



Влияние геометрических характеристик на циклическую долговечность роторных основных деталей горячей части авиационного двигателя. Валидация с использованием результатов ЛЮМ контроля

П. А. Селищев | инженер-конструктор II категории;
ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара;
pa.selischev@uec-kuznetsov.ru

А. Д. Зеленкевич | инженер-конструктор III категории;
ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара;
ad.zelenkevich@uec-kuznetsov.ru

Проведено исследование влияния некоторых геометрических характеристик на такие параметры, как положение опасных точек, определяющих циклическую долговечность детали, и величины циклической долговечности в этих точках. По итогам проведённой валидации с использованием результатов неразрушающего контроля и фрактографических исследований вскрытых трещин основной детали с эксплуатационными дефектами установлена адекватность – степень соответствия результатам исследований – используемых расчётных моделей для определения циклической долговечности. Работы выполнены в рамках задачи определения ресурсных показателей основной детали с учётом наличия начального дефекта.

Ключевые слова: основная деталь; малоцикловая усталость; трещина отрыва; типовой полётный цикл; ресурсные показатели; первые главные напряжения; концентратор напряжений; неразрушающий контроль

Цитирование: Селищев, П. А., Зеленкевич, А. Д. Влияние геометрических характеристик на циклическую долговечность роторных основных деталей горячей части авиационного двигателя. Валидация с использованием результатов ЛЮМ контроля / П. А. Селищев, А. Д. Зеленкевич // Динамика и виброакустика. – 2024. – Т. 10, №2. – С. 35–48. DOI: 10.18287/2409-4579-2024-10-2-35-48

Введение

Роторные детали горячей части авиационного двигателя – детали, которые подвергаются действию выходящего из камеры сгорания потока газа [1] – испытывают большие механические нагрузки в сочетании с высокими уровнями и градиентами температур. Как правило, такие детали входят в перечень основных деталей (ОД) двигателя, отказы которых могут привести к возникновению аварийной или катастрофической ситуации воздушных судов [2]. Важно отметить, что ОД подразделяются на 2 категории: детали, ресурс которым устанавливается в циклах (основным повреждением для таких деталей является малоцикловая усталость (МЦУ)), и детали, ресурс которым в циклах не устанавливается (детали с преобладанием других видов повреждения) [1]. В настоящей статье представлены результаты исследования ОД, относящейся к первой категории, а именно – результаты исследования циклической долговечности (МЦУ) дефлектора диска первой ступени турбины высокого давления (ТВД). Данное исследование является начальным этапом выполнения работ по определению ре-

сурсных показателей дефлектора с использованием концепции безопасного развития дефекта (КБРД) [2].

1 Предмет исследования, цель работы и методология, используемая для её выполнения

В качестве предмета исследования выбран передний дефлектор рабочего колеса ТВД одного из реальных двигателей (рисунок 1, *a*).

При исследовании дефлектора с эксплуатационной наработкой в пределах назначенного ресурса в галтели перехода посадочного диаметра во фланец при капиллярном контроле были обнаружены глубокие и достаточно протяжённые дефекты – трещины. Соответственно, согласно Нормам прочности [2] для подтверждения установленных ресурсных показателей детали требуется определение её циклической долговечности с учётом начального дефекта типа «трещина», что подразумевает использование КБРД [2].

По результатам фрактографических исследований вскрытых дефектов установлено, что их зарождение в зоне концентратора напряжений, объединение и рост протекали в условиях МЦУ [3, 4].

Соответственно, одним из начальных этапов вычисления ресурсных показателей по КБРД является расчётное определение зон с минимальной циклической долговечностью (далее, опасных зон) для последующего моделирования в них трещин.

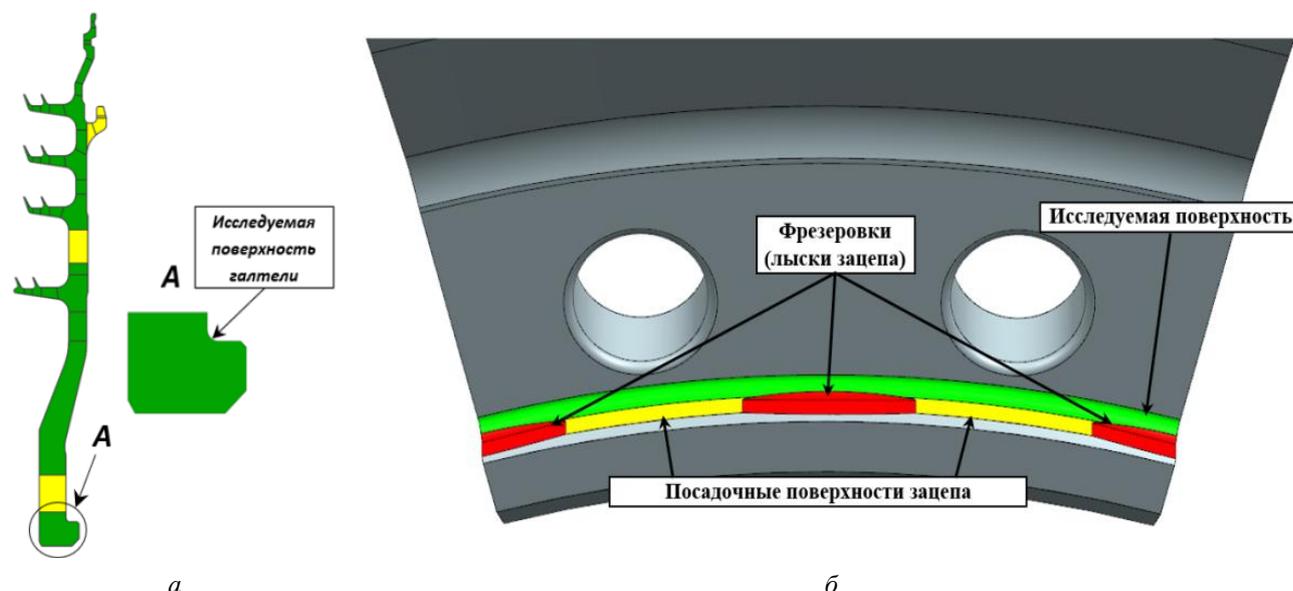


Рисунок 1 – Плоская геометрическая модель (*a*) и 30°-й сектор (*б*) дефлектора диска ТВД

Достоверное определение опасных зон в ОД обеспечивается, в первую очередь, выбором для расчётной модели наиболее приближенных к реальным условиям эксплуатации конструкции граничных условий и наиболее «неблагоприятной» (из поля допусков) геометрии.

