

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»**

На правах рукописи



Немцев Дмитрий Владимирович

**ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СКОРОСТИ РОСТА ТРЕЩИНЫ
УСТАЛОСТИ В ВАКУУМЕ НА РЕСУРС ДИСКОВ ГАЗОТУРБИННЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ**

Специальность 2.5.15

Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки
летательных аппаратов

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:
д.т.н., профессор
Марчуков Евгений Ювенальевич

Москва – 2023

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
ГЛАВА 1 СОСТОЯНИЕ ВОПРОСА.....	12
1.1 Введение.....	12
1.2 Основы механики разрушения и определения характеристик трещиностойкости материала	17
1.3 Факторы, влияющие на скорость роста трещины усталости	21
1.4 Влияние окружающей среды на скорость роста трещины усталости	22
1.5 Заключение по главе	27
Глава 2 РАЗРАБОТКА ОБРАЗЦОВ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СРТУ В ВАКУУМЕ И ПРОВЕДЕНИЕ ИСПЫТАНИЙ	29
2.1 Введение.....	29
2.2 Концепция образцов для проведения испытаний.....	30
2.3 Определение геометрических размеров образца и нагрузки испытаний	32
2.4 Технология изготовления образцов	36
2.5 Заключение по главе	38
Глава 3 ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ.....	39
3.1 Результаты испытаний.....	39
3.2 Фрактографическое исследование	41
3.3 Методика автоматизированного определения ширины шага усталостных бороздок	46
3.4 Определение формы фронта трещины.....	51
3.5 Определение КИН трещины в образцах.....	55
3.6 Построение кинетических диаграмм	61
3.7 Оценка СРТУ в вакууме	66
3.8 Оценка числа циклов до разрушения по КД	68
3.9 Взаимная зависимость коэффициентов уравнения Пэриса.....	71
3.10 Заключение по главе	73
Глава 4 ВЛИЯНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СРТУ В ВАКУУМЕ НА РЕСУРС ДИСКОВ ГТД.....	74
4.1 Введение.....	74

4.2	Исходные данные	77
4.3	Результаты анализа	90
4.4	Заключение по главе	93
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ	95
	СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ	97
	СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	99
	Приложение А (обязательное) Акт об использовании	110

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность исследования

Авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) принадлежат к классу особо ответственных машин, так как их отказы в большинстве случаев могут привести не только к экономическим потерям, но и к катастрофическим последствиям. Одновременно с этим проектирование двигателей осуществляется в жестких конкурентных условиях при постоянно возрастающих требованиях к таким параметрам как надежность и ресурс, рассматриваемым наравне с удельным расходом, массой, температурой газа и другими основными параметрами двигателя.

Ресурс двигателя в значительной степени определяется ресурсом его основных деталей (ОД), разрушение которых может привести к аварийным или катастрофическим последствиям [1]. К таким деталям относятся диски компрессоров и турбин. Обломки, возникшие при разрушении данных деталей в эксплуатации, из-за большой массы и высокой частоты вращения не локализируются в корпусе двигателя и могут привести к аварийным или катастрофическим последствиям.

Наибольшее влияние на ресурсные показатели дисков ГТД оказывает малоцикловая усталость (МЦУ). Данный механизм усталостного разрушения происходит при повторных упругопластических деформациях при многократном нагружении при напряжениях, меньших чем разрушающие напряжения от однократно приложенной нагрузки. В дисках данный механизм возникает при циклическом изменении режимов работы двигателя.

В соответствии с требованиями нормативной документации ресурс ОД авиационных ГТД устанавливается и подтверждается на основе концепций безопасной долговечности (КБД до появления трещины МЦУ) и безопасного развития дефекта (КБРД).

Расчет по КБРД может производиться с использованием разного рода допущений, не учитывающих такие параметры как величина инкубационного периода зарождения трещины, снижения скорости роста внутренних трещин по сравнению с поверхностными и другие. Данные допущения могут привести к консервативному определению ресурсных показателей ОД.

Одним из широко применяемых способов получения заготовок дисков является технология гранульных сплавов. Данная технология обладает такими преимуществами перед технологией получения заготовок методом деформации слитка, как повышенные прочностные свойства и структурная однородность, а также сниженный коэффициент использования материала за счет применения капсульной оснастки, повторяющей форму детали. При этом к ее недостаткам можно отнести наличие инородных включений, служащих очагами зарождения и развития усталостных трещин [10]. Данные дефекты могут располагаться на поверхности и внутри материала детали. Существенное влияние на разницу в скоростях роста поверхностных и внутренних трещин оказывает окисление вершины трещины. В поверхностных трещинах окисление происходит за счет доступа окружающей среды (на воздухе), во внутренних только за счет ограниченного влияния примесей материала (в вакууме). При этом скорость роста поверхностных трещин оказывается выше, чем внутренних.

В двигателе АЛ-41Ф-1С диски, изготовленные из гранульного никелевого сплава ЭП741НП, работают в условиях высоких температур и нагрузок, что предъявляет высокие требования к их надежности и ресурсу. При определении ресурсных показателей данных дисков необходимо учитывать наличие внутренних дефектов от которых могут зародиться усталостные трещины, развивающиеся в условиях вакуума.

Из всего вышесказанного можно сделать вывод, что практическая и научная задача исследования влияния скорости роста трещины усталости на ресурс дисков газотурбинных двигателей является актуальной.

