

УДК 620.178.32.006

А.Н. ПЕТУХОВ

**ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения
им. П.И. Баранова» (ЦИАМ), Москва, Россия**

ОБ ОСОБЕННОСТЯХ ВОЗНИКНОВЕНИЯ И РАЗВИТИЯ УСТАЛОСТНЫХ ТРЕЩИН В ДЕТАЛЯХ ГТД¹

Рассматриваются причины возникновения усталостных трещин в основных деталях ГТД, связанные с технологическими, конструктивными и эксплуатационными факторами. Показаны особенности развития усталостных трещин и возможности прогнозирования их развития при циклическом и вибрационном нагружении.

принцип допустимости дефекта, кинетика роста трещин, эксплуатационные повреждения

Введение

При создании современных ГТД принимается принцип допустимости в элементах конструкции первоначального дефекта. Он реализуется при своевременном обнаружении развивающейся до критического размера усталостной трещины средствами неразрушающего контроля. Для этого необходимы:

- знания напряженно деформированного состояния конструкции (детали);
- знания расчетной долговечности детали;
- знания общих закономерностей кинетики роста трещин в материале до критических размеров;
- знания соотношения между периодом роста трещины до критического размера и долговечностью материала детали при эксплуатационном нагружении;
- наличие методов и средств неразрушающего контроля, обеспечивающих обнаружение дефектов с докритическими размерами;
- реализация возможности осмотров в эксплуатации критических зон детали.

Рассмотрим некоторые аспекты этой проблемы.

1. Причины усталостных разрушений основных деталей ГТД

Вентилятор. Детали вентилятора относятся к наиболее напряженным и их разрушенные фрагменты, если не предусмотрены специальные конструктивные решения, практически не удерживаются внутри корпуса ГТД.

Причинами усталостных разрушений лопаток могут быть: конструктивные (повышенные переменные напряжения σ_v в профильной части лопатки на фоне высоких статических напряжений σ_m); эксплуатационные (повреждения от попадания посторонних предметов; фреттинг на контактных гранях хвостовика; потеря натяга по антивибрационным полкам); технологические (неоднородное структурное состояние материала в объеме и на поверхности детали; пониженная пластичность материала; растягивающие остаточные напряжения в поверхностном слое; повышенное содержание водорода).

Причинами усталостного разрушения дисков являются: конструктивные (высокие статические напряжения σ_m , способствующие при их циклическом изменении образованию в зонах концентрации напряжений трещин малоциклового усталости; переменные напряжений σ_v , вызванных резонансными или совместными колебаниями системы лопатка – диск и др.); эксплуатационные (коррозионные повреждения; фреттинг-коррозия в пазах и на фланцах

в болтовых и шлицевых соединениях); технологические (неоднородное структурное состояние материала; металлургические дефекты, газонасыщенные включения или слой; повышенная прочность и пониженная пластичность материала; повышенное содержание водорода; растягивающие остаточные напряжения).

Компрессор. Лопатки компрессора разрушаются только от многоциклового усталости, что связано с повышенным уровнем переменных напряжений σ_v ; эксплуатационными повреждениями, способствующими снижению предел выносливости σ_{-1} лопаток (забоины, коррозия, фреттинг в хвостовиках); отрицательной технологической наследственностью, снижающими σ_{-1} (см. вентилятор).

Причины и виды разрушения (малоцикловые и многоцикловые) *дисков компрессоров* аналогичны дискам вентилятора, хотя вероятность их разрушения от малоциклового усталости особенно в каскаде высокого давления меньше, чем у вентилятора.

Турбина. Причинами разрушений *лопаток турбин* (профильной части и хвостовика) от многоциклового усталости могут явиться: конструктивные (повышенный уровень переменных напряжений σ_v в профильной части лопатки на фоне высоких температур и статических напряжений σ_m); эксплуатационные (уменьшение натяга по бандажным полкам, снижение эффективности демпфирования, превышение температуры), технологические (литейные дефекты; объемные остаточные напряжения; нерегламентированные параметры поверхностного слоя и покрытий).