Цель настоящей работы – определение влияния геометрических характеристик на величины циклической долговечности (МЦУ) в опасных зонах и на местоположение этих зон при неизменных граничных условиях. В качестве варьируемых геометрических характеристик, максимально влияющих на процесс малоциклового усталости, использованы: изменение размера исследуемой поверхности (радиуса галтели) и изменение величины зазора между дефлектором и диском в зоне нижнего зацепа (рисунок 2).

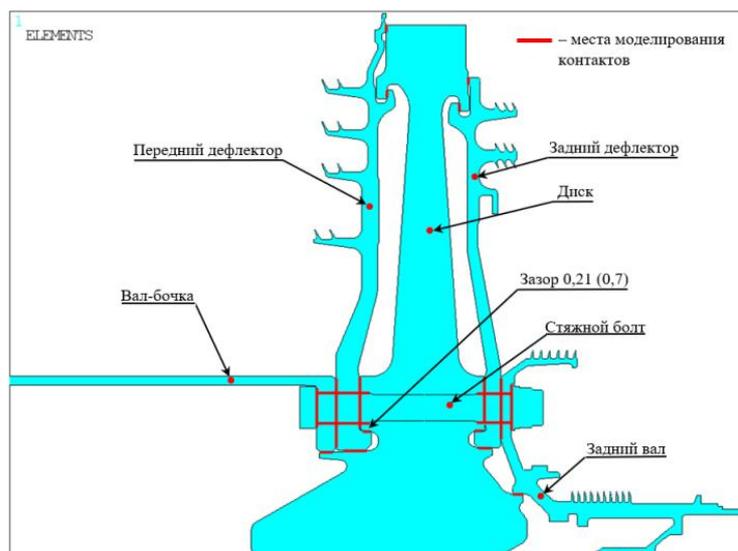


Рисунок 2 – Ротор ТВД в сборе с отображением мест стыков деталей, в которых моделировались контакты на этапе формирования расчётной модели

В таблице 1 представлены значения варьируемых геометрических характеристик, используемые на этапе формирования геометрических и расчётных моделей для определения циклической долговечности дефлектора по результатам расчётов методом конечных элементов (МКЭ), с указанием необходимых примечаний.

Таблица 1 – Значения варьируемых геометрических факторов

Варьируемый параметр	Размер галтели, мм	Величина зазора на \emptyset , мм
Начальное значение	R1,5	0,21
Конечное значение	R1,3	0,7
Примечание	R1,5 – размер галтели дефлектора, на котором были обнаружены усталостные трещины R1,3 – минимально допустимый по чертежу размер галтели	0,21 – минимально допустимое значение по сборочному чертежу 0,7 – максимально допустимое значение после наработки в эксплуатации

Проверка достоверности расчётов с использованием МКЭ по определению местоположений опасных зон на исследуемой поверхности обеспечивается валидацией. Валидация заключается в сравнении местоположений опасных зон, определённых по результатам анализа напряжённо-деформированного состояния (НДС) детали с использованием МКЭ и по результатам ЛЮМ контроля дефлектора [5]. Результаты капиллярного (ЛЮМ) контроля, используемые в настоящей работе, представляют собой отображение штриховых свечений люминофора на исследуемой поверхности (рисунок 3), указывающих на имеющиеся поверхностные несплошности материала в виде усталостных (как установлено по результатам фактографических исследований) трещин. Стоит отметить, что центры штриховых свечений (рисунок 3) находятся на исследуемой поверхности в окрестностях мест перехода от посадочных поверхностей к лыскам зацепа, указанным на рисунке 1. Такое конструктивное решение, как введение лысок, принято с целью обеспечения более равномерной нагрузки на опорный бурт.

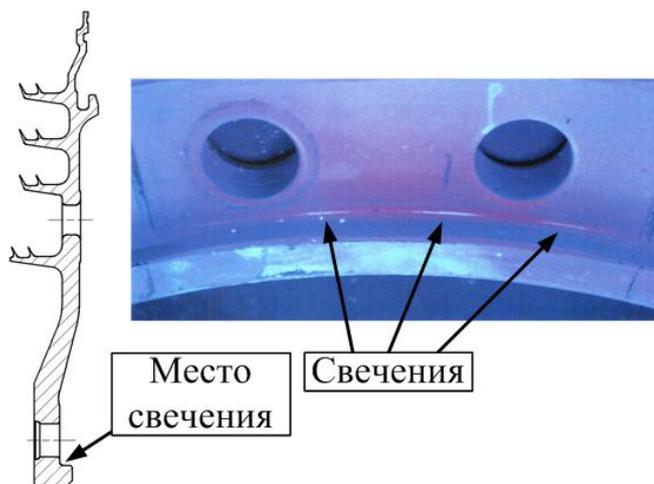


Рисунок 3 – Штриховые свечения, выявленные при ЛЮМ контроле дефлектора на исследуемой поверхности

Поскольку в настоящей работе проводится анализ влияния геометрических факторов на параметры циклической долговечности дефлектора, то приводить методику определения ресурсных показателей дефлектора по КБРТ в полном объёме не целесообразно. Вместо этого на рисунке 4 схематично представлен порядок действий до этапа определения местоположений моделирования трещин включительно.

