DOI: 10.15593/2224-9982/2019.58.05

УДК 620.69.1

О.В. Самсонова, М.Ш. Нихамкин, И.П. Конев

Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭВОЛЮЦИИ ФОРМЫ ФРОНТА ТРЕЩИНЫ В ПРОЦЕССЕ УСТАЛОСТНОГО НАГРУЖЕНИЯ

Циклический ресурс ответственных деталей, в частности дисков газотурбинных двигателей, подтверждают с учетом возможного наличия исходных дефектов (трещин) в критически нагруженных зонах деталей (Damage Tolerance Design). Для описания закономерностей развития трещин используются методы механики разрушения, однако их применение предполагает знание того, как изменяется форма фронта трещины в процессе развития. При прогнозировании ресурса форму фронта трещины часто описывают дугой эллипса с постоянным соотношением длины полуосей, однако в ряде работ показано, что описание эволюции формы фронта трещины дугой эллипса далеко не всегда согласуется с эмпирическими данными. Для моделирования формы фронта усталостных трещин используют два метода: метод конечных элементов с использованием сингулярных элементов на фронте трещины и значительно менее трудоемкий приближенный численный подход (Nibbling Algorithm – алгоритм «отгрызания»). Цель проведенного исследования состояла в верификации этого метода по экспериментальным данным, а также по результатам конечно-элементного анализа в рамках механики разрушения. С целью получить экспериментальные данные для верификации было проведено исследование изменения формы фронта трещин для двух объектов: цилиндрического образца при циклическом растяжении и призматического образца при циклическом изгибе. Описана методика экспериментов и полученные результаты. Полученные экспериментальные данные и результаты моделирования показывают, что оба метода моделирования обеспечивают удовлетворительную сходимость с результатами эксперимента. Метод упрощенного моделирования (Nibbling Algorithm) формы трещины позволяет сократить время на подготовку, проведение и анализ результатов расчетов циклического ресурса деталей.

Ключевые слова: рост трещины усталости, эволюция формы фронта трещины, усталостное разрушение, алгоритм «отгрызания».

O.V. Samsonova, M.Sh. Nikhamkin, I.P. Konev

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

MODELING OF CRACK SHAPE EVOLUTION UNDER FATIGUE LOADING

The cyclic life of the critical parts, in particular, of the disks of gas turbine engines, should be assessed taking into account the possible presence of anomalies such as cracks (Damage Tolerance Design). To describe the crack propagation laws the methods of fracture mechanics are used; however, their application implies knowledge of the crack shape evolution during propagation. When predicting the cyclic life, the crack shape can be described by an arc of an ellipse with a constant ratio of lengths of semi-axes; however, a number of studies have shown that crack shape approximation using an arc of an ellipse does not always agree with empirical data. Here two methods are used to model the fatigue cracks shape: the finite element method using singular elements and a much less time-consuming approximate numerical approach – Nibbling Algorithm. The purpose of the study is to verify this method from experimental data, as well as from the results of finite element analysis in the framework of fracture mechanics. Experimental data for verification were obtained using cyclic test of two type of objects: a cylindrical specimen under cyclic tension and a prismatic specimen under cyclic bending. Experimental technique and results obtained are described. The obtained experimental data and simulation results show that both simulation methods provide satisfactory convergence with the experimental results. The method of simplified crack shape modeling (Nibbling Algorithm) makes it possible to reduce the time for preparing, conducting and analyzing the results of assessment of the engine parts cyclic life.

Keywords: fatigue crack growth, crack shape evolution, fatigue fracture, Nibbling Algorithm.

Введение

Одно из важнейших требований к безопасности авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) – обеспечение заданного циклического ресурса основных деталей, разрушение которых может приводить к опасным последствиям, в частности дисков компрессоров и турбин. Отечественный и мировой опыт доводки и эксплуатации двигателей показывает, что появление металлургических или технологических дефектов, приводящих к зарождению трещин в дисках, полностью исключить не удается [1, 2]. В связи с этим циклический ресурс дисков подтвер-

ждают не только в предположении о бездефектности материала, но и с учетом возможного наличия исходных дефектов в критически нагруженных зонах деталей (в зарубежной литературе такой подход называют Damage Tolerance Design) [3–5].

Для описания закономерностей развития дефектов в деталях ГТД используются методы механики разрушения, которые позволяют оценить ресурс детали и назначить периодичность инспекций технического состояния. Применение моделей механики разрушения предполагает наличие экспериментальных данных о характеристиках циклической трещиностойкости материала, проведение детального анализа напряженного состояния детали, знание положения и размеров исходного дефекта, который считают трещиной. Циклический ресурс диска с трещиной рассматривается как время (число циклов нагружения) развития трещины от исходного до критического размера. В простейшей детерминированной постановке такого расчета рассматривается виртуальная трещина нормального отрыва, которая находится в наиболее напряженной зоне диска и развивается в плоскости, перпендикулярной направлению наибольших нормальных напряжений; начальный размер трещины принимается известным и равным разрешающей способности средств неразрушающего технологического контроля [6–10]. В вероятностной постановке исходный размер и положение трещины считаются случайными величинами и время роста трещины также рассматривается как случайная величина [11–16].