Разрушениям *профильной части лопаток турбин* от малоциклового усталости или длительной прочности способствуют высокие температуры и квазистатические напряжения, величина и длительность действия которых зависит от режимов работы двигателя (условий эксплуатации, местной температуры, повреждения лопаток соплового аппарата). Снижению характеристик прочности и жаростойкости материала детали по этим параметрам способствует также повышение степени наклепа поверхностного слоя при изготовлении профильных частей

лопаток турбин, особенно кромок и бандажных полков.

Причины и виды разрушения *дисков турбин* от малоциклового и многоциклового усталости связаны с повышенными градиентами температур, воздействием амплитуд напряжений σ_v при общем высоком уровне σ_m , с наличием концентраторов напряжений в наиболее напряженных зонах, металлургических дефектов и неоптимальными параметрами поверхностного слоя особенно в зонах концентрации напряжений (отверстиях, пазах и т. п.). Росту σ_v может способствовать изменение условий работы двигателя, нарушение работы камеры сгорания (закосованность форсунок, виброгорение, неравномерность температурного поля, повреждение соплового аппарата и т.п.).

Валы. Хотя случаи разрушения валов отечественных ГТД являются единичными, однако их последствия могут оказаться весьма тяжелыми особенно, если следствием этого окажется потеря летательного аппарата. Разрушения валов носят усталостный характер в следствие повышения σ_v из-за вибрационного горения, вызванного нарушением работы форсунок или регулирующей аппаратуры. Кроме того, образованию усталостных трещин могут способствовать коррозионные повреждения материала, металлургические дефекты, неоптимальные параметры поверхностного слоя (прижоги, растягивающие остаточные напряжения), несовершенство применяемых средств и методов неразрушающего контроля. В зонах болтовых и шлицевых соединений валов могут наблюдаться образования усталостных трещин, вызванных фреттингом.

2. Особенности прогнозирования развития трещин

При высоких амплитудах напряжений и в зонах контакта трещины могут зарождаться как на поверхности, так и под поверхностью [2]. При снижении амплитуды и росте долговечности (переход в область МнЦУ) очаг перемещается на поверхность. При достижении долговечности 10^8 и более циклов

очаги разрушения снова могут переместиться под поверхность. Такого типа очаги, называемые «рыбьим глазом», типичны для цементированных зубьев шестерен и деталей, подвергнутых интенсивному поверхностному упрочнению.

Скорость накопления усталостных повреждений в материале и доля периода роста усталостной трещины в общей долговечности образца или элемента конструкции существенно зависит от вида напряженного состояния и наличия концентраторов напряжений.

Предельное состояние материала при возрастании коэффициента концентрации напряжений α_σ можно охарактеризовать [3] величиной a_c , соответствующей достижению вязкости нагружения материала при рассматриваемом уровне напряжения σ_0 . Период распространения усталостной трещины N_p зависит от величины $a_{\max} = a_c$, а при $\sigma_0 = \text{const}$ от величины теоретического коэффициента концентрации напряжений α_σ , с ростом которой возрастает скорость роста трещины. Снижение N_p можно охарактеризовать соотношением:

$$N_p = \frac{A_p}{(a_i + b_0)}. \quad (1)$$

Константы в (1) определяются из граничных условий:

$$\text{при } a_i = a_c = \left[(K_{ic} / \sigma_0)^2 x[f(a)] \right]^2 \quad \frac{A_p}{(a_c + b_0)} = 1; \quad (2)$$

$$\text{при } a_i = 0 \quad \frac{A_p}{b_0} = (N_p)_0. \quad (3)$$

Для указанные граничные условия соответствуют одноосному отнулевому циклу растяжения – сжатия, а максимальное число циклов роста трещины $(N_p)_0$ соответствует долговечности гладкого образца без трещины. В результате определения констант выражения (1) из граничных условий (2) и (3) следует

$$N_p = (N_p)_0 / \left\{ \left[a_i / a_c \{ (N_p)_0 - 1 \} + 1 \right] \right\}. \quad (4)$$