Степень разработанности темы исследования

Изучение скорости роста трещин усталости базируется на исследованиях механики разрушения. Большой вклад в развитие данного направления внесли А.А. Гриффитс, Дж.Р. Ирвин, Е.М. Морозов, В.З. Партон [29] и др. В многочисленных работах по определению скорости роста трещины усталости (СРТУ) выявлены основные стадии роста трещины, включающие в себя инкубационный период зарождения трещины, медленный неустойчивый рост на первой стадии, второй устойчивый участок роста трещины и непродолжительный третий неустойчивый участок. Уравнение для описания СРТУ на втором устойчивом участке, являющегося наиболее важным, предложено П. Пэрисом [27].

Снижение скорости роста трещины усталости в вакууме для различных материалов приводится в многочисленных исследованиях. Такие исследования проведены для ряда зарубежных никелевых гранульных сплавов, используемых при производстве дисков ГТД, таких как Rene 95 и Waspaloy [66], RR1000 [65,70], Udimet 720LI [65,68], N18 [65]. Во всех случаях испытания были проведены на плоских образцах на внецентренное растяжение (ОВР). Для имитации развития внутренних трещин используется вакуумная камера.

Применение свойств скорости роста трещины усталости предложено в зарубежном программном комплексе по определению ресурсных показателей деталей по концепции безопасного развития дефекта (КБРД) на основе вероятностного подхода DARWIN [59].

Методика ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» по определению долговечности, периодичности инспекций и назначенного ресурса основных деталей ГТД по КБРД требует учитывать внутренние дефекты при определении ресурсных показателей. При отсутствии характеристик скорости роста трещины усталости в вакууме требуется использовать свойства СРТУ,

полученные на воздухе (в запас). Полученные таким образом результаты снижают точность определения остаточного ресурса.

В настоящее время не существует исследований по определению СРТУ в вакууме для отечественных гранульных никелевых сплавов. Данное явление можно связать с методом проведения испытаний. Испытания проводятся на плоских образцах на внецентренное растяжение (ОВР) [28] и для определения СРТУ в вакууме необходимо наличие вакуумной камеры и высоких материальных затрат.

Определение ресурсных показателей дисков, изготовленных из никелевого гранульного сплава двигателя АЛ-41Ф-1С проводилось без учета характеристик СРТУ в вакууме (в запас).

Проведенный анализ результатов исследований российских и зарубежных ученых по исследованию характеристик и влиянию на ресурс скорости роста внутренних трещин в вакууме свидетельствует о следующем:

- проблема исследования характеристик СРТУ в вакууме является одной из приоритетных и актуальных;
- существуют подтверждения снижения СРТУ в вакууме по сравнению с трещиной на воздухе для ряда иностранных никелевых гранульных сплавов;
- для отечественных никелевых гранулированных сплавов данные исследования не проводились. Проведение аналогичных испытаний для отечественных сплавов требует наличие специализированной материальной базы в виде вакуумной камеры и соответствующих материальных затрат;
- неизвестно влияние характеристик СРТУ в вакууме на ресурс дисков ГТД.

Объектом исследования является диск ГТД, изготовленный из никелевого гранульного сплава.

Предметом исследования являются характеристики СРТУ в вакууме и их влияние на ресурс дисков ГТД, изготовленных из никелевых гранульных сплавов.

Цель исследования: определение влияния СРТУ в вакууме на ресурс дисков ГТД, изготовленных из никелевого гранульного сплава ЭП741НП.

Решены следующие научные задачи, позволившие достичь цели исследования:

1. Обзор существующей литературы по влиянию окружающей среды на СРТУ в вакууме и по определению ресурсных показателей дисков ГТД.
2. Определение геометрических размеров и условий циклических испытаний специальных образцов с целью получения СРТУ в вакууме.
3. Обработка результатов циклических испытаний для построения кинетических диаграмм (КД) усталостного роста трещины в вакууме и получения характеристик СРТУ в вакууме.
4. Оценка влияния полученных характеристик СРТУ в вакууме на ресурсные показатели дисков ГТД.

Положения, выносимые на защиту:

- Результаты анализа влияния скорости роста трещины усталости в вакууме на ресурс дисков, изготовленных из сплава ЭП741НП.
- Способ обработки результатов испытаний специальных образцов с внутренним дефектом для определения характеристик СРТУ.
- Оценка характеристик скорости роста трещины усталости в вакууме сплава ЭП741НП.

Научная новизна результатов исследования

Выполнен анализ влияния СРТУ в вакууме на ресурс дисков ГТД, изготовленных из никелевого гранульного сплава ЭП741НП.

Разработан способ обработки результатов циклических испытаний цилиндрических образцов с внедренным дефектом расчетно-фрактографическим способом для построения кинетических диаграмм.

Получены кинетические диаграммы усталостного роста на воздухе и в вакууме в цилиндрических образцах из никелевого гранульного сплава ЭП741НП, используемые для определения характеристик СРТУ.

Получена оценка характеристик СРТУ в вакууме для гранульного никелевого сплава ЭП741НП.

Личный вклад автора.

- исследовал влияние влияния СРТУ в вакууме на ресурс дисков, изготовленных из сплава ЭП741НП;

- разработал метод получения характеристик СРТУ расчетно-фрактографическим способом;

- выполнил построение конечно-элементных моделей образцов с реконструкцией геометрии фронта трещины по результатам фрактографического анализа;

- получил КД усталостного роста трещины на воздухе и в вакууме;

- выполнил оценку характеристик СРТУ в вакууме сплава ЭП741НП.

Достоверность и обоснованность научных результатов достигается использованием современного математического аппарата, корректным применением достижений в области фундаментальных наук, теории прочности и математических моделей. Экспериментальные результаты определения СРТУ на предложенных цилиндрических образцах показали сходимость с результатами определения СРТУ образцов на внецентренное растяжение.