И в детерминированной, и в вероятностной постановке задачи линейной механики разрушения для расчета циклической долговечности используют коэффициенты интенсивности напряжений (КИН). Для их определения необходимо знать эволюцию формы фронта трещины в процессе роста. При прогнозировании ресурса форму фронта трещины часто считают эллиптической или описывают дугой эллипса. Это предположение позволяет получить относительно простые соотношения для расчета ресурса. Такой подход реализован, например, в программном продукте DARWIN. В ряде работ [9, 10, 13, 16, 17] показано, что описание эволюции формы фронта трещины дугой эллипса далеко не всегда согласуется с эмпирическими данными. В частности, нефизичные результаты получаются при выходе подповерхностных трещин на поверхность, переходе трещины от поверхностной к угловой, росте трещин в деталях сложной формы или при наличии значительных градиентов напряжений.

Если рассматривается задача реконструкции трещины после реального случая поломки диска, восстановить эволюцию формы фронта трещины можно методами фрактографии по анализу излома [18, 19]. На рис. 1 показана трещина в отверстии диска турбины [18], которая в процессе роста меняет свой вид с полукруглой на угловую, но при этом соотношение полуосей эллипса практически не изменяется. На рис. 2 показана трещина в ступице диска компрессора вблизи шлицевого соединения [19]. Исследование излома показало, что очаг зарождения трещины расположен на доннышке шлицевого паза, далее трещина развивалась от поверхностной полуэллиптической до угловой. При этом соотношение длины полуосей эллипса не оставалось постоянным.

Рис. 1. Развитие трещины в диске турбины ГТД (по данным работы [19]): фотография излома (а) и реконструкция формы фронта трещины (б)

Рис. 2. Развитие трещины в диске компрессора ГТД (по данным работы [18]): фотография излома (а) и реконструкция формы фронта трещины (б)

Описание эволюции формы и размеров трещины в процессе ее развития возможно при численном моделировании методом конечных элементов. Такой анализ весьма трудоемок, так как подразумевает выполнение расчетов напряженно-деформированного состояния с использованием сингулярных конечных элементов и коэффициентов интенсивности напряжений тела с трещинами для каждого малого приращения ее размеров и перестроение конечно-элементной сетки для каждого нового положения фронта трещины [20–24].

В работах [25, 26] описан численный подход (Nibbling Algorithm – алгоритм «отгрызания»), позволяющий в рамках метода конечных элементов рассчитывать геометрию фронта трещины в процессе ее роста, приближенный, не использующий модели механики разрушения и не требующий вычислений КИН. Цель настоящей работы состоит в верификации этого метода по экспериментальным данным, а также по результатам конечно-элементного анализа в рамках механики разрушения.

Методика моделирования процесса распространения трещины с использованием сингулярных конечных элементов

В настоящей работе исследуются трещины нормального отрыва [27, 28], которые распространяются в одной плоскости. Предполагается, что рост трещины при циклическом нагружении может быть описан с помощью соотношений линейной механики разрушения, т.е. выполняются следующие условия [28]: тело на удалении от фронта трещины ведет себя линейно-упруго, пластическая зона вокруг фронта трещины мала по сравнению с ее длиной. В рамках линейной механики разрушения напряженное состояние в окрестности вершины трещины определяется коэффициентом интенсивности напряжений.

Скорость роста трещины при циклическом нагружении зависит от размаха КИН. Эта зависимость – кинетическая диаграмма усталостного разрушения (КДУР) – определяется по результатам испытаний компактных образцов на внецентренное растяжение [27–29]. При этих испытаниях форма фронта трещины близка к прямолинейной и КИН по фронту трещины постоянен. Средний участок КДУР, соответствующий области устойчивого роста трещины, можно описывать уравнением Пэриса [27, 28]:

$$\frac{da}{dN} = CK(a)^n, \quad (1)$$

где K – размах КИН в цикле нагружения; a – размер трещины; N – количество циклов нагружения; C и n – параметры аппроксимации.

При сложной форме эксплуатационного цикла нагружения, характерной для дисков ГТД, влияние подциклов может учитываться с помощью модели линейного суммирования повреждений [30–32].

Зависимость КИН от размера трещины $K(a)$ может быть получена, например, по результатам расчета методом конечных элементов (МКЭ) напряженно-деформированного состояния тела с трещинами разной длины, при этом трещина моделируется как острый разрез, а область, непосредственно прилегающая к фронту трещины, аппроксимируется с использованием сингулярных конечных элементов [20].

