



ВЕСТНИК ПНИПУ. МЕХАНИКА

№ 2, 2021

PNRPU MECHANICS BULLETIN

<https://ered.pstu.ru/index.php/mechanics/index>



DOI: 10.15593/perm.mech/2021.2.18

УДК 620.169.1

РАЗВИТИЕ ТРЕЩИНЫ В ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ДИСКА ТУРБИНЫ ГТД ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ УСЛОВИЯХ НАГРУЖЕНИЯ

Р.Р. Яруллин, В.Н. Шлянников, А.Г. Суламанидзе

Институт энергетики и перспективных технологий, ФИЦ Казанский научный центр РАН, Казань, Россия

О СТАТЬЕ

Получена: 20 октября 2020 г.

Принята: 12 мая 2021 г.

Опубликована: 12 июля 2021 г.

Ключевые слова:

зона концентрации напряжений, диск турбины, имитационное моделирование, поверхностная трещина, ступенчатое нагружение, разность потенциалов, температура, скорость роста трещины.

АННОТАЦИЯ

Представлены результаты экспериментальных исследований развития поверхностных трещин в имитационной модели диска турбины газотурбинного двигателя (ГТД) при циклическом растяжении в условиях нормальных и повышенных температур. Проведено обоснование геометрии имитационной модели, воспроизводящей концентратор напряжений в виде крепежного отверстия под стяжной болт в диске турбины ГТД. С целью обеспечения подобия начальной поврежденности имитационной модели и полноразмерного диска турбины в плоскости симметрии концентратора напряжения выполнен несквозной надрез полуэллиптической формы от контура отверстия по направлению к центру диска. Условия нагружения имитационной модели подобраны по результатам сравнительного анализа напряженно-деформированного состояния (НДС) в зоне отверстия для имитационной модели и крепежного отверстия полноразмерного диска турбомшины. В результате испытаний имитационной модели при комнатной и повышенной температурах получены экспериментальные зависимости положения фронтов развивающейся трещины от значенной разности потенциалов на берегах трещины. Установленные положения и размеры фронтов трещины положены в основу численного расчета параметров сопротивления разрушению. В порядке численных исследований рассмотрены 10 трехмерных конечно-элементных расчетных схем с различными положениями и размерами фронтов трещины. Результаты численных расчетов на основе метода конечных элементов (МКЭ) были использованы для определения распределений упругих коэффициентов интенсивности напряжений (КИН) вдоль каждого фронта трещины. Для условий нормальных и повышенных температур экспериментально получены характеристики скорости роста трещины как на свободной поверхности, так и в наиболее глубокой точке фронта. Предложена методика автоматизации проведения испытаний, моделирующих длительное пребывание материала диска под нагрузкой при повышенных температурах.

© ПНИПУ

© Яруллин Рустам Раисович – к.т.н., с.н.с, e-mail: yarullin_r@mail.ru, [iD: 0000-0001-8975-1756](#).

Шлянников Валерий Николаевич – д.т.н., проф., e-mail: shlyannikov@mail.ru, [iD: 0000-0003-2468-9300](#).

Суламанидзе Александр Гелаевич – м.н.с., e-mail: agsulamanidze@yandex.ru, [iD: 0000-0002-8420-0354](#).

Rustam R. Yarullin – CSc in Technical Sciences, Senior Researcher, e-mail: yarullin_r@mail.ru,

[iD: 0000-0001-8975-1756](#).

Valery N. Shlyannikov – Doctor of Technical Sciences, Professor, e-mail: shlyannikov@mail.ru,

[iD: 0000-0003-2468-9300](#).

Aleksandr G. Sulamanidze – Junior Researcher, e-mail: agsulamanidze@yandex.ru, [iD: 0000-0002-8420-0354](#).



Эта статья доступна в соответствии с условиями лицензии Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

This work is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

THE CRACK GROWTH IN THE IMITATION MODEL OF A GTE TURBINE DISK UNDER OPERATING LOADING CONDITIONS

R.R. Yarullin, V.N. Shlyannikov, A.G. Sulamanidze

Institute of Power Engineering and Advanced Technologies, FRC Kazan Scientific Center,
Russian Academy of Sciences, Kazan, Russian Federation

ARTICLE INFO

Received: 20 October 2020

Accepted: 12 May 2021

Published: 12 July 2021

Keywords:

stress concentration zone, turbine disk, imitation modeling, surface crack, block-type loading, drop potential method, temperature, crack growth rate.

ABSTRACT

The paper presents the experimental results of growing surface cracks in the turbine disk of a gas turbine engine (GTE) under cyclic tension at room and elevated temperatures. The geometry of the imitation model of the GTE turbine disk with a stress concentration zone in the form of a bolt hole was justified. In order to ensure the similarity of the initial damage of the imitation model and the GTE turbine disc in the plane of symmetry of the stress concentration zone, a semi-elliptical notch was made. The loading conditions of the imitation model were developed based on results of a comparative stress-strain state (SSS) analysis of the stress concentration zone of the imitation model and the GTE turbine disc. As a result of the fatigue test of the imitation model at room and elevated temperatures, the experimental positions and sizes of the crack fronts with respect to the drop potential signal on the crack edges were obtained. The fixed positions and sizes of the crack fronts were used as the basis for the numerical calculation of the fracture resistance parameters. For the numerical studies, ten three-dimensional finite element models with different positions and sizes of the crack fronts were considered. The numerical calculation results based on the finite element method were used to determine the distributions of the elastic stress intensity factors along each crack front. The crack growth rate characteristics both on the free surface and at the deepest point of the crack front were obtained at room and elevated temperature conditions. A technique for the automation tests that simulate the block-type loading of the disk material at elevated temperatures was proposed.

© PNRPU

Введение

Повышение требований к параметрам работы и стремление к снижению веса авиационных ГТД обуславливают усиление термической и механической напряженности их деталей, что, в свою очередь может приводить к уменьшению их долговечности и ограничению ресурса ГТД в целом. Как правило, ресурс ГТД лимитируют наиболее нагруженные роторные детали, такие как рабочие лопатки и диски турбин.

Особенности применяемых на некоторых типах ГТД конструкций дисков турбин приводят к тому, что материал дисков в зонах концентрации напряжений работает в упругопластической области и основным фактором, определяющим долговечность дисков, являются процессы малоциклового усталости материала. В области малоциклового усталости большая часть долговечности детали приходится на ее работу с трещиной, что подразумевает эксплуатацию конструкции по принципу безопасного повреждения [1–5].

Согласно данному принципу при прогнозировании ресурса роторных деталей ГТД ответственного назначения необходимо, основываясь на установленных закономерностях развития трещин в зависимости от изменения параметров работы машин в процессе длительной наработки, учитывать опыт эксплуатации машин аналогичного типа, деградацию механических характеристик материала и характеристик сопротивления разрушению при различных видах нагружения и условий эксплуатации [6]. При этом подобные оценки

должны иметь консервативный характер в отношении возможных превышений таких параметров, как, например, температура или уровень напряжений.

В настоящее время одним из перспективных методов получения информации о процессах накопления и развития повреждений в условиях, моделирующих эксплуатационные, является имитационное моделирование. В работе [7] проведен подробный литературный обзор применения методов имитационного моделирования в авиации и энергетике с 80-х гг. до настоящего времени. Показано, что имитационное моделирование является альтернативой испытаниям дорогостоящих натуральных конструкций. Авторами сформулированы основные принципы имитационного моделирования условий эксплуатации элементов турбомашин, заключающиеся в создании усовершенствованной расчетной схемы исследуемой конструкции, воспроизведении эквивалентного напряженного состояния в имитационной модели, воспроизведении эквивалентного эксплуатационному НДС в контрольных зонах имитационной модели, соблюдении соответствия экспериментального и эксплуатационного профиля нагружения, обеспечении металлографической и фрактографической идентичности характера разрушения, воспроизведении состояния поверхности исследуемой критической зоны.

Реализация принципов имитационного моделирования в приложении к анализу эксплуатационного повреждения диска компрессора низкого давления ГТД Д-36 продемонстрирована в работе [8]. Установлено, что результаты численного анализа и экспериментальных ис-

следований, основанных на подходе имитационного моделирования, могут быть применены для оценки параметров сопротивления разрушению в области вершины трещины, а также для калибровки современных моделей скорости роста трещин и прогнозирования остаточной долговечности дисков турбомашин при упругопластическом деформировании.

Численное обоснование геометрии и условий нагружения имитационной модели критической области диска турбины ГТД НК-8-2У с эксплуатационным повреждением проведено в работе [9]. Представлен анализ известных способов испытания дисков турбин с помощью методов имитационного моделирования. Определены требования к геометрии имитационной модели диска ГТД. На этой основе предложены и исследованы различные варианты геометрий имитационных моделей и способы их нагружения. Обоснован оптимальный способ моделирования критической зоны концентрации напряжений в области сквозного отверстия в ступице диска.

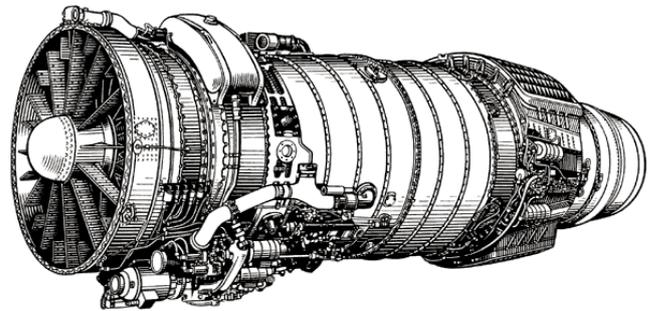
Целью настоящей работы является обоснование применения имитационной модели диска турбины ГТД с концентратором напряжений в виде крепежного отверстия под стяжной болт путем проведения экспериментальных исследований при циклическом растяжении в условиях нормальных и повышенных температур и получение характеристик скорости роста трещины в условиях, моделирующих эксплуатационные.