Практическая значимость работы.

1. Использование при расчетах ресурса дисков ГТД из сплава ЭП741НП результатов оценки СРТУ в вакууме позволяет наиболее полно использовать потенциальные возможности по ресурсу при сохранении требуемого уровня безопасности.

2. Разработанный метод обработки результатов циклических испытаний цилиндрических образцов с внедренным дефектом позволяет получить КД усталостного роста трещины.

3. Полученная в результате построения КД оценка величины СРТУ в вакууме сплава ЭП741НП позволяет использовать ее в расчетах ресурса дисков ГТД из данного сплава.

4. Показано, что использование СРТУ в вакууме существенно влияет на ресурсные показатели дисков ГТД.

Реализация работы

Результаты работы по оценке скорости роста трещины усталости в вакууме и определению влияния скорости усталости в вакууме на ресурс дисков ГТД используется в управлении прочностью ОКБ им. А. Люльки – филиале ПАО «ОДК-УМПО». В частности, результаты работы использовались при определении ресурса дисков двигателя АЛ-41Ф-1С (Приложение А).

Методология исследования

В работе использовались методы численного моделирования и системного анализа, теории упругости и механики разрушения. Для моделирования физики деформируемого твердого тела использовался метод конечных элементов, реализованный в программном комплексе Ansys. Применялась концепция безопасного развития дефекта по вероятностному подходу в программном комплексе DARWIN.

Полученные результаты могут использоваться:

- в гражданских НИИ и НИИ Министерства обороны РФ при разработке технических требований к создаваемым двигателям и летательным аппаратам;
- в работе конструкторских бюро, разрабатывающих авиатехнику и средства ее контроля;
- в эксплуатирующих организациях при определении расходования ресурса ОД двигателя;

- в учебном процессе высших учебных заведений.

Апробация работы

Основные результаты диссертационной работы докладывались на международной научно-технической конференции «Климовские чтения – 2018» (АО «ОДК-Климов», г. Санкт-Петербург, 2018 г.); на международной научно-технической конференции по авиационным двигателям ICAM-2020 (ФАУ ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва, 2021 г.); на 6-й международной научно-технической конференции «Живучесть и конструкционное материаловедение ЖивКом – 2022» (ФГБУН Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН, г. Москва, 2022 г.); на научно-технической конференции им. Н.Д. Кузнецова «Перспективы развития двигателестроения» (Самарский национальный исследовательский университет им. ак. С.П. Королева, г. Самара, 2023 г.).

Публикации по теме диссертации

Основные научные результаты диссертационной работы опубликованы в 10 публикациях, из них в рецензируемых научных изданиях опубликовано 3 статьи.

Так же в рамках диссертационной работы получено 2 свидетельства о регистрации программы ЭВМ.

Структура диссертации

Диссертация состоит из введения, четырех глав, основных выводов и заключения по работе. Содержит список использованных источников из 95 позиций. Общий объем – 110 страниц, содержит рисунков – 63, таблиц – 13.

ГЛАВА 1 СОСТОЯНИЕ ВОПРОСА

1.1 Введение

Определение ресурса основных деталей является важной задачей при проектировании и эксплуатации ГТД. Основные детали (ОД) – это детали, разрушение которых может привести к аварийным, а в случае гибели человека к катастрофическим последствиям. В их число входят такие высоконагруженные детали, как диски компрессоров и турбин, корпуса под давлением, валы, жаровые трубы, элементы подвески двигателя. Для каждой ОД характерны свои условия работы и преобладающие нагрузки.

Наибольший вклад в накопление повреждения дисков вносит механизм малоциклового усталости (МЦУ). Данный механизм усталостного разрушения происходит при повторных упругопластических деформациях при многократном нагружении от напряжений, меньших чем разрушающие напряжения от однократно приложенной нагрузки [42, 90].

Одними из наиболее критичных элементов ГТД являются диски турбин и последних ступеней компрессора. Их эксплуатация происходит в условиях воздействия высоких температур, значительных циклических и статических нагрузок [15]. Неравномерный нагрев ступицы и обода дисков создает в дисках значительный температурный градиент, приводящий к дополнительным температурным напряжениям, суммирующимся с напряжениями от сил вращения и изгибающего момента.

Обломки диска, возникшие при разрушении, обладают значительно кинетической энергией, набранной за счет частоты вращения и массы диска. Набранная энергия не позволяет локализовать обломки внутри корпуса ГТД, что может привести к опасным или катастрофическим последствиям для летательного аппарата и человека.

Указанные обстоятельства накладывают жесткие требования к конструкции, качеству изготовления, материалу дисков и контролю их в эксплуатации.

Как отмечалось ранее диски турбин и последних ступеней компрессоров работают в условиях высоких температур и нагрузок. В связи с этим с 1960-х годов широкое распространение получила технология получения заготовок из гранульных никелевых сплавов [21]. Преимущества данной технологии обусловлены рядом факторов:

1. Повышение характеристик сплавов требовало усложнение их состава, включающее большое количество различных элементов, что снизило их технологичность. При получении заготовок таким методом, как деформация слитка, не обеспечивалось необходимое качество состава и структуры сплава. Решение данной проблемы найдено в технологии гранульной металлургии. Гранулы, представляющие собой микрослитки, обеспечивают высокую равномерность химического состава и позволяют получать детали из особо жаропрочных сложнолегированных сплавов с применением технологии горячего изостатического прессования (ГИП).

