

**Механика материалов:
прочность, ресурс, безопасность****Materials mechanics:
strength, durability, safety**DOI: <https://doi.org/10.26896/1028-6861-2019-85-3-41-51>**ДИАГНОСТИКА ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ РАЗРУШЕНИЙ
ТУРБИННЫХ ЛОПАТОК АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**© **Анатолий Николаевич Петухов¹, Федор Дмитриевич Киселев²**¹ ЦИАМ им. П. И. Баранова, Москва, Россия.² «ЦНИИ ВВС» Минобороны России, Москва, Россия; e-mail: kiselev_fd@mail.ru

*Статья поступила 18 января 2018 г. Поступила после доработки 6 марта 2018 г.
Принята к публикации 28 июня 2018 г.*

Диагностика разрушений деталей авиационной техники позволяет получить информацию, необходимую для установления причин разрушения и разработки рекомендаций по предотвращению летных происшествий. Использование результатов диагностики эксплуатационных разрушений рабочих лопаток турбин, учет и анализ полученного опыта эксплуатации авиационных двигателей — необходимые условия обеспечения высокой надежности лопаток турбин. Цель работы — исследование разрушений турбинных лопаток авиационных двигателей в процессе эксплуатации, разработка методик диагностики разрушений, оценки работоспособности, живучести лопаток, установление причин эксплуатационных разрушений, разработка рекомендаций и внедрение мероприятий по предотвращению разрушений турбинных лопаток в эксплуатации. При исследовании использовали методы фрактографического, металлографического анализа и расчетно-экспериментальные методы оценки работоспособности и живучести лопаток. Представлены результаты диагностики эксплуатационных разрушений турбинных лопаток авиационных двигателей, методические аспекты проведения исследований при определении разрушающего значения амплитуды переменного напряжения, выявлении последовательности действия преобладающих механизмов разрушения, определении величины снижения запаса сопротивления усталости, значения порогового (допустимого) размера трещиноподобного дефекта для различных уровней действующих вибрационных напряжений, оценке длительности роста усталостной трещины. Примененные методические аспекты и результаты диагностики эксплуатационных разрушений позволили получить новые знания о нагруженности, работоспособности, живучести турбинных лопаток, влиянии трещиноподобных дефектов, скорости роста усталостных трещин в реальных условиях эксплуатации, установить причины разрушений и разработать рекомендации по их предотвращению.

Ключевые слова: турбинные лопатки авиационных двигателей; диагностика разрушений; сопротивление усталости; живучесть турбинных лопаток; скорость роста усталостной трещины.

**DIAGNOSTICS OF THE OPERATIONAL DAMAGE
TO THE TURBINE BLADES OF AIRCRAFT ENGINES**© **Anatoly N. Petukhov¹, Fedor D. Kiselev²**¹ P. I. Baranov Central Institute of aviation motors, Moscow, Russia.² Air Force Central Research Institute of the Ministry of Defence of the Russian Federation, Moscow, Russia;
e-mail: kiselev_fd@mail.ru

Received January 18, 2018. Revised March 6, 2018. Accepted June 28, 2018.

Diagnostics of damage to the parts of aircraft engines provides valuable information about the causes of damage and guidelines for developing recommendations for prevention of the flight accidents. The use of the results of diagnostics of turbine blade failures in service and analysis of the operating experience gained upon operation of the aircraft engines are the necessary conditions providing high reliability of turbine blades. The goal of the study is analysis of the in service destruction of the turbine blades of aircraft engines, development of methods of damage diagnostics, evaluation of the blade health and vitality, elucidation of the causes of service failures, development of safety recommendations and implementation of

measures preventing the destruction of the turbine blades in operation. Methods of fractographic and metallographic analysis as well as computational and experimental methods are used to assess the performance and survivability of the blades. The results of the diagnostics of the service failures of the turbine blades of aircraft engines, methodological aspects of the research in determination of the destructive value of the AC voltage amplitude, identification of the sequence of actions of the prevailing damage mechanisms, determination of a decrease in the safety factor of the fatigue strength and the value of the threshold size of crack-like defects for different levels of vibratory stresses, and determination of the duration of the fatigue crack growth are presented. Methodical approaches thus used and results of the service failure diagnostics allowed us to obtain the new data on loading, workability and survivability of the turbine blades, as well as on the impact of the crack-like defects, the growth rate of fatigue crack in service conditions, elucidate the causes of service failures and specify the recommendations for their prevention.

Keywords: turbine blades of aircraft engines; diagnostics of damage; fatigue resistance; survivability of turbine blades; fatigue crack growth rate.

Характер, механизм и причины разрушений лопаток турбин авиационных двигателей выявляют в условиях их реальной эксплуатации. Установление работоспособности, долговечности, качества изготовления лопаток различных модификаций позволяет разработать рекомендации и внедрить мероприятия по предотвращению их эксплуатационных разрушений.

Для диагностики рабочих лопаток турбин и установления причин разрушений применяют комплекс методик [1] определения очага и характера разрушения, температурных условий и уровня разрушающих нагрузок, характеристик технического состояния двигателя, а также проверки качества материала лопаток на соответствие требованиям ТУ, изготовления и ремонта лопатки на соответствие требованиям чертежа и технологии.

Цель работы — исследование разрушений турбинных лопаток авиационных двигателей в процессе эксплуатации, создание методик диагностики разрушений, оценки работоспособности, живучести лопаток, разработка рекомендаций и внедрение мероприятий по предотвращению разрушений турбинных лопаток в эксплуатации.

При исследовании использовали методы фрактографического, металлографического анализа и расчетно-экспериментальные методы определения разрушающего значения амплитуды переменного напряжения, выявления последовательности действия механизмов разрушения, определения величины снижения запаса сопротивления усталости, определения значения порогового (допустимого) размера трещиноподобного дефекта для различных уровней действующих вибрационных напряжений, определения длительности роста усталостной трещины.

Представлены результаты диагностики эксплуатационных разрушений турбинных лопаток авиационных двигателей указанными физическими и расчетно-экспериментальными методами.

Методические особенности фрактографического определения разрушающего значения амплитуды переменного напряжения

Знание характерных механизмов разрушения, соответствующих отдельным участкам кинетической диаграммы усталостного разрушения (КДУР), позволяет на основании фрактографических данных судить об условиях нагруженности, вызывающих продвижение усталостной трещины в материале лопатки.

Однако количественная оценка разрушающих переменных напряжений, необходимая при определении причины разрушения лопаток и разработке мероприятий по их предотвращению, может быть дана и при отсутствии экспериментально построенной КДУР для материала исследуемой лопатки. В этом случае моделирование с применением лабораторного оборудования (например, вибростенда) характера и механизма зарождения разрушения исследуемой лопатки на образцах. Рассмотрим основные этапы такого исследования.

