГТД [3].

Первоначальная расчетная схема, как правило, включает часть ротора или весь ротор двигателя (каскад высокого или низкого давления) в осесимметричной постановке (рис. 2).

Полученные граничные условия на конкретном диске используются для определения напряженно-деформированного состояния в критических зонах (рис. 3) этого диска при решении задачи в трехмерной постановке.

Критические зоны дисков последних ступеней компрессора высокого давления двигателя с большой степенью двухконтурности показаны на рис. 3.

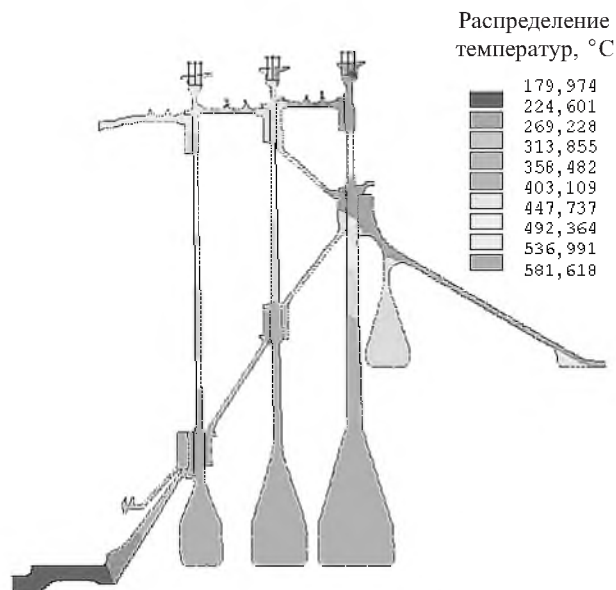


Рис. 2. Расчетная модель ротора и распределение температур.

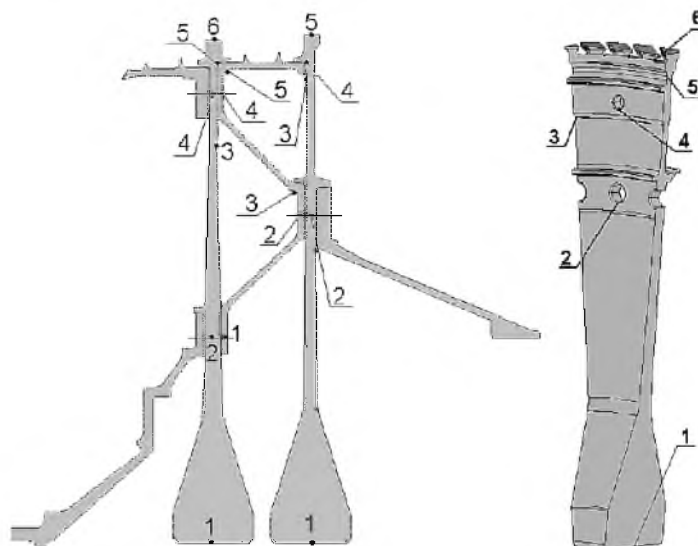


Рис. 3. Критические зоны дисков последних ступеней компрессора высокого давления: 1, 2, 4 – отверстия под болты; 3, 5 – галтели сопряжения поверхностей; 6 – основание межпазового выступа со стороны острого угла.

Результат моделирования состоит в выборе геометрии элементов, которая обеспечивает необходимую долговечность детали.

Актуальной проблемой является возможность проведения аналитического анализа, совмещающая в рамках одной конструкции такие требования, как аэродинамическое совершенство, птнцестойкость, прочность и ресурс, минимальный уровень шума, износостойкость для первых ступеней компрессора (вентилятора) авиационных ГТД. Одно из важных условий успешного решения этой проблемы – наличие модели обеспечения прочностной надежности исследуемой детали (например, рабочей лопатки вентилятора) и рабочих моделей указанных факторов. Так, при рассмотрении птнцестойкости рабочих лопаток вентилятора может быть использована модель полностью разрушающегося твердого тела, разработанная в ЦИАМ им. П. И. Баранова, контактная модель соударения двух упругопластически деформируемых тел с резко различающейся плотностью материала.

Модель обеспечения прочности рабочей лопатки вентилятора может быть представлена в соответствии с [4] (рис. 4).

