

УДК 629.7.036 : 539.4

А.В. ШЕРЕМЕТЬЕВ

ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ЦИКЛИЧЕСКОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ И УСТАНОВЛЕНИЕ РЕСУРСОВ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Анализируются существующие методы прогнозирования циклического ресурса основных деталей авиационных ГТД. Предложен метод установления ресурсов для вновь создаваемого семейства двигателей, не имеющего прототипов. Показано преимущество предложенного метода по сравнению с существующим расчетно-экспериментальным методом установления ресурсов.

ресурс, эквивалентно-циклические испытания, цикл, циклический ресурс, критические зоны

Введение

Существуют три механизма разрушения, которые принято считать тесно связанными с ресурсами авиационных ГТД [1]: длительная прочность; многоцикловая усталость; малоцикловая усталость.

Опыт создания, доводки и эксплуатации авиационных ГТД показал, что главной характеристикой повреждаемости основных деталей авиационных ГТД (в особенности роторов турбины и компрессора) является количество выполненных ими полетных циклов [2].

Малоцикловая усталость является главным фактором, определяющим долговечность (ресурс) основных деталей авиационного газотурбинного двигателя – деталей, разрушение которых может привести к созданию катастрофической ситуации для самолета.

Поэтому в авиационном двигателестроении принято в качестве единицы ресурса использовать понятие полетного цикла

В недавнем прошлом было принято доказывать работоспособность деталей в течение требуемого ресурса на основании стендовых испытаний (длительных и эквивалентно-циклических испытаний, специальных проверок) в процессе которых воспроизводились основные механизмы разрушения, эквивалентные по повреждаемости этих же деталей за устанавливаемый ресурс. Такой способ установления ресурсов в настоящее время практически не ис-

пользуется по причинам, изложенным в [3].

Используемый расчетно-экспериментальный метод установления ресурсов основан на построении кривых малоциклового усталости по результатам испытаний гладких образцов и на расчетном определении напряженно-деформированного состояния деталей. При этом подразумевается, что достаточная прочность деталей по сопротивлению многоциклового усталости подтверждена в результате проведения комплекса специальных проверок (тензометрирование, определение предела выносливости и т. п.).

1. Формулирование проблемы

Кроме недостатков расчетно-экспериментального метода подтверждения ресурсов, изложенных в [3, 4], следует сказать о том, что величина ресурса, полученная таким образом, оказывается весьма консервативной.

Так, например, титановые диски компрессора авиационного ГТД с большой степенью двухконтурности в критических зонах имеют уровень напряжений $\sigma_{экр} = 900$ МПа. По кривой малоциклового усталости (МЦУ) титанового сплава ВТ3-1, построенной по результатам испытаний гладких образцов, с учетом трех среднеквадратичных отклонений (3σ) и при действующем уровне температур ($t = 130^\circ\text{C}$) получаем допустимый ресурс $N \approx 2000$

циклов. В то же время в процессе стендовых ЭЦИ на трех экземплярах дисков была получена следующая наработка:

- экземпляр № 1 > 33600 циклов;
- экземпляр № 2 > 24700 циклов;
- экземпляр № 3 > 24500 циклов,

что позволяет устанавливать ресурс этим дискам $N \geq 12000$ циклов.

Таким образом, экспериментально установленный ресурс более, чем в 6 раз превышает расчетный. К сказанному следует добавить, что на 01.01.2005 наработка рассмотренных дисков в эксплуатации составляет 9000...11000 полетных циклов, что подтверждает установленный циклический ресурс и подчеркивает излишнюю консервативность метода определения ресурсов по кривым МЦУ. Причина такого значительного несовпадения расчетного и экспериментально установленного ресурсов будет указана ниже.

Выгодно отличается от расчетно-экспериментального метода ретроспективный метод установления ресурса [3, 5]. Ретроспективный метод установления ресурсов основан на анализе физического и конструктивного подобия основных деталей нового двигателя и двигателя-прототипа с последующим учетом отличия факторов, влияющих на циклический ресурс. Такой подход позволяет в короткие сроки, с минимальными затратами устанавливать расчетно-экспериментальным путем циклические ресурсы основных деталей авиационных ГТД.