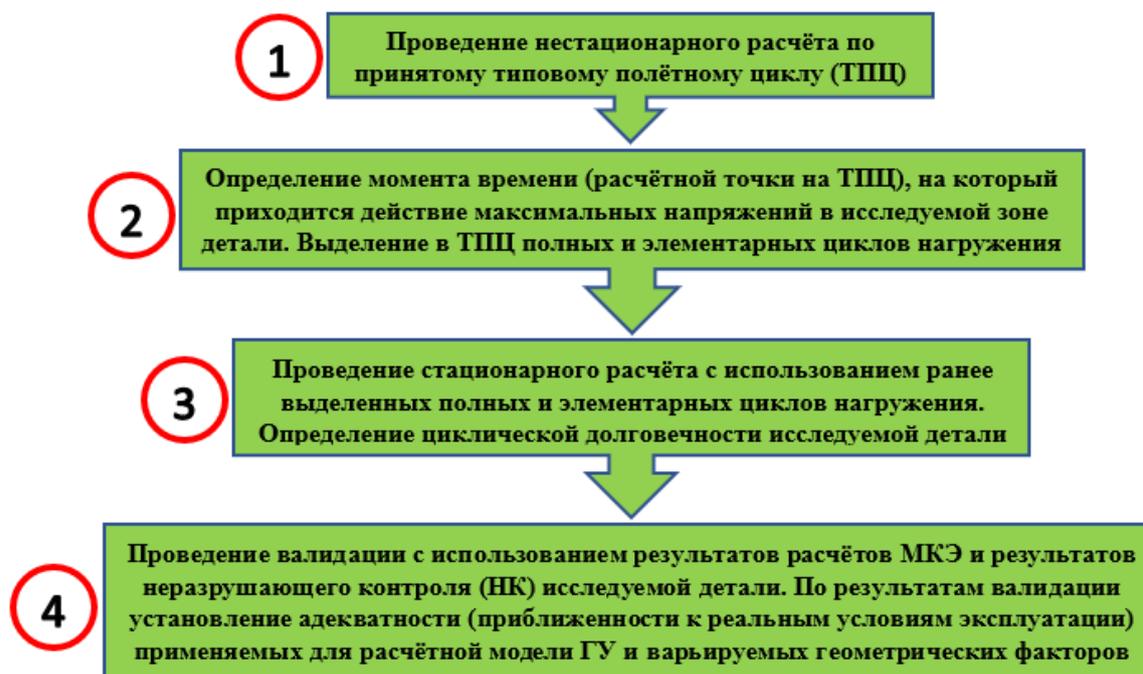


Рисунок 4 – Поэтапное представление проведённых работ

Для наглядного представления выполненных исследований в следующих разделах приведены результаты каждого этапа работ.

2 Результаты нестационарного расчёта ротора ТВД. Определение расчётной точки на принятом типовом полётном цикле и выделение полного и элементарного циклов нагружения

Для учёта влияния соседних деталей дефлектор моделировался в составе ротора ТВД (рисунок 2). На данном этапе работ с целью сокращения времени расчётов и затрачиваемых

ресурсов без потери в достоверности результатов определения НДС в исследуемой зоне расчёт проведён в двумерной постановке с использованием осесимметричных элементов.

В областях, не удовлетворяющих условию осевой симметрии (отверстия, байонетные соединения и прочие элементы конструкции, соответствующие условию циклической симметрии), использованы плоские элементы с заданием толщины.

С учётом значительного вклада в общую напряжённость термомеханических напряжений, связанных с высокими градиентами температур в детали, анализ теплового состояния модели выполнялся в нестационарной постановке в соответствии с принятыми Типовыми полётными циклами (ТПЦ) [6]. ТПЦ, используемые в расчётах, представлены на рисунках 5 и 6 в двух наиболее часто реализующихся вариантах эксплуатационного нагружения. При этом ТПЦ-2 отличается от ТПЦ-1 только тем, что после приземления без останова двигателя выполняется второй взлёт объекта с выходом двигателя на максимальный режим.

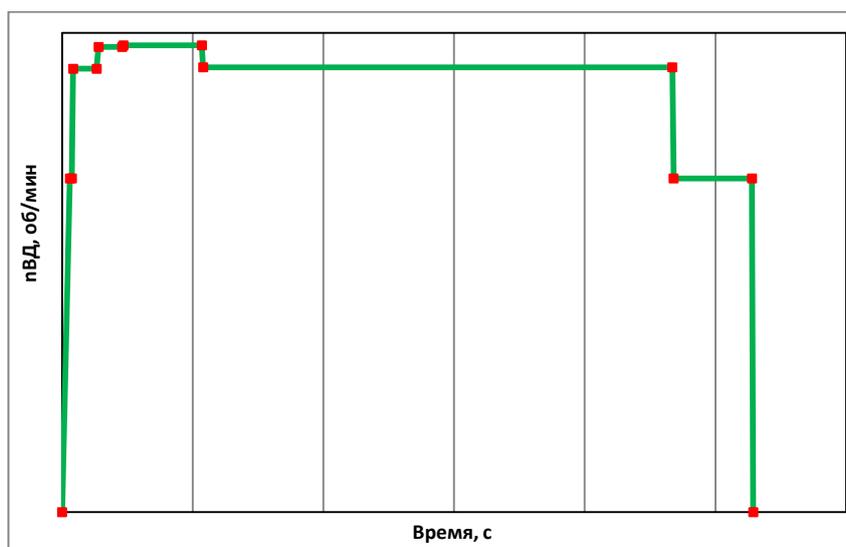


Рисунок 5 – Типовой полётный цикл ТПЦ-1

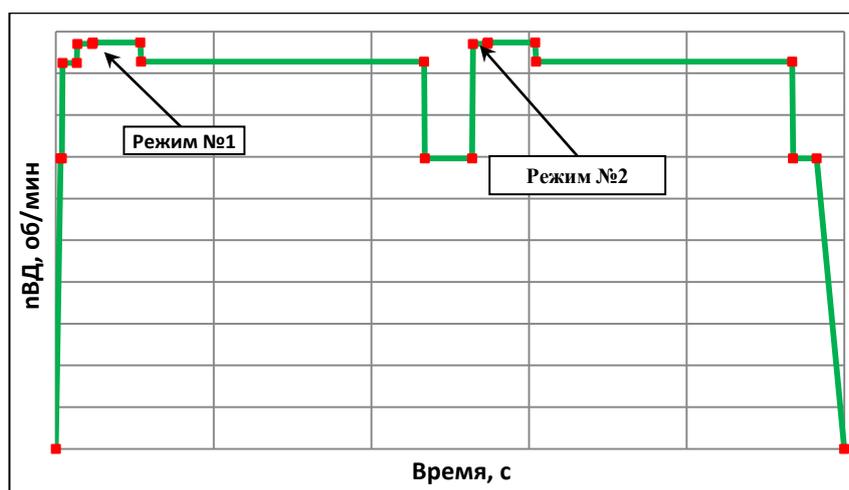


Рисунок 6 – Типовой полётный цикл ТПЦ-2

Таким образом, в ТПЦ-1 реализуется только «полный цикл» (холодный двигатель – максимальный режим – останов и остывание двигателя), в ТПЦ-2 – «полный цикл» и дополнительно, в дальнейшем обозначаемый как «элементарный», цикл малый газ – максимальный режим – малый газ.

Расчёт НДС не учитывает механические динамические эффекты и проводится в стационарной постановке для полученного в нестационарном анализе теплового состояния и механических нагрузок каждого момента времени по ТПЦ-2 (в схеме на рисунке 4 для простоты обозначен как нестационарный расчёт, проводимый на первом этапе работы).

Механические нагрузки заданы в виде приложенной на периферии модели диска распределённой нагрузки, имитирующей центробежную силу лопаточного венца, и частоты вращения модели. Анализ НДС выполнен в упругопластической постановке с использованием гипотезы текучести фон Мизеса и мультилинейной термозависимой кинематической модели упрочнения материалов конструкции. С учётом особенностей работы кинематической модели упрочнения для стабилизации цикла изменения НДС в расчёте использовано сразу несколько ТПЦ-2. Задана именно кинематическая модель упрочнения, поскольку при циклическом нагружении металлов поверхность текучести имеет сдвиг, который и моделируется данным типом упрочнения. Для кинематического упрочнения поверхность текучести описывается следующей функцией [7, 8]:

$$f(\sigma - \alpha, \xi) = 0, \quad (1)$$

где σ – напряжение; α – тензор напряжений при разгрузке; ξ – набор зависящих от истории нагружения скалярных и тензорных внутренних переменных материала.