В случае значительного различия в геометрических размерах и в схеме нагружения исследуемой лопатки и образца напряжения, вызвавшие усталостное разрушение лопатки, определяют из условия равенства КИН [2, 3], ответственных за формирование идентичных микрорельефов поверхностей изломов образца и лопатки:

$$\sigma_{\text{лоп}} = \sigma_{\text{обр}} \frac{(\sqrt{l}\dot{Y})_{\text{обр}}}{(\sqrt{l}\dot{Y})_{\text{лоп}}}, \quad (1)$$

где σ — номинальные напряжения; l — длина трещины; $\dot{Y}$ — функция К-тарифовки, зависящая от длины трещины, места ее расположения, схемы нагружения и геометрических параметров лопатки и образца.

На одном из типов авиационных ГТД в процессе эксплуатации имело место несколько случаев разрушения рабочих лопаток из сплава

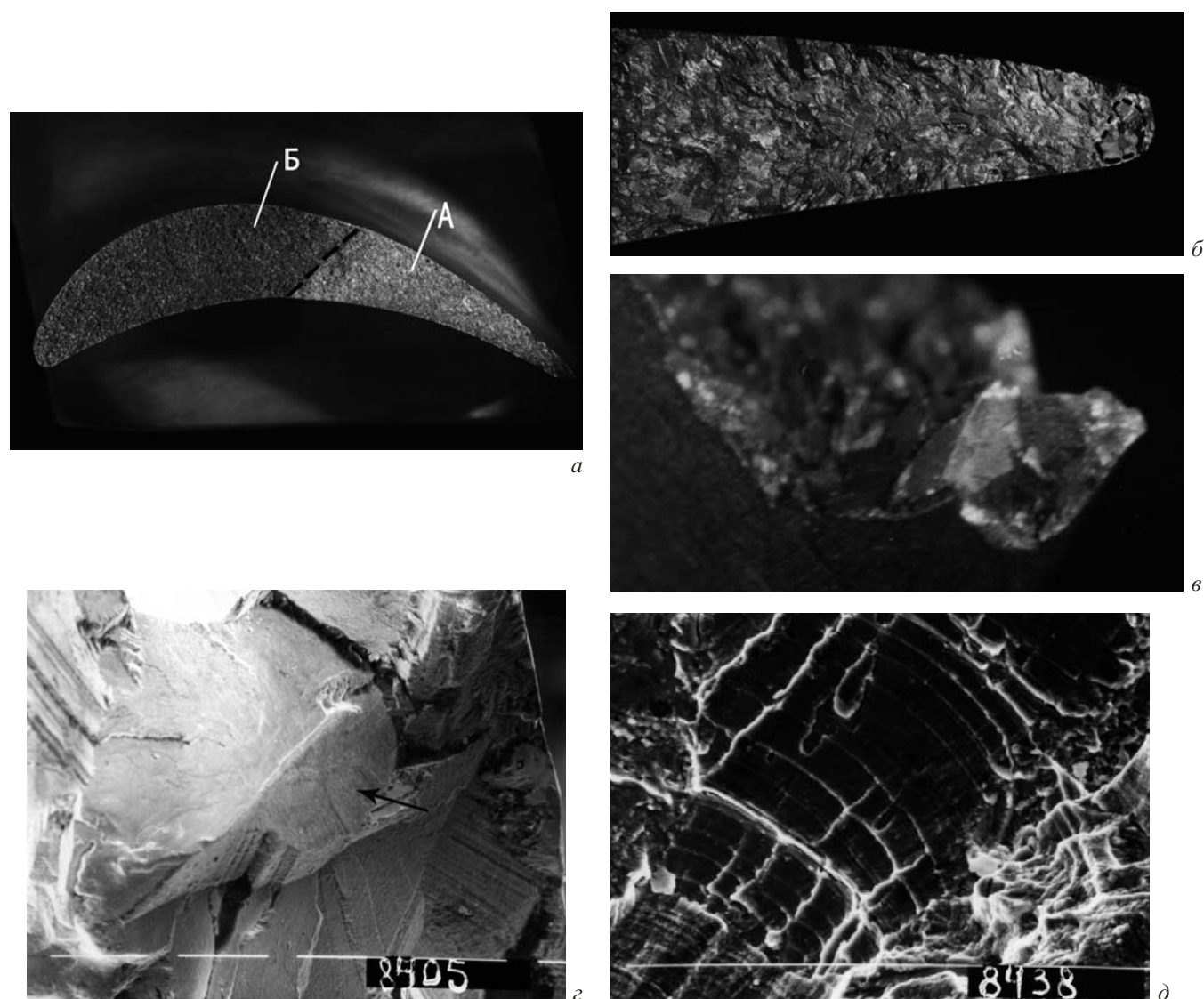


Рис. 1. Поверхность излома (а, $\times 1,7$), где А и Б — зоны усталостного разрушения и долома, участки поверхности излома (б, $\times 6$; в, $\times 18$) вблизи выходной кромки, электронные фрактограммы в очаге разрушения (г, $\times 200$) и зоне развития усталостной трещины (д, $\times 1500$) в материале турбинной лопатки из сплава ЭИ617: б — пунктиром обозначена зона циклических сколов по телу зерен; в, г — фасетки циклического скола в очаге усталостного разрушения; д — усталостный бороздчатый рельеф в зоне развития трещины

ЭИ617 второй ступени турбины. При исследовании строения поверхности излома разрушение лопатки классифицировано как усталостное. Излом характеризуется кристаллическим строением без следов макропластической деформации с ручьистым рельефом на фасетках, усталостными линиями и преимущественно складчатым микро-рельефом с наличием усталостных микробороздок на отдельных плато (рис. 1).

Усталостное разрушение лопатки началось от выходной кромки с образования подповерхностных сколов, расположенных на глубине 0,1–2 мм от поверхности и распространяющихся на глубину около 1 мм от выходной кромки в направлении хорды пера лопатки (рис. 1, б).

При исследовании материала лопатки, включающем определение механических свойств,

металлографический, спектральный и электронно-микроскопический анализы, показано, что разрушение лопатки в процессе эксплуатации не связано с качеством ее материала, а также с какими-либо недопустимыми изменениями его структуры.

Оценку величины разрушающих переменных напряжений проводили следующим образом.

1. На вибростенде моделировали характер и механизм зарождения разрушения исследуемой лопатки.

2. С помощью сравнительного фрактографического анализа установили, что условия нагруженности лопаток на двигателе, вызвавшие их разрушения в эксплуатации, по величине переменных напряжений и частоте нагружения близки к условиям испытания на стенде. Эти напря-

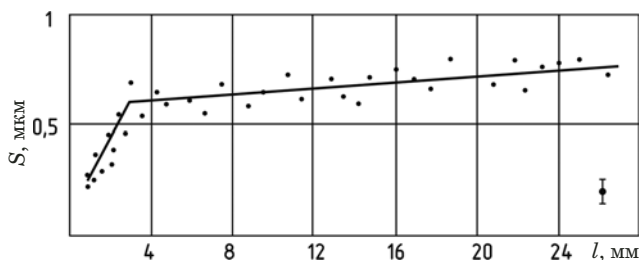


Рис. 2. Изменение шага усталостных бороздок по длине усталостной трещины на турбинной лопатке из сплава ЭИ617 (излом показан на рис. 1)

жения соизмеримы с пределом выносливости лопаток. При подтверждении стабильности качества изготовления и ремонта лопаток данной модификации с учетом снижения на несколько единиц в процессе наработки на двигателе значения предела выносливости лопаток зарегистрирован разброс $\sigma_{-1} = 165 - 220$ МПа.