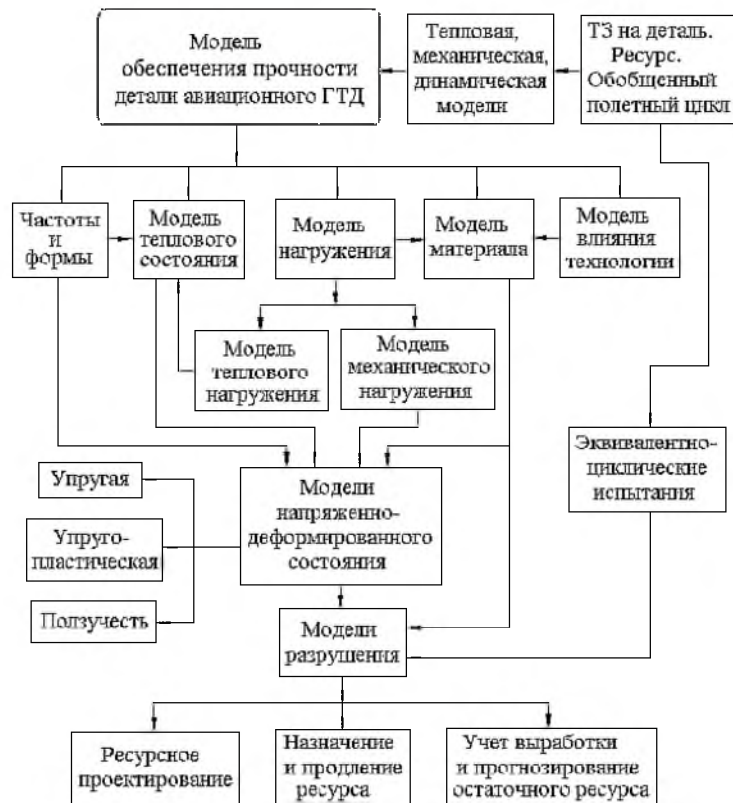


Рис. 4. Модель обеспечения прочности рабочей лопатки вентилятора авиационного ГТД.

Важным вопросом прочности и надежности является вопрос обеспечения требуемого уровня колебаний на двигателе. Спектр и уровень колебаний на двигателе весьма устойчивы и их изменение может служить диагностическим признаком нарушения нормальной работы двигателя.

Частотный спектр колебаний, который определяет вибронпряженность деталей двигателя, обычно находится в пределах 10...2000 Гц. Для вибродиагностики процессов, происходящих на двигателе, используется частотный диапазон до 20000 Гц и более.

Наиболее опасными, как правило, являются колебания с частотами первых роторных гармоник двигателя. Поэтому для ограничения вибронпряженности деталей их нормируют по обобщенной виброскорости и составляющим амплитудно-частотного спектра.

Допустимый уровень колебаний для парка двигателей устанавливается по результатам доводки, эквивалентно-циклических испытаний, выполнения комплекса специальных проверок и опытной лётной эксплуатации. Для двигателя при колебаниях с частотами первых роторных гармоник он, как правило, зависит от выбора конструктивной схемы, технологий изготовления, сборки и балансировки двигателя. Обеспечение низкого уровня колебаний способствует увеличению ресурса и надежности авиационного ГТД и поэтому является актуальной задачей двигателестроения. По-прежнему одной из важных остается задача расчетного определения границ автоколебаний лопаточных венцов, особенно для сверхзвукового флаттера. Следует отметить, что методика расчетного определения флаттера должна быть применима уже на стадии проектирования двигателя.

Различают пять наиболее распространенных видов флаттера лопаток:

- 1) дозвуковой срывной;
- 2) сверхзвуковой срывной;
- 3) флаттер ударных волн;
- 4) сверхзвуковой бессрывной;
- 5) флаттер запираания.

Как известно, существует метод определения границ автоколебаний, основанный на обобщении имеющихся экспериментальных данных методами математической статистики в пространстве безразмерных диагностических факторов. Тем не менее определение устойчивости вновь создаваемых конструкций лопаточных венцов к флаттеру, особенно к сверхзвуковому, является актуальной задачей. Актуальной является также задача верификации разрабатываемых методик по определению устойчивости лопаток к флаттеру.

К первостепенным задачам обеспечения прочности авиационных ГТД относится разработка метода установления ресурса для вновь создаваемого семейства двигателей. Метод должен гарантировать высокую достоверность и минимальные затраты календарного времени и материальных средств, сочетать в себе преимущества существующих расчетных и экспериментальных методов. Предложенный в ГП "Ивченко-Прогресс" ретроспективный метод позволяет значительно ускорить темпы установления ресурсов двигателя Д-18Т (рис. 5).