По результатам выполненных расчётов с использованием МКЭ получены графики изменения максимальных значений первых главных напряжений $S1$ и температуры T в течение ТПЦ-2 в контрольном узле галтели двух расчётных моделей дефлектора, отличающихся её радиусом (таблица 1). Графики, приведённые на рисунке 7, соответствуют установившемуся циклу деформирования.

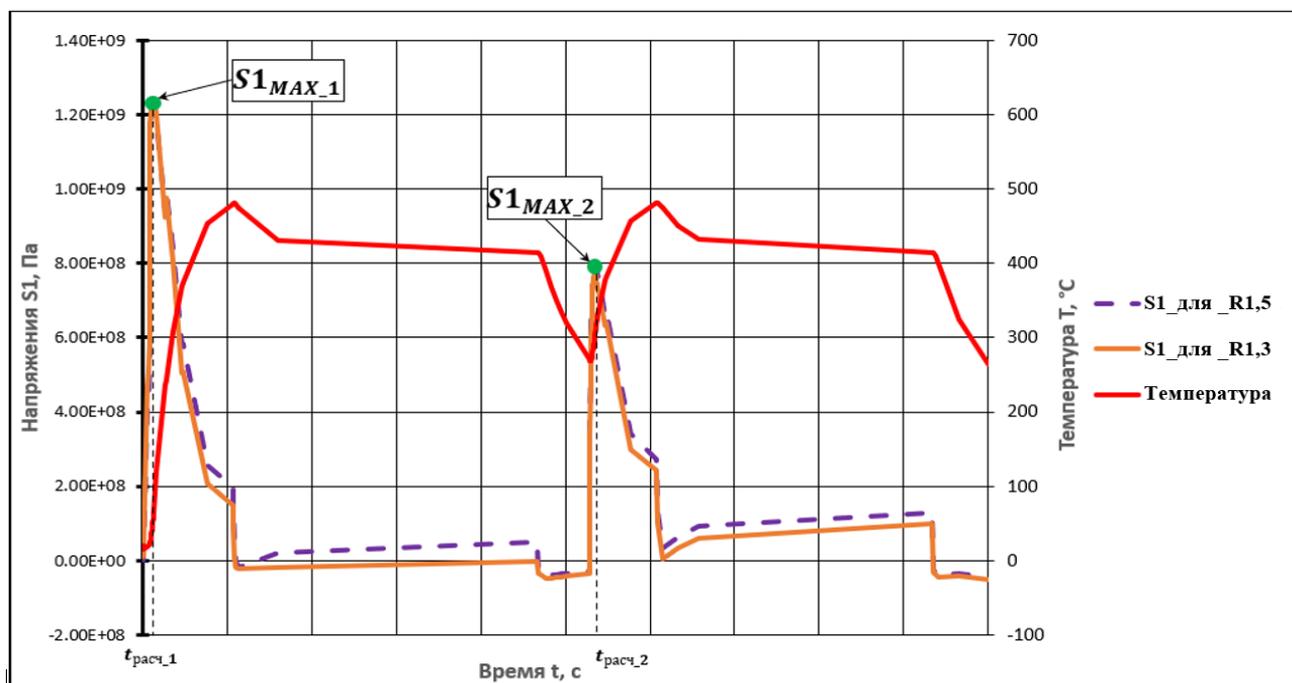


Рисунок 7 – Изменение первых главных напряжений $S1$ и температуры T на исследуемой поверхности дефлектора диска в течение ТПЦ-2, представленное для расчётных моделей с размерами галтели R1,5 и R1,3

Аналізу подлежат уровень первых главных напряжений $S1$ и направление главной площадки, поскольку на следующих этапах работы в рамках определения ресурсных показателей дефлектора по КБРТ запланировано проведение моделирования трещины отрыва, раз-

вивающейся преимущественно под действием $S1$. Последующее определение ресурсных показателей дефлектора по КБРТ выполнено с использованием методики [9], применимой к трещинам отрыва. Важно отметить, что критерий максимальных растягивающих напряжений является одним из самых популярных из-за своей простоты и удовлетворительного совпадения с экспериментальными данными.

Как следует из рисунка 7, моменты достижения первыми главными напряжениями $S1$ максимумов $S1_{MAX_1}$ и $S1_{MAX_2}$ в двух расчётных моделях приходятся на $t_{расч_1}$ и $t_{расч_2}$ (расчётные точки на ТПЦ-2) соответственно, то есть на режимы №1 и №2, указанные на рисунке 6. Таким образом установлено, что изменение такой геометрической характеристики, как размер галтели (концентратора напряжений), практически не оказывает влияния на положения расчётных точек на принятом ТПЦ. То же утверждение справедливо и для второй рассматриваемой в данной работе геометрической характеристики – величины зазора между двумя деталями, контактирующими в непосредственной близости от исследуемой зоны концентрации напряжений.

Результат выделения в ТПЦ-2 полного и элементарного циклов нагружения представлен на рисунке 8.