3. Определяли [4] амплитудное значение напряжения для асимметричных условий нагруженности лопаток на двигателе:

$$\sigma_a = \sigma_{-1\lambda} [1 - (\sigma_{ст}/\sigma_B)^n]^{1/n}, \quad (2)$$

где $n = \lambda^2 [1 + 1,2(\sigma_{ст}/\sigma_B)(1 - \lambda)]$, $\lambda = (\sigma_{-1} + \sigma_{0,2})/\sigma_B$; $\sigma_{-1\lambda}$ — предел выносливости лопатки при симметричном цикле нагружения и рабочей температуре; $\sigma_{ст}$ — статические напряжения в исследуемом сечении лопатки; σ_B — предел статической прочности при рабочей температуре; $\sigma_{0,2}$ — предел текучести при рабочей температуре. С учетом зарегистрированного разброса $\sigma_{-1\lambda} = 165 - 220$ МПа из уравнения (2) значение $\sigma_a = 100 - 130$ МПа.

4. В ходе электронно-фрактографического анализа измеряли ширину усталостных бороздок в очаге эксплуатационного усталостного разрушения лопаток: на исследуемой лопатке ширина бороздок вблизи очага усталостного разрушения (на расстоянии 1 мм от выходной кромки) соответствовала ширине бороздок для лопаток, уровень разрушающих нагрузок для которых известен (на расстоянии 2 мм от выходной кромки).

5. Установили, что усталостная трещина делает одинаковый шаг при равенстве КИН, определяющих напряженное состояние в вершине трещины, т.е. если выполняется условие $K_{I1} = K_{I2}$ [5] или

$$\sigma_{a1} \sqrt{\pi l_1} Y_1 = \sigma_{a2} \sqrt{\pi l_2} Y_2,$$

где σ_{a1} и σ_{a2} — амплитудные значения разрушающих переменных напряжений для сравниваемых разрушенных лопаток — с известным

уровнем разрушающих переменных напряжений и исследуемой; l_2 — длина трещины (или расстояние от выходной кромки исследуемой лопатки), соответствующая появлению бороздчатого микрорельефа; l_1 — длина трещины для лопатки с известным уровнем разрушающих переменных напряжений (или расстояние от выходной кромки, на котором ширина усталостных бороздок соответствует ее значению в очаге разрушения исследуемой лопатки); Y_1 и Y_2 — значения коэффициентов K -тарировки для соответствующих длин трещин l_1 и l_2 .

$$\text{Согласно уравнению (1) } \sigma_{a2} = \sigma_{a1} \frac{\sqrt{\pi l_1} Y_1}{\sqrt{\pi l_2} Y_2}.$$

Подставляя в эту формулу найденные значения соответствующих длин трещин, амплитудное значение разрушающих переменных напряжений из уравнения (2) и используя для расчета значения коэффициентов Y_1 и Y_2 , рассчитанных по уравнению [6]

$$Y = 1,543 - 9,24(l/B) + 44,14(l/B)^2 - 97,52(l/B)^3 + 85,13(l/B)^4, \quad (3)$$

для исследуемой лопатки получили значение амплитудного напряжения в цикле $\sigma_{a2} = 140 - 180$ МПа.

Проверочную оценку величины разрушающих переменных напряжений проводили следующим образом.

На основании построенной зависимости шага усталостных бороздок S от длины усталостной трещины l (рис. 2) определяли критическую длину усталостной трещины l_c , соответствующую достижению зоной пластической деформации размера зерна материала лопатки (3 мм — по точке перелома на зависимости рис. 2). С помощью металлографического анализа методом секущих находили среднее значение диаметра зерна материала лопатки, которое составило 0,2 мм.

Из уравнения (3) определили коэффициент K -тарировки, соответствующий длине трещины $l_c = 3$ мм, $Y = 1,25$.

Рассчитывали размер пластической зоны в вершине трещины при плоской деформации [2, 3]

$$r = \frac{K^2}{6\pi\sigma_T^2}, \quad (4)$$

где r — радиус зоны пластической деформации в

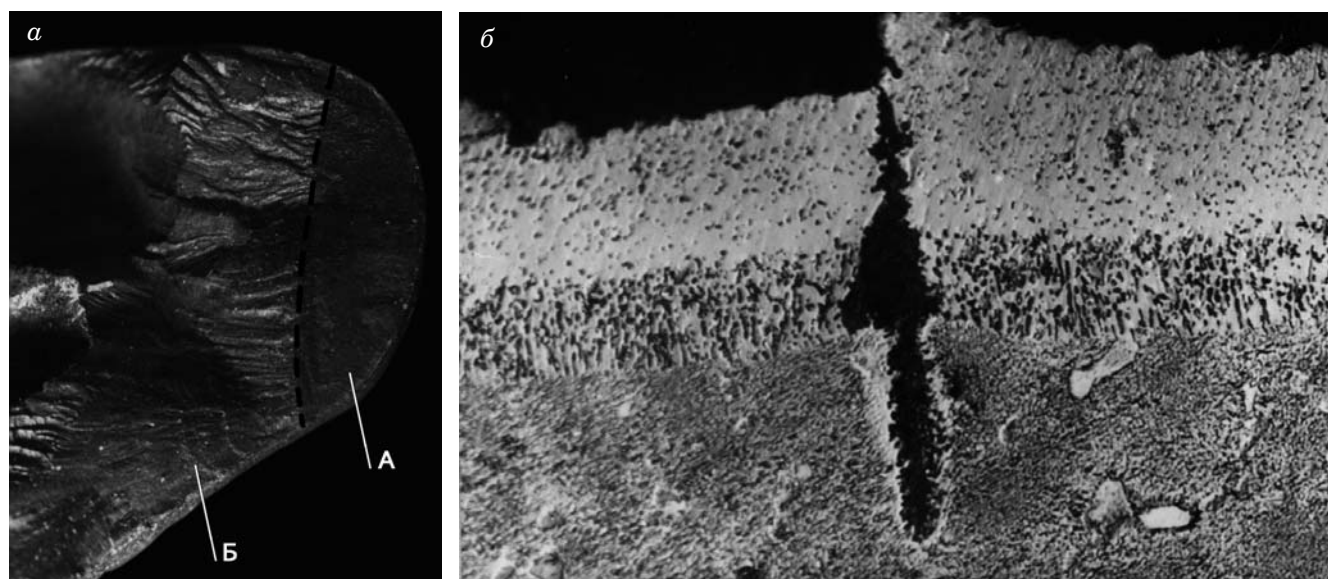


Рис. 3. Участок поверхности излома вблизи входной кромки (а, $\times 18$), где А и Б — зоны термоусталостного и усталостного разрушений, и характер распространения трещины в поверхностных слоях материала на входной кромке (б, $\times 500$) рабочей турбинной лопатки из сплава ВЖЛ12У

