



ВЕСТНИК ПНИПУ. МЕХАНИКА

№ 3, 2020

PNRPU MECHANICS BULLETIN

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



DOI: 10.15593/perm.mech/2020.3.10

УДК 620.169.1

ПАРАМЕТРЫ СОПРОТИВЛЕНИЯ РАЗРУШЕНИЮ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ДИСКА КОМПРЕССОРА

М.М. Яковлев, Р.Р. Яруллин, В.Н. Шлянников

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

О СТАТЬЕ

Получена: 09 июня 2020 г.
Принята: 31 августа 2020 г.
Опубликована: 09 ноября 2020 г.

Ключевые слова:

имитационная модель, диск компрессора ГТД, трещина, двухосное нагружение, пластический коэффициент интенсивности напряжений.

АННОТАЦИЯ

В статье представлена расчетно-экспериментальная методика определения коэффициентов интенсивности напряжений в имитационной модели диска из титанового сплава. Объектом исследования является диск компрессора низкого давления газотурбинного двигателя (ГТД) Д-36. При эксплуатации данного двигателя было обнаружено, что в радиусном сопряжении паза под рабочую лопатку в месте перехода доньшка в боковую поверхность межпазового выступа происходит образование и развитие трещин, которые приводят к отделению части диска в пределах его обода. Трещины распространялись по механизму смешанных форм разрушения. На основе принципов имитационного моделирования была разработана геометрия и схема нагружения имитационной модели диска компрессора. Испытания имитационной модели проведены на двухосной испытательной машине с частотой 5 Гц и коэффициентом асимметрии цикла нагружения $R_c = 0,1$. Рост трещины контролировался с помощью оптического микроскопа. Критерием разрушения являлось условие достижения растущей трещины компенсационного отверстия. В процессе испытаний были зафиксированы положения и размеры фронтов трещины, которые взяты за основу численного расчета параметров сопротивления разрушению. В порядке численных исследований рассмотрены шесть трехмерных конечно-элементных расчетных схем с различными положениями и размерами фронтов трещины. Результаты численных расчетов на основе метода конечных элементов были использованы для определения распределений упругих и пластических коэффициентов интенсивности напряжений вдоль каждого фронта трещины. Продемонстрированы преимущества расчетно-экспериментальной методики для решения задач интерпретации и прогнозирования развития повреждений во вращающихся дисках турбомашин методами механики разрушения.

© ПНИПУ

© Яковлев Михаил Михайлович – м.н.с., e-mail: yakovlev.mikhail.m@yandex.ru, **ID:** 0000-0003-4529-6872.
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.

Mikhail M. Yakovlev – Junior Researcher, e-mail: yakovlev.mikhail.m@yandex.ru, **ID:** 0000-0003-4529-6872.
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.



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)

FRACTURE RESISTANCE PARAMETERS FOR THE COMPRESSOR DISK IMITATION MODEL

M.M. Yakovlev, R.R. Yarullin, V.N. Shlyannikov

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

ARTICLE INFO

Received: 09 June 2020
Accepted: 31 August 2020
Published: 09 November 2020

Keywords:

imitation model, gas turbine engine
compressor disk, crack, biaxial
loading, plastic stress intensity factor.

ABSTRACT

This paper presents a calculation and experimental technique for determining stress intensity factors in an imitation model of a titanium alloy disk. We studied a low-pressure compressor disk of a gas turbine engine (GTE) D-36. During operations, there occur fatigue cracks initiated and developed in the slot fillet under the blade at the place of transition of the bottom to the lateral surface of the inter-groove projection, which lead to a separation of the disk's part within its rim. The mixed-mode crack growth occurred in the compressor disks. Based on the principles of imitation modeling, the geometry and loading condition of the imitation model of the compressor disk was developed. The fatigue test of the imitation model was carried out with a frequency of 5 Hz, at room temperature and with stress ratio $R_c = 0.1$, by means of a biaxial testing machine. The crack growth was monitored using an optical microscope. The criterion for failure was the condition for reaching a growing crack of the compensation hole. During the test, the positions and sizes of the crack fronts were fixed, which are the basis for the numerical calculation of the fracture resistance parameters. In the order of the numerical studies, six three-dimensional finite element models with different positions and sizes of the crack fronts are considered. The results of the numerical calculations based on the finite element method were used to determine the distributions of elastic and plastic stress intensity factors along each crack front. We demonstrated the advantages of the calculation and experimental methods for solving the problems of interpretation and prediction of the crack growth in the rotating disks of turbomachines using the methods of fracture mechanics.

© PNRPU

Введение

Диски компрессоров являются ответственными элементами конструкций газотурбинных двигателей (ГТД), эксплуатация которых происходит под воздействием больших радиальных инерционных сил, возникающих при вращении от лопаток и собственной массы дисков. На диски действуют газодинамические и газостатические осевые силы, которые создают изгиб дисков. Изгиб дисков происходит также от действия поперечных инерционных сил, которые возникают при эволюции летательного аппарата и при изгибе ротора на резонансных частотах вращения. Большие значения напряжений возникают в дисках вследствие неравномерности их нагрева на рабочих режимах [1]. Разрушение дисков ГТД в большинстве случаев приводит к катастрофическим последствиям [2], поэтому важнейшим требованием к конструкции дисков является высокая прочностная надежность.

Тенденции развития современных высокоэффективных ГТД требуют уменьшения удельной массы двигателя, повышения температуры газа перед турбиной и рабочих давлений. Практика показывает, что такие жесткие условия эксплуатации ГТД приводят к возникновению в дисках усталостных трещин и их распространению вплоть до достижения критических значений [3]. А.А. Шанявский [4] показал, что обычно причиной разрушения газотурбинных дисков являются локальные критические зоны, которые возникают в центральных

и болтовых отверстиях, зонах контакта замкового соединения диска/лопатки и пазах. Следовательно, без учета факта появления и развития трещин невозможно обеспечить безопасную эксплуатацию ГТД в пределах заданного ресурса, а тем более при продлении его ресурса. Именно поэтому в практику введен принцип безопасного повреждения, в соответствии с которым надежность конструкции должна обеспечиваться заранее установленными допусками на размеры повреждений и дефектов, появляющихся в процессе изготовления и эксплуатации [4]. Это достигается посредством введения и использования новых характеристик и параметров сопротивления деформированию и разрушению материалов и элементов конструкций при статическом и циклическом термомеханическом нагружении на основе силовых и деформационных моделей накопления и развития повреждений [5–9]. Известные модели прогнозирования сопротивления деформированию и разрушению элементов конструкций при сложном напряженном состоянии в условиях термомеханического нагружения базируются на результатах фундаментальных аналитических расчетов, численных решений, а также экспериментальных исследований.