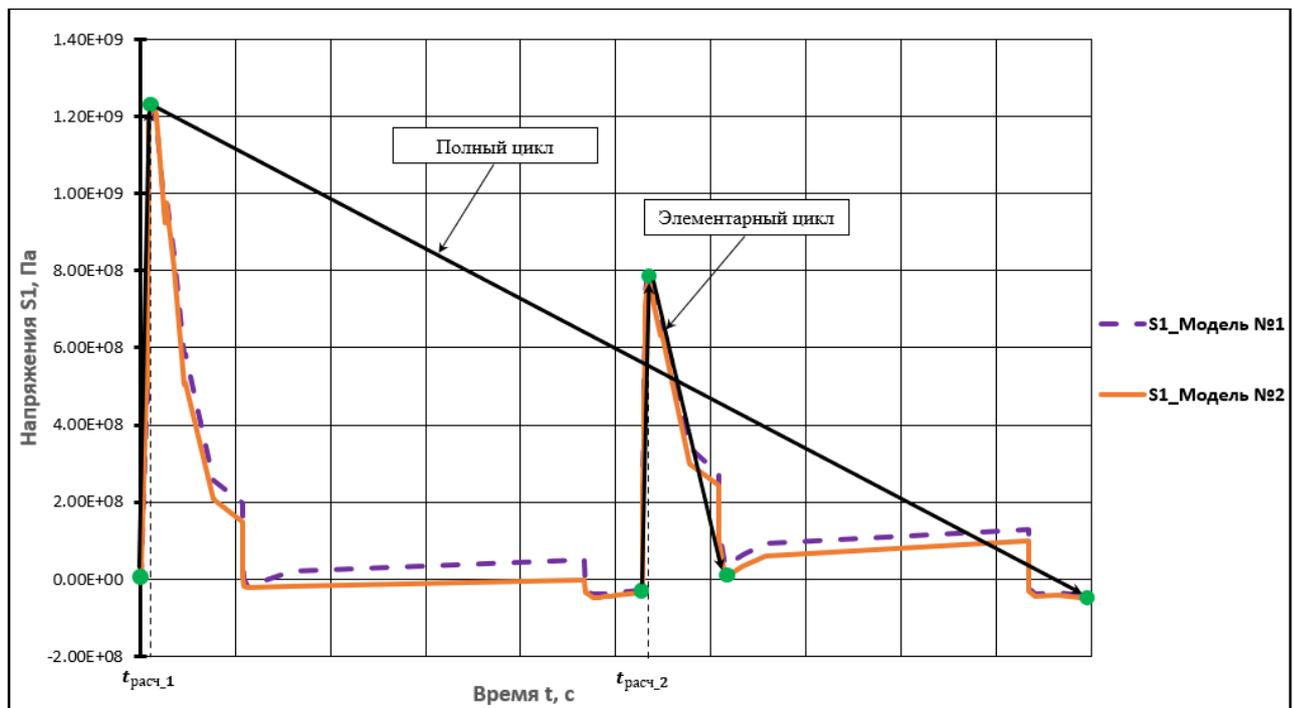


Рисунок 8 – Полный и элементарный циклы нагружения в ТПЦ-2 для исследуемой поверхности (зоны концентрации напряжений)

По результатам ранее проведённых расчётных работ установлено, что величина повреждаемости критической зоны дефлектора диска в полном цикле нагружения более чем на два порядка превышает повреждаемость в элементарном цикле. По этой причине при определении циклической долговечности дефлектора принято решение использовать только полный цикл нагружения.

Величина повреждения определяется исходя из эмпирических или физических представлений временного, деформационного, энергетического или иного типа. Повреждение, вносимое малоцикловой нагрузкой P_z , определяется следующим образом [3]:

$$N_z = \sum_{j=1}^J \frac{z_j}{Z_{pj}}, \quad (2)$$

где z_j – количество циклов малоциклового нагружения j -го вида; Z_{pj} – количество циклов малоциклового нагружения j -го вида до разрушения.

3 Определение циклической долговечности дефлектора в зоне концентрации напряжений

Определение местоположений опасных зон на исследуемой поверхности дефлектора с целью проведения дальнейшей валидации и моделирования полуэллиптической трещины отрыва проведено по результатам расчётов дефлектора в составе ротора ТВД в 3D-постановке. Переход от плоской постановки к объёмной обусловлен наличием крепёжных отверстий во фланце и особенностями конструкции нижнего зацепа дефлектора диска (наличие лысок на контактной поверхности зацепа), которые естественно приводят к отличию НДС от осесимметричного. 3D-модель сборки ротора ТВД в виде сектора в 30° представлена на рисунке 9. По границам сектора задано условие циклической симметрии в виде уравнений связи.

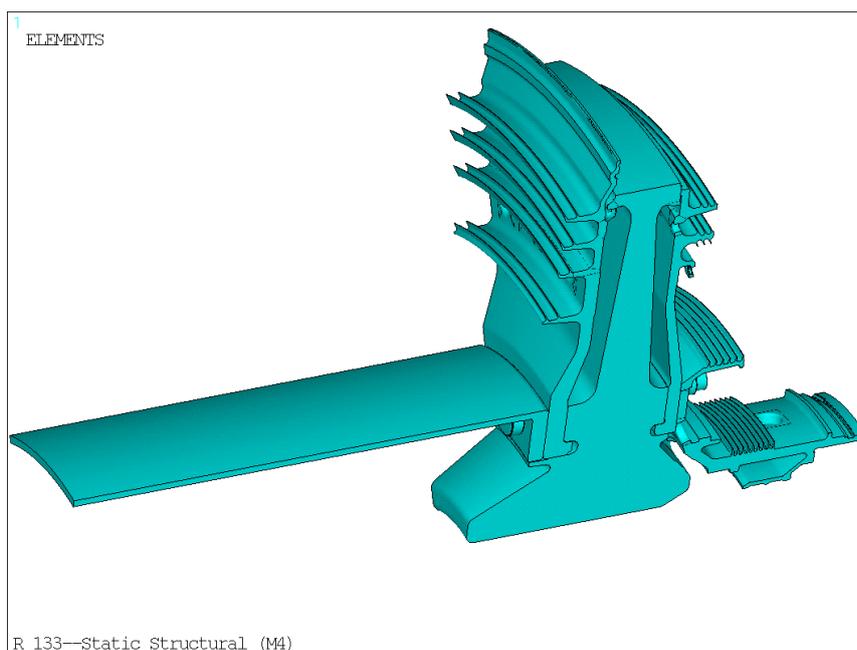


Рисунок 9 – 3D-модель сборки ротора ТВД

В расчётах использовано несколько выделенных на предыдущем этапе работ полных циклов с целью получения стабильного цикла деформирования. Модели материалов аналогичны ранее заданным для плоской модели сборки ротора ТВД.

Результаты расчётов нескольких моделей дефлектора, отличающихся значениями варьируемых геометрических характеристик (см. таблицу 1), в виде распределения первых и третьих главных напряжений $S1$ и $S3$ в моменты нагрузки и разгрузки соответственно на исследуемой поверхности дефлектора представлены на рисунке 10.