Тем не менее, ретроспективный метод ограничен необходимостью иметь прототип с установленными значениями циклических ресурсов конструктивно подобных основных деталей. Поэтому проблема разработки универсального метода установления ресурсов для вновь создаваемых семейств авиационных ГТД является актуальной.

2. Решение проблемы

Из анализа существующих [3, 4] методов установления ресурсов вытекает, что более совершенная

методология должна объединять преимущества и не содержать недостатков используемых методов.

Таким образом, создаваемая методология должна основываться на накопленном опыте доводки, эквивалентно-циклических испытаний (ЭЦИ) и эксплуатации авиационных ГТД, банке данных механических свойств материалов, конечно-элементном анализе теплового и напряженно-деформированного состояния (НДС) деталей, включать обоснование динамической прочности деталей.

Авиационный газотурбинный двигатель представляет собой сложную многокомпонентную модульную систему, способную восстанавливаться. Авиационный двигатель эксплуатируется в изменчивых условиях окружающей среды и, поэтому, при эксплуатации по техническому состоянию, ресурс авиационного ГТД является функцией экономической целесообразности и приобретает расплывчатый характер [6].

Ресурс отдельной детали авиационного ГТД может быть вполне определенно сформулирован как время до исчерпания ее прочностных характеристик.

Поскольку эксплуатация двигателя по техническому состоянию может проводиться только в рамках прогнозируемого циклического ресурса основных деталей, то установление ресурса авиационным ГТД по сути сводится к установлению циклического ресурса основных деталей двигателя. Наиболее характерными основными деталями авиационных ГТД являются диски компрессора и турбины. Основной вид нагружения дисков – это растяжение от действия центробежных сил, контурных и температурных нагрузок.

Дифференциальное уравнение растяжения диска в перемещениях [7]:

$$\frac{\partial^2 u}{\partial r^2} + \frac{\partial}{\partial r} \left(\ln \frac{r h E}{1 - \mu^2} \right) \frac{\partial u}{\partial r} + \left[\frac{\mu}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\ln \frac{r h E}{1 - \mu^2} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{\mu}{r} \right) - \frac{1}{r^2} \right] u = f(r), \quad (1)$$

где

$$f(r) = (1 + \mu) \alpha T \frac{\partial}{\partial r} \left(\ln \frac{r h E}{1 - \mu^2} \right) + \frac{\partial}{\partial r} [(1 + \mu) \alpha T] - \frac{(1 + \mu)}{r} \alpha T - q_r \frac{1 - \mu^2}{E}. \quad (2)$$

Это уравнение может быть использовано для определения напряжений в тонких дисках при двухмерном осесимметричном НДС и постоянной по толщине диска температуре.

В большинстве случаев при расчете на прочность диски турбомашин, особенно диски компрессоров, можно рассматривать как тонкие пластины [7], используя уравнение (1).

НДС дисков главным образом определяется тремя факторами:

- 1) распределением напряжений растяжения от центробежных сил и контурной нагрузки;
- 2) процессами температурного прогрева на режимах полетного цикла;
- 3) изгибом дисков.

В утолщенных дисках, имеющих развитые ступицы, неосесимметричных дисках и др. напряженное состояние будет отличаться от двухосного.

Решение пространственной задачи определения НДС дисков в настоящее время базируется на численном решении краевых задач нестационарной теплопроводности, термоупругости и термопластичности при использовании, как правило, метода конечных элементов (МКЭ).

Для большинства краевых задач существует эквивалентная вариационная постановка, при которой тензорное поле Q должно удовлетворять граничным условиям Дирихле и обеспечивать минимум функционала (3) [8]:

$$u_v = \iint_v L_{v_1}(Q) \partial V + \int_{S_n} L_{s_1}(Q) \partial S = \min, \quad (3)$$

где L_{v_1} и L_{s_1} – скалярные дифференциальные операторы 1-го порядка.

Таким образом, при определении НДС всех существующих и вновь проектируемых дисков используются одни и те же уравнения.