При криволинейной форме фронта трещины коэффициент интенсивности напряжений в различных точках фронта может быть различен. В этом случае принимается модель роста трещины, согласно которой скорость роста трещины в каждой точке фронта определяется локальным значением размаха КИН в этой точке. Алгоритм реализации такого подхода в МКЭ [21–22] представляет собой пошаговую процедуру. На каждом j -м шаге вычисляется продвижение фронта трещины за некоторое число циклов нагружения ΔN_j . Для этого выполняется построение конечно-элементной сетки с сингулярными элементами на фронте трещины и рассчитывается КИН в каждом i -м узле на фронте трещины. Далее на этом шаге рассчитывается продвижение трещины Δa_i в этом узле с помощью соотношения, вытекающего из формулы (1):

$$\frac{\Delta a_i}{\Delta N_j} = CK(a_i)^n.$$

Предполагается, что перемещение узлов происходит по нормали к исходному фронту (рис. 3). В новом положении фронта трещины производится его сглаживание, например с помощью сплайнов. Процедура повторяется до достижения трещиной критического размера, при котором механизм усталостного разрушения сменяется статическим доломом.

Рис. 3. Моделирование продвижения фронта трещины

Рис. 4. Двухточечная модель приращения размеров полуэллиптической трещины

Такой метод позволяет без дополнительных допущений о форме фронта трещины определять его последовательные положения с учетом влияния распределения напряжений в зоне роста трещины, ее начальной формы и размеров. Основным недостатком описанного алгоритма является высокая вычислительная трудоемкость. Для ее снижения в настоящей работе в рамках описанного подхода предполагается, что геометрия исследуемых трещин может быть описана дугой эллипса, тогда для прогнозирования формы их фронта достаточно знать значения размаха КИН в точках, лежащих на полуосях этого эллипса, в точках A и B (рис. 4).

Зависимость между приращениями длины и глубины трещины определяется по соотношению [23, 24]

$$\Delta b = \Delta a \left(\frac{K_b}{K_a} \right)^n, \quad (2)$$

где K_a и K_b – КИН в точках фронта A и B; Δb и Δa – приращения размеров трещины в соответствующих направлениях.

Согласно этой модели трещина, которая развивается в однородном поле напряжений, не должна менять своей первоначальной формы, обусловленной размерами и положением очага зарождения трещины. Если же на поверхности детали напряжения выше, чем в глубине, трещина будет стремиться расти по поверхности быстрее, чем вглубь.

Методика упрощенного моделирования распространения трещины (Nibbling Algorithm)

Nibbling Algorithm – метод упрощенного конечно-элементного моделирования процесса распространения трещины [25, 26] – не предполагает моделирования трещины в рамках меха-

ники разрушения. Он представляет собой итерационную процедуру исключения из конечно-элементной модели элементов, характерное напряжение в которых превышает некоторый заданный предел. Исключение элемента производится путем значительного (на несколько порядков) снижения его модуля упругости. Расчетный анализ представляет собой следующий процесс: на первой итерации из модели исключаются конечные элементы в очаге предполагаемой трещины, далее проводится расчет напряженно-деформированного состояния, по результатам которого определяются конечные элементы, подлежащие исключению на следующем этапе. Схематично процесс представлен на рис. 5.

Рис. 5. Схема исключения конечных элементов из модели

В качестве критерия исключения элементов в работах [25, 26] предлагается условие

$$\sigma_i \geq S_f \sigma_{1\max},$$

где σ_i – среднее первое главное напряжение в i -м элементе; S_f – исключаяющий коэффициент, значение которого подбирается эмпирически; $\sigma_{1\max}$ – максимальное значение первого главного напряжения в области распространения трещины.

Рекомендуемое значение исключаяющего коэффициента S_f находится в пределах от 0,75 до 0,98. Чем выше значение коэффициента, тем больше времени требуется для выполнения анализа, однако снижение коэффициента может приводить к снижению точности прогноза, поскольку за одну итерацию из модели будет исключаться большее число элементов, чем при более высоком значении коэффициента.

Преимуществом метода является то, что нет необходимости в неоднократном перестроении конечно-элементной сетки. Очевидным недостатком является то, что кинетика трещины анализируется вне рамок механики разрушения, поэтому рассмотренный метод является инструментом предварительного анализа, который позволяет уменьшить объем расчетов при последующем моделировании трещины.

Экспериментальное исследование изменения формы фронта трещин при циклическом нагружении

С целью получить экспериментальные данные для верификации описанных выше методов моделирования кинетики трещин было проведено исследование изменения формы фронта трещин для двух объектов: призматического образца при циклическом изгибе и цилиндрического образца при циклическом растяжении.

Призматический образец, показанный на рис. 6, изготовлен из титанового сплава, который применяется для изготовления дисков компрессоров. Для его испытаний использовалась экспериментальная установка на базе электродинамического вибростенда, схематично показанная на рис. 7. Образец 1 консольно закреплялся на рабочем столе вибростенда 2. Нагружение проводилось в режиме резонансных колебаний по первой изгибной форме. Амплитуда колебаний задавалась и контролировалась с помощью системы управления вибростендом 3. Размеры трещины на поверхности образца в процессе нагружения контролировались с помощью оптического микроскопа 4. Испытание проводилось при комнатной температуре.