За последние 30 лет были разработаны различные концепции роста усталостной трещины, основанные на численном моделировании, для прогнозирования срока службы реальных конструкций и их компонентов в условиях эксплуатационной нагрузки. Этот подход также реализован во многих трехмерных программных инст-

рументах, таких как FRANC3D [10], ZENCRACK [11], ABAQUS [12], ADAPCRACK3D [13], BEASY [14]. В большинстве случаев прогнозирование усталостной долговечности вращающихся дисков состоит из двух частей: первая часть связана с численным 3D-анализом напряженно-деформированного состояния (НДС) полноразмерного диска и численным моделированием процесса роста усталостных трещин, вторая – с оценкой долговечности на основе усталостных испытаний натурных дисков или имитационных моделей.

Авторами [15] проанализирован механизм разрушения диска газовой турбины мощностью 32 МВт. Проведен фрактографический анализ поверхности разрушения и численный анализ НДС диска. По результатам исследований были предложены рекомендации по эксплуатации и обслуживанию аналогичных газотурбинных установок (ГТУ) для предотвращения подобных отказов. Barlow и Chandra [16] в своей работе для моделирования роста усталостной трещины в замковом соединении лопатки и диска ГТД использовали программное обеспечение FRANC3D. В качестве входных данных для программного обеспечения FRANC3D использовались результаты трехмерного МКЭ-анализа и условий эксплуатации ГТД. В работе [17] представлено исследование по оценке остаточного ресурса дисков ГТД самолета военной авиации, которые оказались подвержены усталостному растрескиванию из-за дефектовковки, сформированных на стадии производства дисков. Данная задача была решена использованием МКЭ-анализа двух- и трехмерной модели дисков ГТД и численного прогнозирования роста усталостных трещин. Mazur и Hernandez-Rossette [18] проанализировали отказ двух дисков ГТУ мощностью 84 МВт путем изучения истории работы ротора, МКЭ-анализа НДС в стационарном состоянии, фрактографии поверхности разрушения диска и оценки отложений. В работе [19] был смоделирован процесс роста усталостной трещины во вращающемся диске авиационного ГТД при помощи двух программных пакетов – ABAQUS и BEASY, на основе МКЭ-анализа и метода граничных элементов соответственно. МКЭ-анализ был использован для вычисления полей напряжений, тогда как метод двойных граничных элементов был использован для расчета параметров разрушения, необходимых для прогнозирования роста трещин. Данный подход был полностью автоматизирован. В результате сравнения траектории роста трещины, полученной при данном подходе и полученной в ходе полномасштабного испытания диска [20], были обнаружены некоторые расхождения между численными и экспериментальными результатами. Таким образом, задачи прогнозирования усталостной долговечности элементов конструкций необходимо решать с применением экспериментально-численного подхода, который включает в себя как численный анализ, так и экспериментальные исследования.

В 80-е гг. для циклических испытаний дисков и замковых соединений [21] состоялась разработка

и применение уникального многоосного электрогидравлического стенда. К неподвижному диску через пазы крепления лопаток передавались усилия, имитирующие центробежные силы лопаток и массы диска. Эффективность работы стенда подтверждена многочисленными испытаниями стальных и титановых дисков компрессора различных двигателей.

Однако предложенный способ испытаний диска имел высокую стоимость и длительность, а также низкую статистическую представительность результатов. Указанные недостатки стали причиной разработки и реализации принципов имитационного моделирования. В работе [19] имитационное моделирование использовалось для анализа и предотвращения разрушений газотурбинных дисков. Применение имитационного моделирования показало реальные преимущества в процессе проектирования, эксплуатации и ремонта компонентов ГТД.

В.Н. Шлянников и др. [22] предложили две геометрии имитационной модели диска компрессора ГТД. Численно были определены и обоснованы условия нагружения имитационных моделей, которые эквивалентны эксплуатационным. Показано, что двухосно нагруженная имитационная модель наиболее точно воспроизводит состояние критической зоны диска компрессора, наблюдаемой при эксплуатации. Доказано, что предложенные принципы имитационного моделирования позволяют оценить остаточный ресурс диска компрессора с учетом возникновения и роста трещин в критических зонах.

А.А. Шанявский [3] установил, что в критических зонах титановых дисков возникают пластические деформации, при которых эффективные напряжения превышают предел текучести материала даже при комнатной температуре. Эти обстоятельства предполагают применение нелинейных подходов механики разрушения и механики поврежденной среды к прогнозированию ресурса энергетического оборудования и авиационных ГТД [23]. Таким образом, важным аспектом при анализе ресурса дисков ГТД является применение упругопластических параметров механики разрушения.

В данной статье для экспериментально полученных положений и размеров фронтов трещины имитационной модели диска на основе численных решений по МКЭ были установлены распределения упругих и пластических коэффициентов интенсивности напряжений, а также показаны преимущества применения расчетно-экспериментальной методики механики разрушения для решения задач остаточной долговечности.

1. Теоретическая часть

1.1. Принципы имитационного моделирования

Современные ГТД эксплуатируются при достаточно жестких условиях: температура газа перед турбиной может достигать 1900 К, высокие рабочие давления и инерционные силы. Такие условия эксплуатации при-

водят к образованию в дисках ГТД локальных критических зон, в которых возникают пластические деформации, а впоследствии и трещины. Эти обстоятельства предполагают применение новых методов прогнозирования усталостной долговечности дисков ГТД, одним из которых является имитационное моделирование.

Основная идея применения метода имитационного моделирования заключается в том, что испытаниям подвергается имитационный образец, геометрия которого формируется на основе результатов численного анализа реального элемента конструкции при эксплуатационных условиях нагружения. Существует два подхода к имитационному моделированию. При первом подходе испытывается имитационный образец, который вырезан непосредственно из исследуемого элемента конструкции [24, 25]. При данном подходе образец сохраняет всю наследственную информацию о внутренней повреждаемости и состоянии внешней поверхности в зависимости от периода и условий эксплуатации. Однако применение данного подхода не всегда возможно, так как в некоторых случаях вырезка образца из исследуемой конструкции не представляется возможной либо нецелесообразна.

Второй подход лишен недостатков, указанных выше, и может быть применен для апробации новых моделей накопления и развития повреждений, методов прогнозирования долговечности элементов конструкций. В рамках такого подхода [16] разрабатывается и изготавливается специальный имитационный образец из материала элемента исследуемой конструкции в строгом соответствии с технологией его производства.