вершине трещины; σ_t — предел текучести; K — КИН. По формуле

$$\sigma = \sigma_{0,2} \sqrt{\frac{5\pi r}{Y_c}} \quad (5)$$

получили напряжение, равное 400 МПа. Оно представляет собой $\sigma_{\max}$ при асимметричном цикле нагружения материала лопатки в исследуемом сечении, где $\sigma_{\text{ст}} = 250$ МПа, и удовлетворительно совпадает с результатами приведенной оценки амплитудного значения величины переменных напряжений ($\sigma_a = 140 - 180$ МПа) по ширине усталостных бороздок.

При выявлении последовательности действия механизмов разрушения получен следующий результат. В одной из критических зон исследуемой охлаждаемой рабочей турбинной лопатки — наиболее нагреваемой зоне входной кромки — возникали трещины в процессе эксплуатации и происходили разрушения лопаток. Исследования этой зоны с использованием комплекса фрактрографических и металлографических признаков термоусталостного разрушения позволили выявить последовательность действия механизмов разрушения. Вначале возникали и развивались трещины по механизму термоциклической усталости и по достижении определенной глубины (длины) одна из них «подхватывалась» действующим в этой зоне уровнем вибрационных напряжений, которые продвигали трещину уже по типично усталостному многоцикловому механизму (рис. 3).

Использовался следующий комплекс признаков, характеризующих термоусталостное разрушение. Развитие разрушения на лопатках по механизму термоусталости сопровождается, как правило, множественным растрескиванием. Это связано с тем, что в отличие от механического нагружения, при котором рост усталостной трещины сопровождается ускорением разрушения, при термоусталости перемещения сопряжены со снижением напряжений и прекращением роста трещины [1, 7]. По сравнению с трещинами механической усталости поверхности изломов раскрытых трещин термоусталостного происхождения имеют более сглаженный, как бы «оплавленный» рельеф с небольшой складчатостью, слабо выраженными усталостными линиями. Трещины термоусталости, как и усталостные, распространяются прямолинейно по телу зерен (при работе лопаток на двигателях, температурные параметры которых не выходили за пределы эксплуатационных ограничений), но, в отличие от усталостных, имеют широкую полость раскрытия, заполненную продуктами окисления, тупое окончание. Довольно часто имело место ветвление трещин при термоусталости. Вблизи контура изломов и полостей трещин термоусталостного происхождения на входных кромках лопаток наблюдался светлый не травящийся слой, свидетельствующий об изменении в нем содержания легирующих элементов.

Микрорентгеноспектральным исследованием вблизи края трещины установлено снижение концентрации хрома, титана и алюминия. На фоне выявленного вблизи полостей трещин

«светлого» слоя с измененным химическим составом нередко фиксировались выделения «темной» фазы в виде высокодисперсных игл, направленных перпендикулярно или под небольшим углом к направлению развития трещины и окружающих полость трещины в виде «бахромы».

Вышеприведенные признаки термоусталостного разрушения турбинных лопаток подтверждены экспериментально путем воспроизведения эксплуатационных разрушений в лабораторных условиях при испытании образцов. Необходимо также отметить, что выявлена особенность «рафтирования» (изменения морфологии частиц) упрочняющей γ' -фазы (вытягивания вдоль оси лопатки) под действием механизма термомеханической усталости [8].

Это исследование показало необходимость (и возможность) назначать периодичность контроля сначала в зависимости от числа термоциклов, фиксируемых средствами объективного контроля, а затем — на основании оценки длительности развития трещины многоциклового усталости в зависимости от величины (предполагаемой или зафиксированной при тензометрировании) вибрационных напряжений.

Определение величины снижения запаса сопротивления усталости

Уровень вибрационной нагруженности для одной из модификаций рабочих небандажированных лопаток турбины из сплава ВЖЛ12У, соответствующий вынужденным колебаниям лопаток, составляет $\sigma_{vmax} = 30$ МПа. При тензометрировании этой модификации лопаток в стендовых условиях максимальное значение вибрационных напряжений $\sigma_{vmax} = 67$ МПа, а в полетных условиях (в корневой части пера) — $\sigma_{vmax} = 82$ МПа.

Запас усталостной прочности

$$K_v = \sigma_a / \sigma_{vmax}, \quad (6)$$

где σ_a — амплитудные значения предела выносливости с учетом температуры и асимметрии цикла, которые могут быть рассчитаны по уравнению (2); σ_{vmax} — максимальные напряжения, измеренные при тензометрировании лопаток.

Рабочая температура в прикомлевом сечении лопатки составляет 800°C на максимальных режимах работы изделия, статические напряжения — 150 МПа. При рабочей температуре предел выносливости лопаток $\sigma_{-1л} = 250$ МПа, предел прочности $\sigma_b = 900$ МПа, предел текучести $\sigma_{0,2} = 750$ МПа; предел выносливости с учетом температуры и асимметрии цикла — 226 МПа.

Тогда с учетом асимметрии цикла и измеренных значений максимальных вибронапряжений σ_{vmax} , равных 67 МПа в стендовых условиях и 82 МПа в полетных условиях, запас усталостной прочности $K_v = \sigma_a / \sigma_{vmax} = 226/67 = 3,37$ и $K_v = \sigma_a / \sigma_{vmax} = 226/82 = 2,76$, что соответственно на 15 и 30 % ниже требований норм прочности при $K_v > 4,0$ для охлаждаемых небандажированных рабочих лопаток турбины.

Оценка порогового (допустимого) размера трещиноподобного концентратора напряжений (дефекта) для различных уровней действующих вибрационных напряжений

В поверхностных слоях материала лопаток, где, как правило, зарождаются усталостные трещины, имеют место различные структурные неоднородности, несплошности материала. Несплошности возникают также в защитных покрытиях, имеющих высокую склонность к растрескиванию. Для предотвращения случаев разрушения лопаток турбин в эксплуатации необходимо учитывать влияние указанных дефектов на предел выносливости лопаток.

Для обеспечения безопасности при длительной эксплуатации особо ответственных деталей авиационных ГТД наряду с концепцией «безопасного ресурса» при контроле технического состояния лопаток турбины в процессе эксплуатации и своевременного обнаружения повреждений (дефектов) целесообразно использовать концепцию «безопасного развития дефекта», концепцию «допустимости повреждения» (damage tolerance), введенную в 1978 г. Федеральными авиационными правилами США (Federal Aviation Regulations — FAR-33), положенными в основу Российских авиационных правил АП-33 [9]. Начальные производственные дефекты в FAR и АП-33 не обозначены. Это позволяет производителю выбрать размер дефекта для конкретной конструкции. В основу расчета допустимых начальных производственных концентраторов напряжений (дефектов), скорости роста усталостных повреждений и остаточной прочности конструкции с повреждениями положены методы линейной механики разрушения.