Рис. 6. Призматический образец

Рис. 7. Экспериментальная установка

На верхней поверхности образца вблизи закрепления был нанесен точеный дефект, который служил очагом образования трещины. Трещина развивалась по типу трещины нормального отрыва в плоскости, перпендикулярной оси образца. Амплитуда колебаний выбиралась таким образом, чтобы на первом этапе на поверхности образца появилась видимая в микроскоп усталостная трещина. Затем, по мере роста трещины, амплитуда колебаний ступенчато снижалась так, чтобы на каждой ступени нагружения трещина прорастала на 1–2 мм. Испытание проводилось до разрушения образца, после чего трещина была вскрыта и проведен анализ излома.

На поверхности разрушения видны макролинии, которые позволяют проследить эволюцию фронта трещины; на рис. 8 они обозначены пунктирными линиями, точкой показан начальный дефект. Форма фронта трещины остается полуэллиптической вплоть до ее выхода на боковую поверхность образца. Замеры показали, что в процессе роста трещины происходило изменение соотношения полуосей эллипса – от практически полукруглой формы до полуэллиптической, вытянутой вдоль поверхности. Это связано с наличием характерного для изгиба градиента первого главного напряжения по толщине образца.

Рис. 8. Фотография поверхности излома образца (а) и реконструкция последовательных положений фронта усталостной трещины (б)

Вторым объектом исследования были стандартные цилиндрические образцы, изготовленные из никелевого порошкового сплава, который применяется для изготовления дисков турбин газотурбинных двигателей. Рабочая часть образцов имеет длину 30 мм и диаметр 5 мм. Образцы подвергали испытаниям на сервогидравлической испытательной машине при повышенной температуре. В ходе испытаний образцы нагружались циклически изменяющимся растягивающим усилием с контролем величины размаха деформаций в поперечном сечении.

После разрушения образцов проведено металлографическое исследование их изломов, в результате которого установлено, что очагами зарождения трещин послужили неметалличе-

ские включения [33]. Трещины развивались по типу трещин нормального разрыва в плоскости, перпендикулярной действующему растягивающему усилию. На рис. 9 показаны два типичных варианта поверхности излома: при зарождении трещины под поверхностью и на поверхности образца. Выделяются области, соответствующие усталостному продвижению трещины (зона I), и области, соответствующие статическому долому (зона II).

Рис. 9. Поверхности разрушения цилиндрических образцов с разрушением от внутреннего (а) и поверхностного (б) дефектов

Морфология рельефа поверхности разрушения образцов не позволяет проследить историю изменения формы трещины, однако по границе раздела усталостной и статической зон зафиксировано положение фронтов трещины, предшествующее разрушению. Трещины имеют разную форму, поскольку очаги образования трещин располагаются в разных частях излома. Дiskoобразная внутренняя трещина зародилась от неметаллического включения, расположенного внутри образца. Включение, расположенное на поверхности образца, послужило очагом зарождения поверхностной полукруглой трещины.

Анализ результатов моделирования эволюции формы трещины в образцах

Моделирование распространения трещин в призматическом и цилиндрических образцах проведено двумя описанными выше способами в конечно-элементном пакете ANSYS. При моделировании воспроизводились условия закрепления и нагружения образцов в экспериментах.

Призматический образец при моделировании нагружался изгибающим усилием таким образом, чтобы в зоне нанесенного точечного дефекта было реализовано растяжение. Начальный дефект моделировался в виде полукруглой поверхностной трещины длиной 0,2 мм и глубиной 0,1 мм, а при использовании упрощенного метода из конечно-элементной модели исключены элементы, которые вписываются в полукруг радиусом 0,1 мм. Моделирование велось до длины трещины 14,6 мм, которая соответствует последней четко видимой макролинии на изломе трещины (см. рис. 8) перед изменением ее типа от поверхностной к сквозной.

Расчет с использованием сингулярных элементов проводился для малых приращений длины трещины с вычислением значений КИН на поверхности и в глубине трещины. По формуле (2) определялось соотношение приращения длины и глубины трещины. Результаты моделирования приведены на рис. 10. На начальном этапе при малом размере трещины сохраняется ее полукруглая форма, однако по мере роста соотношение полуосей эллипса, которым описывается фронт трещины, меняется – трещина вытягивается вдоль поверхности пластины. Полученная картина совпадает с приведенными на рис. 8 экспериментальными данными.

Расчет методом упрощенного конечно-элементного моделирования процесса распространения трещины (Nibbling Algorithm) позволяет получить положение фронта трещины на каж-

дой итерации расчета. На рис. 11 показаны результаты моделирования этим методом. Трещина в начале своего роста имеет полукруглую форму, постепенно вытягиваясь в длину. До достижения трещиной длины 10,5 мм результаты моделирования этим методом совпадают с результатами, полученными экспериментально. Когда глубина трещины достигает половины толщины образца (положение нейтральной линии сечения), приращение области разрушения происходит только вдоль поверхности пластины и реальная глубина трещины не воспроизводится.