В основу имитационного моделирования положены следующие принципы:

- воспроизведение геометрии исследуемой критической зоны;
- воспроизведение эквивалентного эксплуатационному НДС в контрольных зонах имитационной модели. При этом в контрольной зоне имитационной модели должна быть реализована как качественная, так и количественная картина распределений полей напряжений и деформаций;
- соблюдение соответствия экспериментального и эксплуатационного профиля нагружения – статического, циклического, случайного, программного, динамического, ударного или иного;
- металлографическая и фрактографическая идентичность характера разрушения. Место образования дефекта и начала развития трещины, форма ее траектории в имитационной модели должны совпадать с тем, что наблюдается на практике в реальной конструкции;
- воспроизведение состояния поверхности исследуемой критической зоны.

Таким образом, реализация данных принципов имитационного моделирования позволяет воспроизводить состояние элемента конструкции во времени, моделировать процессы накопления повреждений и разрушения так, как они проходили бы в эксплуатации натурной конструкции.

1.2. Эквивалентный КИН

Анализ скорости роста трещины является важной частью оценки структурной целостности компонентов авиационных ГТД, работающих при многоосных механических нагрузках. Для изучения влияния смешанных форм нагружения на параметры сопротивления разрушению материала необходимо рассчитать три параметра разрушения, которые характеризуются коэффициентами интенсивности напряжений (КИН) – K_I , K_{II} и K_{III} . КИН рассчитываются по формуле (1) и зависят от напряжений (σ_y , τ_{xy} или τ_{yz}), размеров и формы трещины a и К-тарировочных функций (Y_I , Y_{II} или Y_{III}):

$$K_I = \sigma_y \sqrt{\pi a} \cdot Y_I, \quad K_{II} = \tau_{xy} \sqrt{\pi a} \cdot Y_{II}, \quad K_{III} = \tau_{yz} \sqrt{\pi a} \cdot Y_{III}. \quad (1)$$

В.Н. Шлянников [26] обобщил численный метод расчета зависящих от геометрии К-тарировочных функций Y_I , Y_{II} и Y_{III} для КИН K_I , K_{II} и K_{III} при смешанных формах разрушения. В настоящей работе для расчета КИН K_I , K_{II} и K_{III} в вершине трещины ($\theta = 0^\circ$) были применены результаты МКЭ-анализа:

$$K_I = \sigma_{\theta\theta}^{FEM} \sqrt{2\pi r}, \quad K_{II} = \sigma_{r\theta}^{FEM} \sqrt{2\pi r}, \quad K_{III} = \sigma_{\theta\omega}^{FEM} \sqrt{2\pi r}, \quad (2)$$

где r , θ и ω – полярные координаты с центром в вершине трещины; σ_i^{FEM} – напряжения, полученные из МКЭ-анализа.

Chang и др. [27] разработали концепцию эффективного КИН для смешанных форм разрушения, согласно которой можно просто рассчитать эффективный КИН и оценить разрушение, сравнив эффективный КИН с ударной вязкостью. Авторы [28] предложили новое выражение для упругого эквивалентного КИН, в которое угол девиации трещины в θ^* входит в явном виде:

$$K_{eqv}(\theta^*) = (1 + \nu) \cos^2\left(\frac{\theta^*}{2}\right) \times \left\{ \frac{(1 - \nu)}{2} \left[K_I^2 (1 + \cos \theta^*) - 4K_I K_{II} \sin \theta^* + K_{II}^2 (5 - 3 \cos \theta^*) \right] + K_{III}^2 \right\}. \quad (3)$$

1.3. Пластический КИН

Многоосный и циклический характер нагружения дисков ГТД приводит к пластическим деформациям в критических зонах, где эквивалентные напряжения превышают предел текучести материала. Моделирование роста трещин при таких условиях основано на поведении параметров упругого и пластического сопротивления разрушению. Авторами [22, 23] обоснована целесообразность применения пластического КИН как характеристики сопротивления разрушению материалов и элементов конструкций.

При маломасштабной текучести и смешанных формах разрушения пластический КИН K_M^P может быть

выражен через соответствующие упругие КИН с применением J-интеграла Райса. Rigby и Aliabadi [28] была предложена следующая формула J-интеграла для общих условий смешанных мод I, II и III:

$$J_I = J^I + J^{II} + J^{III} = \frac{1}{E^*} (K_I^2 + K_{II}^2) + \frac{1}{2G} K_{III}^2, \quad (4)$$

где E^* равен модулю Юнга E для плоского напряженно-состояния и $E^* = E / (1 - \nu^2)$ для плоской деформации; G – модуль сдвига; ν – коэффициент Пуассона.

Для трещины при смешанном характере нагружения J-интеграл Райса можно выразить через пластический КИН согласно подходам Hutchinson [29, 30] и Shih [31]:

$$\frac{L\sigma_0^2}{E} \int_{\Gamma_2} (\bar{W}dy - \bar{\sigma}_{ij}n_i\bar{u}_{i,x}ds) = \frac{\bar{\alpha}\sigma_0^2}{E} (\bar{K}_M^P)^{n+1} \bar{r}^{-(n+1)(\lambda-2)+1} \cdot I_n(\theta^*), \quad (5)$$

где $\bar{\alpha}$ – коэффициент деформационного упрочнения; n – показатель деформационного упрочнения. В уравнении (5) тензор напряжений и перемещения нормированы пределом текучести σ_0 : $\bar{\sigma}_{ij} = \sigma_{ij} / \sigma_0$ и $\bar{u}_i = u_i E / \sigma_0 L$, L – характеристический размер тела с трещиной. Уравнение (5) содержит числовой управляющий параметр упругопластического НДС вершины трещины в форме $I_n(\theta^*)$ – интеграла, который зависит от угла ориентации трещины θ^* и является функцией показателя деформационного упрочнения материала n , а также угловых безразмерных распределений напряжений и перемещений.