2. Технология позволяет создать различные свойства в разных частях диска, сообразно с условиями нагружения в этих частях.

3. Реализация получения сложных цельковых узлов и деталей любой формы, таких как диск с лопатками, что при применении других технологий несет дополнительные сложности, такие как повышенный расход материала или сниженные прочностные свойства при использовании литья.

4. Повышение коэффициента использования материала за счет использования капсульной оснастки, повторяющей форму детали.

В настоящее время в России нет ни одного современного авиационного ГТД без дисков из гранул [11]. В производстве авиационных ГТД используются такие сплавы как ЭП741П, ЭП741НП, ЭП962П, ЭП975П, ЭП698П и другие.

В частности, сплав ЭП741НП применяется для изготовления дисков компрессора и турбины ГТД семейства «АЛ», разработанных в ОКБ им. А.Люльки – филиале ПАО «ОДК-УМПО».

Исследования по разработке новых отечественных гранульных сплавов продолжаются и в настоящее время. За последние годы разработаны такие гранульные сплавы как ВВ750П, ВВ751П, ВВ752П, ВВ753П [11].

Среди зарубежных гранульных никелевых сплавов можно отметить сплав Waspaloy (применяется в ГТД самолетов F15, F16, F20), семейство сплавов Udimet, RR1000, N18, Inconel 718 и другие.

Однако кроме перечисленных преимуществ гранульная технология получения заготовок имеет и недостатки, заключающиеся в появлении внутренних дефектов материала [10, 80, 87]. Основной вид дефектов, которые могут вызывать преждевременное разрушение при МЦУ – это неметаллические (шлаковые или керамические) включения [13]. Уменьшение размеров гранул позволяет уменьшить максимального размер включений [12], но не исключает дефекты полностью.

Поэтому большое внимание уделено надежности деталей, изготовленных по технологии гранульной металлургии. В работе [14] предложен подход повышения надежности дисков из гранульных сплавов с помощью повышения чистоты металла за счет снижения нормированного числа дефектов в сплаве или с помощью перехода на производство более мелких гранул. Однако уменьшение размера гранул приводит к существенному удорожанию производства материала.

Зарождение трещин от дефектов в условиях циклических нагрузок происходит не только на поверхности детали, в области действия максимальных напряжений, но и под поверхностью, в широком диапазоне уровней напряжений и частоты нагружения [46].

В работе [62] проведен анализ влияния вероятности разрушения образцов разного типа и формы от поверхностных, подповерхностных и

внутренних дефектов. Вероятность разрушения от поверхностных и подповерхностных дефектов выше при высокой амплитуде нагружения ($\Delta\sigma > 1050$ МПа), при низкой амплитуде напряжений вероятность разрушения выше от внутренних дефектов.

Для отечественного сплава ЭП741НП с крупностью гранул до 140 мкм были проведены исследования по определению числа и размеров дефектов на рентгеновском томографе [6]. Результаты показывают, что размер некоторых дефектов превышает размер сетки в 140 мкм, через которую проводят отсев гранул. Наибольшее число включений имеет радиус ~50 мкм. В работе [12] наибольшее количество включений при фракции гранул 140 мкм имеют размеры ~50 мкм, при уменьшении фракции гранул до 100 мкм – имеют размеры ~30 мкм.

В работе [2] приведена зависимость числа циклов до зарождения трещины и числа циклов до разрушения от размера начального дефекта, полученная по результатам фрактографического исследования поверхностей изломов образцов на МЦУ из сплава ЭП741НП. С увеличением размера включения оба данных показателя уменьшаются.

Следовательно, наличие дефектов в готовых деталях из никелевых гранульных сплавов влияют на МЦУ. Их количество и размер обратно пропорциональны долговечности детали, содержащей эти дефекты

В связи с этим при подтверждении ресурса деталей необходимо учитывать данные дефекты. В настоящее время в соответствии с требованиями нормативной документации ресурс ОД авиационных ГТД подтверждается на основе КБД до появления трещины МЦУ и КБРД [33].

В КБРД используются следующие подходы, основанные на механике разрушения:

- детерминированный, согласно которому в самом неблагоприятном (по циклической долговечности) месте ОД располагается дефект максимально возможного размера;

- вероятностный, согласно которому дефекты распределяются по всему объему ОД в соответствии с заранее определенной характеристикой дефектности данного материала.

Как было отмечено выше, характеристика дефектности зависит от особенностей производства и размера гранул в заготовке ОД.

Концепция безопасного развития дефекта по вероятностному подходу реализована в программном продукте DARWIN. В качестве результата работы программы является получение зависимости вероятности разрушения детали от числа полетных циклов. По допустимой вероятности разрушения, указанной в нормативной документации, определяется долговечность детали. DARWIN принят Федеральной авиационной администрацией США для практического использования в авиационном двигателестроении при определении ресурсных показателей [36, 59, 95].

В России разработка модели накопления повреждений от инородных включений для оценки прочностной надежности и ресурса в дисках из гранульных сплавов была проведена в работе [47]. Разработанные алгоритмы могут служить прототипом для создания вычислительных комплексов анализа технического риска, аналогичных программному продукту DARWIN.

Для определения расчетной долговечности дисков при наличии в них дефектов необходимы характеристики трещиностойкости материала деталей. Наличие в дисках, изготовленных с использованием гранульной технологии, не только поверхностных дефектов, трещины от которых развиваются при воздействии окружающей среды, но и внутренних дефектов, трещины от которых развиваются в условиях вакуума, указывает на необходимость получения характеристик СРТУ в разных средах.