Рис. 10. Последовательные положения фронта трещины в призматическом образце: красные линии – расчет МКЭ с применением сингулярных элементов, черные линии – эксперимент

Рис. 11. Последовательные положения фронта трещины в призматическом образце. Расчет методом упрощенного конечно-элементного моделирования процесса распространения трещины (Nibbling Algorithm)

Моделирование распространения трещин в цилиндрических образцах также проведено обоими описанными выше методами. Поскольку в сечении образца реализуется однородное поле растягивающих напряжений, трещины во время роста не меняют свою форму (рис. 12). Вне зависимости от метода моделирования получены результаты, которые удовлетворительно согласуются с результатами эксперимента.

Рис. 12. Результаты моделирования роста трещин в цилиндрических образцах с разрушением от внутреннего (а) и поверхностного (б) дефектов: эксперимент 1, МКЭ с применением сингулярных элементов 2, метод упрощенного моделирования (Nibbling Algorithm) 3

Таким образом, приведенные экспериментальные данные и результаты моделирования показывают, что оба метода моделирования позволяют воспроизвести формы фронта в процессе роста усталостных трещин, показывая удовлетворительную сходимость с результатами эксперимента. Метод упрощенного моделирования (Nibbling Algorithm) формы трещины позволяет сократить время на подготовку, проведение и анализ результатов расчетов циклического

ресурса деталей. В то же время следует отметить, что метод Nibbling Algorithm – приближенный и его следует применять с осторожностью.

Библиографический список

1. Aircraft Accident Report – United Airlines Flight 232 McDonnell Douglas DC-10-10 Sioux Gateway Airport, Sioux City, Iowa, July 19, 1989 / National Transportation Safety Board, NTSB/AAR-90/06. Washington, D.C. – 1990.
2. Safety Recommendation / National Transportation Safety Board. Federal Aviation Administration Washington, D.C. 20591. – 1991. – 2 p.
3. Inozemtsev A.A., Polatidi L.B., Andreychenko I.L. Life validation strategy // Proceed. of 29th Congr. of the Int. Council of the Aeronautical Sci. – 2014. – P. 3141.
4. Ножницкий Ю.А. Методы подтверждения ресурса основных деталей авиационных газотурбинных двигателей // Научно-технические ведомости СПбГТУ. – СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2003. – № 2(33). – С. 84.
5. Потапов С.Д., Перепелица Д.Д. Определение ресурсных показателей основных деталей авиационных двигателей на основе методики остаточной долговечности [Электронный ресурс] // Двигатель. – 2010. – № 5(71). – URL: <http://engine.aviaport.ru/issues/71/page28.html>.
6. Spence S.H., Evans W.J., Goulding A. Fatigue lifing methodology to enhance the structural integrity of critical components in gas turbine engines // Proceed. of ECF-10. – Berlin, 1994. – P. 1471–1480.
7. Methods for crack growth testing in gas turbine engine disc materials / W. Waliace, I.O. Raizenne, A.E. Koul., I.R. Pishva // Anal. and Test. Methodol. Des. Adv. Mater. Proc. Int. Conf. ATMAN'87, Montreal, Aug. 26–28, 1987. – Amsterdam, 1988. – P. 57–77.
8. Прогнозирование развития трещин в дисках ГТД в условиях циклических упругопластических деформаций / Н.Н. Вассерман, И.Л. Андрейченко, А.М. Ратчиев [и др.] // Техника машиностроения. – 2000. – № 5. – С. 18–20.
9. Нихамкин М.Ш. Закономерности развития поверхностных трещин в дисках газотурбинных двигателей // Техника машиностроения. – 2000. – № 5. – С. 15–17.
10. Нихамкин М.Ш., Вятчанин Д.А. Моделирование процесса развития подповерхностной усталостной трещины на стадии выхода на поверхность // Аэрокосмическая техника и высокие технологии. – Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2007. – С. 216–219.
11. Моделирование разрушения гранулируемого никелевого сплава при малоцикловом нагружении / В.Т. Алымов, А.В. Фишгойт, Г.В. Шашурин, М.М. Хрущов // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. – 2007. – Т. 73, № 4. – С. 53–55.
12. Нихамкин М.Ш., Вятчанин Д.А. Вероятностная оценка циклической долговечности дисков ГТД из гранулируемых материалов // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2008. – № 1. – С. 70–71.
13. Потапов С.Д., Перепелица Д.Д. Опыт использования программы DARWIN для оценки скорости роста трещин в основных деталях авиационных двигателей // Вестник УГАТУ. Машиностроение. – 2011. – Т. 15, № 1(41). – С. 60–63.
14. Development of a probabilistic design system for gas turbine rotor integrity / McClung [et al.] // The Seventh Int. Fatigue Conf., Beijing, China, June 8–12, 1999. – China, 1999. – P. 6.
15. Enright M.P., R. Craig McClung, Luc Huyse. A probabilistic framework for riskprediction of gas turbine engine components with inherent or induced material anomalies // Proceed. of GT2005 ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air, June 6–9, 2005. – Reno-Tahoe, Nevada, USA, 2005. – Paper № GT2005-68982. – 8 p.
16. DARWIN Theory Version 9.1 / Southwest Research Institute. – San Antonio, 2017. – August.
17. Глушков С.В., Скворцов Ю.В., Перов С.Н. Сравнение результатов решения задачи механики разрушения для трубы с несквозной трещиной // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2014. – № 3. – С. 39–49.
18. Фрактографические методы определения остаточного ресурса дисков авиационных газотурбинных двигателей / Ю.А. Ножницкий, Н.В. Туманов, С.А. Черкасова, М.А. Лаврентьева // Вестник УГАТУ. Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки ЛА. – 2011. – Т. 15, № 4(44). – С. 39–45.
19. Шанявский А.А., Лосев А.И. Кинетика усталостных трещин в компрессорных дисках авиационных ГТД из титановых сплавов // Тр. ГосНИИ ГА. – 1991. – Вып. 297. – С. 53–64.
20. Морозов Е.М., Муйземнек А.Ю., Шадский А.С. ANSYS в руках инженера: Механика разрушения. – М.: ЛЕНАНД, 2018. – 456 с.