В.Н. Шлянников и А.В. Туманов [32] расширили решения Hutchinson [29, 30] и Shih [31] и ввели новый численный метод получения распределения $I_n(\theta^*)$ – интеграла вдоль фронта трещины:

$$I_n^{FEM}(\theta, \theta^*, n, (a/L)) = \int_{-\pi}^{\pi} \Phi^{FEM}(\theta, \theta^*, n, (a/L)) d\theta, \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \Phi^{FEM}(\theta, \theta^*, n, (a/L)) = & \frac{n}{n+1} (\tilde{\sigma}_e^{n+1})^{FEM} \times \\ & \times \cos\theta - \left[\tilde{\sigma}_{rr}^{FEM} \left(\tilde{u}_\theta^{FEM} - \frac{d\tilde{u}_r^{FEM}}{d\theta} \right) - \right. \\ & \left. - \tilde{\sigma}_{r\theta}^{FEM} \left(\tilde{u}_r^{FEM} + \frac{d\tilde{u}_\theta^{FEM}}{d\theta} \right) \right] \sin\theta - \\ & - \frac{1}{n+1} (\tilde{\sigma}_{rr}^{FEM} \tilde{u}_r^{FEM} + \tilde{\sigma}_{r\theta}^{FEM} \tilde{u}_\theta^{FEM}) \cos\theta. \end{aligned} \quad (7)$$

При маломасштабной текучести независимость J-интеграла от пути интегрирования приводит к равенству уравнений (4) и (5). Тогда пластический КИН при смешанных формах разрушения может быть определен следующим образом [32]:

$$\bar{K}_M^P = \left[\left(\frac{K_{eqv}^P}{\sigma_0^2} \right) \frac{1}{\bar{\alpha} I_n(\theta^*) L} \right]^{\frac{1}{n+1}}. \quad (8)$$

2. Объект исследования

В данной работе объектом исследования являлась имитационная модель диска компрессора низкого давления ГТД Д-36. При эксплуатации данного двигателя было обнаружено, что в радиусном сопряжении паза под рабочую лопатку в месте перехода доньшка в боковую поверхность выступа происходит образование и развитие трещин, которые приводят к отделению части диска в пределах его обода. Трещины распространялись по направлению к центру диска под углом 45° к доньшку паза.

Рассматриваемый диск изготовлен из титанового сплава ВТЗ-1. Для данного сплава согласно ГОСТ 1497–87 при комнатной температуре были определены основные механические свойства материала, которые представлены в таблице, 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.

Основные механические свойства титанового сплава ВТЗ-1 при комнатной температуре

Main mechanical properties of the two-phase titanium alloy at room temperature

Материал	Температура, °С	$\sigma_{0,2}$, МПа	σ_b , МПа	α	n	E , ГПа	δ , %	ψ , %
ВТЗ-1	+23	1005	1073	1,115	12,88	100,1	21	46

В.Н. Шлянников и др. [22] на основе принципов имитационного моделирования разработали три вида имитационной модели рассматриваемого диска. В рамках данной работы анализируется двухосно нагруженная имитационная модель (рис. 1), которая наиболее точно воспроизводит геометрию замкового соединения диска компрессора. Условия нагружения имитационных моделей численно определены и обоснованы и соответствуют эксплуатационным нагрузкам.

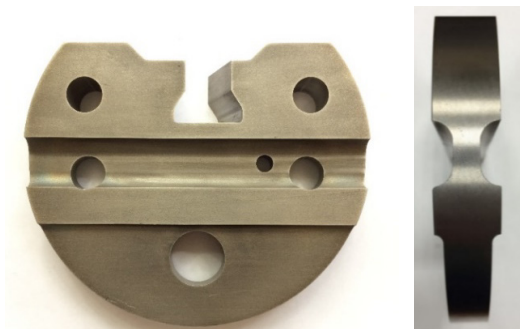


Рис. 1. Имитационная модель диска компрессора

Fig. 1. The imitation model of the compressor disk

Настоящая работа построена на сочетании экспериментальных и численных исследований. Испытания имитационной модели проведены на двухосной испытательной машине фирмы BiSS (Индия), модель BI-00-502 50kN Biaxial test system с частотой 5 Гц, по горизон-

тальной оси прикладывалась нагрузка $P_x = 38$ кН, а по вертикальной оси $P_y = 19$ кН с коэффициентом асимметрии цикла нагружения $R_c = 0,1$. Критерием разрушения являлось условие достижения растущей трещины компенсационного отверстия в полотне диска. Все испытания проводились при гармоническом синусоидальном цикле нагружения. Рост трещины контролировался с помощью оптического микроскопа нагружения, расположенного в захватах двухосной испытательной машины.

В процессе испытаний фиксировались положения фронтов трещины. Это осуществлялось путем увеличения коэффициента асимметрии цикла от 0,1 до 0,5 при постоянном значении максимальных циклических номинальных напряжений. Экспериментально зафиксированные положения фронтов трещины от начала роста до момента разрушения представлены на рис. 2.



Рис. 2. Поверхность разрушения имитационной модели

Fig. 2. The fracture surface of the imitation model

3. Численные исследования

Экспериментально полученные положения и размеры фронтов трещины, представленные на рис. 2, взяты за основу численных расчетов. Численные расчеты были проведены для анализа НДС имитационной модели с поверхностными и сквозными трещинами. Задачи анализа НДС решались в пакете программ ANSYS [33].

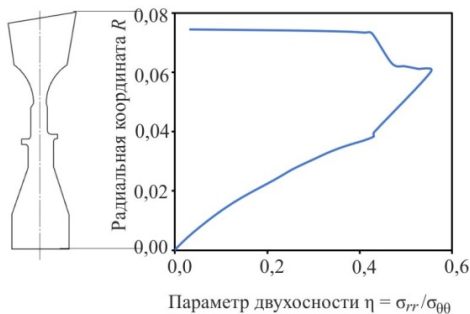


Рис. 3. Распределение параметра двухосности по сечению диска

Fig. 3. The distribution of stress ratio along the disk cross section

На рис. 3 представлено распределение параметра двухосности по сечению диска компрессора от внутреннего диаметра к наружному. Параметр двухосности был рассчитан по следующей формуле:

$$\eta = \sigma_{rr} / \sigma_{\theta\theta}, \quad (9)$$

где σ_{rr} – радиальные напряжения в диске компрессора, а $\sigma_{\theta\theta}$ – окружные. Параметр двухосности в области обода диска равен 0,5, поэтому в данной работе имитационная модель была нагружена двумя взаимно перпендикулярными нагрузками: $P_x = 38$ кН – горизонтальная нагрузка и $P_y = 19$ кН – вертикальная нагрузка (рис. 4).