1. Объект исследования

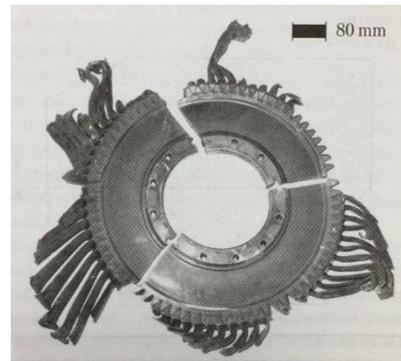
Согласно [5] развитие усталостных трещин в эксплуатации имело место в дисках III ступени турбины низкого давления (ТНД) двигателя НК-8-2У (рис. 1, а) на самолетах Ту-154Б в зонах высокой концентрации напряжений по отверстиям крепления дисков к валу двигателя. Как показала практика эксплуатации таких дисков, именно у крепежных отверстий возникают усталостные трещины, которые в последующем распространяются в направлении ступичной части диска к валу, и происходит разрушение самого диска (рис. 1, б). Автором [5] были проанализированы закономерности зарождения и распространения трещин в эксплуатации на 11 дисках III ступени и представлены данные по наработке дисков, количеству отверстий с трещинами, количеству трещин в отверстиях, ширине трещин по поверхности отверстий.

В связи с большим опытом эксплуатации турбомашин данного типа объектом исследования в данной работе является имитационная модель диска турбины ГТД НК-8-2У, имеющая концентратор напряжений в виде отверстия, имитирующего сквозное отверстие под стяжной болт в полноразмерном диске турбомашин (рис. 2, а). Геометрия имитационной модели диска турбины обоснована в работе [9] на основании анализа НДС диска турбины двигателя НК-8-2У для условий взлетного режима и рекомендована для проведения испытаний с целью воспроизведения эксплуатационных

условий нагружения. На рис. 2, а приняты следующие обозначения: 1 – имитационная модель диска турбины; 2 – отверстие в имитационной модели, являющееся концентратором напряжений; 3 – исходный надрез, моделирующий начальную несквозную поверхностную трещину полуэллиптической формы (где a – глубина трещины, $2c$ – длина трещины); 4 – радиальный разрез; 5 – кромка имитационной модели; 6, 7 – крепежные отверстия, t – толщина, B – ширина имитационной модели.



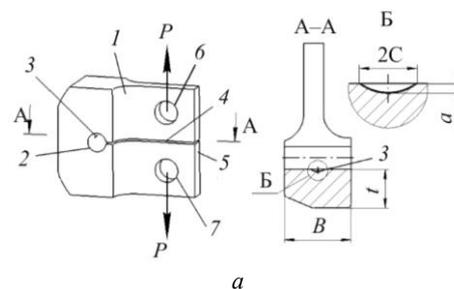
а



б

Рис. 1. Двигатель НК-8-2У (а), разрушенный диск III ступени (б)

Fig. 1. NK-8-2U GTE (a), the disc of III stage after failure (b)



а



б

Рис. 2. Эскиз имитационной модели диска турбины (а), изготовленная имитационная модель (б) [17]

Fig. 2. Design of the turbine disk's imitation model (a), the manufactured imitation model (b)

С целью обеспечения подобия начальной поврежденности имитационной модели диска турбины и полноразмерного диска турбины в плоскости симметрии концентратора напряжения, отверстия под стяжной болт, выполнен несквозной надрез полуэллиптической формы от контура отверстия по направлению к центру диска. При этом соотношение ширины исходного надреза на цилиндрической поверхности и его глубины по направлению к центру диска составило 6:1. С диаметрально противоположной надрезу стороны отверстия выполнен радиальный разрез имитационной модели диска турбины до его кромки, что позволяет нагружать имитационную модель по схеме внецентренного растяжения-сжатия путем приложения к крепежным отверстиям нагрузки P . Взаимное расположение и геометрические параметры крепежных отверстий проектируют на основе прочностного и численного анализа имитационной модели диска турбины таким образом, чтобы не оказывать влияние на зону концентрации напряжений и исключить разрушение имитационной модели диска турбомашин в местах крепления.

Габаритные размеры имитационной модели диска турбины спроектированы в масштабе и уменьшены по отношению к натурному диску в соответствии с условиями подобия механических испытаний [10]. Габаритные размеры изготовленной имитационной модели диска турбины (рис. 2, б) составили: 69,0×56,0×27,6 мм, диаметр сквозного отверстия-концентратора напряжения 9,6 мм. Подобные размеры имитационной модели позволили поместить ее в высокотемпературную печь и провести испытания при повышенной температуре.

Имитационная модель изготовлена из материала, соответствующего материалу полноразмерного диска турбины с соблюдением условий подобия габаритов и расположения концентратора напряжений в виде сквозного отверстия. Материалом диска является жаропрочный сплав ХН73МБТЮВД (ЭИ698-ВД). Основные механические характеристики рассматриваемого сплава при комнатной (+23 °С) и повышенной (+650 °С) температурах были определены по результатам испытаний стандартных образцов согласно ГОСТ 1497 и ГОСТ 9651 соответственно. Полученные результаты приведены в табл. 1, где E – модуль упругости; $\sigma_{0,2}$ – предел текучести; σ_b – предел прочности; δ – относительное удлинение; ψ – относительное сужение; α и n – параметры упрочнения материала по модели Рамберга – Осгуда.

Таблица 1

Основные механические свойства сплава ЭИ698-ВД при различных температурах

Table 1

Main mechanical properties of EI698-VD alloy at different temperatures

Материал	$t, ^\circ\text{C}$	$\sigma_{0,2}, \text{МПа}$	$\sigma_b, \text{МПа}$	α	n	$E, \text{ГПа}$	$\delta, \%$	$\psi, \%$
ЭИ698-ВД	+23	780	1232	2,095	4,16	180	35	50
	+650	765	1128	1,40	5,38	152	14	18

Механические свойства при комнатной температуре по всем показателям соответствуют требованиям нормативной документации на новые диски [11]. Результаты испытаний при повышенной температуре показали незначительное уменьшение характеристик, что свидетельствует о высокой жаропрочности материала поковки.

2. Условия нагружения имитационной модели диска турбомашин

Задача имитационной модели диска турбомашин – воспроизведение в процессе лабораторных испытаний эксплуатационного НДС, поврежденности в критической зоне ступицы диска турбины и определение его долговечности. Для достижения поставленной задачи, согласно способу испытания на прочность диска турбомашин, имеющего концентраторы напряжений в виде отверстий, и устройства для его осуществления [12], к имитационной модели необходимо приложить нагружение в виде циклических растягивающих ступенчато-возрастающих нагрузок, числовые величины которых и моменты перехода на следующую ступень нагрузки определяют по методу конечных элементов.

На основании анализа НДС диска III ступени турбины двигателя НК-8-2У, выполненного авторами [13] с использованием программного комплекса ANSYS [14], и анализа НДС в контрольных зонах имитационной модели [9] был предложен способ определения нагрузок, прикладываемых к имитационной модели, который представлен на рис. 3.

На рис. 3 линией 2 показана кривая распределения эквивалентных напряжений в имитационной модели диска турбины от контура отверстия по направлению к центру диска x при начальной нагрузке P_0 . Из рисунка следует, что распределения эквивалентных напряжений в имитационной модели диска турбины совпадают с распределениями эквивалентных напряжений полноразмерного диска турбины (линия 1 на рис. 3) лишь до некоторого удаления от контура отверстия. Далее по направлению к центру диска x наблюдается значительное снижение уровня эквивалентных напряжений в имитационной модели диска турбины. Это связано с тем, что приложение к имитационной модели диска турбины нагрузки P_0 приводит к возникновению на некотором удалении от сквозного отверстия сжимающих напряжений, что не соответствует НДС ступицы дисков турбины в эксплуатации. Следовательно, для обеспечения соответствия НДС имитационной модели диска турбины и НДС ступичной зоны полноразмерного диска турбины, в которой располагается отверстие, необходимо прикладывать к имитационной модели диска турбины ступенчатые нагрузки $P_0 < P_i < P_n$ (линии 2, 3, 4 на рис. 3). При этом количество ступеней нагружения (линия 5 на рис. 3) зависит от ширины ступичной зоны полноразмерного диска турбины, а моменты перехода

на следующие ступени зависят от текущей глубины трещины a в направлении x и определяются точками пересечения кривых 2, 3, 4 с кривой 1 (рис. 3).

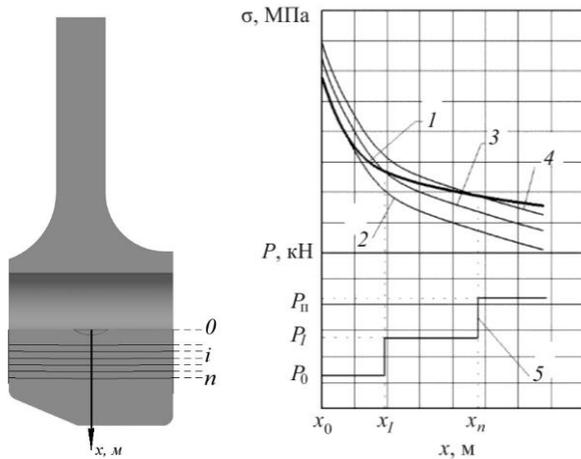


Рис. 3. Способ определения нагрузок, прикладываемых к имитационной модели

Fig. 3. Method for determining the loads applied to the imitation model [PW2]

Для данной геометрии имитационной модели диска турбины (рис. 2, б) ступени нагружения составили: $P_0 = 10,2$ кН, $P_1 = 13,58$ кН, $P_2 = 16,23$ кН, а момент перехода на следующие ступени определяется глубинами трещин: $a_0 = 1,9$ мм, $a_1 = 2,6$ мм, $a_2 = 3,2$ мм.