Т.к. выражение (4) не учитывает влияния на развитие малых трещин структурного состояния материала, то развитие процесса разрушения принимается как монотонное [4], то длительность роста усталостных трещин зависит только от трех параметров: вязкости разрушения материала K_{IC} ; действующего напряжения σ_0 и размера начального дефекта a_n . В то же время даже небольшие по размеру дефекты (поры) на поверхности материала могут существенно влиять на величину периода роста трещины, снижая длительность зарождения трещины, но увеличивая долговечность роста усталостной трещины.

В расчетах форма дефектов принимается в виде полу- и четверти эллипса, расположенных в середине и на краях концентратора напряжений. Алгоритм вычисления долговечности на основе подходов линейной механики разрушения для расчета периода роста трещины от подобных дефектов дает удовлетворительное совпадение расчетных результатов с наблюдаемой долговечностью вплоть до 5×10^5 ц (предельной для малоциклового усталости). Замечено, что при большей длительности циклического нагружения до разрушения период роста трещины оказывается меньше. Сравнение закономерности снижения долговечности для поверхностной и уголкового форм начального дефекта показало, что более существенное влияние на долговечность оказывают уголкового формы дефектов. Поэтому в выражении (4) принимают изменяющийся показатель степени Qq , зависящий от формы и положения начального дефекта в детали

$$N_f = (N_p)_0 / \left\{ \left[a_i / a_c \{ (N_p)_0 - 1 \} + 1 \right] \right\}^{Qq}. \quad (5)$$

Период роста трещины определяется уровнем действующего напряжения, начальным значением α_σ в зоне зарождения усталостной трещины и асимметрией цикла нагружения R . При снижении α_σ наблюдается уменьшение относительной живучести при одновременном увеличении периода роста тре-

щины. Однако некоторые авторы пренебрегают расхождением при оценках длительности роста трещины и длительности полного периода циклического нагружения для разных амплитуд и видах нагружения (растяжение-сжатие, изгиб с кручением и пр.).

Упрочняющая поверхностная обработка деталей способствует повышению длительности периода зарождения трещин при вибрационном и циклическом нагружениях за счет образования сжимающих остаточных напряжений в деформированном слое материала, но при этом возрастает скорость роста трещины [1].

В механике разрушения принято рассматривать три типа трещин [5]: малые (*small*), короткие (*short*) и длинные (*long*) трещины. Эта классификация определяется как размерами, так и физическими закономерностями разрушения.

К малым трещинам относятся трещины размера-ми до двух-трех миллиметров в глубину, имеющих полуэллиптическую или уголковую форму фронта и образованных в области МЦУ. Как правило, кинетика таких трещин рассматривается при жестком ЦИКле нагружения материала (по условию постоянства деформации) и в этом случае общий вид кинетического уравнения для описания шага усталостных бороздок, характеризующих процесс усталостного разрушения для многих конструкционных материалов, имеет линейную зависимость от длины трещины [6]:

$$\delta_s = da/dN = B_S a. \quad (6)$$

Имеются разновидности (6), уточняющие коэффициент пропорциональности B_S и показатель степени. Например в [7] оно представляется как

$$da/dN = C_I (\Delta \varepsilon_{pl})^\xi a, \quad (7)$$

где ξ изменяется в интервале 1-2.

Предполагается, что развитие трещины от поверхности происходит на некоторую глубину при сохранении постоянной величины шага усталостных бороздок (принимается, что каждая бороздка

характеризует последовательно продвижение трещины за каждый цикл нагружения) [6 – 10]. Поэтому в общем случае распространение усталостных трещин описывают с помощью соотношения (8), начиная с некоторой глубины трещины a_0^c . Рост реализуется трещины в соответствии с соотношением [6, 9]:

$$da/dN = C' (\Delta \varepsilon_{pl}^{2n'+1}) \cdot a, \quad (8)$$

$$\text{где } C' = \pi^2 / [8(2n')^{4n'} (2n' + 1)] \quad (9)$$

$$\text{и } \Delta \sigma / 2 = A (\Delta \varepsilon_{pl})^{n'}. \quad (10)$$

Изучение кинетики малых усталостных трещин направлены на моделирование процесса в предположении линейной связи между шагом усталостных бороздок в каждом цикле приложения нагрузки и длиной трещины. При использовании коэффициента интенсивности напряжений (деформаций) [11] скорость роста трещины определяется шагом усталостных бороздок с показателем степени $n_p = 2$.