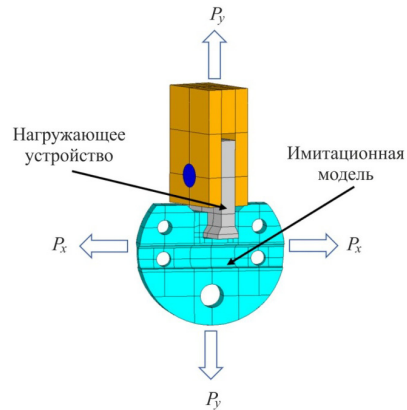


Рис. 4. Схема нагружения имитационной модели

Fig. 4. Loading conditions for the imitation models

Для построения расчетной схемы использовались квадратичные объемные элементы SOLID 186. Элемент имеет свойства пластичности, гиперупругости, ползучести, изменения жесткости при приложении нагрузок, больших перемещений и больших деформаций; смешанную формулировку для расчета почти несжимаемых упругопластических материалов и полностью несжимаемых гиперупругих материалов [34]. Трехмерная конечно-элементная расчетная схема имитационной модели представлена на рис. 5. Задача решалась с учетом контактного взаимодействия и предполагаемого нелинейного поведения конструкционного материала. В основу численных расчетов был положен комплекс механических характеристик титанового сплава BT3-1, полученных при комнатной температуре (см. таблицу).

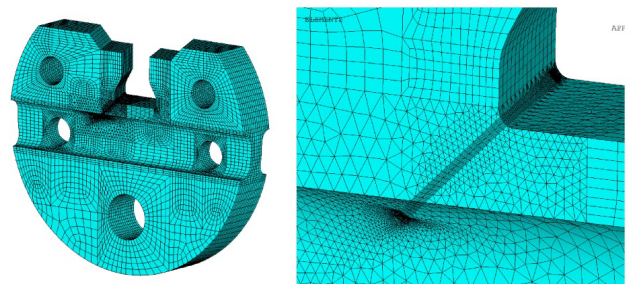


Рис. 5. Трехмерная конечно-элементная расчетная схема имитационной модели

Fig. 5. The three-dimensional finite element model for the imitation model

Всего при численном исследовании было смоделировано и проанализировано шесть расчетных схем с различными положениями и размерами фронтов трещины, которые были получены экспериментально (см. рис. 2): поверхностные – 1-й фронт ($a = 1,6$ мм, $c = 6$ мм), 2-й фронт ($a = 5,9$ мм, $c = 11,4$ мм), 3-й фронт ($a = 10,4$ мм, $c = 14,5$ мм); сквозные – 4-й фронт ($a = 12,7$ мм, $a_1 = 9,8$ мм), 5-й фронт ($a = 13,2$ мм, $a_1 = 10,4$ мм), 6-й фронт ($a = 14,45$ мм, $a_1 = 12,1$ мм). Количество узлов в расчетных моделях варьировалось от 2 258 572 до 3 643 536. Для описания градиента изменения НДС было смоделировано сгущение сетки конечных элементов к вершине трещины, где размер элементов составлял порядка нескольких микрон.

4. Результаты

Задачей настоящего исследования являлся расчет упругих и пластических параметров сопротивления разрушению вдоль фронтов трещины диска компрессора. Данная задача была решена с применением принципов имитационного моделирования, экспериментальных и численных исследований. Описание упругих и пластических параметров сопротивления разрушению будет представлено в терминах упругого эквивалентного КИН и пластического КИН в соответствии с уравнениями (3) и (8). Все параметры определены в диапазоне относительных расстояний $r/a = 0,0375 \dots 0,004$ от вершины трещины, где численное решение имеет устойчивые результаты. Для удобства сравнения полученных результатов была введена безразмерная координата R :

$$\begin{aligned} x_0 &= \Delta\varphi \cos \varphi_0, y_0 = \Delta\varphi \sin \varphi_0, \\ x_c &= \Delta\varphi \cos \varphi_c, y_c = \Delta\varphi \sin \varphi_c, \\ x_i &= \Delta\varphi \cos \varphi_i, y_i = \Delta\varphi \sin \varphi_i, \\ \varphi_i &\in [\varphi_0, \varphi_c], \Delta\varphi = \varphi_c - \varphi_0, \end{aligned} \quad (10)$$

$$\bar{X}_i = \frac{x_0 - x_i}{x_0 - x_c}, \bar{Y}_i = \frac{y_i - y_0}{y_c - y_0}, \quad (11)$$

$$R_i = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{\bar{X}_i^2 + \bar{Y}_i^2}, R \in [0, 1], \quad (12)$$

где φ_0 – угол, определяющий положение начальной точки фронта трещины; φ_c – угол, соответствующий конечному положению фронта трещины; φ_i – угол, обозначающий текущее положение точки фронта трещины в пределах изменения от φ_0 до φ_c (рис. 6). Значение параметра R варьируется от 0 до 1, где $R = 0$ – положение фронта трещины на свободной поверхности имитационной модели и $R = 1$ – положение на поверхности паза для поверхностных фронтов, и для сквозных фронтов $R = 1$ – положение на второй свободной поверхности.

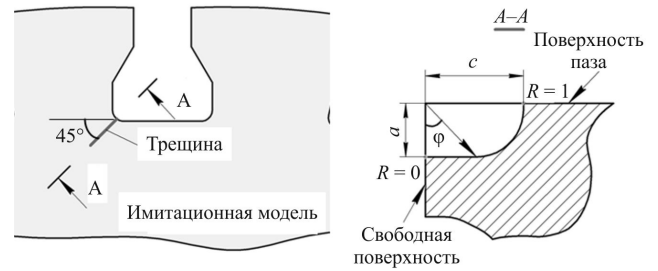


Рис. 6. Область образования и роста трещины в канавке замкового соединения

Fig. 6. Details of the crack initiation and growth zone

На рис. 7 представлены распределения упругих КИН вдоль фронтов трещин, для расчета которых были применены результаты МКЭ-анализа. Сплошными линиями обозначены распределения, соответствующие несковязным поверхностным фронтам трещины; пунктиром – распределения, относящиеся к сквозным криволинейным фронтам трещины. Параметры представлены в нормированных координатах R . Данные результаты были использованы для расчета упругого и пластического КИН вдоль фронтов трещины имитационной модели диска компрессора. Очевидно, что при развитии трещины в имитационной модели диска компрессора возникают все три типа разрушения. Это подтверждает целесообразность применения параметров сопротивления разрушению материала, учитывающих смешанные формы разрушения, при анализе скорости роста трещины в дисках ГТД.