1.2 Основы механики разрушения и определения характеристик трещиностойкости материала

Механика разрушения получила развитие в связи с необходимостью иметь представление о характере и длительности начавшегося разрушения.

Первую работу о взаимосвязи между нагрузкой и длиной трещины опубликовал А.А. Гриффитс [9, 29] в 1920 г. Его энергетический критерий разрушения основывался на подводе достаточной энергии к вершине трещины для ее распространения. Если не обеспечить достаточного подвода энергии, то, не смотря на концентрацию напряжений в вершине трещины, ее рост прекратится. Этот критерий хорошо подходит для таких хрупких материалов, как стекло.

Однако энергетический критерий оказался сложным и неудобным в практическом применении. Поэтому дальнейшее развитие механики разрушения связано с определением силового критерия разрушения, сформулированного Дж. Р. Ирвиным [27, 38] в 1957 г.

Силовой критерий основывается на том, что трещина начинает распространяться, когда коэффициент интенсивности напряжений (КИН) K достигает критической величины K_c .

$$K = K_c. \quad (1.1)$$

Данный критерий позволяет учитывать пластические деформации на кончике трещины, обнаруженные в экспериментах Е.О. Орована [38]. Орован исследовал образцы в виде плит из малоуглеродистой стали с нанесенными трещинами. В результате исследований обнаружено, что энергия, необходимая для роста трещины в материале намного превосходит энергию, необходимую для образования новых свободных поверхностей. Увеличение затрат энергии при развитии трещины связаны с работой, направленной на пластическую деформацию объемов материала перед вершиной трещины.

Важным параметром, связанным с силовым критерием разрушения, является КИН. КИН характеризует напряженное состояние в вершине

трещины [42]. Определение КИН для простейших и тривиальных случаев возможно аналитически [23], для трещин в деталях сложной формы и нагружения возможно с использованием метода конечных элементов (МКЭ).

Получение КИН для трещины длиной $2a$ в бесконечной пластине, растягиваемой приложенными в бесконечности перпендикулярными к трещине силами, вызывающими напряжение σ , описывается в следующем обобщенном виде [9]

$$K = \sigma\sqrt{\pi a}. \quad (1.2)$$

Удобным для расчета КИН является подход, основывающийся на независимом от контура интегрирования интеграла. Наибольшее распространение получили Γ -интеграл Г.П. Черепанова (1967 г.) и J -интеграл Дж.Р. Раймса. Данные подходы основываются на том, что вне зависимости от того, какой выбран контур вокруг вершины трещины, количество энергии, проходящей через контур для роста трещины неизменно [29]. Такой подход справедлив также для нелинейной механики разрушения, модели которой исходят из наличия достаточно развитой пластической зоны перед вершиной трещины (линейный размер пластической зоны 20% и более от общей длины трещины).

Определение J -интеграла для выбранной точки фронта трещины выполняется по следующей формуле

$$J = \oint_{\Gamma} \left(W_0 dy - T_0 \frac{\partial u}{\partial x} ds \right), \quad (1.3)$$

где Γ – произвольный контур, окружающий вершину трещины, W_0 – плотность энергии деформации, T_0 , u – векторы нагрузки и перемещения соответственно.

Связь КИН и J -интеграла определяется по следующим формулам

- для плоского напряженного состояния (ПНС)

$$K = \sqrt{J \cdot E}; \quad (1.4)$$

- для плоского деформированного состояния (ПДС)

$$K = \sqrt{\frac{J \cdot E}{1 - \nu^2}}, \quad (1.5)$$

где E – модуль упругости, ν – коэффициент Пуассона.

На рисунке 1.1 приведена типичная КД усталостного роста трещины в логарифмических координатах [9, 27, 29, 38], устанавливающая зависимость размаха КИН от СРТУ. На диаграмме участок ΔK_{th} – порог страгивания трещины, ΔK_{I-2} – начало устойчивого участка роста трещины, ΔK_{2-3} – конец устойчивого участка роста трещины, ΔK_{fc} – критическое значение КИН.

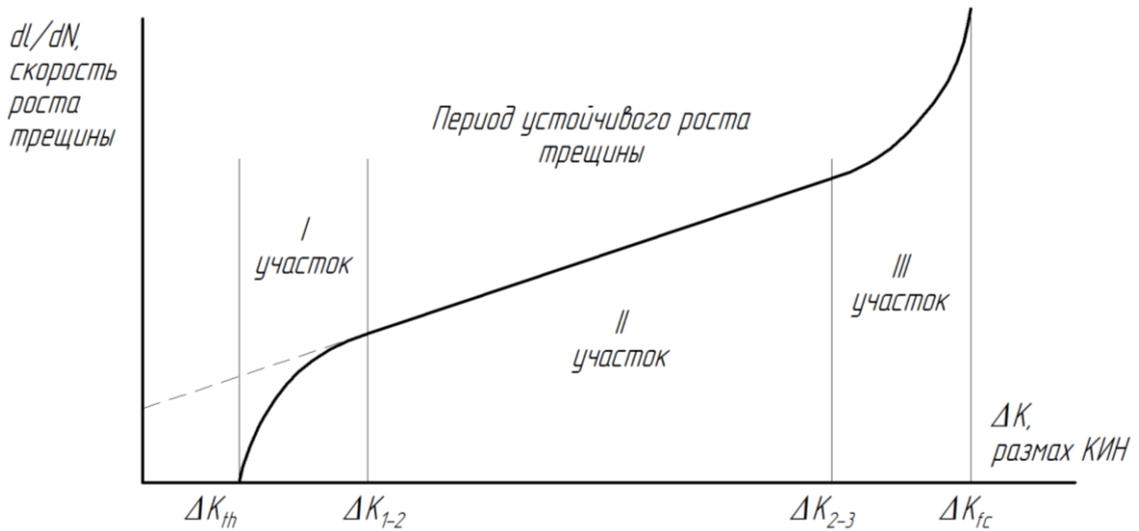


Рисунок 1.1 – Кинетическая диаграмма усталостного разрушения

Длительность развития трещины от дефекта и до момента разрушения можно выразить следующим выражением