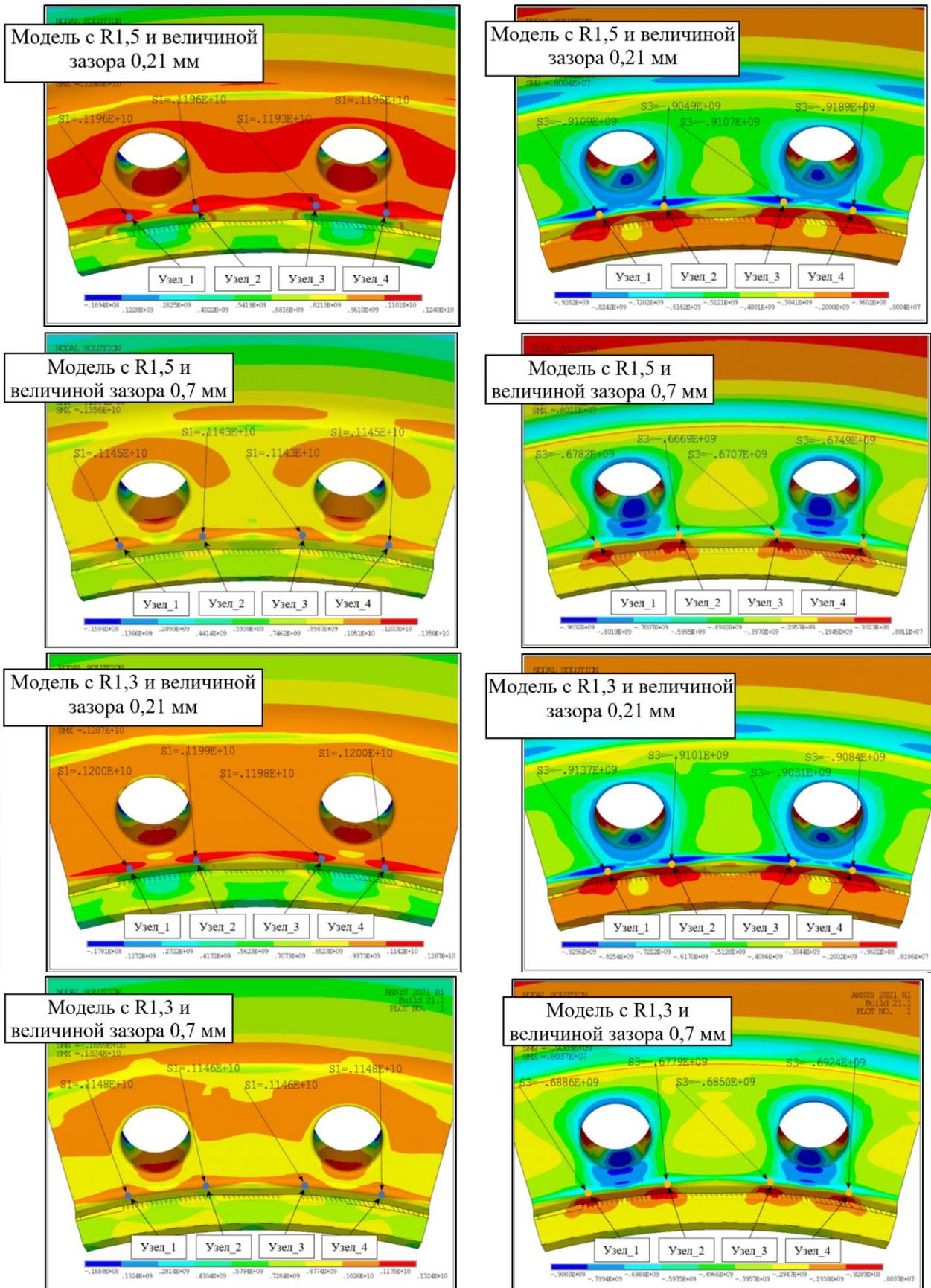


Рисунок 10 – Распределения первых главных напряжений S1 при нагружении (рисунки с левой стороны) и третьих главных напряжений S3 при разгрузке (рисунки с правой стороны) в зоне обнаружения трещин, Па

На рисунке 10 на исследуемой поверхности дефлектора указаны опасные точки (Узлы_1-4), в которых значения первых главных напряжений $S1$ в момент нагружения максимальны. Из представленных распределений напряжений можно сделать следующие выводы:

1. Местоположения критических по напряжённости узлов на поверхности галтели дефлектора соответствуют местоположениям эксплуатационных дефектов – центрам штриховых свечений (рисунок 3) в окрестностях мест перехода от посадочных поверхностей к лыскам зацепа.

2. Существенное влияние на изменение НДС дефлектора оказывает величина зазора между диском и дефлектором в нижнем зацепе. С увеличением зазора зона максимальных пластических деформаций и максимального размаха интенсивностей напряжений и деформаций перемещается из зацепа в отверстие фланца.

3. Изменение радиуса галтели (при постоянном значении величины зазора) – концентратора напряжений – в пределах допуска (15%) не оказывает существенного влияния как на местоположения опасных зон на исследуемой поверхности, так и на абсолютные значения напряжений и деформаций в опасных точках.

По итогам вычислений тензоров напряжений и деформаций определена циклическая долговечность дефлектора с использованием модифицированного уравнения Коффина-Мэнсона (3) [2, 10, 11]:

$$\Delta\varepsilon_i = \left[\ln \frac{1}{1 - \Psi(t, T)} \right]^{0,6} N^{-0,6} + \frac{3,5[\sigma_{дл}(t, T) - \sigma_m]}{E(T)} N^{-0,12}, \quad (3)$$

где N – циклическая долговечность; $\Delta\varepsilon_i$ – интенсивность размахов деформаций в опасной точке детали; σ_m – среднее напряжение цикла; $E(T)$ – модуль упругости при максимальной температуре цикла в рассчитываемой точке детали; $\sigma_{дл}(t, T)$ – предел длительной прочности, соответствующий максимальной температуре и времени действия расчётного режима; $\Psi(t, T)$ – коэффициент поперечного сужения материала, соответствующий максимальной температуре и зависящий от длительности нагружения t и максимальной температуры цикла T .

Для определения средних напряжений σ_m используется следующее правило [2]: если $\sigma_i^{load} > \sigma_i^{unload}$, то за среднее напряжение принимается величина $\sigma_m = \sigma_i^{load} - \Delta\sigma_i/2$, в противном случае – $\sigma_m = \sigma_i^{unload} - \Delta\sigma_i/2$, при этом:

$$\sigma_i^{load} = \frac{\sigma_x^{load} + \sigma_y^{load} + \sigma_z^{load}}{3}, \quad (4)$$

$$\sigma_i^{unload} = \frac{\sigma_x^{unload} + \sigma_y^{unload} + \sigma_z^{unload}}{3}, \quad (5)$$

$$\Delta\sigma_i = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\Delta\sigma_{11} - \Delta\sigma_{22})^2 + (\Delta\sigma_{22} - \Delta\sigma_{33})^2 + (\Delta\sigma_{33} - \Delta\sigma_{11})^2 + 6(\Delta\sigma_{12}^2 + \Delta\sigma_{23}^2 + \Delta\sigma_{31}^2)}, \quad (6)$$

где σ_x^{load} , σ_y^{load} , σ_z^{load} и σ_x^{unload} , σ_y^{unload} , σ_z^{unload} – компоненты напряжений в подциклах нагрузки и разгрузки соответственно; $\Delta\sigma_i$ – интенсивность размахов напряжений в i -й расчётной точке; $\Delta\sigma_{ij} = \sigma_{ij}^{load} - \sigma_{ij}^{unload}$ – размах напряжений в цикле нагружения.

Результаты определения циклической долговечности дефлектора представлены на рисунке 11.