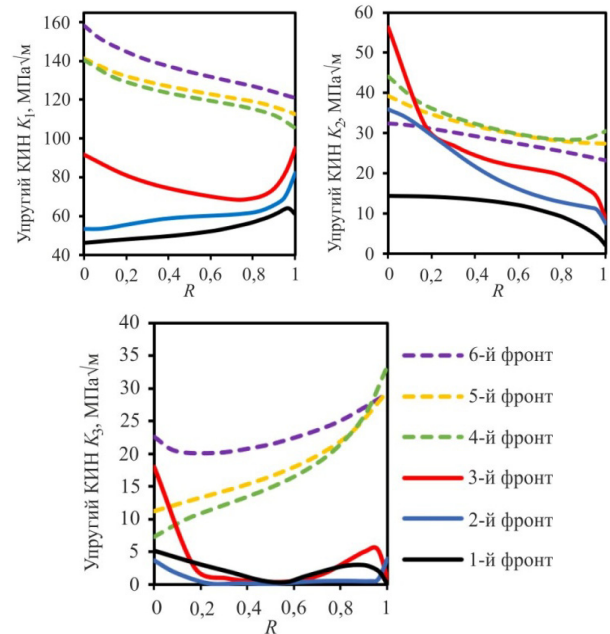


Рис. 7. Распределение упругого КИН вдоль фронтов трещины

Fig. 7. Distributions of the elastic SIFs along the crack fronts

На рис. 8 представлены распределения упругого эквивалентного КИН K_{eqv} вдоль поверхностных и сквозных трещин имитационной модели диска компрессора. Упругий эквивалентный КИН K_{eqv} изменяется в интервале 50–174 МПа $\sqrt{м}$, при этом его значения увеличи-

ваются от 1-го фронта к 6-му фронту, так как с ростом длины трещины интенсивность напряжений непрерывно увеличивается. Данные зависимости могут быть применены для оценки НДС в области вершины трещины диска компрессора ГТД, а также для интерпретации данных о развитии трещин.

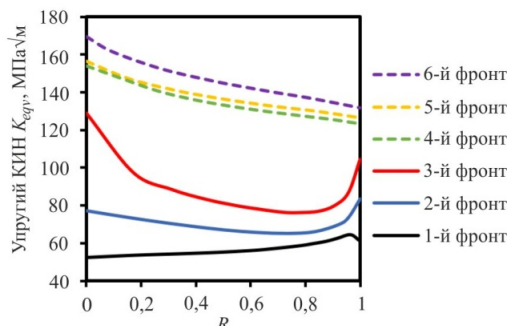


Рис. 8. Распределение упругого эквивалентного КИН вдоль фронтов трещины

Fig. 8. Distributions of the equivalent elastic SIFs along the crack fronts

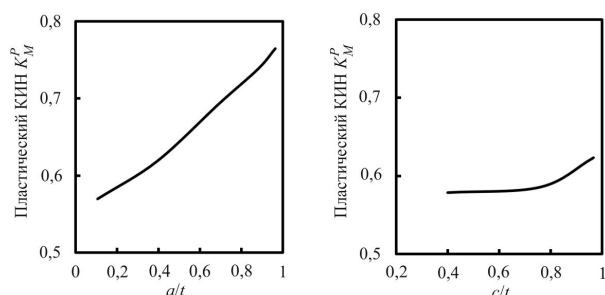


Рис. 9. Сравнение пластического КИН для фронтов трещины на свободной поверхности (а) и поверхности паза (б)

Fig. 9. Comparisons of the plastic SIFs on the free surface (a) and slot surface (b) of the crack fronts

Вторым параметром сопротивления разрушению имитационной модели является пластический КИН K_M^P . Принципиальным отличием пластического КИН явля-

ется чувствительность к упругопластическим свойствам материала, описываемым пределом текучести σ_0 и показателем деформационного упрочнения n [35]. На рис. 9 представлены распределения безразмерного пластического КИН K_M^P , рассчитанного по формуле (8), в которую входит числовой управляющий параметр упругопластического НДС вершины трещины $I_n(\theta^*)$. Здесь длина трещины a и глубина трещины c нормированы толщиной имитационной модели $t = 15$ мм. Следует отметить, что распространение трещины на свободной поверхности и поверхности паза различно. Данные зависимости могут быть применены для интерпретации экспериментальных данных о развитии трещин.

Таким образом, результаты численного анализа и экспериментальных исследований, 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.

Заключение

В настоящей работе сформулированы и реализованы принципы имитационного моделирования в приложении к анализу эксплуатационного повреждения диска компрессора низкого давления ГТД Д-36. На основе трехмерного МКЭ-анализа установлены распределения упругих и пластических КИН для шести положений и размеров фронтов трещины в имитационной модели, которые были получены экспериментально при двухосном нагружении. Продемонстрированы преимущества расчетно-экспериментальной методики для решения задач интерпретации и прогнозирования развития повреждений во вращающихся дисках турбомашин методами механики разрушения.

Библиографический список

1. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей: учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки» / С.А. Вьюнов [и др.]; под ред. Д.В. Хронина. – М.: Машиностроение, 1989. – 368 с.
2. Расследование причин катастрофы самолета DC-10, обусловленной разрушением двигателя // Зарубежный опыт. Экспресс-информация № 2. – М.: ЦНТИГА, 1990. – С. 1–7.
3. Shanyavsky A.A., Stepanov N.V. Fractographic analysis of fatigue crack growth in engine compressor disks of Ti-6Al-3Mo-2Cr titanium alloy // Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct. – 1995. – Vol. 18, 5 – P. 539–550.
4. Шанявский А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций. Синергетика в инженерных приложениях. – Уфа, 2003. – 803 с.
5. Zhuang W.Z. Prediction of crack growth from bolt holes in a disk // Int. J. Fatigue. – 2000. – № 22. – P. 241–250.
6. Hou J., Wescott R., Attia M. Prediction of fatigue crack propagation lives of turbine discs with forging-induced initial cracks // Eng. Fract. Mech. – 2014. – № 131. – P. 406–418.
7. Residual Life Assessment and Life Cycle Management of Design Life Expired Discs. ASME Proceedings / K. Ashok [et al.] // Manufacturing Materials and Metallurgy. – № GT2009-60352. – P. 933–939.
8. Bnaskiewicz M. Multilevel approach to lifetime assessment of steam turbines // Int. J. Fatigue. – 2015. – № 73. – P. 39–47.
9. Structural integrity assessment of turbine discs in presence of potential defects: probabilistic analysis and implementation / S. Beretta [et al.] // Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct. – 2015. – № 38. – P. 1042–1055.