Распределение напряжений от действия центробежных сил, характер распределения тепла при прогреве дисков в эксплуатации (опережающий установившийся прогрев обода дисков и запаздывающий неустановившийся прогрев ступиц) носят сходный характер.

Нормируемые запасы прочности устанавливаются для дисков определенной конструкции, работающих в определенных условиях, изготовленных из материалов установленного типа. При этом «...коэффициенты запасов представляют собой своеобразные критерии подобия конструкций и их можно устанавливать в зависимости от испытаний дисков рассматриваемых типов» [7].

Эти соображения очень важны для понимания возможности использования опыта доводки, ЭЦИ и эксплуатации авиационных ГТД при установлении циклических ресурсов вновь создаваемых двигателей.

В расчетно-экспериментальном методе в каждом диске на основании компьютерного моделирования теплового и НДС на стационарных и переменных режимах работы двигателя устанавливаются критические зоны – зоны, определяющие циклическую долговечность детали. Затем выделяются одна или две наиболее напряженные зоны и по кривой МЦУ с учетом -3σ определяется циклический ресурс диска. При расчетно-экспериментальном методе установления циклических ресурсов основным деталям авиационных ГТД принимается, что механизм накопления и развития малоциклового повреждения в гладком образце и в зоне концентрации напряжений в полноразмерной детали одинаков.

Между тем, в зонах концентрации напряжений процессы упруго-пластического деформирования материала и накопления малоциклового повреждения «...являются нестационарными и характеризуются непрерывной трансформацией полей деформаций и напряжений как в пределах цикла нагружения, так и от цикла к циклу» [9].

В гладком образце (рис. 1) максимальные напряжения растяжения действуют по всему сечению и не имеют возможности перераспределяться, под-

гружая соседние области сечения. В реальной детали (рис. 2) максимальные напряжения действуют в небольшой зоне, иногда в одной или двух точках и перераспределяются по сечению детали.

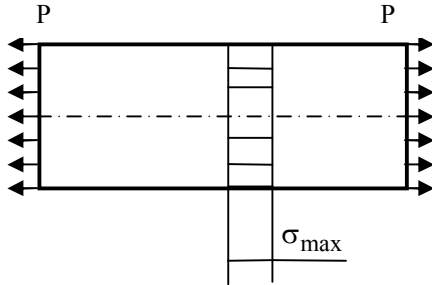


Рис. 1. Растяжение гладкого образца при испытании на МЦУ

Этим следует объяснять существенную разницу в величинах циклического ресурса, определенного по кривым МЦУ и путем эквивалентно-циклических испытаний.

Выделение нескольких наиболее напряженных зон диска может быть сделано с использованием кривых МЦУ или уравнения Мэнсона, поскольку вероятность качественной ошибки при этом невелика.

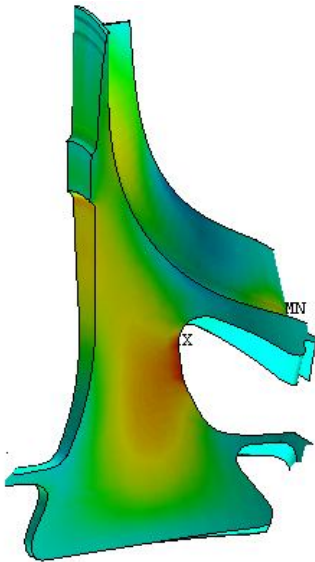


Рис. 2. Зона максимальных напряжений при НДС реальной детали

Однако, как мы видели выше, определение циклического ресурса по кривым МЦУ для гладких образцов дает существенно заниженный результат, поскольку накопление малоциклового повреждения

в концентраторах может существенно отличаться от накопления повреждаемости в гладких образцах ввиду значительной разницы в размерах зоны максимальных напряжений.

Сравнение между собой повреждаемостей зон дисков с различными концентраторами напряжений таит в себе возможность количественной ошибки еще и потому, что при сравнении повреждаемостей зачастую используются неисследованные участки кривых МЦУ.

В то же время, сравнение относительных повреждаемостей зон с одинаковыми концентраторами и близкими уровнями напряжений в конструктивно подобных деталях мало отличаются даже при использовании различных методов определения повреждаемости (уравнение Мэнсона, кривые МЦУ) (рис. 3).