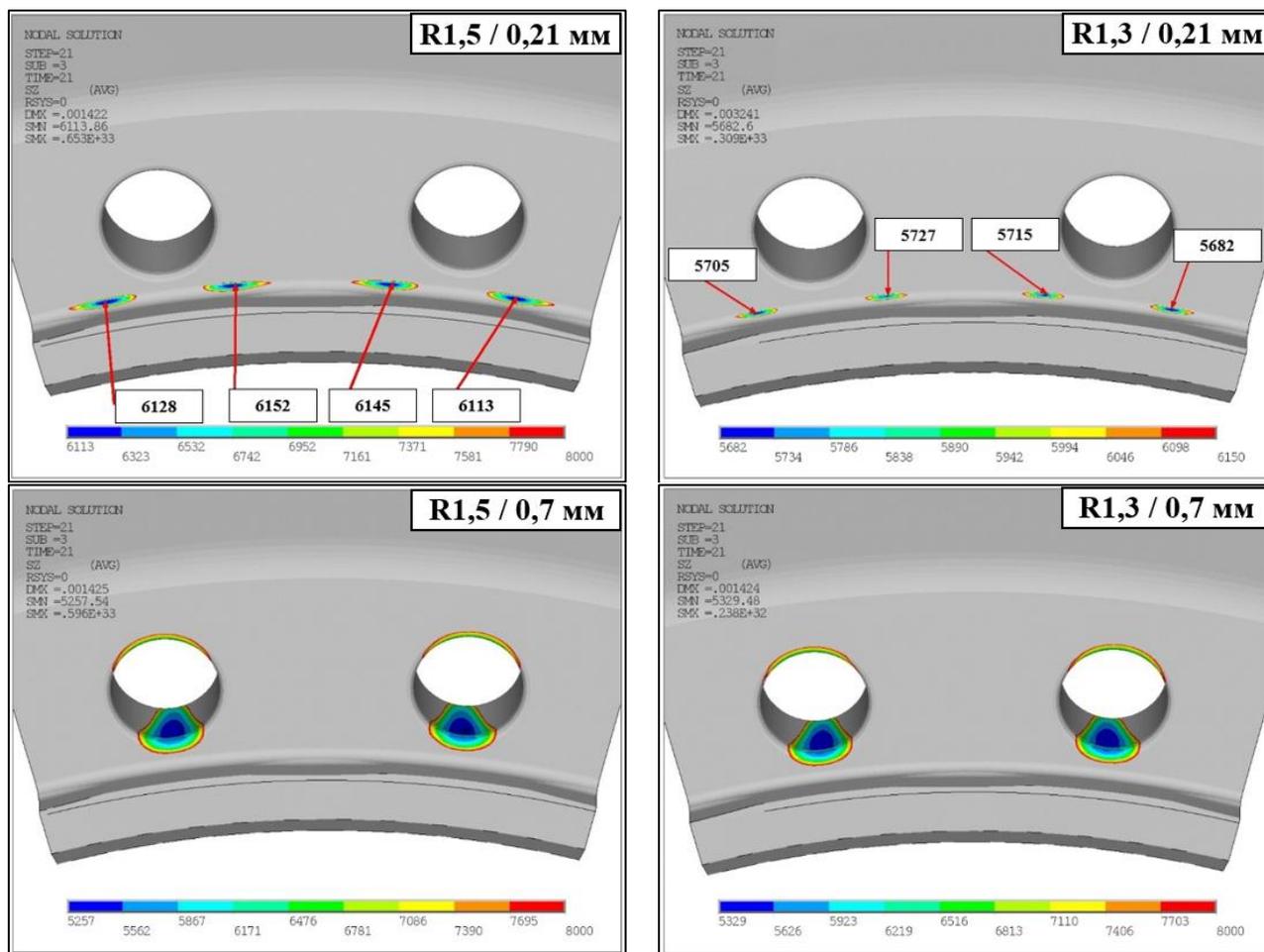


Рисунок 11 – Зоны минимальной циклической долговечности (опасные зоны) дефлектора диска ТВД, определённые для расчётных моделей с различными значениями варьируемых геометрических характеристик

На рисунке 11 приведены значения циклической долговечности (в циклах) в опасных точках, лежащих на исследуемой поверхности дефлектора. Анализ полученных данных представлен в следующем разделе.

4 Валидация. Анализ адекватности используемых геометрических характеристик

При проведении валидации в качестве расчётных данных использованы результаты определения циклической долговечности дефлектора, представленные на рисунке 11, для расчётных моделей, отличающихся значениями варьируемых геометрических характеристик (см. таблицу 1) при неизменных граничных условиях. В качестве экспериментальных данных использованы результаты капиллярного (ЛЮМ) контроля дефектного дефлектора с наработкой в эксплуатации с ярко выраженными штриховыми свечениями (рисунок 3). По результатам валидации – сравнения местоположений опасных зон на расчётных моделях и штриховых свечений на дефлекторе с наработкой – установлено следующее:

1. Расчётное моделирование адекватно определяет зону образования реальных эксплуатационных трещин МЦУ при зазоре по нижнему контакту, минимально допустимому по чертежу, соответственно, для последующего анализа скорости роста трещины при расчётах долговечности по КБРД следует задавать зазор на минимальном по допускам уровне.

2. Влияние изменения радиуса галтели в пределах допуска на положение зоны образования трещины незначительно, а с учётом большего размаха деформаций и напряжений (и

меньшей расчётной долговечности до появления трещины МЦУ) при меньшем радиусе для анализа скорости роста трещины при расчётах долговечности по КБРД в запас следует задавать минимальный в поле допусков радиус галтели.

3. Расчётная долговечность до появления трещины МЦУ в галтели зацепа дефлектора значительно превышает число циклов, отработанное дефектным дефлектором, что говорит о наличии технологического повреждения поверхности галтели и, соответственно, существенном снижении сопротивления МЦУ материала в зоне зацепа. В то же время влияние поверхностного технологического повреждения не должно сказаться на процессе роста трещины и нет смысла его учёта при анализе долговечности по КБРД.

4. Положение расчётных точек с максимальными размахами напряжений и деформаций в ТПЦ от изменения радиуса галтели и нижней посадки дефлектора не зависит.

Заключение

На основе промежуточных результатов выполненных работ в рамках определения ресурсных показателей роторной ОД горячей части авиационного двигателя по КБРТ и результатов неразрушающего контроля установлено влияние некоторых геометрических характеристик на параметры циклической долговечности.

Принято решение в дальнейших расчётах по определению скорости роста трещины в запас использовать геометрическую модель дефлектора с минимальным размером галтели в поле допуска (дополнительно необходимо использовать модель с размером галтели, соответствующим замеренному на дефектном дефлекторе). Что касается величины зазора по нижнему контакту, то для достоверного определения скорости роста трещины необходимо использовать величину зазора на минимальном по допускам уровне.