Исследование разрушившихся в эксплуатации охлаждаемых рабочих лопаток из сплава ВЖЛ12У показало, что при работе лопаток в условиях термоциклирования трещины возникали в первую очередь в алюминидном покрытии (см. рис. 3). При дальнейшем термоциклировании в совокупности с процессами окисления и газовой коррозии это приводило к разрушению основного металла. Разрушение по механизму термоустало-

сти продолжалось до тех пор, пока глубина термоусталостной трещины оказывалась достаточной для того, чтобы дальнейшее разрушение продолжалось по усталостному механизму от действия переменных (вибрационных) напряжений.

В связи с этим была поставлена задача — оценить размер трещиноподобного дефекта в исследуемой критической зоне лопатки, способного инициировать многоцикловое усталостное разрушение от действия вибрационных нагрузок.

Безопасный допустимый размер дефекта следует определять в зависимости от вибронпряженности лопаток. Уровень вибрационной напряженности в исследуемой критической зоне лопаток, соответствующий вынужденным колебаниям лопаток, составляет $\sigma_{vmax} = 30$ МПа. При тензометрировании лопаток в стендовых условиях максимальное значение вибрационных напряжений $\sigma_{vmax} = 67$ МПа, а в полетных условиях измеренные значения максимальных вибронпряжений $\sigma_{vmax} = 82$ МПа.

Для определения значения порогового (допустимого, безопасного) размера трещиноподобного дефекта для различных уровней действующих вибрационных напряжений был применен следующий подход.

По уравнению (2) оценивали амплитудное значение напряжения для асимметричных условий нагруженности лопаток на двигателе [4]. При достижении поверхностной трещиной определенной длины предел выносливости детали начинает снижаться со скоростью, пропорциональной пороговому коэффициенту интенсивности напряжений K_{th} [10]. На рис. 4 приведена диаграмма Китагавы – Такахаша, иллюстрирующая данное явление.

С учетом выполнения условия трещиностойкости

$$\Delta\sigma_{ном} = \Delta \frac{K_{th}}{Y\sqrt{\pi l_0}}, \quad (7)$$

где ΔK_{th} — пороговый коэффициент интенсивности напряжений (размах КИН); l_0 — длина трещины, для которой определялся предел выносливости лопатки; $\Delta\sigma_{ном}$ — размах амплитуды циклических напряжений, соответствующий пределу выносливости лопатки с трещиной; Y — коэффициент K -тарировки, можно определить пределы выносливости лопаток с трещинами различной длины.

Значение порогового коэффициента интенсивности напряжений ΔK_{th} , определенное для сплава ВЖЛ12У при температуре нагружения 850 °С и коэффициенте асимметрии $R = 0,35$ в соответствии с рекомендациями РД 50-345-82, составило 7 МПа · м^{1/2}.

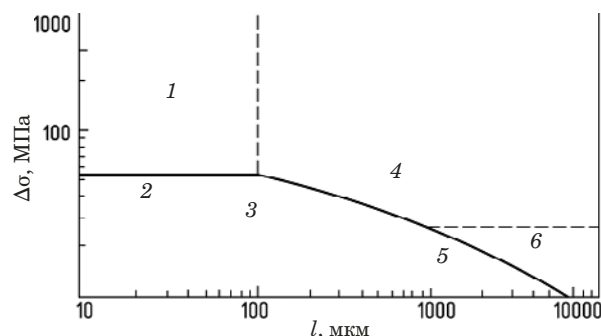


Рис. 4. Диаграмма Китагавы – Такахаша для стали с содержанием углерода 0,4 %: 1 — микроструктурные трещины; 2 — предел усталости; 3 — нераспространяющиеся трещины; 4 — трещины в режиме упругопластической механики разрушения; 5 — порог трещиностойкости; 6 — трещины в режиме линейно-упругой механики разрушения

Для расчета значения коэффициента Y можно использовать выражение K -тарировки [6] для лопатки с трещиной по входной кромке (получено при испытании лопаток для случая развития усталостной трещины при симметричном изгибе по первой форме):

$$Y_{\text{и}} = 1,543 - 9,24(l/B) + 44,14(l/B)^2 - 97,52(l/B)^3 + 85,13(l/B)^4, \quad (8)$$

где l — длина трещины; B — хорда профиля лопатки в сечении разрушения.

Тогда при $l = 0,5$ мм и $B = 50$ мм из (8) находим $Y_{\text{и}} = 1,455$. Из (7) определяем предел выносливости лопаток с трещиной: $\Delta\sigma = 121$ МПа, $\sigma_a = 60,5$ МПа.

Аналогично при $l = 2$ мм и $B = 50$ мм из (8) получим $Y_{\text{и}} = 1,238$. Из (7) вычисляем предел выносливости лопаток с трещиной: $\Delta\sigma = 71,4$ МПа, $\sigma_a = 35,7$ МПа.

Такая оценка показывает, что при наличии трещиноподобного дефекта $l = 0,5$ мм амплитудное значение предела выносливости (определенное с учетом температуры и асимметрии цикла) снижается более чем в три раза и составляет $\sigma_a = 60,5$ МПа, что ниже максимального вибрационного напряжения, зафиксированного при тензометрировании в стендовых условиях — $\sigma_{vmax} = 67$ МПа (соответствует резонансным колебаниям лопаток по первому тону на максимальных режимах работы двигателя). При длине трещины (пороговом размере) l_{th} , равной 2,7; 2,0; 1,0; 0,4; 0,27 мм, амплитудные значения предела выносливости лопатки σ_a составят 30; 35,7; 46,3; 67; 82 МПа соответственно, что соответствует уровню вибрационных напряжений при вынужденных колебаниях лопаток.