Короткие трещины характерны для МнЦУ и характеризуют начальный этап развития разрушения в зоне очага, имеющие полуэллиптический фронт распространения (скоростями до 10^{-8} м/цикл). Для них еще не разработаны практические методы прогнозирования роста трещин из-за существенного влияния структурных элементов материала на локальное ускорение и замедление процесса роста трещин [4, 5].

Длинные трещины являются основным видом усталостных повреждений элементов авиационных конструкций [3, 12]. Они имеют устойчивый характер развития и описываются с единых позиций как на основе механики разрушения, так и принципов синергетики [13]. Развитие усталостных трещин происходит на трех масштабных уровнях: микроскопическом, мезоскопическом и макроскопическом [14].

3. Особенности развития усталостных трещин в деталях ГТД

Усталостные разрушения *лопаток вентилятора и компрессора* практически трудно прогнозировать, т.к. местоположение очага разрушения как правило носит случайный характер, а период развития трещины ограничен по времени. Амплитуда напряжений, необходимая для развития возникшей трещины может составлять 10% от амплитуды напряжений при которой она образовалась [1]. Поэтому при регламентных осмотрах поврежденные лопатки могут дорабатываться или заменяться.

Сложность прогнозирования развитие трещин фреттинг-усталости в хвостовиках связано с особенностями процесса фреттинга [1, 15, 16]. Следовательно при конструировании малоподвижных соединений, подверженных фреттингу, следует предусматривать технологические мероприятия, гарантирующие докритическое развитие трещин, позволяющие их выявить при ремонте двигателя.

Разрушения *титановых дисков* от малоциклового усталости как правило имеют вид фасеточного рельефа в следствие роста трещины по межфазовым границам, которые более чувствительны к форме эксплуатационного цикла нагружения и длительности выдержки материала под нагрузкой на стационарных режимах. Этому может способствовать образование остаточных напряжений по межфазовым границам, границам колоний пластинчатой структуры в материале диска в процессе его изготовления [17 – 20].

При эксплуатации зарубежных ГТД имели место разрушения дисков на самолетах *DC-10, B-727, B-747, B-757, Trident, L-1011, F-27* и других [20]. Значительную часть разрушений дисков или зарождения в них трещин составляют случаи, связанные с наличием в материале диска различных дефектов. За период с 1975 по 1983 г.г. было зафиксировано 122 случая разрушения или повреждения дисков в основном из титановых сплавов, связанные с дефектами материала. Нелокализованное разрушение диска вентилятора двигателя *CF6-6D1* закончилась катастрофой самолета *DC-10* [21]. Разрушение дис-

ка произошло от циклически развивавшихся трещин малоциклового усталости: 1) трещины глубиной примерно 12,7 мм у центрального отверстия диска и 2) трещины глубиной примерно 33 мм, расположенной на поверхности отверстия.

Партия дисков, в которую входил разрушившийся диск, была изготовлена по щадящей технологии, но они не подвергались ультразвуковому контролю. Из восьми дисков этой партии один диск разрушился при контрольных испытаниях после обнаружения дефекта в виде газонасыщенной α -фазы; разрушение второго привело к катастрофе; четыре диска не выдержали контрольных испытаний, проведенных после катастрофы; лишь два диска после проверок были возвращены в эксплуатацию.