$$N_{\text{разр}} = N_{\text{инк}} + N_I + N_{II} + N_{III}, \quad (1.6)$$

где $N_{\text{разр}}$ – число циклов роста трещины до разрушения, $N_{\text{инк}}$ – инкубационный период зарождения трещины, N_I – период медленного неустойчивого роста трещины на первой стадии от ΔK_{th} до ΔK_{I-2} , N_{II} – период устойчивого роста трещины на второй стадии от ΔK_{I-2} до ΔK_{2-3} , N_{III} – период быстрого неустойчивого роста трещины на третьей стадии от ΔK_{2-3} до ΔK_{fc} .

Для описания зависимости скорости роста трещины на устойчивом участке II широко применяется уравнение П. Пэриса [29, 84], опубликованное

в 1965 г. Данное уравнение связывает скорость роста dl/dN с коэффициентом интенсивности напряжений (КИН):

$$\frac{dl}{dN} = C \Delta K^m, \quad (1.7)$$

где C , m – коэффициенты уравнения, получаемые на основе экспериментальных данных, $\Delta K = K_{max} - K_{min}$ – размах КИН за один цикл нагружения, K_{max} – КИН, соответствующий полциклу нагрузки, K_{min} – полциклу разгрузки.

Определение характеристик СРТУ C и m в общем случае определяется с помощью ОВР, который представлен на рисунке 1.2 [28, 55]. Предварительно, перед испытаниями на образец наносится начальная усталостная трещина. Циклические испытания проводятся в мягком цикле с контролем длины трещины и количества циклов нагружения. Сущность метода заключается в получении зависимости длины трещины от числа циклов $l = f(N)$. Далее проводится преобразование длины трещины в КИН $K = f(l, P)$, зависящее от геометрии, нагрузки P , длины трещины l и способа нагружения образца.

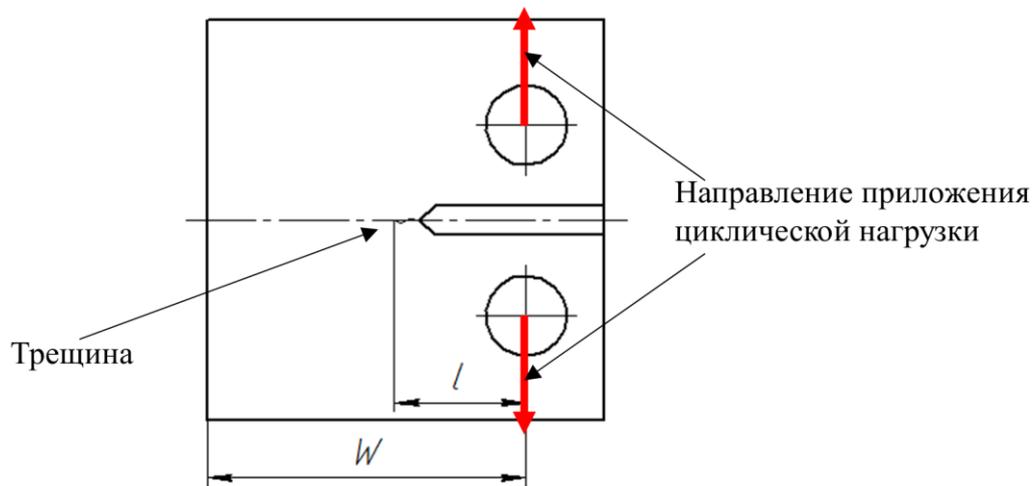


Рисунок 1.2 – ОВР, l – длина трещины, W – расстояние от места приложения силы до края образца

Далее строится кинетическая диаграмма усталостного роста трещины, являющаяся зависимостью скорости роста трещины dl/dN от размаха КИН ΔK .

В зависимости от способа обработки определяется устойчивый участок роста трещины [34, 35], который аппроксимируется уравнением (1.7).

На механике разрушения основана КБРД для подтверждения ресурса ОД и в частности дисков ГТД. Существенно важно в рамках данной концепции достоверно определить не только напряженно-деформированное состояние (НДС) и параметры циклического нагружения дисков, но и характеристики СРТУ, так как избыточная консервативность приведет к неполному исчерпанию возможностей дисков по ресурсу и увеличению стоимости жизненного цикла двигателя.

1.3 Факторы, влияющие на скорость роста трещины усталости

На характеристики трещиностойкости материала влияют различные факторы. Из них можно выделить следующие категории факторов [49, 74]:

- факторы, относящиеся к внешним условиям, такие как влияние окружающей среды и температуры;
- факторы, связанные с механическими и физическими свойствами материала;
- факторы, связанные с параметрами циклического нагружения, такие как уровень напряжений, асимметрия цикла, величины средних напряжений, выдержки в цикле и др.

Зависимости усталостного роста трещины от частоты нагружения и температуры приведены для сплава IN100 в работе [52], для сплава ME3 в работе [58], для сплава Incondel 718 в работе [76], для сплава Udimet 720 Li в работе [93]. В данных работах происходит увеличение СРТУ при уменьшении частоты нагружения.