3. Испытание имитационной модели диска турбины при комнатной температуре

Согласно предложенному выше способу при проведении испытаний имитационной модели диска турбины для определения момента изменения прикладываемой нагрузки необходимо постоянно контролировать глубину трещины. Для рассматриваемой геометрии имитационной модели, с учетом расположения исходного полуэллиптического дефекта на внутренней поверхности отверстия, данное требование вызывает определенные трудности.

Дело в том, что во время проведения испытаний визуальное наблюдение за ростом трещины невозможно, и размеры трещины становятся известны только после завершения испытания и полного разрушения имитационной модели. В литературе известны способы определения размеров трещины по податливости образца [15]. Однако зависимости между податливостью и размером трещины аналитически описаны только для некоторых геометрий образцов, и испытания этих образцов строго регламентированы [16]. Податливость образца определяется либо с помощью вычислений [17], либо экспериментально [18], по формуле

$$C = \nu/P, \quad (1)$$

где ν – относительное перемещение, которое в общем случае характеризуется перемещением точек на линии

нагружения, или, что эквивалентно, раскрытием берегов трещины; P – прикладываемая к образцу нагрузка.

В связи с этим перед началом экспериментальных исследований необходимо определить значения раскрытия точек берегов трещины для имитационной модели диска турбины в зависимости от прикладываемых к ней нагрузок и размеров трещины. Для этого в программном комплексе ANSYS [14] были смоделированы расчетные схемы МКЭ имитационных моделей с полуэллиптическими трещинами различной глубины и различным соотношением полуосей трещины. Выбор размеров трещин основывался на результатах экспериментальных исследований развития полуэллиптических дефектов различной формы в плане при одноосном растяжении [19].

Зависимости полученных по МКЭ значений раскрытия точек берегов трещины от глубины трещины и прикладываемых нагрузок представлены на рис. 4, а и описаны в виде аппроксимационных уравнений.

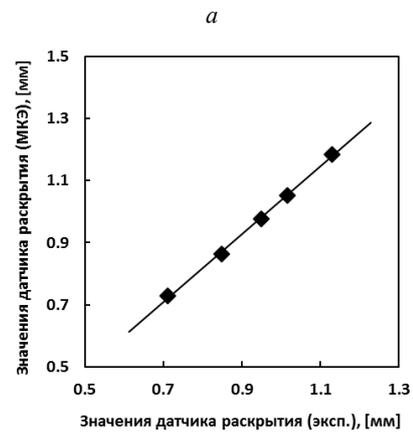
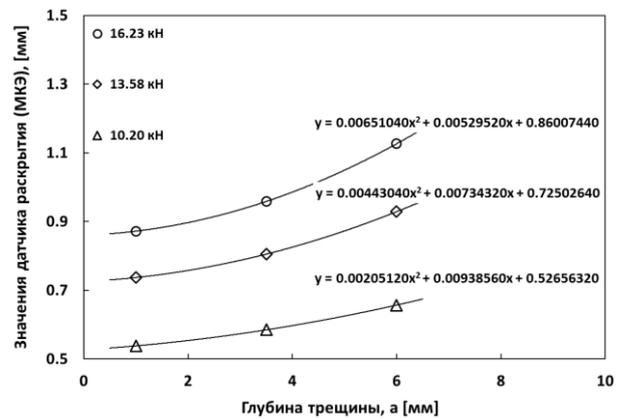


Рис. 4. Зависимость значений датчика раскрытия берегов трещины (МКЭ): а – от глубины трещины; б – от значений датчика раскрытия берегов трещины, полученных экспериментально

Fig. 4. Crack mouth opening displacement distributions (FEM), (a) is versus the crack depth, (b) is versus the crack mouth opening displacement, obtained experimentally [PW3]

Данные аппроксимационные уравнения позволили определить предполагаемую глубину трещины в имитационной модели при рассматриваемых нагрузках по

значению раскрытия точек берегов трещины и были использованы в порядке интерпретации экспериментальных данных по скорости роста трещины.

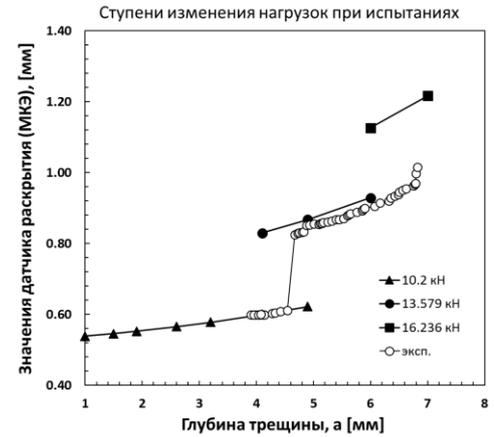
Экспериментальные исследования характеристик скорости роста трещины в имитационной модели диска турбины при циклическом растяжении при комнатной температуре проведены на универсальной сервогидравлической испытательной машине фирмы BiSS (Индия), модель Bi-00-201 Plug-n-Play Test System, с максимальной осевой нагрузкой ± 25 кН. Испытания проводились при частоте 3 Гц с коэффициентом асимметрии цикла нагружения $R = 0,1$. Приращения длины трещины на боковой поверхности имитационной модели, т.е. после перехода стадии роста трещины от несквозной до сквозной, измерялись с помощью оптического инструментального микроскопа. Собственно раскрытие точек берегов трещины на кромке имитационной модели поддается автоматизированному измерению с помощью соответствующего датчика. В качестве средства измерения в работе использовался датчик раскрытия трещины Vi-06-221 с базой измерений 5 мм (рис. 5). Для согласования значений раскрытия точек берегов трещины, полученных по МКЭ, и экспериментальных значений датчика раскрытия трещины получена соответствующая зависимость (рис. 4, б).



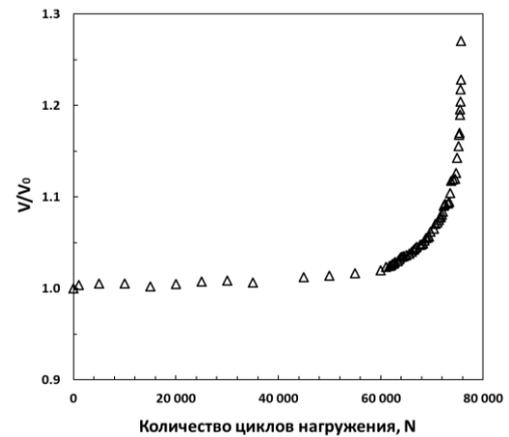
Рис. 5. Испытание имитационной модели диска турбины при комнатной температуре

Fig. 5. Test of turbine disk's imitation model at room temperature

При проведении испытаний контролировались значения датчика раскрытия трещины. По зависимости (рис. 4, б) экспериментальные значения датчика раскрытия пересчитывались в значения раскрытия точек берегов трещины (рис. 4, а) для соответствующей нагрузки и определялась предполагаемая глубина трещины. При достижении определенного размера трещины нагрузка увеличивалась на следующую ступень и испытания продолжались. В ходе испытаний удалось реализовать две ступени нагружения, при переходе на ступень $P_2 = 16,23$ кН трещина стала сквозной, ее рост в глубину замедлился и произошло разрушение имитационной модели (рис. 6, а).



а



б

Рис. 6. Реализованные при испытаниях ступени нагружения (а), зависимость разности потенциалов от количества циклов нагружения имитационной модели при комнатной температуре (б)

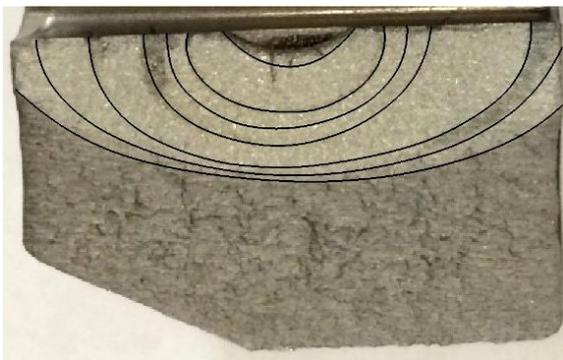
Fig. 6. Loading steps realized during the test (а), the drop potential vs the number of cycles of loading for the imitation model at room temperature (b)

Параллельно с фиксацией значений датчика раскрытия трещины и визуальным наблюдением за поверхностью образца, для замеров фактической длины трещины использовался метод разности электрических потенциалов (см. рис. 5). Этот метод основан на изменении электрического сопротивления образца в связи с уменьшением поперечного сечения по мере увеличения геометрических размеров трещины. Метод не имеет, в отличие от экстензометрии, ограничений по температуре окружающей среды при проведении необходимых измерений и хорошо себя зарекомендовал при определении констант циклической трещиностойкости при смешанных формах деформирования [20, 21]. Во время проведения испытаний были получены зависимости относительной разности потенциалов от количества циклов нагружения (рис. 6, б).