21. Branco R., Antunes F.V. Finite element modelling and analysis of crack shape evolution in mode-I fatigue Middle Cracked Tension specimens // *Eng. Fracture Mech.* – 2008. – No. 75. – P. 3020–3037.
22. Numerical prediction of crack front shape during fatigue propagation considering plasticity-induced crack closure / Gardin Catherine, Fiordalisi Saverio, Sarrazin-Baudoux Christine, Gueguen Mikael, Petit Jean // *Int. J. of Fatigue.* – 2016. – No. 88. – P. 68–77.
23. Storgårds Erik, Simonsson Kjell, Sjöström Sören. Three-dimensional crack growth modelling of a Ni-based superalloy at elevated temperature and sustained loading // *Theoretical and Appl. Fract. Mech.* – 2016. – No. 81. – P. 2–10.
24. Lin X.B., Smith R.A. Fatigue analysis for corner cracks at fastener holes // *Eng. Frac. Mech.* – 1998. – No. 59. – P. 73–87.
25. Peng D., Jones R. Finite element method study on the squats growth simulation // *Appl. Mathems.* – 2013. – No. 4. – P. 29–38.
26. A simple method based for computing crack shapes / D. Peng, P. Huanga, R. Jones, A. Bowlerb, D. Edwards // *Eng. Failure Analysis.* – 2016. – No. 59. – P. 41–56.
27. Броек Д. Основы механики разрушения: пер. с англ. – М.: Высш. шк., 1980. – 368 с.
28. Матвиенко Ю.Г. Модели и критерии механики разрушения. – М.: Физматлит, 2006. – 328 с.
29. Узбяков Д.М. Исследование характеристик циклической трещиностойкости гранульного сплава на никелевой основе с разной фракцией гранул // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника.* – 2015. – № 40. – С. 122–134. DOI: 10.15593/2224-9982/2015.40.07
30. Малоцикловая усталость и циклическая трещиностойкость никелевого сплава при нагружении, характерном для дисков турбин / А.А. Иноземцев, А.М. Ратчиев, М.Ш. Нихамкин, А.В. Ильиных, В.Э. Вильдеман, М.А. Вятчанин // *Тяжелое машиностроение.* – 2011. – № 4. – С. 30–33.
31. Экспериментальная проверка модели суммирования повреждений при циклическом нагружении дисков турбин / А.А. Иноземцев, М.Ш. Нихамкин, А.В. Ильиных, А.М. Ратчиев // *Изв. Самар. науч. центра РАН.* – 2012. – Т. 14, № 4–5. – С. 1372–1375.
32. Nikhamkin M., Ilinykh A. Low cycle fatigue and crack grow in powder nickel alloy under turbine disk wave form loading: validation of damage accumulation model // *Appl. Mech. and Materials.* – 2014. – Vol. 467. – P. 312–316.
33. Самсонова О.В., Иманаева А.В., Лямина Е.С. Анализ методов моделирования формы трещины на примере образцов, разрушенных в ходе испытаний на малоцикловую усталость // *Деформация и разрушение материалов и наноматериалов: VII Междунар. конф., Москва, 7–10 ноября 2017 г. / ИМЕТ РАН.* – М., 2017. – С. 740–741.