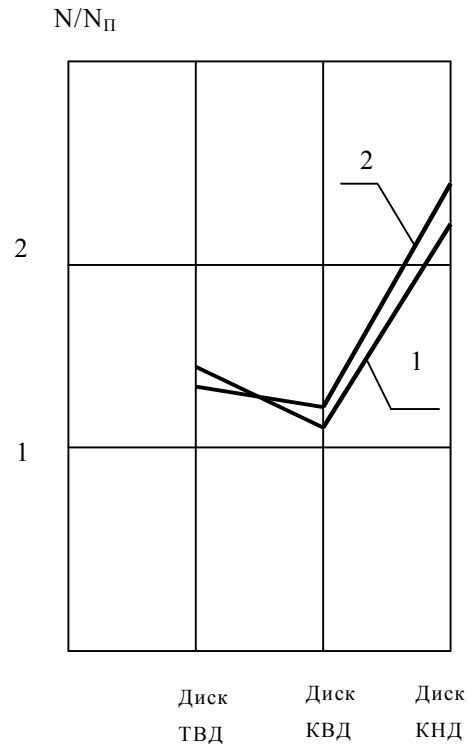


Рис. 3. Отношения циклических долговечностей соответствующих деталей авиационного двигателя и его прототипа, определенных по формуле Мэнсона и по кривым МЦУ: 1 – по формуле Мэнсона; 2 – по кривым МЦУ

В основу универсального расчетного метода установления ресурсов может быть положено сравне-

ние повреждаемостей в зонах с одинаковыми концентраторами напряжений в дисках вновь создаваемых двигателей и серийно эксплуатируемого двигателя с подтвержденными ресурсами.

Такое сравнение проводится с использованием кривых МЦУ, построенных по результатам испытаний гладких образцов, с соблюдением принципа -3σ для учета отличия по разбросу свойств материалов.

Таким образом, предлагается учитывать отличие закономерностей накопления и развития малоцикловых повреждений в гладких образцах и в реальных деталях.

Сравнение при этом должно вестись по одинаковым видам концентраторов и с близким уровнем действующих напряжений

В идеале такое сравнение может приближаться к сравнению при ретроспективном методе, когда установление ресурсов деталям новых двигателей проводится на основании имеющегося опыта ЭЦИ и эксплуатации двигателя-прототипа [3, 5].

Детали таких двигателей могут иметь не только конструктивное подобие, но и близкие значения безразмерных параметров, определяющих физическое подобие [5].

Тепловое и напряженно-деформированное состояния в критических зонах деталей определяется на стационарных и переменных режимах с помощью МКЭ при условии применения моделей высокого уровня.

Формула определения циклического ресурса в универсальном методе имеет вид (4):

$$N = N_{\partial} \frac{P_{\partial}}{P} \xi_m \xi_{nc} \xi_m, \quad (4)$$

где N – устанавливаемый циклический ресурс нового диска;

N_{∂} – установленный циклический ресурс диска серийного двигателя, успешно работающего в эксплуатации;

P_{∂}, P – повреждаемости по малоцикловой усталости диска серийного двигателя и нового диска в сходственных критических зонах;

ξ_m – величина, учитывающая влияние технологических факторов на повреждаемость по МЦУ нового диска относительно диска серийного двигателя;

ξ_{nc} – величина, учитывающая влияние отличий в повреждаемости по МЦУ обобщенных полетных циклов нового и серийного двигателей;

ξ_m – величина, учитывающая применение композитного материала.

Повреждаемости дисков определяются по формуле (5):

$$P = \frac{1}{N}, \quad (5)$$

где N – число циклов до разрушения, определенное по кривым МЦУ, построенным на основании испытаний гладких образцов, с учетом -3σ .

Использование универсального метода установления ресурсов может быть распространено на все виды используемых материалов для изготовления дисков, однако при этом следует иметь в виду особенности применяемых материалов.