Имеющиеся случаи разрушений лопаток рассматриваемой модификации в условиях эксплуатации и их фактографический анализ подтвер-

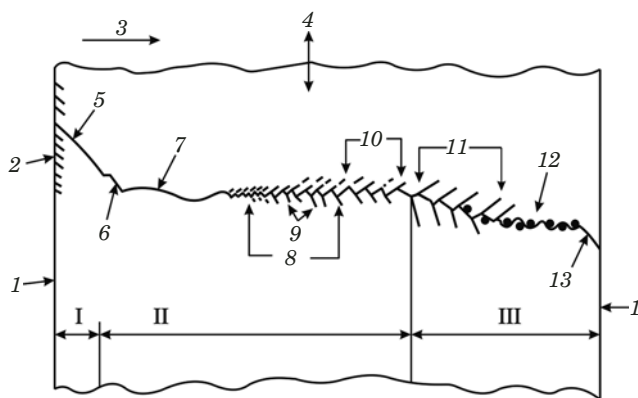


Рис. 5. Результаты фрактографического исследования образцов: I, II, III — стадии порогового, стабильного и нестабильного соответственно роста трещины; 1 — поверхность образца; 2 — полосы скольжения; 3 — главное направление роста трещины; 4 — направление и действия максимальных растягивающих напряжений; 5 — рост трещины по плоскостям скольжения внутри зерна; 6 — комбинация плоскостей скольжения и скольного трещинообразования; 7 — трещины скола (квазискола); 8 — область разрушения с образованием пластичных бороздок, ширина которых увеличивается с ростом длины трещины; 9 — пластические несплошности, ответвляющиеся от поверхности излома; 10 — область грубых бороздок с неизменным шагом (иногда наблюдаются составные бороздки); 11 — преобладание квазихрупкого разрушения, развивающегося одновременно по нескольким взаимно пересекающимся плоскостям (наблюдаются участки расщепления материала, ямок и грубой бороздчатости); 12 — коалесценция микропор; 13 — окончательное разрушение срезом (под 45° к поверхности)

ждает такую оценку предела выносливости лопаток с трещиной, так как термоусталостные трещины длиной 0,27 – 2,0 мм «подхватывались» действующим уровнем вибрационных напряжений и их дальнейшее развитие происходило по механизму многоциклового усталости. Имели место случаи, когда зона термоусталостного разрушения достигала 2 мм, после чего происходило усталостное разрушение от действия вибрационных напряжений (соответствует амплитуде действующих вибрационных напряжений 35,7 МПа. Такая вибронпряженность лопаток близка к уровню их нагруженности при вынужденных колебаниях ($\sigma_{vmax} = 30$ МПа).

Необходимо добавить, что зафиксированный при тензометрировании в полетных условиях уровень вибрационных напряжений $\sigma_a = 82$ МПа достаточен для «подхватывания» и дальнейшего продвижения по усталостному механизму трещин или иных несплошностей в материале лопаток длиной 0,27 мм.

По аналогичному механизму зарождения трещин от термоусталости с последующим развитием трещины от действия вибрационных напряжений происходят эксплуатационные разрушения турбинных лопаток из сплавов ЖС26, ЖС32

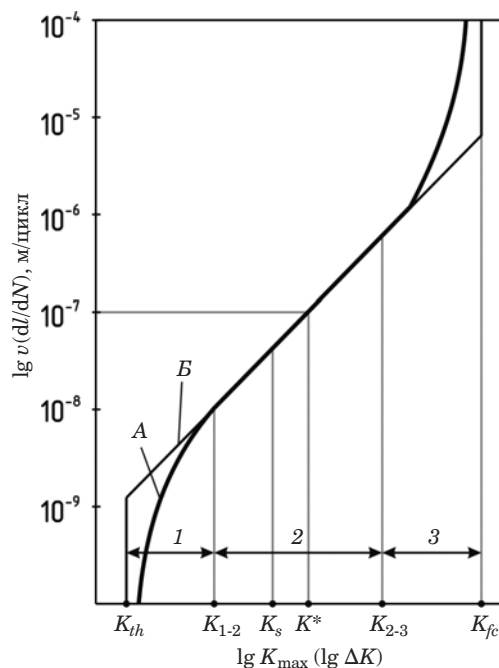


Рис. 6. Кинетическая диаграмма (А) усталостного разрушения (схема) и модель Париса (Б): 1, 3 — участки низких и высоких скоростей роста трещины; 2 — участок стабильного роста трещины (соответствующий справедливости формулы Париса); K_{th} — пороговый коэффициент интенсивности напряжений; K_{1-2} и K_{2-3} — значения $K_{max}(\Delta K)$, соответствующие началу и концу среднего участка 2 КДУР; K_{fc} — критический КИН при циклическом нагружении (предел циклической трещиностойкости); K^* — значение $K_{max}(\Delta K)$, соответствующее скорости роста трещины 10^{-7} м/цикл; K_s — значение $K_{max}(\Delta K)$, соответствующее началу продвижения трещины за каждый цикл нагружения

направленной кристаллизации и в монокристаллическом исполнении. Это свидетельствует о том, что при создании нового типа двигателя не учтен опыт эксплуатации двигателей предыдущего поколения, когда указанный тип эксплуатационной повреждаемости лопаток приводил к серьезным последствиям.

Результаты фрактографического и расчетно-экспериментального определения длительности роста усталостной трещины

В одной из критических зон рабочей лопатки турбины из сплава ВЖЛ12У имели место случаи усталостных разрушений в процессе эксплуатации. Фрактографический анализ показал, что в рассматриваемом сечении усталостные разрушения начинались со второй стадии (рис. 5), с области стабильного распространения трещины (рис. 6 и 7). При исследовании поверхности изломов лопаток фиксировались размеры зоны стабильного распространения усталостной трещины. Измерением на всех имеющихся усталост-

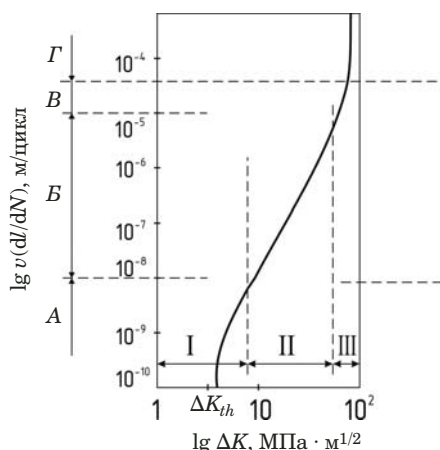


Рис. 7. Схема действия различных микромеханизмов разрушения на различных участках КДУР: А — внутризеренное разрушение по определенным кристаллографическим плоскостям (плоскостям сдвига); В — бороздчатость; В — смешанный микрорельеф (квазихрупкое разрушение по нескольким часто взаимно пересекающимся плоскостям в теле зерен, ямки, грубая бороздчатость со вторичным растрескиванием); Г — коалесценция микропор; I — пороговая область (большое влияние микроструктуры, асимметрии цикла); II — область стабильного распространения трещины (незначительно влияют микроструктура, асимметрия цикла и толщина образца, при высоких температурах значительно влияет окисление); III — нестабильное распространение трещин при определенном влиянии статических типов разрушения на распространение трещины (большое влияние микроструктуры, асимметрии цикла, слабое влияние окисления)