References

1. National Transportation Safety Board (1990). "Aircraft Accident Report - United Airlines Flight 232 McDonnell Douglas DC-10-10 Sioux Gateway Airport, Sioux City, Iowa, July 19, 1989," National Transportation Safety Board, NTSB/AAR-90/06, Washington, DC, 1990.
2. National Transportation Safety Board, Washington, D.C. 20594, Federal Aviation Administration Washington, D.C. 20591, Safety Recommendation, 17.09.1991, 2 p.
3. Inozemtsev A.A., Polatidi L.B., Andreychenko I.L. Life validation strategy // *Proceedings of 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, 2014, P. 3141.
4. Nozhnitskiy Yu.A. Metody podtverzheniya resursa osnovnykh detaley aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley [Methods for confirming the life of the main parts of aircraft gas turbine engines]. St. Petersburg State Polytechnic University Journal of Engineering Science and Technology, 2003, no. 2(33)/2003.
5. Potapov S.D., Perepelitsa D.D. Opredeleniye resursnykh pokazateley osnovnykh detaley aviatsionnykh dvigateley na osnove metodiki ostatochnoy dolgovechnosti [Determination of resource indicators of the main parts of aircraft engines based on the method of residual durability]. *Dvigatel*, 2010, no. 5 (71).
6. Spence S.H., Evans W.J., Goulding A. Fatigue Lifting methodology to Enhance the Structural Integrity of Critical Components in Gas Turbine Engines. *Proceedings of ECF-10. Berlin (1994)*, pp. 1471-1480.
7. W. Waliace, I.O. Raizenne., A.E Koul., I.R Pishva. Methods for crack growth testing in gas turbine engine disc materials // *Anal. and Test. Methodol. Des. Adv. Mater. Proc. Int. Conf.*, Montreal, Aug. 26-28, 1987 ATMAN'87, Amsterdam, 1988, pp. 57-77.

8. Vasserman N.N, Andreychenko I.L, Ratchiyev A.M. i dr. Prognozirovaniye razvitiya treshchin v diskakh GTD v usloviyakh tsiklicheskih uprugoplasticheskikh deformatsiy [Prediction of the development of cracks in GTD disks under cyclic elastoplastic deformations]. *Tekhnika mashinostroyeniya*, 2000, no. 5, pp. 18-20.
9. Nikhamkin M.Sh. Zakonomernosti razvitiya poverkhnostnykh treshchin v diskakh gazoturbinnnykh dvigateley [Patterns of development of surface cracks in the disks of gas turbine engines]. *Tekhnika mashinostroyeniya*, 2000, no. 5, pp. 15-17.
10. Nikhamkin M.Sh., Vyatchanin D.A. Modelirovaniye protsessa razvitiya podpoverkhnostnoy ustalostnoy treshchiny na stadii vykhoda poverkhnost [Modeling the development of a subsurface fatigue crack at the exit stage surface]. *Aerokosmicheskaya tekhnika i vysokieye tekhnologii*, Perm, 2007, pp. 216-219.
11. Alymov V.T., Fishgoyt A.V., Shashchirin G.V., Khrushchov M.M. Modelirovaniye razrusheniya granuliruyemogo nikelovogo splava pri malotsiklovom nagruzhenii [Modeling the destruction of a granular nickel alloy under low-cycle loading]. *Zavodskaya laboratoriya. Diagnostika materialov*, 2007, no. 4, vol. 73, pp. 53-55.
12. Nikhamkin M.Sh., Vyatchanin D.A. Veroyatnostnaya otsenka tsiklicheskoй dolgovechnosti diskov GTD iz granuliruyemykh materialov [The probabilistic assessment of the cyclic durability of GTE disks from granular materials]. *Russian Aeronautics*, 2008, no. 1, pp. 70-71.
13. Potapov S.D., Perepelitsa D.D. Opyt ispol'zovaniya programmy DARWIN dlya otsenki skorosti rosta treshchin v osnovnykh detalyakh aviatsionnykh dvigateley [Experience of using the DARWIN program to assess the crack growth rate in the main parts of aircraft engines]. *Vestnik UGATU. Mashinostroyeniye*, 2011, vol. 15, no. 1(41), pp. 60-63.
14. McClung et al. Development of a Probabilistic Design System for Gas Turbine Rotor Integrity. The Seventh International Fatigue Conference Beijing, China, June 8-12, 1999.
15. Michael P. Enright, R. Craig McClung, Luc Huyse (2005). A Probabilistic Framework for Risk Prediction of Gas Turbine Engine Components with Inherent or Induced Material Anomalies // *Proceedings of GT2005 ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air* June 6-9, 2005, Reno-Tahoe, Nevada, USA, Paper № GT2005-68982, 8 p.
16. Southwest Research Institute, DARWIN Theory Version 9.1, San Antonio, TX, August 2017.
17. Glushkov S.V., Skvortsov Yu.V., Perov S.N. Sravneniye rezul'tatov resheniya zadachi mekhaniki razrusheniya dlya truby s neskvoznoy treshchinoy [Comparison of the results of solving the problem of fracture mechanics for a pipe with a non-through crack]. *PNRPU Mechanics Bulletin*, 2014, no. 3, pp. 39-49.
18. Nozhnitskiy Yu.A., Tumanov N.V., Cherkasova S.A., Lavrent'yeva M.A. Fraktograficheskiye metody opredeleniya ostatochnogo resursa diskov aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley [Fractographic methods for determining the residual resource of aircraft gas turbine engine disks]. *Vestnik UGATU. Teplovyye, elektroraketnyye dvigateli i energoustanovki LA*, 2011, vol. 15, no. 4(44), pp. 39-45.
19. Shanyavskiy A.A., Losev A.I. Kinetika ustalostnykh treshchin v kompressornykh diskakh aviatsionnykh GTD iz titanovykh splavov [Kinetics of fatigue cracks in compressor disks of aircraft gas turbine engines from titanium alloys]. *Sbornik nauchnykh trudov gosudarstvennogo nauchno-issledovatel'skogo instituta grazhdanskoй aviatsii*, no. 297, 1991, pp. 53-64.
20. Morozov E.M., Muzyemnek A.Yu., Shadskiy A.S. ANSYS v rukakh inzhenera: Mekhanika razrusheniya [ANSYS in the Engineer's Hands: Fracture Mechanics]. Moscow: *LENAND*, 2018, 456 p.
21. Branco R., Antunes F.V. Finite element modelling and analysis of crack shape evolution in mode-I fatigue Middle Cracked Tension specimens // *Engineering Fracture Mechanics*, no. 75 (2008), pp. 3020-3037.
22. Gardin Catherine, Fiordalisi Saverio, Sarrazin-Baudoux Christine, Gueguen Mikael, Petit Jean. Numerical prediction of crack front shape during fatigue propagation considering plasticity-induced crack closure // *International Journal of Fatigue*, no. 88 (2016), pp. 68-77.
23. Storgårds Erik, Simonsson Kjell, Sjöström Sören. Three-dimensional crack growth modelling of a Ni-based superalloy at elevated temperature and sustained loading // *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, no. 81 (2016), pp. 2-10.
24. Lin X. B., Smith R. A. Fatigue analysis for corner cracks at fastener holes // *Engineering Fracture Mechanics*, no. 59 (1998), pp. 73-87.
25. Peng D., Jones R., Finite element method study on the squats growth simulation // *Applied Mathematics*, 2013, no. 4, pp. 29-38.
26. Peng D., Huang P., Jones R., Bowlerb A., Edwards D. A simple method based for computing crack shapes // *Engineering Failure analysis*, no. 59 (2016), pp. 41-56.