Одна из проблем прочности и ресурса авиационных ГТД заключается в определении остаточного ресурса рабочих лопаток турбин после наработки в эксплуатации. Существуют три основных механизма разрушения рабочих лопаток авиационных ГТД: многоцикловая усталость; термоциклическая усталость и двигательная прочность. Трудность определения остаточного

ресурса состоит в том, что любой из указанных механизмов разрушения может быть с высокой степенью вероятности реализован на двигателе.

При сертификации двигателя ресурс рабочих лопаток турбины устанавливается, как правило, по механизму длительной прочности. При этом предполагается, что лопатки будут эксплуатироваться в наиболее тяжелых условиях при самых неблагоприятных сочетаниях характеристик материала и геометрических размеров.

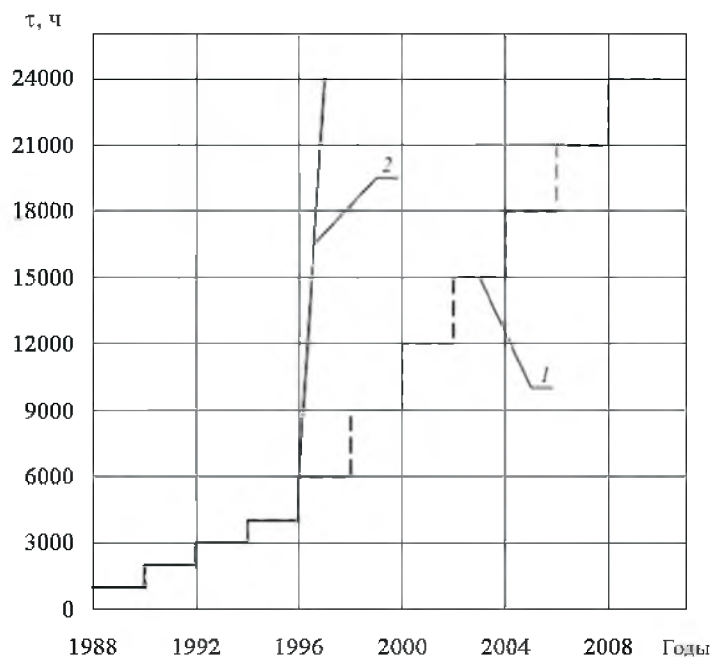


Рис. 5. Динамика увеличения назначенного ресурса основных деталей двигателя Д-18ТЗ: 1 – по методу эквивалентно-циклических испытаний (планировавшийся); 2 – по ретроспективному методу.

Условия эксплуатации очень сильно влияют на долговечность лопаток, особенно на механизм разрушения по длительной прочности. В настоящее время предпринимаются попытки определения остаточного ресурса на основании наблюдения за изменением микроструктуры материала лопаток методами электронной микроскопии и рентгеноструктурного анализа. Следует отметить, что это требует проведения большого объема экспериментальных работ и учета действующих факторов.

В последнее время благодаря широкому внедрению мощных персональных компьютеров и пакетов прикладных программ удалось добиться значительных успехов в моделировании напряженно-деформированного состояния элементов конструкции, в численном моделировании специальных проверок двигателя (вброс птиц, обрыв рабочих лопаток вентиляторов, разгонные испытания дисков турбины и пр.).

Например, точность расчетного определения собственных частот колебаний рабочих лопаток (таблица) и дисков позволяет существенно снизить объемы экспериментальных работ на испытательных стендах. При наличии

надежно эксплуатируемого двигателя-прототипа объем прочностной доводки и специальных проверок может быть сведен к минимуму. При этом следует учитывать, что важное место занимает влияние технологической наследственности на прочность и ресурс деталей [5].