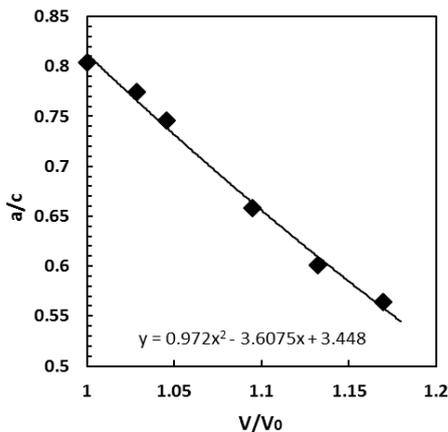
Особенность развития поверхностных дефектов заключается в том, что трещина развивается одновременно по двум направлениям: на свободной поверхности

и в глубину. Для установления кинетики развития поверхностных трещин был использован способ нанесения на поверхность разрушения специальных маркеров. Этот способ заключается в изменении амплитуды напряжений во время заданного количества циклов нагружения, при постоянных значениях максимальных напряжений цикла, что приводит к появлению на поверхности разрушения визуально обнаруживаемых маркеров положения фронта трещины. Данный способ был успешно использован при оценке поведения поверхностных дефектов при растяжении и изгибе [19], а также для фиксации положения и размера фронтов трещин при испытаниях имитационной модели диска компрессора [8].

В соответствии с описанным выше способом на поверхности разрушения имитационной модели были получены положения фронтов развивающейся трещины (рис. 7, а). Тщательный анализ поверхности разрушения позволил определить размеры трещины по глубине a и длине c и установить зависимости соотношения полуосей развивающейся трещины a/c от относительной разности потенциалов V/V_0 (рис. 7, б).



а



б

Рис. 7. Поверхность разрушения имитационной модели при комнатной температуре (а), зависимость соотношения полуосей развивающейся трещины от относительной разности потенциалов (б)

Fig. 7. Fracture surface for the imitation model at room temperature (а), the relationship between the drop potential and aspect ratio (б)

Данная зависимость хорошо аппроксимируется полиномом второго порядка и позволяет определить глубину a и длину c трещины в имитационной модели в зависимости от значений относительной разности потенциалов, фиксируемых при испытаниях.

4. Испытания имитационной модели диска турбины при повышенной температуре

Диски турбин ГТД работают при сравнительно умеренных, по сравнению с рабочими лопатками, температурах (550–650 °С) [22]. Однако пребывание в условиях больших напряжений и длительное воздействие температуры может приводить к деградации свойств материала и снижению характеристик циклической трещиностойкости. В связи с этим следующим этапом работы являлось проведение экспериментальных исследований по определению характеристик скорости роста трещины в имитационной модели диска турбины в условиях воздействия повышенных температур.

Исследования в высокотемпературных печах предъявляют свои требования к конструкции средств измерений и накладывают ограничения на возможности визуального контроля за ходом проведения испытаний. Как уже было отмечено выше, для контроля за развитием трещины во время проведения испытаний авторами было отдано предпочтение в пользу метода разности потенциалов. При этом для определения предполагаемой глубины трещины и момента перехода на следующую ступень нагружения можно воспользоваться зависимостями между относительной разностью потенциалов и геометрическими размерами трещины, полученными при испытаниях в условиях комнатной температуры (рис. 8).

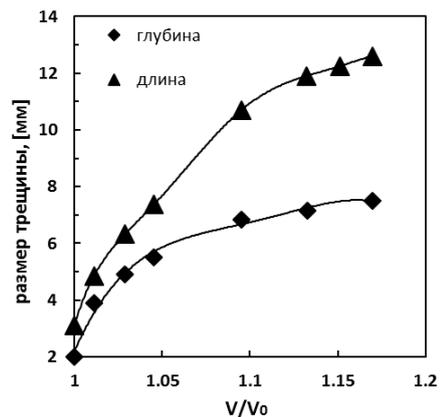


Рис. 8. Зависимости геометрических размеров трещины от относительной разности потенциалов в имитационной модели диска турбины при комнатной температуре

Fig. 8. Relationships between the crack sizes and the drop potential for the imitation model at room temperature

Испытания имитационной модели диска турбины при температуре 650 °С проведены с использованием

системы температурных испытаний СТИ ТС 2/1200. Она представляет собой трехзонную печь с возможностью поддержания заданной температуры в течение длительного времени с погрешностью $\pm 1^\circ\text{C}$. Для измерения разности потенциалов использовалось устройство УИРП-20 отечественного производства (рис. 9). В ходе проведения испытаний непрерывно велась запись значений разности потенциалов, на основании зависимости, представленной на рис. 8, определялась предполагаемая глубина трещины и принималось решение о переходе на следующую ступень нагружения. По аналогии с испытаниями при комнатной температуре, удалось реализовать две ступени нагружения: $P_0 = 10,2 \text{ кН}$, $P_1 = 13,58 \text{ кН}$.

В соответствии с использованным выше способом на поверхности разрушения имитационной модели были получены положения фронтов развивающейся трещины (рис. 10, а). Тщательный анализ поверхности разрушения позволил определить размеры трещины – глубину a и длину c – и установить зависимости соотношения полуосей развивающейся трещины a/c от относительной разности потенциалов V/V_0 (рис. 10, б).



Рис. 9. Испытание имитационной модели диска турбины при повышенной температуре

Fig. 9. Testing the turbine disk's imitation model at elevated temperatures

По фиксированным во время испытаний значениям разности потенциалов с учетом зависимостей (см. рис. 7, б и рис. 10, б) были построены кривые изменения размеров трещин в координатах « $a - N$ » и « $c - N$ » для имитационных моделей испытанных при комнатной и повышенной температурах (рис. 11, а, б), по которым в дальнейшем будут построены диаграммы скорости роста трещин.

По результатам проведенных экспериментальных исследований развития поверхностных трещин в имитационных моделях диска турбины зафиксированы положения и размеры фронтов трещин, которые будут положены в основу численных исследований, и установлено существенное влияние температуры испытаний на долговечность имитационной модели. При идентичной форме и траектории силового нагружения долговечность при температуре $+650^\circ\text{C}$ уменьшилась примерно в 14 раз,

что свидетельствует об исчерпани пластических свойств материала при высоких уровнях напряжений.

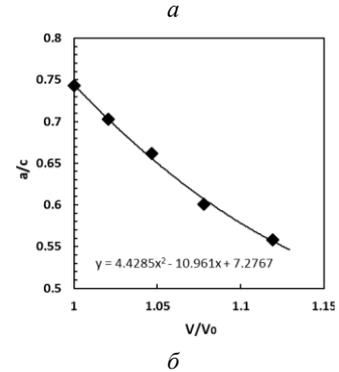
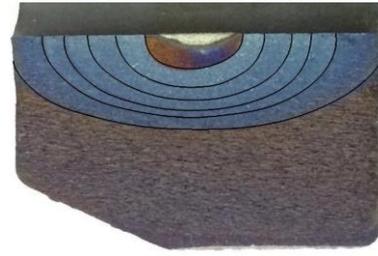


Рис. 10. Поверхность разрушения имитационной модели при повышенной температуре (а), зависимость соотношения полуосей развивающейся трещины от относительной разности потенциалов (б)

Fig. 10. The fracture surface for the imitation model at elevated temperatures (a), the relationship between the drop potential and aspect ratio (b)

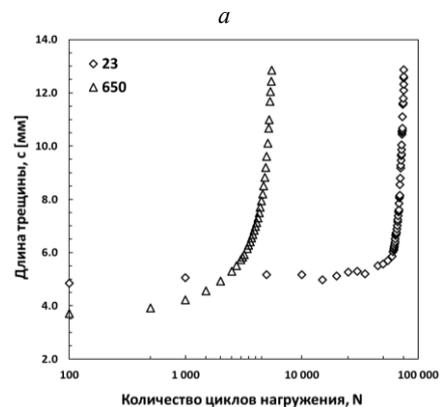
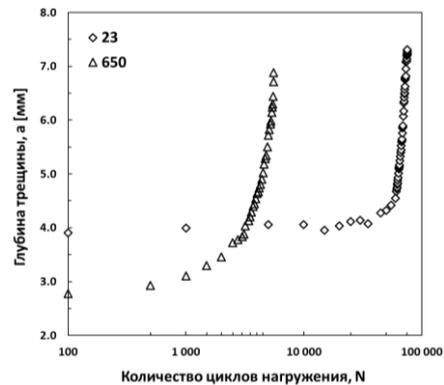


Рис. 11. Экспериментальные данные по изменению глубины трещины (а) и ширины трещины (б) по циклам нагружения при различных температурах

Fig. 11. The crack depth (*a*) and crack width (*b*) as a function of loading cycles at different temperatures

5. Численные исследования

Основной целью экспериментальных исследований развития поверхностных дефектов является установление зависимости скорости роста трещины от параметра, характеризующего НДС в области ее вершины [23]. Одним из таких параметров является КИН. Решения по упругим КИН в телах с поверхностными трещинами широко известны [24] и стандартизованы [16]. Однако применительно к реальным геометриям элементов конструкций данных решений не существует, и для определения распределений КИН используют численные методы [25–32].

В общем случае нормального отрыва, а именно такой тип деформирования берегов трещины происходит в имитационной модели диска турбины, КИН можно определить по формуле

$$K_I = \sigma_{00}^{FEM} \sqrt{2\pi r}, \quad (2)$$

где *r* – расстояние от вершины трещины; σ_{00}^{FEM} – нормальные растягивающие напряжения, полученные численно.

В настоящей работе задача анализа НДС имитационной модели с поверхностной трещиной решалась по МКЭ в пакете прикладных программ ANSYS [14]. Одним из наиболее важных этапов в конечно-элементном анализе является построение расчетной схемы.