10. 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(2000110/30)47:1/3<229::AID-NME769>3.0.CO;2-2
11. 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.
12. Dassault Systems Simulia Corp. Abaqus analysis user's manual, Providence, RI, USA, 2011.
13. 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.
14. BEASY. BEASY V10r18 Documentation. C.M. BEASY Ltd., 2016.
15. Failure analysis of a gas turbine compressor / G.H. Farrahi [et al.] // *Engineering Failure Analysis*. – 2011. – № 18. – P. 474–484.
16. Barlow K.W., Chandra R. Fatigue crack propagation simulation in an aircraft engine fan blade attachment // *International Journal of Fatigue*. – 2005. – № 27. – P. 1661–1668.
17. Jianfu Hou, Ron Wescott, Marco Attia. Prediction of fatigue crack propagation lives of turbine discs with forging-induced initial cracks // *Engineering Fracture Mechanics*. – 2014. – № 131. – P. 406–418.
18. Zdzislaw Mazur, Alejandro Hernandez-Rossette. Steam turbine rotor discs failure evaluation and repair process implementation // *Engineering Failure Analysis*. – 2015. – № 56. – P. 545–554.
19. Venanzio G., Michele P., Shlyannikov V. Fatigue crack growth in a compressor stage of a turbfan engine by FEM-DBEM approach // *Procedia Structural Integrity*. – 2018. – № 12. – P. 404–415.
20. Shlyannikov V.N., Ilchenko B.V., Stepanov N.V. Fracture analysis of turbine disks and computational-experimental background of the operational decisions // *Eng. Failure Analysis*. – 2001. – № 8. – P. 461–475.
21. Electro-hydraulic test bench for disks and lock joints of gas turbine engines / L.P. Mekerdichan [et al.] // *Strength of turbomachine rotor elements*. – Zhytomyr: Zhytomyr Regional Printing House. – 1981. – P. 35.
22. Shlyannikov V.N., Yarullin R.R., Ishtyryakov I.S. Failure analysis of an aircraft GTE compressor disk on the base of imitation modeling principles // *Procedia Structural Integrity*. – № 18. – P. 322–329. DOI: 10.1016/j.prostr.2019.08.172
23. Shlyannikov V.N., Ishtyryakov I.S. Crack growth rate and lifetime prediction for aviation gas turbine engine compressor disk based on nonlinear fracture mechanics parameters // *Theoret. Appl. Fract. Mech*. – 2019. – № 103. DOI: 10.1016/j.tafmec.2019.102313
24. Evaluation of stress state and damage sensitivity equivalence of rotating discs in testing on multiaxial electrohydraulic stand / N.V. Stepanov [et al.] // *Soviet Aeronautics*. – 1985. – № 28, 2. – P. 120–123.
25. Residual life prediction of power steam turbine disk with fixed operating time / B.V. Ilchenko [et al.] // *Proceedings of 19th European Conference on Fracture*. – 2012. – P. 1–8.
26. Shlyannikov V.N. T-stress for crack paths in test specimens subject to mixed mode loading // *Eng. Fract. Mech*. – 2013. – № 108. – P. 3–18. DOI: 10.1016/j.engfracmech.2013.03.011
27. Chang J., Xu J., Mutoh Y. A general mixed-mode brittle fracture criterion for cracked materials // *Engng. Fract. Mech*. – 2006. – № 73. – P. 1249–63. DOI: 10.1016/j.engfracmech.2005.12.011
28. Rigby R.H., Aliabadi M.H. Decomposition of the mixed-mode J-integral – Revisited // *Int. Journ. Solid Struct*. – 1998. – № 17. – P. 2073–2099. DOI: 10.1016/S0020-7683(97)00171-6
29. Hutchinson J.W. Singular behaviour at the end of a tensile crack in a hardening material // *J. Mech. Phys. Solids*. – 1968. – № 16. – P. 13–31. DOI: 10.1016/0022-5096(68)90014-8
30. Hutchinson J.W. Plastic stress and strain fields at a crack tip // *J. Mech. Phys. Solids*. – 1968. – № 16. – P. 337–347. DOI: 10.1016/0022-5096(68)90021-5
31. Shih C.F. Small-scale yielding analysis of mixed mode plane-strain crack problems // *ASTM STP*. – 1974. – № 560. – P. 187–210. DOI: 10.1520/STP33141S
32. Shlyannikov V.N., Tumanov A.V. Characterization of crack tip stress fields in test specimens using mode mixity parameters // *Int J Fract*. – 2014. – № 185. – P. 49–76. DOI: 10.1007/s10704-013-9898-0
33. ANSYS. (2009). Theory Reference for the Mechanical APDL and Mechanical Applications. Release 12.0. Available at: http://dl.mycivil.ir/reza/ans_thry.pdf.
34. Басов К. А. ANSYS: справочник пользователя. – М.: ДМК Пресс, 2005. – 640 с.
35. Захаров А.П., Шлянников В.Н., Иштыряков И.С. Пластический коэффициент интенсивности напряжений в задачах механики разрушения // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика*. – 2019. – № 2. – С. 100–115. DOI: 10.15593/perm.mech/2019.2.08

References

1. V'junov S.A. Konstrukcija i proektirovanie aviacionnyh gazoturbinnnyh dvigatelej: Uchebnik dlja studentov vuzov po special'nosti «Aviacionnye dvigateli i jenergeticheskie ustanovki» [Design and design of aircraft gas turbine engines: A textbook for university students majoring in "Aircraft engines and power plants"]. *Moscow, Mashinostroenie*, 1989, 368 p.
2. Rassledovanie prichin katastrofy samoleta DC-10, obuslovennoj razrusheniem dvigatelja [Investigation of the causes of the DC-10 plane crash caused by the destruction of the engine]. *Moscow, CNTIGA, Zarubezhnyj opyt. Jekspress-informacija, 1990, №2, pp. 1-7.*
3. Shanyavsky A.A., Stepanov N.V. Fractographic analysis of fatigue crack growth in engine compressor disks of Ti-6Al-3Mo-2Cr titanium alloy. *Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct.*, 1995, vol. 18, no. 5, pp. 539-550.
4. Shanjavskij A.A. Bezopasnoe ustalostnoe razrushenie jelementov aviakonstrukcij. Sinergetika v inzhenernyh prilozhenijah [Safe fatigue failure of aircraft structural elements. Synergetics in engineering applications], *Ufa*, 2003, 803 p.
5. Zhuang W.Z. Prediction of crack growth from bolt holes in a disk. *Int. J. Fatigue*, 2000, no. 22, pp. 241-250.
6. Hou J, Wescott R, Attia M. Prediction of fatigue crack propagation lives of turbine discs with forging-induced initial cracks. *Eng. Fract. Mech*, 2014, no. 131, pp. 406-418.
7. Ashok K. Residual Life Assessment and Life Cycle Management of Design Life Expired Discs. *ASME Proceedings. Manufacturing Materials and Metallurgy*, №GT2009-60352. – pp. 933-939.
8. Bnaskiewicz M. Multilevel approach to lifetime assessment of steam turbines. *Int. J. Fatigue*, 2015, no. 73, pp. 39-47.