27. Broyek D. Osnovy mekhaniki razrusheniya [Fundamentals of fracture mechanics]. Moscow: Vysshaya Shkola, 1980, 368 p.
28. Matviyenko Yu.G. Modeli i kriterii mekhaniki razrusheniya [Models and criteria of fracture mechanics]. Moscow: FIZMATLIT, 2006, 328 p.
29. Uzbyakov D.M. Issledovaniye kharakteristik tsiklicheskoй treshchinostoykosti granul'nogo splava na nikelovoy osnove s raznoy fraktsiyey granul [Study of the cyclic fracture toughness characteristics of a nickel-based granular alloy with a different fraction of granules]. PNRPU Aerospace Engineering Bulletin, 2015, no. 40, pp. 122-134. DOI: 10.15593/2224-9982/2015.40.07
30. Inozemtsev A.A., Ratchiyev A.M., Nikhamkin M.Sh., Il'nykh A.V., Vil'deman V.E., Vyatchanin M.A. Malotsiklovaya ustalost i tsiklicheskaya treshchinostoykost nikelovogo splava pri nagruzhении, kharakternom dlya diskov turbin [Low-cycle fatigue and cyclic fracture toughness of a nickel alloy under loading typical of turbine disks]. Tyazheloye mashinostroyeniye, 2011, no. 4, pp. 30-33.
31. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.Sh., Il'nykh A.V., Ratchiyev A.M. Eksperimentalnaya proverka modeli summirovaniya povrezhdeniy pri tsiklicheskom nagruzhении diskov turbin [Experimental verification of the damage accumulation model during cyclic loading of turbine disks]. Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences (RAS SamSC), 2012, vol. 14, no. 4-5, pp. 1372-1375.
32. Nikhamkin M., Il'nykh A. Low cycle fatigue and crack grow in powder nickel alloy under turbine disk wave form loading: validation of damage accumulation model // Applied Mechanics and Materials, 2014, vol. 467, pp. 312-316.
33. Samsonova O.V., Imanayeva A.V., Lyamina E.S. Analiz metodov modelirovaniya formy treshchiny na primere obraztsov, razrushennykh v khode ispytaniy na malotsiklovuyu ustalost [Analysis of methods for modeling the shape of a crack using samples destroyed in low-cycle fatigue tests]. VII International Conference «Deformatsiya i razrusheniye materialov i nanomaterialov», Moscow, 7-10 nov. 2017, Proceedings, Moscow: IMET RAN, 2017, pp. 740-741.

Сведения об авторах

Самсонова Ольга Валерьевна (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29; e-mail: lga.samsonova.avid@gmail.com).

Нихамкин Михаил Шмерович (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор, заместитель завкафедрой «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: nikhamkin@mail.ru).

Конев Иван Петрович (Пермь, Россия) – старший преподаватель кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29; e-mail: konev@perm.ru).

About the authors

Olga V. Samsonova (Perm, Russian Federation) – PhD Student of Aircraft Engines Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: olga.samsonova.avid@gmail.com).

Michail Sh. Nikhamkin (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Deputy Head of Aircraft Engines Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: nikhamkin@mail.ru).

Ivan P. Konev (Perm, Russian Federation) – Senior Lecturer of Aircraft Engines Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: konev@perm.ru).

Получено 24.06.2019