Авторами [33] был проведен анализ топологий расчетных схем цилиндра с внутренней полуэллиптической трещиной, находящегося под действием внутреннего давления. Было установлено, что сходимость численных результатов достигается при размерах конечных элементов (КЭ) у фронта трещины 0,02–0,04 мм, что существенно меньше рекомендованных в литературных источниках. При этом в зоне, близкой к внутренней поверхности, наблюдается высокий градиент распределения КИН вдоль фронта трещины, что свидетельствует о необходимости сгущения сетки конечных элементов в этой области. Авторы предложили наиболее оптимальную, с точки зрения получения достаточно точного решения и затраченного времени на счет, модель с размером элемента на фронте трещины 0,02 мм со сгущением сетки КЭ к свободной внутренней поверхности цилиндра. Полученные данные по размерности задачи и топология расчетной схемы для тел с полуэллиптическими трещинами были использованы при моделировании реального расположения трещины и ее ориентации в имитационной модели диска турбины.

При формировании расчетной схемы использовались 20-узловые квадратичные объемные элементы SOLID 186. Перемещения плоскости расположения трещины ограничивались по нормали, что позволило перейти от полноразмерной геометрии имитационной модели к ее половине (рис. 12, *a*). Для описания гради-

ента изменения НДС было смоделировано сгущение сетки конечных элементов к вершине трещины, при этом размер элементов составлял порядка нескольких микрон (рис. 12, *б*).

Для проведения численных расчетов был использован комплекс упругопластических свойств сплава ЭИ698-ВД, полученный при соответствующих температурах (см. табл. 1). Расчет проводился для экспериментальных нагрузок. На рис. 12, *в* представлено распределение эквивалентных упругопластических напряжений в области расположения дефекта.

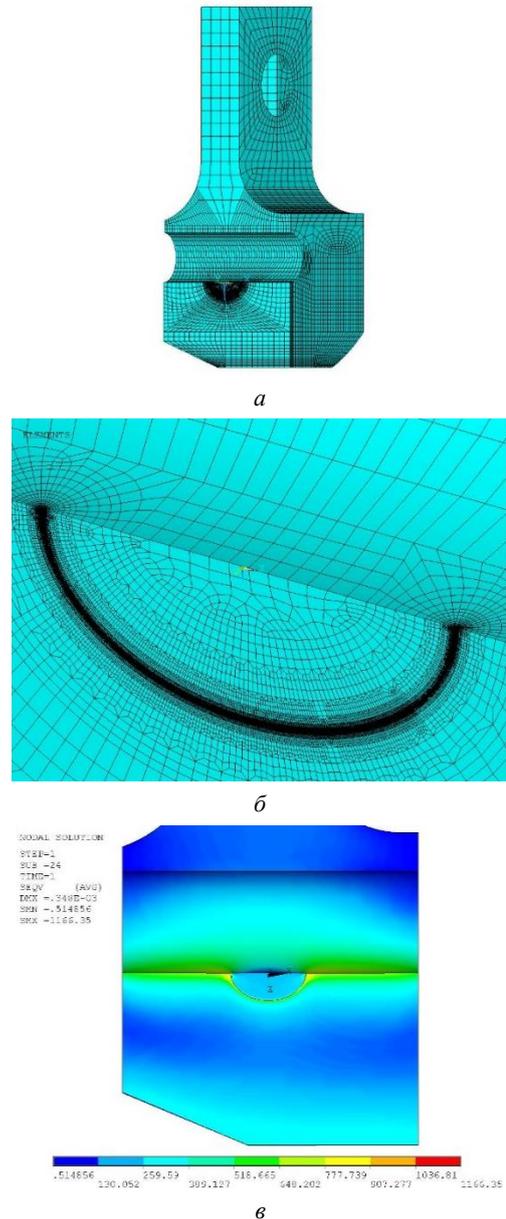


Рис. 12. Типовая трехмерная конечно-элементная расчетная схема (*a*, *б*) и распределения эквивалентных напряжений (*в*) в имитационной модели диска турбины с поверхностной трещиной

Fig. 12. The typical three-dimensional finite element model (*a*, *b*) and equivalent stress distributions (*c*) for the imitation model of the turbine disk with the surface crack

Полученные в результате экспериментальных исследований положения и размеры фронтов трещин положены в основу численных расчетов. Всего в работе было смоделировано 10 расчетных схем, которые отличались размером дефекта, свойством материала и уровнем прикладываемых нагрузок. Параметры расчетных схем МКЭ имитационной модели диска турбины с поверхностными трещинами представлены в табл. 2.

Таблица 2

Параметры расчетных схем МКЭ имитационной модели диска турбины с поверхностными трещинами

Table 2

Parameters of FEM models of the imitation model of the turbine disk with the surface cracks

№	+23 °С		+650 °С		P, кН
	a, мм	c, мм	a, мм	c, мм	
1	3,9	4,85	2,6	3,5	10,2
2	4,35	5,575	3,9	5,55	10,2
3	4,8	6,3	4,8	7,25	13,57
4	5,5	7,375	5,5	9,15	13,57
5	6,95	10,7	6	10,75	13,57

Следующий этап численных исследований состоит в определении упругопластических напряжений и КИН вдоль фронта несквозной трещины в имитационной модели диска турбины. Для анализа трехмерного упругопластического напряженного состояния необходимо знать распределение напряжений в отдельных сечениях вдоль фронта трещины. Положение этого сечения определяется параметрическим углом эллипса ϕ .

На первом этапе обработки напряжения, полученные в результате численного расчета, необходимо перевести из глобальной декартовой в локальную прямоугольную систему координат (рис. 13) согласно

$$\begin{cases} \sigma_{\phi\phi} = \sigma_{xx} \cos^2 \phi + \sigma_{zz} \sin^2 \phi + 2\sigma_{zx} \sin \phi \cos \phi; \\ \sigma_{\psi\psi} = \sigma_{yy}; \\ \sigma_{\eta\eta} = \sigma_{zz} \cos^2 \phi + \sigma_{xx} \sin^2 \phi - 2\sigma_{zx} \sin \phi \cos \phi; \\ \sigma_{\phi\psi} = \sigma_{xy} \cos \phi + \sigma_{yz} \sin \phi; \\ \sigma_{\psi\eta} = \sigma_{yz} \cos \phi - \sigma_{xy} \sin \phi; \\ \sigma_{\phi\eta} = (\sigma_{zz} - \sigma_{xx}) \sin \phi \cos \phi + \sigma_{zx} (\cos^2 \phi - \sin^2 \phi). \end{cases} \quad (3)$$

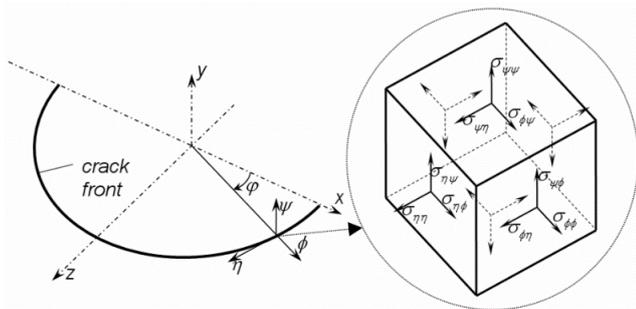


Рис. 13. Локальная прямоугольная система координат

Fig. 13. The local rectangular coordinate system [11W4]

На втором этапе в каждом сечении необходимо определить распределения напряжений в полярной системе координат центрированной на вершину трещины (рис. 14) согласно

$$\begin{cases} \sigma_{\rho\rho} = \sigma_{\phi\phi} \cos^2 \theta + \sigma_{\psi\psi} \sin^2 \theta + 2\sigma_{\phi\psi} \sin \theta \cos \theta; \\ \sigma_{\theta\theta} = \sigma_{\phi\phi} \sin^2 \theta + \sigma_{\psi\psi} \cos^2 \theta - 2\sigma_{\phi\psi} \sin \theta \cos \theta; \\ \sigma_{\omega\omega} = \sigma_{\eta\eta}; \\ \sigma_{\rho\theta} = (\sigma_{\psi\psi} - \sigma_{\phi\phi}) \sin \theta \cos \theta + \sigma_{\phi\psi} (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta); \\ \sigma_{\rho\omega} = \sigma_{\psi\eta} \cos \theta - \sigma_{\eta\phi} \sin \theta; \\ \sigma_{\omega\rho} = \sigma_{\psi\eta} \cos \theta + \sigma_{\eta\phi} \sin \theta. \end{cases} \quad (4)$$

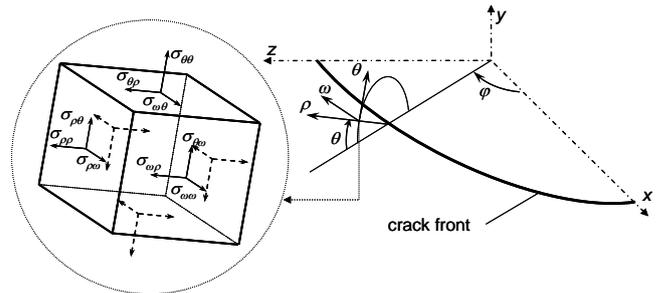


Рис. 14. Фронт полуэллиптической трещины

Fig. 14. A semi-elliptical crack front

Частными случаями искомых распределений являются плоское напряженное состояние (ПНС) в точке выхода трещины на свободную поверхность ($\phi = 0^\circ$) и плоское деформированное состояние (ПД) в точке наибольшего проникновения трещины ($\phi = 90^\circ$). Для данных двух сечений на линии продолжения плоскости трещины ($\theta = 0^\circ$) определяются значения нормальных растягивающих компонент напряжений $\sigma_{\theta\theta}^{FEM}$.