Например, при применении семейств титановых и никелевых деформируемых сплавов, разновидности которых успешно применяются уже не один десяток лет, можно ограничиться использованием уравнения (4) и достаточным объемом (установленным нормативными документами) исследований механических характеристик сплавов.

При использовании гранульных (полученных методом металлургии гранул) сплавов, ввиду особенностей технологии получения заготовки, следует оценивать еще и трещиностойкость сплава с применением положений механики разрушения.

Число циклов, в течение которых возможный в материале дефект увеличится до критического размера, может быть определено по экспериментальным кривым роста трещин (6):

$$\frac{\partial l}{\partial N} = f(\Delta N). \quad (6)$$

Опыт проектирования, доводки, ЭЦИ и эксплуатации авиационных ГТД показывает, что величины переменных (динамических) напряжений в дисках

не превышающие $\sigma \leq 20...35$ МПа, практически не оказывают влияния на циклический ресурс и не препятствуют безопасной эксплуатации двигателей в течение назначенных ресурсов. При этом зоны действия максимальных динамических напряжений не совпадают с критическими зонами дисков.

Динамическая прочность дисков в предлагаемом методе установления ресурсов, так же как и в расчетно-экспериментальном методе, обеспечивается комплексом работ на стадиях проектирования, доводки и сертификации двигателя. В случае необходимости, учет влияния динамических (вибрационных) напряжений на циклическую долговечность (циклический ресурс) дисков может быть выполнен на основании зависимостей, используемых в ретроспективном методе.

Предложенный метод рассмотрен на примере дисков авиационных ГТД.

Метод может быть применен и для установления циклических ресурсов другим основным деталям двигателя при условии сравнения зон концентрации в деталях, где существуют примерно равноопасные по отношению к МЦУ напряженно-деформированные состояния.

Использование универсального метода прогнозирования ресурсов предполагает наличие высококвалифицированных инженерных кадров, богатого опыта проектирования авиационных ГТД, экспериментальной базы для проведения исследований, а также эксплуатацию двигателя по техническому состоянию.

Заключение

Предложенный универсальный метод прогнозирования циклических ресурсов обладает преимуществами расчетно-экспериментально-го и ретроспективного методов, позволяет учитывать отличия в механизмах накопления и развития малоциклового повреждения в гладких образцах и в зонах концентрации напряжений реальных деталей.

Литература

1. Ресурсное проектирование авиационных ГТД. – М.: ЦИАМ, 1990. – 208с. (Труды ЦИАМ № 1253)
2. Lloyd P. Engine Development Under the Ministry of Aviation // Aeronautical Journal. – 1969. – Vol. 72. – P. 132 – 140.
3. Муравченко Ф.М., Шереметьев А.В., Симбирский Д.Ф. Использование конструктивного и физического подобия для установления ресурсов двигателя // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. тр. – Х.: Гос. аэрокосмич. ун-т «ХАИ». – 2001. – Вып. 23. – С. 113 – 115.
4. Шереметьев А.В. Выбор метода установления ресурсов и формы эксплуатации авиационных ГТД // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. тр. – Х.: Гос. аэрокосмич. ун-т. – 2002. – Вып. 30. – С. 66 – 70.
5. О методе определения циклических ресурсов авиадвигателей / Ф.М. Муравченко, А.В. Шереметьев // Сб. тр. Международн. конф. Оценка и обоснование продления ресурса элементов конструкций, т.2. – К., 2000. – С. 831 – 836.
6. Муравченко Ф.М., Шереметьев А.В. О целесообразности эксплуатации авиационных ГТД по техническому состоянию // Вестник двигателестроения. – 2003. – № 1. – С. 7 – 11.
7. Демьянушко И.В., Биргер И.А. Расчет на прочность вращающихся дисков. – М.: Машиностроение, 1978. – 248 с.
8. Гусенков А.П., Котов П.И. Длительная и неизотермическая малоцикловая прочность элементов конструкций. – М.: Машиностроение, 1988. – 262 с.
9. Механическое поведение материалов при различных видах нагружения / В.Т. Троценко, А.А. Лебедев, В.А. Стрижало и др. – К.: Логос, 2000. – 571 с.

Поступила в редакцию 18.05.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.