В работе [58] показано уменьшение ширины шага усталостных бороздок на разных этапах развития трещины при увеличении частоты нагружения испытания образцов из никелевого сплава ME3.

Пример влияния факторов, связанных со свойствами материала приведены в работе [44]. В данном исследовании проведены испытания отечественного гранульного сплава, используемого в дисках турбин, в двух размерах фракций – 70 мкм и 100 мкм. По результатам испытаний установлено, что уменьшение размера фракции гранул со 100 мкм до 70 мкм приводит к увеличению устойчивости сплава к развитию трещины почти в 1,5 раза.

Для зарубежного никелевого гранульного сплава LSHR, используемого в дисках турбин, проведенные исследования усталостного роста трещины [73] показывают, что в варианте сплава с крупными гранулами трещиностойкость выше, чем в варианте сплава с меньшими гранулами.

Одним из существенных факторов, оказывающих влияние на СРТУ, является окружающая среда [94], в частности воздушная среда и вакуум.

1.4 Влияние окружающей среды на скорость роста трещины усталости

Скорость роста трещины, зародившейся от дефекта материала, связана с его местом расположения. При развитии трещины от дефектов на поверхности детали в вершину трещины поступает воздух, из-за чего развитие трещины происходит в условиях окисления поверхностей разрушения. Трещины, которые развиваются от дефектов, расположенных внутри детали, не имеют доступа воздушной среды в вершину трещины, поэтому рост трещины происходит в условиях вакуума.

Известно [49], что окружающая среда влияет на СРТУ. Например, испытания, проведенные для образцов из мягкой углеродистой стали и стали с повышенным содержанием кремния и марганца показали, что повышение уровня содержания кислорода и паров воды оказывает большое влияние на общую усталостную долговечность. Так же на долговечность оказывает влияние давление кислорода, с ростом давления в нержавеющей стали 316

происходит уменьшение долговечности. Соленая вода в 10 увеличивает скорость роста в высокопрочной стали SAE 4340.

Испытания на воздухе и в вакууме образцов из алюминиевого сплава показали, что скорость роста в вакууме на порядок меньше, чем на воздухе за счет отсутствия процесса окисления [20, 91].

Для ряда зарубежных никелевых гранульных сплавов были проведены исследования по определению СРТУ в вакууме.

На рисунке 1.3 приведены результаты испытаний на СРТУ для сплава Rene 95 [66] при температуре 650 °С на воздухе и в вакууме при частотах нагружения 5 Гц, 0,33 Гц, 120 с. По результатам анализа можно отметить, что при снижении частоты нагружения с 5 Гц до 120 с скорость роста трещины в вакууме ниже по сравнению со скоростью на воздухе в ~2 и ~60 раз соответственно.

На рисунке 1.4 приведены результаты испытаний на СРТУ для сплава Waspaloy [66] при частоте нагружения 0,33 Гц на воздухе и в вакууме при температуре 650 °С. Скорость роста трещины в вакууме в ~2 раза ниже по сравнению со скоростью роста трещины на воздухе.

На рисунке 1.5 приведены результаты испытаний сплава Udimet 720 Li [65, 68, 82, 83] при частоте нагружения 0,25 Гц на воздухе и в вакууме при температуре 700 °С. Снижение скорости для данного сплава в вакууме в ~12 раз по сравнению со скоростью на воздухе.

Так же снижение скорости роста в вакууме отмечено для гранульных никелевых сплавов RR1000 [65, 70, 83], N18 [63, 65], Inconel 718 [85] и др.

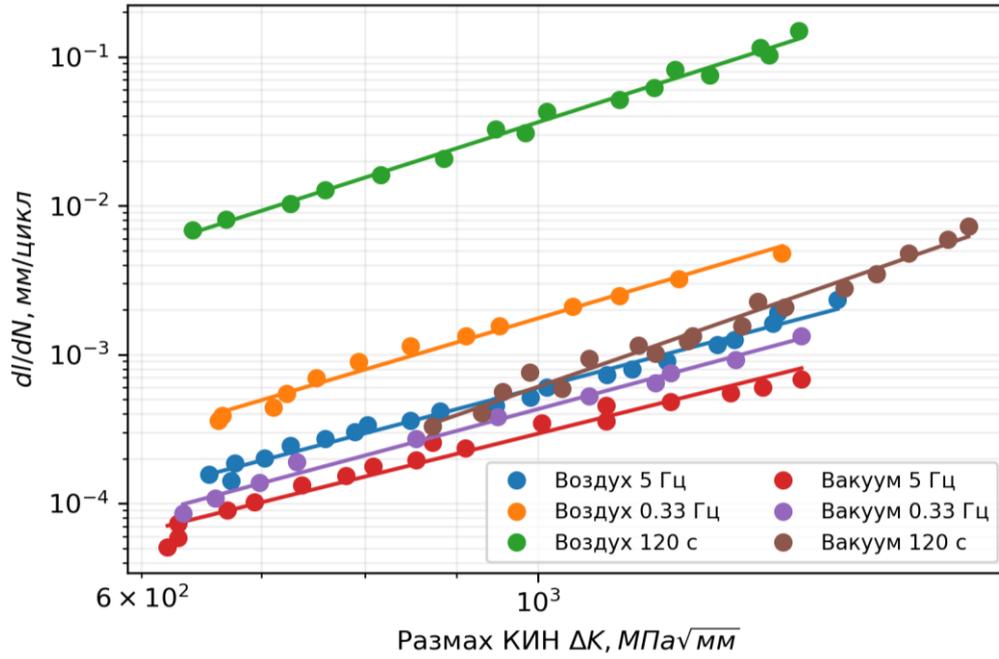


Рисунок 1.3 – КД сплава Rene 95 при разной частоте нагружения на воздухе и в вакууме при температуре 650 °С [66]