Далее определяется расстояние от вершины трещины r , на котором необходимо снять результаты численных расчетов. В работах [34, 35] установлен диапазон устойчивых значений определяющих параметров упругопластических полей НДС в области вершины трещины как для тел неограниченных размеров, так и для тел с трещиной реальной геометрии, находящейся пределах $r/a = 0,0025 \dots 0,01$. Распределения параметров НДС определяются минимум для трех фиксированных радиальных координат r , а полученные значения КИН усредняются.

Значения КИН для каждого рассматриваемого экспериментального фронта представлены на рис. 15, а, б. Для дальнейшей интерпретации характеристик скорости роста трещины распределения КИН рассмотрены для двух положений сечения по фронту трещины. Первое сечение соответствует самой глубокой точке фронта трещины, направление по глубине трещины a , второе сечение соответствует точке выхода трещины на внутреннюю свободную поверхность крепежного отверстия имитационной модели, направление по длине трещины c . Для обеспечения возможности проведения сравнительных оценок размеры трещин по глубине a и длине c

нормируются на толщину t и ширину B имитационной модели соответственно.

Данные иллюстрируют совершенно четкое влияние относительных размеров трещины и условий нагружения на характер распределений КИН для каждой испытанной имитационной модели, что в очередной раз подтверждает преимущества моделирования каждого экспериментального фронта. Полученные результаты могут быть описаны соответствующими зависимостями, что позволит определить значения КИН в любой точке фронта трещины.

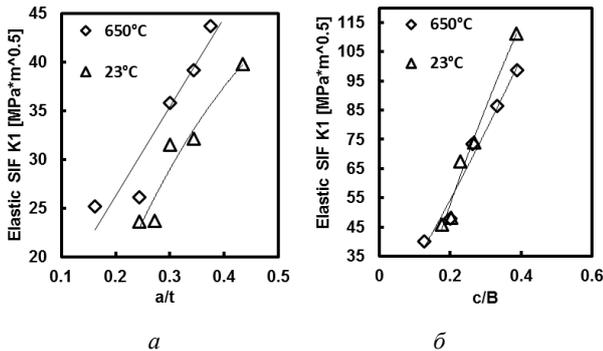


Рис. 15. Распределения упругих КИН по глубине (а) и длине (б) трещины в имитационной модели при различных температурах

Fig.15. Elastic SIF as a function of the normalized crack depth (a) and crack length (b) for the imitation model at different temperatures

6. Результаты и обсуждение

Результаты экспериментальных и численных исследований, представленные выше, были использованы для определения характеристик скорости роста полуэллиптической трещины в имитационной модели диска турбины. Данные характеристики определяются с кинетической диаграммы усталостного разрушения (КДУР), по оси ординат которой откладывается скорость роста трещины (da/dN , мм/цикл), а по оси абсцисс – упругий КИН (K , МПа $\sqrt{м}$). Напомним, что поверхностные дефекты развиваются с различной скоростью вдоль криволинейного фронта трещины [36], поэтому КДУР будут представлены для двух положений фронта трещины: наиболее глубокой точке фронта в срединном сечении имитационной модели и на внутренней свободной поверхности крепежного отверстия.

На рис. 16, а, б приведены КДУР для имитационных моделей диска турбины, испытанных при комнатной и повышенной температуре, по оси ординат которых отложены скорость роста трещины в направлении глубины трещины (da/dN) и на свободной поверхности (dc/dN), а по оси абсцисс – параметр сопротивления разрушению в форме упругого КИН (K_1 , МПа $\sqrt{м}$). Установлено, что скорость роста трещины в наиболее глубокой точке выше, чем на свободной поверхности крепежного отверстия, а воздействие повышенной тем-

пературы увеличивает скорость роста трещины в обоих направлениях на порядок.

Следует отметить, что приложение к имитационной модели диска турбины ступенчатого нагружения позволяет сохранять линейный участок КДУР в более широком диапазоне КИН (точка перехода на следующую ступень показана на рис. 16) и максимально сдвигает участок падения скорости роста трещины к моменту разрушения имитационной модели. Напомним, что по результатам анализа НДС приложение к имитационной модели диска турбомашин постоянной нагрузки приводило к возникновению на некотором удалении от сквозного отверстия сжимающих напряжений, что не только не соответствовало НДС ступицы дисков турбомашин в эксплуатации, но и приводило к некорректным данным по скорости роста трещины.

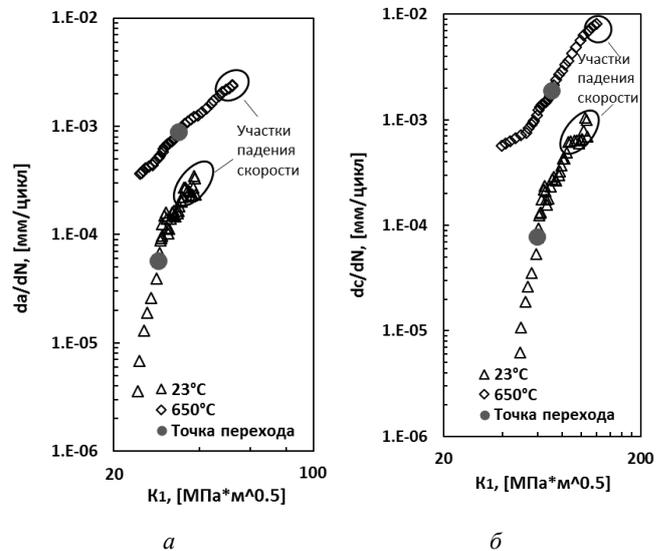


Рис. 16. Зависимость скорости роста трещины от упругих КИН по глубине (а) и длине (б) имитационной модели при различных температурах

Fig. 16. The crack growth rate vs elastic SIFs on the deepest point (a) and free surface (b) of the imitation model at different temperatures

Согласно [16] линейные участки КДУР описываются уравнением типа Пэриса:

$$da/dN = C \cdot (K_1)^m \tag{5}$$

Значения параметров C и m уравнения (5) определялись по выборке результатов испытаний для каждой имитационной модели методом наименьших квадратов. При этом точки, соответствующие первому участку КДУР, отбрасывались. Результаты обработки экспериментальных данных в виде значений констант уравнения (5), диапазона значений K_1 (K_{1min} ; K_{1max}) и диапазона скоростей роста трещины приведены в табл. 3 для двух положений фронта трещины.

Полученные в работе диапазоны характеристик роста трещины перекрывают возможные температурные условия работы дисков турбин ГТД и позволяют судить

о поведении возникающих дефектов в местах, недо- ступных для визуального контроля.

Таблица 3

Константы линейных участков КДУР для имитационной модели диска турбины при различных температурах

Table 3

Constants of linear sections of the curve of crack growth rate versus stress intensity factor range for the imitation model of the turbine disk at different temperatures

T, °C	Направление	C	m	Диапазон КИН [МПа·м ^{1/2}] и скорости роста трещины [мм/цикл]			
				K _{lmin}	(da/dN) _{min}	K _{lmax}	(da/dN) _{max}
23	a	1,607156·10 ⁻¹⁵	7,2696	26,149	1,887·10 ⁻⁵	35,209	2,701·10 ⁻⁴
	c	3,448497·10 ⁻¹⁵	5,8384	51,929	1,882·10 ⁻⁵	88,375	6,327·10 ⁻⁴
650	a	7,820220·10 ⁻⁸	2,6359	25,369	3,892·10 ⁻⁴	50,632	2,257·10 ⁻³
	c	2,165946·10 ⁻⁹	3,2183	52,386	7,489·10 ⁻⁴	99,317	5,653·10 ⁻³

Апробированный в работе способ испытаний имитационной модели диска турбины позволяет определять характеристики скорости роста трещины не только в широком диапазоне температур, но и в условиях, моделирующих длительное пребывание материала диска под нагрузкой.

можно воспользоваться зависимостью на рис. 17, а, а по зависимостям, представленным на рис. 17, б, возможно определение глубины и длины трещины по циклам нагружения в виде кривых, представленных на рис. 11.

Заключение

Таким образом, в настоящей работе экспериментально обоснована геометрия и условия нагружения имитационной модели диска турбины ГТД с концентратором напряжений в виде крепежного отверстия под стяжной болт. Представлены результаты экспериментальных исследований развития поверхностных трещин в имитационной модели при циклическом растяжении в условиях нормальных и повышенных температур. Получены экспериментальные зависимости положения фронтов развивающейся трещины от значений разности потенциалов на берегах трещины. В порядке численных исследований рассмотрены трехмерные конечно-элементные расчетные схемы имитационных моделей с экспериментальными положениями и размерами фронтов трещины и определены распределения параметра трещиностойкости. Для условий нормальных и повышенных температур получены характеристики скорости роста трещины для двух положений фронта трещины: наиболее глубокой точке фронта в срединном сечении имитационной модели и на внутренней свободной поверхности крепежного отверстия. Предложена методика автоматизации проведения испытаний, моделирующих длительное пребывание материала диска под нагрузкой при повышенных температурах.