Отечественный опыт показал, что диск, имевший плотное газонасыщенное включение (не поддававшееся неразрушающему контролю) площадью около 400 мм², до достижения трещиной критического размера находился в эксплуатации более 2000 ч, т.е. длительность стабильного развития трещины при наличии периодического контроля был вполне достаточен для своевременного обнаружения трещины. Кроме того, проведенные испытания на малоцикловую усталость элементов обода диска, в галтелях пазов которого были очаги трещин многоциклового усталости размерами 2 x 10 мм, образовавшиеся в эксплуатации показали, что их средняя остаточная долговечность составила $N_p = 1,5 \times 10^3$ ц.

Таким образом, проблема разрушения дисков компрессоров из титановых сплавов включает проблему оптимального конструирования дисков, знание критических зон в диске, производства, включая контроль неразрушающими методами, и условия эксплуатации. Периодичность осмотров дисков компрессоров в эксплуатации должен базироваться на результатах испытаний элементов ободных частей дисков в условиях, приближенных к эксплуатационным, и фрактографических исследованиях изломов дисков, разрушение или рост трещин в кото-

рых имел место на ранней стадии в процессе нормальной эксплуатации дисков.

Лопатки турбин изготавливают чаще всего литейных никелевых сплавов. При умеренных температурах ($T < 800$ °C) разрушение может начинаться сколом. Если у поликристаллических лопаток направление дальнейшего развития трещины переходит на следующее зерно с образованием бороздок, характерных для многоциклового усталости, то монолопа ток такое разрушение равнозначно хрупкому разрушению по плоскости скольжения кристалла. При температурах $T < 800$ °C имеют место обычные усталостные разрушения [22, 23]. Опыт показывает, что разрушения лопаток можно избежать при наличии периодического контроля в эксплуатации при соответствующем оснащении средствами объективного контроля.

Диски турбин. Наиболее непредсказуемыми с точки зрения критической зоны, где возможен очаг разрушения являются порошковые диски, имеющие большую вероятность возможного дефекта, чем диски полученные по традиционной технологии. Потенциальными очагами зарождения трещин у дисков турбин являются концентраторы напряжений: ободная часть, отверстия, лабиринты и т.п. Надежность диска определяется совершенством конструкции и технологии изготовления, контролепригодностью в условиях эксплуатации.

Заключение

Разрабатываемые в настоящее время методы оценки накопления повреждений в материале детали до момента возникновения критического размера трещины, основанные на результатах испытаний стандартных образцов не позволяют обеспечить требуемую для практики достоверность, так как не учитывают влияние технологии и поведение самого материала в реальной конструкции, в критических зонах которой реализуется неоднородное напряженное (деформируемое) состояние. Поэтому расчет-

ные запасы прочности при установлении ресурса по критерию сопротивления усталости должны учитывать как эксплуатационные условия нагружения, так и многообразие факторов, влияющих на снижение циклической долговечности и сопротивления многоциклового усталости. Наиболее подходящими для этой цели могут быть детали или элементы натуральных деталей, содержащие реальные концентраторы напряжений, отражающие влияние технологического фактора и напряженное состояние в опасном сечении [1].

Литература

1. Петухов А.Н. Сопротивление усталости деталей ГТД. – М.: Машиностроение, 1993. – 232 с.
2. Komotori J., Shimizu M. Microstructural effects on fracture mechanisms and fatigue life in extremely low cycle fatigue. *Engineering Against Fatigue* (Eds. J.H.Beynon, M.W.Brown, T.C.Lindley, R.A.Amith and B.Tomkins), A.A.Balkema/Rotterdam/ Brookfield, 1999, P. 133 – 149.
3. Шанявский А.А. Принципы обеспечения безопасной эксплуатации деталей ГТД с усталостными повреждениями и периодичность их осмотров // Вопросы авиационной науки и техники. Серия.: Авиационное двигателестроение. – М.: ЦИАМ. – 2005. – Вып. 4 (1327). – С. 18 – 50.
4. Short fatigue cracks, Sheffield, England, 10-14 December, 1990, *Fatigue Engng Mater. Struct., Special Issue*, vol. 14, n. 2/3, 1991
5. Miller K.J. The mechanics and materials approach to fatigue problem in engineering. – “Engineering against fatigue” (Eds. J.H.Beynon, M.W.Brown, T.C.Lindley, R.A.Amith and B.Tomkins), A.A.Balkema/Rotterdam/ Brookfield, 1999, P. 1 – 16.
6. Tomkins B. (1968) Fatigue crack propagation – an analysis. *Phil. Mag.* 18, P. 1041 – 1066.
7. Tomkins B. (1980) Micromechanisms of fatigue crack growth at high stress. *Met. Science* 14(8/9), P. 408 – 417.