Экспериментальные и расчетные значения частот собственных колебаний рабочих лопаток (каскад низкого давления) авиационного ГТД

Ступень каскада низкого давления	Форма колебаний	Гармоника возбуждения	Значения собственных частот колебаний, Гц	
			эксперимент	расчет
3	Первая	Восьмая	553...600	540
3	»	Шестая	570...620	562
3	»	Пятая	600...650	583
3	»	Четвертая	640...690	629
3	Вторая	Двадцатая	2767...2933	3083
3	»	Шестнадцатая	2773...2987	3133
3	»	Пятнадцатая	2800...3000	3156
3	»	Четырнадцатая	2823...3024	3172
4	Первая	Восьмая	800...880	775
4	»	Шестая	845...925	815,6
4	»	Пятая	879...962,5	862
4	Вторая	Двадцать четвертая	4000...4020	4225

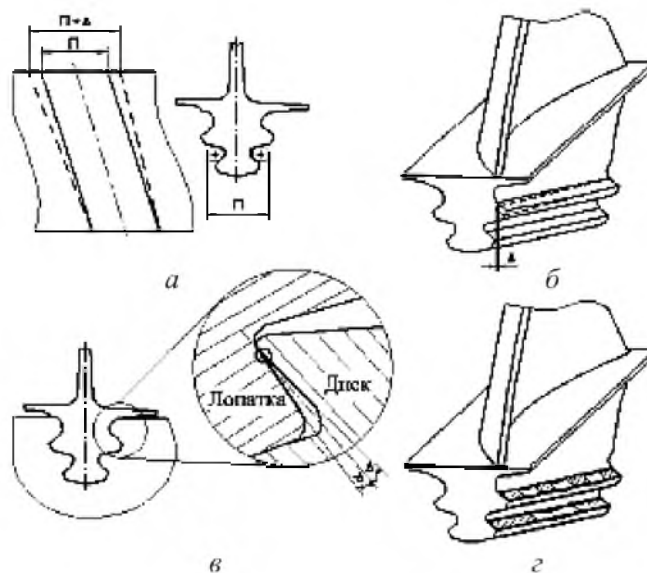


Рис. 6. Основные виды возможных технологических отклонений при изготовлении хвостовика лопатки вентилятора: *а* – невыдерживание размеров поперечных сечений по длине деталей; *б* – непараллельность рабочих поверхностей; *в* – несовпадение углов наклона поверхностей; *г* – нарушение плоскостности поверхностей.

Проведенное аналитическое исследование влияния отклонений от номинальных размеров (в пределах допусков чертежа) геометрии замкового соединения рабочей лопатки вентилятора и диска вентилятора (рис. 6) [6, 7] показывает существенное ($\approx 30\%$) уменьшение ресурса рабочей лопатки. Поэтому учет возможных технологических отклонений и технологической наследственности является важной и актуальной задачей динамической прочности и ресурса.

Решение перечисленных задач динамики и прочности будет способствовать увеличению надежности эксплуатации и снижению стоимости одного часа жизненного цикла авиационных ГТД, что позволит повысить их конкурентоспособность на рынке авиационной техники.

Резюме

Розглянуто актуальні проблеми динаміки, міцності та надійності авіадвигунів. Розв'язання цих проблем дозволить зменшити витрати на розробку, доводку, випробування та експлуатацію.

1. *Скибин В. А.* Научный вклад ЦИАМ в создание двигателей XXI века // Междунар. науч. конф. “Двигатели XXI века” (Тез. докл.). – М., 2000. – С. 3 – 11.
2. *Муравченко Ф. М., Шереметьев А. В.* Об особенностях прочностной доводки современных АГТД на заданный ресурс // Авиаци.-косм. техника и технология. – 1999. – Вып. 9. – С. 5 – 9.
3. *Шереметьев А. В., Прибора Т. И.* Использование компьютерного моделирования при проектировании дисков компрессоров авиационных ГТД // Вестн. двигателестроения. – 2006. – № 2. – С. 32 – 37.
4. *Биргер И. А., Мавлютов Р. Р.* Сопротивление материалов: Учеб. пособие. – М.: Наука, 1986. – 560 с.
5. *Муравченко Ф. М., Шереметьев А. В., Петров А. В.* Анализ напряженно-деформированного состояния деталей авиационных ГТД с учетом возможных технологических отклонений // Вестн. двигателестроения. – 2005. – № 1. – С. 9 – 11.
6. *Кузнецов Н. Д., Цейтлин В. И., Волков В. И.* Технологические методы повышения надежности деталей машин. – М.: Машиностроение, 1993. – 304 с.
7. *Шереметьев А. В., Петров А. В.* Использование компьютерного моделирования для учета технологической наследственности при установлении ресурсов деталей авиационных ГТД // Авиаци.-косм. техника и технология. – 2005. – Вып. 4/20. – С. 50 – 53.

Поступила 25. 10. 2007