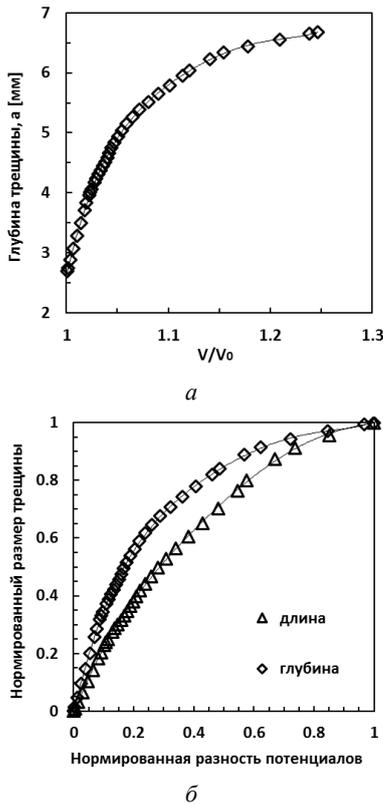


Рис. 17. Зависимости геометрических размеров трещины от относительной разности потенциалов в имитационной модели диска турбины при повышенной температуре

Fig. 17. Relationships between the crack sizes and the drop potential for the imitation model at elevated temperatures

При этом форма цикла нагружения принимается трапециевидной с участками нагружения, выдержки и разгрузки, а сам цикл выдержки может длиться до 120 с [9]. При проведении подобных испытаний для отслеживания предполагаемой глубины трещины и определения момента перехода на следующую ступень нагружения

Благодарности

Численные исследования выполнены за счет гранта Российского научного фонда (проект №19-79-10160). Экспериментальные исследования выполнены за счет государственного задания ФИЦ КазНЦ РАН.

Acknowledgments

The numerical calculations were provided with the support of the Russian Science Foundation (Project 19-79-

10160). The experimental part was supported by the FRC

Библиографический список

1. Ansell H., Blom F.F. Fatigue: Damage Tolerance Design // Reference Module in Materials Science and Materials Engineering. – 2016. – P. 1–7. DOI: doi.org/10.1016/B978-0-12-803581-8.01937-8
2. Grandt F. Jr. Damage Tolerant Design and Nondestructive Inspection -Keys to Aircraft Airworthiness // Procedia Engineering. – 2011. – No. 17. – P. 236–246. DOI: 10.1016/j.proeng.2011.10.025
3. Schijve J. Fatigue damage in aircraft structures, not wanted but tolerated // Int J Fatigue. – 2009. – No. 31. – P. 998–1011. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2008.05.016
4. Bristow J.W., Irving P.E. Safety factors in civil aircraft design requirements // Engineering Failure Analysis. – 2007. – No. 14. – P. 459–470. DOI: doi.org/10.1016/j.engfailanal.2005.08.008
5. Шаняевский А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций. Синергетика в инженерных приложениях. – Уфа, 2003. – 803 с.
6. Демьянушко И.В., Великанова Н.П. Влияние эксплуатационных факторов на долговечность роторных деталей газотурбинных двигателей // Машиностроение и инженерное образование. – 2011. – № 4. – С. 51–55.
7. Яковлев М.М., Яруллин Р.Р. Методы имитационного моделирования условий эксплуатации элементов турбомашин // Труды Академэнерго. – 2019. – № 4. – С. 51–64.
8. Яковлев М.М., Яруллин Р.Р., Шлянников В.Н. Параметры сопротивления разрушению имитационной модели диска компрессора // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2020. – № 3. – С. 98–107. DOI: 10.15593/perm.mech/2020.3.10
9. Суламанидзе А.Г., Шлянников В.Н., Яруллин Р.Р. Обоснование геометрии и условий нагружения имитационной модели диска турбины ГТД // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2021. – № 1. – В печати.
10. Золотаревский В.С. Механические свойства металлов. – М.: Металлургия, 1983. – 352 с.
11. Марочник сталей и сплавов. – 2-е изд., доп. и испр. / А.С. Зубченко [и др.] / под общей ред. А.С. Зубченко. – М.: Машиностроение, 2003. – 784 с.
12. Патент РФ № 2730115. 2020. Способ испытания на прочность диска турбомашин, имеющего концентраторы напряжений в виде отверстий, и устройство для его осуществления / Шлянников В.Н., Яруллин Р.Р., Яковлев М.М., Суламанидзе А.Г.
13. Shlyannikov V.N., Ishtyryakov I.S., Tumanov A.V. Characterization of the nonlinear fracture resistance parameters for an aviation GTE turbine disc // Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures. – 2020. – P. 1–17. DOI: 10.1111/ffe.13188
14. ANSYS Theory Reference for the Mechanical APDL and Mechanical Applications Release 12.0. – URL: http://dl.mycivil.ir/reza/ans_thry.pdf.
15. Saxena A., Hudak Jr.S.J. Review and Extension of Compliance Information for Common Crack Growth Specimens // International Journal of Fracture. – 1978. – Vol. 14, no. 5. – P. 453–468. DOI: doi.org/10.1007/BF01390468
16. ASTM E647. Standard test method for measurement of fatigue crack growth rates // ASTM Standards. – P. 1–45.
17. De Souza R.F., Ruggieri C. Revised wide range compliance solutions for selected standard and non-standard fracture test specimens based on crack mouth opening displacement // Engineering Fracture Mechanics. – 2017. – Vol. 178. – P. 77–92. DOI: dx.doi.org/10.1016/j.engfracmech.2017.04.013
18. Доркин В.В., Ляпин В.Ю. Идентификация длины трещины на основе метода податливости // Системные технологии. – 2016. – № 19. – С. 30–33.
19. Бойченко Н.В. Упругие и пластические параметры сопротивления разрушению образцов из алюминиевых сплавов при различных видах нагружения // Труды Академэнерго. – 2017. – № 2. – С. 93–105.
20. Туманов А.В. Автоматизация определения характеристик циклической трещиностойкости при смешанных формах деформирования на основе метода разности потенциалов // Труды Академэнерго. – 2014. – № 4 – С. 64–71.
21. Tumanov A.V., Shlyannikov V.N., Chandra Kishen J.M. An automatic algorithm for mixed mode crack growth rate based on drop potential method // Int J Fatigue. – 2015. – Vol. 81. – P. 227–237. DOI: dx.doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2015.08.005
22. Рыжковский Д.А., Романчук В.Н. Авиационное материаловедение и обработка материалов. – М.: Машиностроение, 1970. – 326 с.
23. Discussion on crack growth behavior in large-scale fatigue tests of carbon and low-alloy steel plates based on fracture surface observation / M. Takahashi [et al.] // Procedia Structural Integrity. – 2019. – Vol. 19. – P. 275–283. DOI: 10.1016/j.prostr.2019.12.030
24. Newman J. C., Jr. Raju I. S. Stress-Intensity Factor Equations for Cracks in Three-Dimensional Finite Bodies // NASA Technical Memorandum 83200. – 1981. – P. 1–50.
25. Carter B.J., Wawrzynek P.A., Ingraffae A.R. Automated 3D crack growth simulation // International Journal of Numerical Methods in Engineering. – 2000. – Vol. 47. – P. 229–253. DOI: 10.1002/(SICI)1097-0207(200011/30)47:1/3<229::AID-NME769>3.0.CO;2-2
26. Timbrell C., Cook G. 3-D FE fracture mechanics analysis for industrial applications. Zentech International Limited, UK. Seminar: “Inelastic finite element analysis”, Institute of Mechanical Engineering, London, 14 October 1997.
27. Dassault Systems Simulia Corp. Abaqus analysis user's manual, Providence, RI, USA. 2011.
28. Schollmann M., Fulland M., Richard H.A. Development of a new software for adaptive crack growth simulations in 3D structures // Engineering Fracture Mechanics. – 2003. – Vol. 70 (2). – P. 249–268. DOI: 10.1016/S0013-7944(02)00028-0.
29. BEASY (2016). BEASY V10r18 Documentation. C.M. BEASY Ltd.
30. Zdzislaw Mazur, Alejandro Hernandez-Rossette. Steam turbine rotor discs failure evaluation and repair process implementation // Engineering Failure Analysis. – 2015. – Vol. 56. – P. 545–554.
31. Witek L., Bednarz A., Stachowicz F. Fatigue analysis of compressor blade with simulated foreign object damage // Engineering Failure Analysis. – 2015. – Vol. 58. – P. 229–237. DOI: dx.doi.org/10.1016/j.engfailanal.2015.09.002
32. In-phase and out-of-phase mixed mode loading: Investigation of fatigue crack growth in SEN specimen due to tension–compression and torsional loading / P. Koster, C. Benz, H. Heyer, M. Sander // Theoretical and Applied Fracture Mechanics. – 2020. – Vol. 108. – 102586. – P. 1–11. DOI: doi.org/10.1016/j.tafmec.2020.102586
33. Шагивалеев Р.Ф., Яруллин Р.Р. Расчет коэффициентов интенсивности напряжений в цилиндре с полуэллиптической трещиной под внутренним давлением // Труды Академэнерго. – 2005. – № 1. – С. 104–108.

Kazan Scientific Center of Russian Academy of Sciences.

34. Туманов А.В., Бойченко Н.В. Особенности определения управляющих параметров состояния в области вершины трещины на основе метода конечных элементов // Труды Академэнерго. – 2015. – № 4. – С. 90–100.

35. Stress intensity factors for mixed-mode crack growth in imitation models under biaxial loading / R.R. Yarullin, V.N. Shlyannikov,

I.S. Ishtyriakov, M.M. Yakovlev // *Frattura ed Integrità Strutturale*. – 2020. – Vol. 53. – P. 210–222. doi.org/10.3221/IGF-ESIS.53.18

36. Яруллин Р.Р., Захаров А.П., Бойченко Н.В. Развитие поверхностных трещин в алюминиевом сплаве Д16Т при растяжении и трехточечном изгибе в диапазоне температур // Труды Академэнерго. – 2017. – № 4. – С. 112–125.