8. Beilon J-P. and Antolovich S.D. (1983) Effect of microstructure on fatigue crack propagation: A review of existing models and suggestions for further work. ASTM STP 811, ASTM, Philadelphia, P. 313 – 349.
9. Wareing J. (1983) Mechanisms of high temperature fatigue and creep-fatigue failure in engineering materials. In: *Fatigue at High Temperature* (Ed. by R.P.Skelton), Applied Science Publishers, London, P. 135 – 185.
10. Lankford J. and Davidson D.L. (1987) The micromechanisms of small fatigue crack growth and the influence of metallurgical factors. *Fatigue 87* (Eds by R.O.Ritchie and E.A.Starke), EMAS, P. 1769 – 1786.
11. Махутов Н.А. Деформационные критерии разрушения и расчет элементов конструкций на прочность и долговечность. – М.: Машиностроение, 1985. – 223 с.
12. Шанявский А.А. Обеспечение надежности элементов конструкции воздушных судов за счет управления кинетикой усталостных трещин. – М.: ЦНТИ ГА, 1991. – 56 с.
13. Шанявский А.А. Синергетические основы управления ростом усталостных трещин в элементах авиационных конструкций. – М.: Изд-во МГУ, 2001. – № 4. – С. 83 – 105.
14. Панин В.Е. Синергетические принципы физической мезомеханики // Физическая мезомеханика. – 2000. – Т. 3, № 6. – С. 5 – 36.
15. Петухов А.Н. Фреттинг-коррозия и фреттинг-усталость малоподвижных соединений ГТД и энергетических машин // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2004. – № 7 (15). – С. 128 – 134.
16. Петухов А.Н. Фреттинг и фреттинг-усталость высоконагруженных малоподвижных соединений ГТД и ЭУ // Вопросы авиационной науки и техники. Серия.: Авиационное двигателестроение. – М.: ЦИАМ, 2005. – Вып. 4 (1327). – С. 38 – 75.
17. Shaniavski A.A. and Losev A.I. Fatigue crack growth in aeroengine compressor disks made from titanium alloys. – *Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct.*, 22 (11), 1999, P. 193 – 204.
18. Shaniavski A.A. and Stepanov N.V. Fractographic analysis of fatigue crack growth in engine compressor disks of Ti-6Al-3Mo-2Cr titanium alloy. *Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct.*, 1995, 18(5), P. 539 – 550.
19. Отчет NTSB № DCA 89-M-A-063 от 24.10.89.
20. Отчет NTSB № C008802 от 24.05.93.
21. Расследование причин катастрофы самолета DC-10, обусловленной разрушением двигателя // Зарубежный опыт. Экспресс информация №2. – М.:ЦНТИГА, 1990. – С. 1 – 4).
22. Петухов А.Н. Вопросы многоциклового усталости литых жаропрочных никелевых сплавов с заданной кристаллографической структурой // Вісник двигунобудування. Вестник двигателестроения. Herald of aeroenginebuilding. – Запорожье: «Мотор Січ», 2004. – № 2. – С. 129 – 131.
23. Петухов А.Н. Об особенностях разрушения монокристаллических лопаток // Двигатель. – 2004. – № 6 (36). – С. 18 – 19.

Поступила в редакцию 4.05.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.М. Мамонов, Российский государственный технический университет «МАТИ им. К.Э.Циолковского», Москва.