Список использованных источников

1. Положение об установлении и увеличении ресурсов и сроков службы газотурбинных двигателей гражданской авиации, их агрегатов и комплектующих изделий. – Москва : ЦИАМ, 2005. – 40 с.
2. Нормы прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации. Москва : ЦИАМ, 2005. – 253 с.
3. Ануров, Ю. М. Основы обеспечения прочностной надёжности авиационных двигателей и силовых установок / Ю. М. Ануров, Д. Г. Федорченко. – Санкт-Петербург : Изд-во СПбГПУ, 2004. – 390 с.
4. Серенсен, С. В. Прочность при малоцикловом нагружении. Основы методов расчёта и испытаний. / С. В. Серенсен, Р. Ш. Шнейдерович, А. П. Гусенков. – Москва : Машиностроение, 1975. – 288 с.
5. Технология эксплуатации, диагностики и ремонта газотурбинных двигателей [Текст] : Учебное пособие для вузов / Ю. С. Елисеев, В. В. Крымов, К. А. Малиновский, В. Г. Попов. – Москва : Высшая школа, 2002. – 355 с.
6. Авиационные правила. Нормы лётной годности двигателей воздушных судов. – МАК, 2012. – 86 с.
7. Хилл, Р. Математическая теория пластичности / Р. Хилл. – Москва : Гос. изд-во технической лит-ры, 1956. – 405с.
8. Прагер, У. Проблемы теории пластичности. / У. Прагер. – Москва : Гос. изд-во физико-матем. лит-ры, 1958. – 136 с.
9. Определение долговечности, периодичности инспекций и назначенного ресурса основных деталей ГТД по концепции безопасного развития дефекта. – Москва : ЦИАМ, 2015. – 74 с.
10. Кочеров, Е. П. Расчёт показателей надёжности деталей турбины авиационного ГТД / Е. П. Кочеров, А. С. Виноградов. – Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 34 с.
11. Мэнсон, С. С. Температурные напряжения и малоцикловая усталость / С. С. Мэнсон. – Москва : Машиностроение, 1974. – 344 с.

Influence of geometric factors on cyclic durability of rotor main parts of the hot section of aircraft engines. Validation using lumen control results

P. A. Selishchev Design Engineer;
PJSC «UEC-Kuznetsov», Samara, Russian Federation;
pa.selischev@uec-kuznetsov.ru

A. D. Zelenkevich Design Engineer;
PJSC «UEC-Kuznetsov», Samara, Russian Federation;
ad.zelenkevich@uec-kuznetsov.ru

A study was conducted of the influence of some geometric factors on such parameters as the position of dangerous points determining the cyclic durability of a part, and the values of cyclic durability at these points. Based on the results of the validation carried out using the results of non-destructive testing and fractographic studies of opened cracks in the main part with operational defects, the adequacy - the degree of compliance with the research results - of the calculation models used to determine the cyclic durability was established. The work was carried out as part of the task of determining the resource indicators of the main part, taking into account the presence of an initial defect.

Keywords: main part; low-cycle fatigue; tear crack; typical flight cycle; resource indicators; first principal stresses; stress concentrator; non-destructive testing

Citation: Selischev, P. A. and Zelenkevich, A. D. (2024), "Influence of geometric factors on cyclic durability of rotor main parts of the hot section of aircraft engines. Validation using lumen control results", *Journal of Dynamics and Vibroacoustics*, vol. 10, no. 2, pp. 35-48. DOI: 10.18287/2409-4579-2024-10-2-35-48. (In Russian; abstract in English).

References

1. *Polozhenie ob ustanovlenii i uvelichenii resursov i srokov sluzhby gazoturbinnnykh dvigateley gra-zhdanskoj aviatsii, ikh agregatov i komplektuyushchikh izdeliy* [Regulations on establishing and increasing the resources and service life of civil aviation gas turbine engines, their units and components] (2005), CIAM, Moscow. (In Russian).
2. *Normy prochnosti aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley grazhdanskoj aviatsii* [Strength standards for aviation gas turbine engines], 2005, CIAM, Moscow. (In Russian).
3. Anurov, Yu. M. and Fedorchenko, D. G. (2004), *Osnovy obespecheniya prochnostnoj nadyozhnosti aviacionnykh dvigatelej i silovykh ustanovok* [Fundamentals of ensuring the strength reliability of aircraft engines and power plants], SPbGTU Publ., Saint Petersburg. (In Russian).
4. Serensen, S. V., Shneyderovich, R. Sh. and Gusenkov, A. P. (1975), *Prochnost' pri malotsiklovom nagruzenii. Osnovy metodov rascheta i ispytaniy* [Strength under low-cycle loading. Fundamentals of calculation and test methods], Mashinostroenie Publ., Moscow. (In Russian).
5. Eliseev, Yu. S., Krymov, V. V., Malinovskiy, K. A. and Popov, V. G. (2002), *Tekhnologiya ekspluatatsii, diagnostiki i remonta gazoturbinnnykh dvigateley* [Technology of operation, diagnostics and repair of gas turbine engines], Graduate School, Moscow. (In Russian).
6. *Aviatsionnye pravila. Normy letnoy godnosti dvigateley vozdukhnykh sudov* [Aviation rules, airworthiness standards for aircraft engines] (2012), MAK. (In Russian).
7. Hill, R. (1956), *Matematicheskaya teoriya plastichnosti* [The Mathematical Theory of Plasticity], Gos. izd-vo tekhnicheskoy lit-ry [State publishing house of technical literature], Translated from English by E. I. Grigolyuk, Moscow. (In Russian).
8. Prager, W. (1958), *Problemy teorii plastichnosti* [Problems of the theory of plasticity], Gos. izd-vo fiziko-matem. lit-ry [State publishing house of physical and mathematical literature], Translated from German by A. I. Smirnov, Moscow. (In Russian).
9. *Opreделение долговечности, периодичности инспекции и назначенного ресурса основных деталей GTD по концепции безопасного развития дефекта* [Determination of durability, inspection frequency and assigned resource of the main gas turbine engine parts based on the concept of safe defect development] (2015), CIAM, Moscow. (In Russian).

10. Kocherov, E. P. and Vinogradov, A. S. (2011), *Raschet pokazateley nadezhnosti detaley turbiny aviatsionnogo GTD* [Calculation of reliability indicators for aircraft gas turbine engine parts], Samara University Publ., Samara. (In Russian).

11. Menson, S. S. (1974), *Temperaturnye napryazheniya i malotsiklovaya ustalost'* [Thermal stresses and low-cycle fatigue], Mashinostroenie Publ., Moscow. (In Russian).