References

1. Ansell H., Blom F.F. Fatigue: Damage Tolerance Design. *Reference Module in Materials Science and Materials Engineering*, 2016, pp. 1-7. DOI: 10.1016/B978-0-12-803581-8.01937-8

2. Grandt F. Jr. Damage Tolerant Design and Nondestructive Inspection -Keys to Aircraft Airworthiness. *Procedia Engineering*, 2011, No. 17, pp. 236 – 246. DOI: 10.1016/j.proeng.2011.10.025

3. Schijve J. Fatigue damage in aircraft structures, not wanted but tolerated. *Int J Fatigue*, 2009, no. 31, pp. 998-1011. DOI:10.1016/j.ijfatigue.2008.05.016

4. Bristow J.W., Irving P.E. Safety factors in civil aircraft design requirements. *Engineering Failure Analysis*, 2007, no. 14, pp. 459-470. DOI: DOI.org/10.1016/j.engfailanal.2005.08.008

5. Shaniavskii A.A. Bezopasnoe ustalostnoe razrushenie elementov aviakonstruktsii. Sinergetika v inzhenernykh prilozheniyakh [Safe fatigue failure of aircraft structural elements. Synergetics in engineering applications]. Ufa, 2003, 803 p.

6. Dem'ianushko I.V., Velikanova N.P. Vliianie ekspluatatsionnykh faktorov na dolgovechnost' rotornykh detalei gazoturbinnnykh dvigatelei [Influence of operational factors on the durability of rotor parts of gas turbine engines]. *Mashinostroenie i inzhenernoe obrazovanie*. 2011, no. 4, pp. 51-55.

7. Iakovlev M.M., Iarullin R.R. Metody imitatsionnogo modelirovaniia uslovii ekspluatatsii elementov turbomashin. *Trudy Akademenergo*, 2019, no. 4, pp. 51-64.

8. Yakovlev M.M., Yarullin R.R., Shlyannikov V.N. Fracture resistance parameters for the compressor disk imitation model. *PNRPU Mechanics Bulletin*, 2020, no. 3, pp. 98-107. DOI: 10.15593/perm.mech/2020.3.10

9. Sulamanidze A.G., Shliannikov V.N., Iarullin R.R. Obosnovanie geometrii i uslovii nagruzheniia imitatsionnoi modeli diska turbiny GTD [Justification of the geometry and loading conditions of the imitation model of the turbine disk of a gas turbine engine]. *Izv. vuzov. Aviatsonnaia tekhnika*, 2021, no. 1.

10. Zolotarevskii V.S. Mekhanicheskie svoistva metallov [Mechanical properties of metals], Moscow, *Izd-vo Metallurgii*. 1983, 352 p.

11. Zubchenko A.S., Zubchenko A.S. Marochnik stalei i splavov [Grade of steels and alloys]. Moscow, *Mashinostroenie*, 2003, 784 p.

12. Shliannikov V.N., Iarullin R.R., Iakovlev M.M., Sulamanidze A.G. Sposob ispytaniia na prochnost' diska turbomashiny, imeiushchego kontsentratory napriazhenii v vide otverstii, i ustroistvo dlia ego osushchestvleniia [Method for testing the strength of a turbomachine disk having stress concentrators in the form of holes, and a device for its implementation]. Patent RF no. 2730115. 2020.

13. Shlyannikov V.N., Ishtyriakov I.S., Tumanov A.V. Characterization of the nonlinear fracture resistance parameters for an aviation GTE turbine disc. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, 2020, pp. 1-17. DOI: 10.1111/ffe.13188

14. ANSYS Theory Reference for the Mechanical APDL and Mechanical Applications Release 12.0 [Electronical Resource]. URL: http://dl.mycivil.ir/reza/ans_thry.pdf.

15. Saxena A., Hudak Jr. S. J. Review and Extension of Compliance Information for Common Crack Growth Specimens. *International Journal of Fracture*, 1978, vol. 14, no. 5, pp. 453-468. DOI: 10.1007/BF01390468

16. ASTM E647. Standard test method for measurement of fatigue crack growth rates. *ASTM Standards*, pp. 1-45.

17. De Souza R.F., Ruggieri C. Revised wide range compliance solutions for selected standard and non-standard fracture test specimens based on crack mouth opening displacement. *Engineering Fracture Mechanics*, 2017, v. 178, pp. 77–92. DOI: 10.1016/j.engfracmech.2017.04.013

18. Dorkin V.V., Liapin V.Iu. Identifikatsiia dliny treshchiny na osnove metoda podatlivosti [Identification of the crack length based on the compliance method]. *Sistemnye tekhnologii*, 2016. - no. 19, pp. 30-33.

19. Boichenko N.V. Uprugie i plasticheskie parametry soprotivleniia razrusheniiu obraztsov iz aliuminievykh splavov pri razlichnykh vidakh nagruzheniia [Elastic and plastic parameters of resistance to fracture of samples from aluminum alloys under different types of loading]. *Trudy Akademenergo*, 2017, no. 2, pp. 93-105.

20. Tumanov A.V. Avtomatizatsiia opredeleniia kharakteristik tsiklicheskoii treshchinostoikosti pri smeshannykh formakh deformirovaniia na osnove metoda raznosti potentsialov [Automation of determination of characteristics of cyclic crack resistance at mixed forms of deformation based on the potential difference method]. *Trudy Akademenergo*, 2014, no. 4, pp. 64-71.

21. Tumanov A.V., Shlyannikov V.N., Chandra Kishen J.M. An automatic algorithm for mixed mode crack growth rate based on drop potential method. *Int J Fatigue*, 2015, V. 81, pp. 227-237. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2015.08.005

22. Ryzhinskii D.A., Romanchuk V.N. Aviatsonnoe materialovedenie i obrabotka materialov [Aviation materials science and material processing], Moscow, *Mashinostroenie*, 1970, 326 p.

23. Takanashi M. et al. Discussion on crack growth behavior in large-scale fatigue tests of carbon and low-alloy steel plates based on fracture surface observation. *Procedia Structural Integrity*, 2019, vol. 19, pp. 275–283. DOI: 10.1016/j.prostr.2019.12.030

24. Newman J.C., Jr. Raju I.S. Stress-Intensity Factor Equations for Cracks in Three-Dimensional Finite Bodies. *NASA Technical Memorandum* 83200, 1981, pp. 1-50.

25. Carter B.J., Wawrzynek P.A., Ingraffae, A.R. (2000). Automated 3D crack growth simulation, *International Journal of Numerical Methods in Engineering*, 47, pp. 229-253. DOI: 10.1002/(SICI)1097-0207(200011/30)47:1/3<229::AID-NME769>3.0.CO;2-2.

26. Timbrell C, Cook G. (1997). 3-D FE fracture mechanics analysis for industrial applications. Zentech International Limited, UK. Seminar: “Inelastic finite element analysis”, Institute of Mechanical Engineering, London, 14 October.

27. Dassault Systems Simulia Corp. Abaqus analysis user's manual, *Providence, RI, USA*, 2011.

28. Schollmann M., Fulland M., Richard H.A. Development of a new software for adaptive crack growth simulations in 3D

structures, *Engineering Fracture Mechanics*, 2003, 70 (2), pp. 249-268. DOI: 10.1016/S0013-7944(02)00028-0.

29. BEASY (2016). BEASY V10r18 Documentation. C.M. BEASY Ltd.

30. Zdzislaw Mazur, Alejandro Hernandez-Rossette. Steam turbine rotor discs failure evaluation and repair process implementation. *Engineering Failure Analysis*, 2015, vol. 56, pp. 545-554.

31. Witek L., Bednarz A., Stachowicz F. Fatigue analysis of compressor blade with simulated foreign object damage. *Engineering Failure Analysis*, 2015, vol. 58, pp. 229–237. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2015.09.002

32. Koster P., Benz C., Heyer H., Sander M. In-phase and out-of-phase mixed mode loading: Investigation of fatigue crack growth in SEN specimen due to tension–compression and torsional loading. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 2020, vol. 108, 102586 – pp. 1–11. DOI: 10.1016/j.tafmec.2020.102586

33. Shagivaleev R.F., Iarullin R.R. Raschet koefitsientov intensivnosti napriazhenii v tsilindre s poluellipticheskoj treshchinoi pod vnutrennim davleniem [Calculation of stress intensity factors

in a cylinder with a semi-elliptical crack under internal pressure]. *Trudy Akademenergo*, 2005, no. 1, pp. 104-108.

34. Tumanov A.V., Boichenko N.V. Osobennosti opredeleniia upravliaiushchikh parametrov sostoianii v oblasti vershiny treshchiny na osnove metoda konechnykh elementov [Peculiarities of determining the control parameters of the state in the area of the crack tip based on the finite element method]. *Trudy Akademenergo*, 2015, no. 4, pp. 90-100.

35. Yarullin R.R., Shlyannikov V.N., Ishtyriakov I.S., Yakovlev M.M. Stress intensity factors for mixed-mode crack growth in imitation models under biaxial loading. *Frattura ed Integrità Strutturale*, 2020, vol. 53, pp. 210–222. DOI: 10.3221/IGFESIS.53.18

36. Iarullin R.R., Zakharov A.P., Boichenko N.V. Razvitie poverkhnostnykh treshchin v aliuminievom splave D16T pri rashtiazhenii i trekhtochechnom izgibe v diapazone temperature [Development of surface cracks in aluminum alloy D16T under tension and three-point bending in the temperature range]. *Trudy Akademenergo*, 2017, no. 4, pp. 112-125.