9. Beretta S. Structural integrity assessment of turbine discs in presence of potential defects: probabilistic analysis and implementation. *Fatigue Fract Engng Mater Struct*, 2015, no. 38, pp. 1042-1055.
10. Carter B.J., Wawrzynek P.A., Ingrassia, A.R. Automated 3D crack growth simulation. *International Journal of Numerical Methods in Engineering*, 2000, 47, pp. 229-253. DOI: 10.1002/(SICI)1097-0207(200011/30)47:1/3<229::AID-NME769>3.0.CO;2-2.
11. Timbrell C, Cook G. 3-D FE fracture mechanics analysis for industrial applications. Zentech International Limited, UK. Seminar: “Inelastic finite element analysis”, London, Institute of Mechanical Engineering, 1997, 14 October.
12. Dassault Systems Simulia Corp. Abaqus analysis user's manual, Providence, RI, USA, 2010.
13. Schollmann M., Fulland M., Richard H.A. (2003). Development of a new software for adaptive crack growth simulations in 3D structures. *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 70, no. 2, pp. 249-268. DOI: 10.1016/S0013-7944(02)00028-0.
14. BEASY (2016). BEASY V10r18 Documentation. C.M. BEASY Ltd.
15. Farrahi G.H. Failure analysis of a gas turbine compressor. *Engineering Failure Analysis*, 2011, no. 18, pp. 474-484.
16. Barlow K. W., Chandra R. Fatigue crack propagation simulation in an aircraft engine fan blade attachment. *International Journal of Fatigue*, 2005, no. 27, pp. 1661-1668.
17. Jianfu Hou, Ron Wescott, Marco Attia. Prediction of fatigue crack propagation lives of turbine discs with forging-induced initial cracks. *Engineering Fracture Mechanics*, 2014, no. 131, pp. 406-418.
18. Zdzislaw Mazur, Alejandro Hernandez-Rossette. Steam turbine rotor discs failure evaluation and repair process implementation. *Engineering Failure Analysis*, 2015, no. 56, pp. 545-554.
19. Venanzio G., Michele P., Shlyannikov V. Fatigue crack growth in a compressor stage of a turbofan engine by FEM-DBEM approach. *Procedia Structural Integrity*, 2018, no. 12, pp. 404-415.
20. Shlyannikov V.N., Ilchenko B.V., Stepanov N.V. Fracture analysis of turbine disks and computational-experimental background of the operational decisions. *Eng. Failure Analysis*, 2001, no. 8, pp. 461-475.
21. Mekerdichan L.P. Electro-hydraulic test bench for disks and lock joints of gas turbine engines. *Strength of turbomachine rotor elements*, 1981, p. 35.
22. Shlyannikov V.N., Yarullin R.R., Ishtyryakov I.S. Failure analysis of an aircraft GTE compressor disk on the base of imitation modeling principles. *Procedia Structural Integrity*, no. 18, pp. 322-329. DOI: 10.1016/j.prostr.2019.08.172.
23. Shlyannikov V.N., Ishtyryakov I.S. Crack growth rate and lifetime prediction for aviation gas turbine engine compressor disk based on nonlinear fracture mechanics parameters. *Theoret. Appl. Fract. Mech*, 2019, no. 103. DOI: 10.1016/j.tafmec.2019.102313.
24. Stepanov N.V. Evaluation of stress state and damage sensitivity equivalence of rotating discs in testing on multiaxial electrohydraulic stand. *Soviet Aeronautics*, 1985, no. 28, 2, pp. 120-123.
25. Ilchenko B.V. Residual life prediction of power steam turbine disk with fixed operating time. *Proceedings of 19th European Conference on Fracture*, 2012, pp. 1-8.
26. Shlyannikov V.N. T-stress for crack paths in test specimens subject to mixed mode loading. *Eng. Fract. Mech*, 2013, no. 108, pp. 3-18. DOI: 10.1016/j.engfracmech.2013.03.011.
27. Chang J, Xu J, Mutoh Y. A general mixed-mode brittle fracture criterion for cracked materials. *Engng. Fract. Mech*, 2006, no. 73, pp. 1249-63. DOI: 10.1016/j.engfracmech.2005.12.011.
28. Rigby R.H., Aliabadi M.H. Decomposition of the mixed-mode J-integral – Revisited. *Int. Journ. Solid Struct.*, 1998, no. 17, pp. 2073-2099. DOI: 10.1016/S0020-7683(97)00171-6.
29. Hutchinson J.W. Singular behaviour at the end of a tensile crack in a hardening material. *J. Mech. Phys. Solids*, 1968, no. 16, pp. 13-31. DOI: 10.1016/0022-5096(68)90014-8.
30. Hutchinson J.W. Plastic stress and strain fields at a crack tip. *J. Mech. Phys. Solids*, 1968, no. 16, pp. 337-347. DOI: 10.1016/0022-5096(68)90021-5.
31. Shih C.F. Small-scale yielding analysis of mixed mode plane-strain crack problems. *ASTM STP*, 1974, no. 560, pp. 187-210. DOI: 10.1520/STP33141S.
32. Shlyannikov V.N., Tumanov A.V. Characterization of crack tip stress fields in test specimens using mode mixity parameters. *Int J Fract.*, 2014, no. 185, pp. 49-76. DOI: 10.1007/s10704-013-9898-0.
33. ANSYS. (2009). Theory Reference for the Mechanical APDL and Mechanical Applications. Release 12.0. Available at: http://dl.mycivil.ir/reza/ans_thry.pdf.
34. Basov K.A. ANSYS: справочник pol'zovatelja [ANSYS: user guide]. Moscow, DMK Press, 2005, 640 p.
35. Zakharov A.P., Shlyannikov V.N., Ishtyryakov I.S. Plastic stress intensity factor in fracture mechanics. *PNRPU Mechanics Bulletin*, 2019, no. 2, pp. 100-115. DOI: 10.15593/perm.mech/2019.2.08.