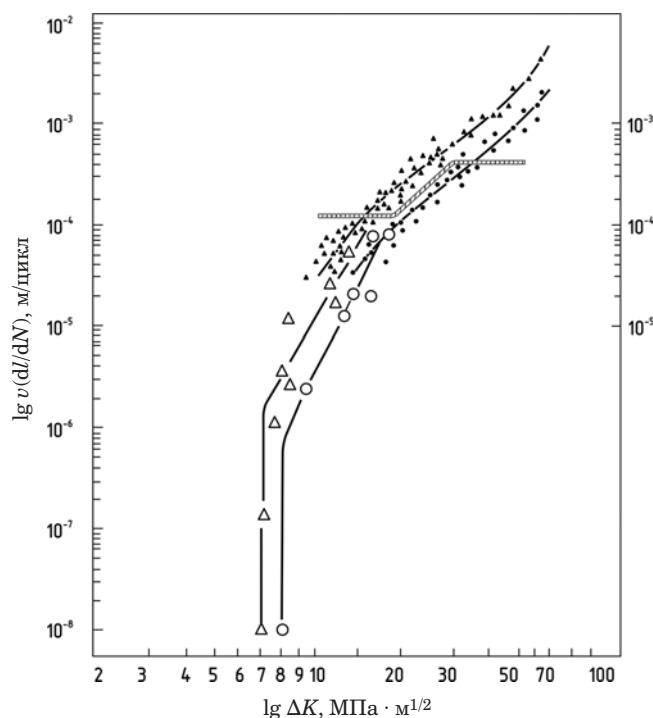


Рис. 8. Кинетическая диаграмма усталостного разрушения сплава ВЖЛ12У при температуре 850 °C: Δ , $\circ$ — испытания образцов на вибростенде; $\blacktriangle$, $\bullet$ — испытания образцов по схеме пульсирующего растяжения; Δ , $\blacktriangle$ — $R = 0,35$; $\circ$, $\bullet$ — $R = 0,15$ (заштрихованная полоса — зависимость ширины усталостных бороздок S от размаха КИН)

ных изломах протяженности зон стабильного распространения усталостной трещины определена (с некоторым запасом) величина трещины, которая использована в оценках длительности ее роста.

Для определения длительности роста усталостной трещины в материале лопаток турбины необходимы данные о параметрах усталостной трещиностойкости для материала лопаток при соответствующих условиях термомеханического нагружения, а также кинетические диаграммы усталостного разрушения.

Скорости роста усталостной трещины измеряли на образцах из сплава ВЖЛ12У при соответствующих условиях термомеханического нагружения ($T = 850$ °C; $R = 0,15$ и $R = 0,35$). Кинетическая диаграмма усталостного разрушения и параметры усталостной трещиностойкости для

сплава ВЖЛ12У при указанных условиях нагружения приведены на рис. 8 и в таблице.

Исходя из полученных данных, для припороговых скоростей роста усталостной трещины $5 \cdot 10^{-6}$ мм/цикл на длине излома 10 мм получаем $5 \cdot 10^7$ циклов и, следовательно, при частоте колебаний лопатки в условиях колебания по первому тону при резонансе с восьмой гармоникой длительность развития усталостной трещины составит около 10 ч. Для скоростей роста усталостной трещины, соответствующих средним значениям прямолинейного участка КДУР $5 \cdot 10^{-5}$ мм/цикл, имеем $5 \cdot 10^6$ циклов, что при той же частоте колебаний лопатки соответствует длительности развития усталостной трещины примерно 1 ч.

С другой стороны, применительно к лопатке число циклов, необходимых для подрастания ус-

Средние значения характеристик циклической трещиностойкости материала турбинных лопаток из сплава ВЖЛ12У при температуре испытания 850 °C

Коэффициент асимметрии R	Порог трещиностойкости K_{th} , МПа $\cdot$ м ^{1/2}	$K_{th0,35}/K_{th0,15}$	Коэффициенты уравнения Париса		Критический размах КИН K_{fc} , МПа $\cdot$ м ^{1/2}
			C	n	
0,15	8,1	0,864	$7,76 \cdot 10^{-13}$	6,63	70
0,35	7		$4,85 \cdot 10^{-11}$	5,49	63

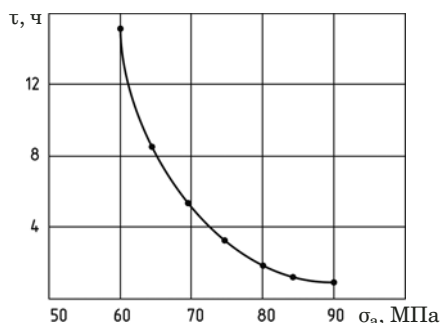


Рис. 9. Длительность развития усталостной трещины от исходной длины 0,8 мм до 1,8 мм по поверхности входной кромки рабочей турбинной лопатки (при испытании натурного авиационного двигателя на стенде) в зависимости от амплитудных значений переменных напряжений

талостной трещины на соответствующую длину, можно рассчитать из уравнения Париса

$$dl/dN = C(\Delta K)^n. \quad (9)$$

Для определения числа циклов N , соответствующих подрастанию усталостной трещины от начального до критического размера, уравнение (9) приводили к виду $N = \int \frac{dl}{[C(K)]^n}$. Исходной формулой для расчета послужило выражение

$$N = \sum_{k=1}^m \frac{l_k - l_{k-1}}{Y_k^n l_k^{n/2} C \Delta \sigma^n \pi^{n/2}}. \quad (10)$$

Расчетная оценка показала, что число циклов N и, соответственно, длительность τ развития усталостной трещины, определенная для соответствующей частоты колебания лопатки, в значительной степени зависят от величины размаха переменных напряжений. При этом зависимость $\tau = f(\sigma_a)$ имеет экспоненциальный характер в диапазоне значений вибрационных напряжений, зафиксированных на работающем двигателе в стендовых условиях и в эксплуатации, причем расчетные данные весьма чувствительны к изменению значений коэффициентов C и n в уравнении Париса.

В целях проверки точности расчетных методов определения скорости роста усталостных трещин в материале рабочих лопаток турбины и получения экспериментальных данных о живучести конкретной модификации лопатки при развитии трещины в выявленной критической зоне под действием эксплуатационных нагрузок большой практический интерес представляет эксперимент по определению длительности развития усталостной трещины на натурном двигателе.

Для определения длительности развития усталостной трещины в рабочих лопатках на

предприятии-разработчике двигателя был проведен эксперимент на натурном двигателе, испытанном в стендовых условиях с тензометрированием лопаток и фиксацией длины трещины через определенное время наработки на соответствующих режимах.

Рабочие лопатки первоначально нагружали на вибростенде, на двух из них были получены трещины на входной кромке на расстоянии 35 мм от основания хвостовика. Протяженность трещин по поверхности кромки фиксировалась методом капиллярной дефектоскопии. Контроль показал, что на лопатке № 69 (плавка 6B56K) образовались две трещины с длиной по поверхности кромки около 0,5 и 0,8 мм, на лопатке № 11 (плавка 6B29) — одна трещина длиной примерно 0,8 мм. Перед постановкой лопатки на изделие трещины были обнаружены также методом токовых вихревой дефектоскопии с применением прибора ВДУ-20.

Испытание изделия проводили по серийной 100-часовой программе. Лопатки с усталостными трещинами по входной кромке наработали 36 ч 38 мин, при этом режимная наработка составила 30 ч 15 мин. За это время на лопатке № 11 (паз № 30) длина трещины увеличилась примерно с 0,8 мм до 1,7 мм, на лопатке № 69 (паз № 77) — примерно с 0,8 мм до 1,8 мм (трещина длиной около 0,5 мм на этой лопатке осталась без изменений).

Число циклов, необходимое для подрастания усталостной трещины на соответствующую длину, рассчитывали по формуле

$$N = \frac{\pi^{-n/2}}{\alpha C \Delta \sigma^n} \sum_{k=1}^m \frac{l_{ik}^{-\alpha} - l_{jk}^{-\alpha}}{Y^n}, \quad (11)$$

где $\alpha = n/2 - 1$; l — длина трещины (исходная и максимально достигнутая при эксперименте длины трещины составили 0,16 и 0,36 мм); C и n — константы скорости роста трещины при многоциклового усталости; $\Delta \sigma$ — размах переменных напряжений; Y — функция K -тарировки (величину функции Y для соответствующих размеров трещин определяли по уравнению (8), полученному экспериментально при испытании лопаток для случая развития усталостной трещины при симметричном изгибе [6]).

Расчетная оценка длительности развития усталостной трещины на длину, зафиксированную в данном эксперименте на двигателе, полученная в диапазоне переменных напряжений 60 – 90 МПа, показала, что зависимость $\tau = f(\sigma_a)$ имеет экспоненциальный характер (рис. 9).

Исходя из приведенного значения режимной наработки, частоты вращения ротора изделия, близкой к максимальной, и из условия колебания

лопатки по первому тону при резонансе с восьмой гармоникой, был выполнен обратный расчет по выражению (11) для определения величины переменных напряжений. Их амплитудное значение составило примерно 50 МПа.

Эти расчетные данные практически совпали со значениями переменных напряжений, полученными при тензометрировании рабочих турбинных лопаток исследуемого авиационного двигателя.

Характер зависимости, приведенной на рис. 9, позволяет сделать следующие выводы. На наиболее нагруженных в вибрационном отношении двигателях длительность развития усталостной трещины в указанном диапазоне ее длин может составлять как 2 ч для $\sigma_a = 80$ МПа, так и 15 ч для $\sigma_a = 60$ МПа. В этом случае установленное время периодичности осмотра рабочих лопаток первой ступени турбины, равное 25 ч, является завышенным.

При уровне вибрационной нагруженности $\sigma_a = 30$ МПа, что происходит при вынужденных колебаниях, расчетная длительность развития усталостной трещины может достигать примерно 1500 ч, тогда установленное время 25 ч периодичности осмотра рабочих турбинных лопаток может быть скорректировано в сторону увеличения.

Полученные результаты о длительности развития усталостной трещины в материале лопаток в зависимости от уровня переменных напряжений свидетельствуют о необходимости дифференцированного подхода к контролю технического состояния лопаток в зависимости от их вибрационной нагруженности. Это подтверждает и опыт эксплуатации, когда несмотря на снижение нагруженности лопаток на всем парке авиационных двигателей данного типа имели место случаи усталостных разрушений.

Таким образом, результаты диагностики эксплуатационных разрушений позволили получить новые знания о нагруженности, работоспособности, живучести турбинных лопаток, влиянии на них трещиноподобных дефектов, скорости роста усталостных трещин в реальных условиях эксплуатации, установить причины эксплуатационных разрушений и разработать рекомендации по их предотвращению.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Киселев Ф. Д.** Диагностика разрушений и оценка эксплуатационной работоспособности рабочих турбинных лопаток авиационных двигателей. — М.: Издательство МАТИ, 2013. — 296 с.
2. **Броек Д.** Основы механики разрушения. — М.: Высшая школа, 1980. — 368 с.
3. **Херцберг Р. В.** Деформация и механика разрушения конструкционных материалов / Пер. с англ. — М.: Metallurgiya, 1989. — 576 с.
4. Конструкционная прочность материалов и деталей ГТД. Руководство для конструкторов / Тр. ЦИАМ. 1979. № 835. — 522 с.
5. **Георгиев М. Н., Межова Н. Я.** Определение скорости роста усталостных трещин электронно-фрактографическим методом / ФХММ. 1985. № 2. С. 62 – 65.
6. **Трошенко В. Т., Покровский А. В., Прокопенко А. В.** Трещиностойкость металлов при циклическом нагружении. — Киев: Наукова думка, 1989. — 256 с.
7. **Дульнев Р. А., Котов П. И.** Термическая усталость металлов. — М.: Машиностроение, 1980. — 200 с.
8. **Киселев Ф. Д.** Исследование структуры материала рабочих лопаток турбин газотурбинных двигателей в процессе эксплуатации / Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2018. Т. 84. № 2. С. 28 – 37.
9. Авиационные правила. Ч. 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиаиздат, 2012. — 46 с.
10. **Kitagawa H., Takahashi S.** ASM Proceedings of 2nd Int. Conf. on Mech. Behavior of Mat. Metal Park. Ohio, 1976. — 627 p.

REFERENCES

1. **Kiselev F. D.** Diagnosis of damage and assessment of operational health of workers turbine blades of aircraft engines. — Moscow: MATI 2013. — 296 p. [in Russian].
2. **Broek D.** Fundamentals of fracture mechanics. — Moscow: Vyshaya shkola, 1980. — 368 p. [in Russian].
3. **Hertzberg R. W.** Deformation and fracture mechanics of structural materials. — Moscow: Metallurgiya, 1989. — 576 p. [Russian translation].
4. Structural strength of materials and parts of GTE. A guide for designers / Tr. TsIAM. 1978. N 835. — 522 p.
5. **Georgiev M. N., Mezova N. I.** Determination of the growth rate of fatigue cracks using the electron diffraction method / FKhMM. 1985. N 2. P. 62 – 65 [in Russian].
6. **Troshchenko V. T., Pokrovskiy V. A., Prokopenko A. V.** Fracture toughness of metals under cyclic loading. — Kiev: Naukova Dumka, 1989. — 256 p. [in Russian].
7. **Dul'nev R. A., Kotov P. I.** Thermal fatigue of metals. — Moscow: Mashinostroenie, 1980. — 200 p. [in Russian].
8. **Kiselev F. D.** Microstructural criteria for determining thermo-mechanical conditions of operational vulnerability of the working blades of high-temperature gas turbine aviation engines / Zavod. Lab. Diagn. Mater. 2018. Vol. 84. N 2. P. 28 – 37 [in Russian].
9. Aviation rules. Part 33. Norms of airworthiness of aircraft engines. Interstate aviation Committee. — Moscow: Aviaizdat, 2012. — 46 p. [in Russian].
10. **Kitagawa H., Takahashi S.** ASM Proceedings of 2nd Int. Conf. on Mech. Behavior of Mat. Metal Park. Ohio, 1976. — 627 p.