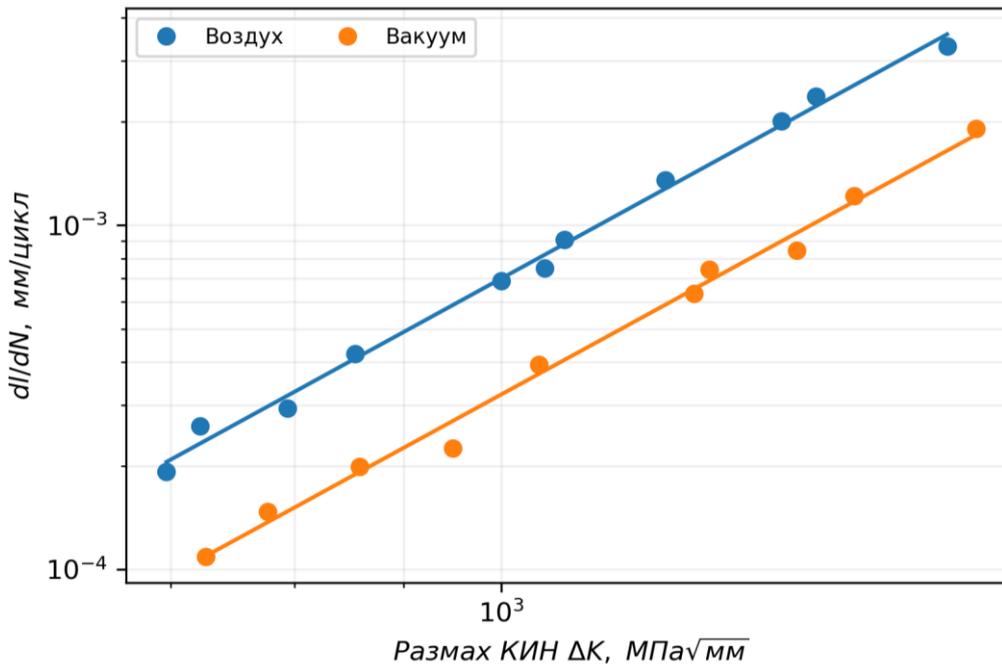


Рисунок 1.4 – КД сплава Waspaloy при частоте нагружения 0,33 Гц на воздухе и в вакууме при температуре 650 °С [66]

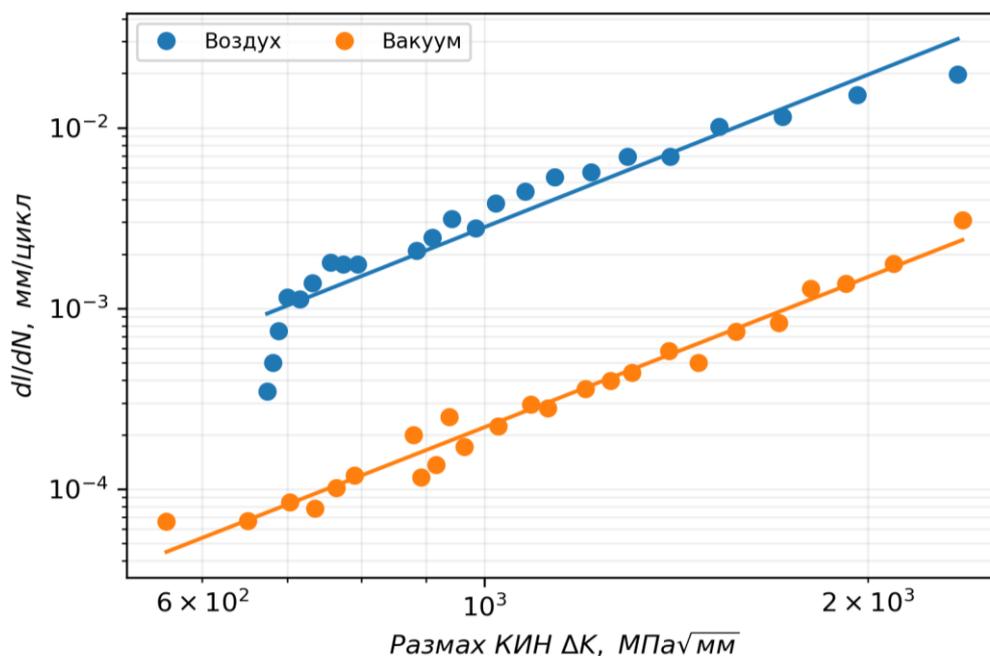


Рисунок 1.5 – КД сплава Udimet 720 Li при частоте нагружения 0,25 Гц на воздухе и в вакууме при температуре 700 °С [82]

Вышеперечисленные исследования по определению СРТУ в вакууме проведены в вакуумных камерах на стандартных ОВР.

Причина меньшей скорости развития трещины в вакууме заключается в отсутствии окисления вершины трещины по сравнению с ростом трещины на воздухе [72]. Вероятно, в результате окисления уменьшается пластичность зоны в вершине трещины [76], приводящее к увеличению СРТУ. В работах [7, 54] предложено объяснение, основанное на исследовании изломов цилиндрических образцов из сплава ЭП741НП, заключающееся в том, что из-за отсутствия оксидной пленки в области трещины в момент разгрузки и закрытия трещины возникает эффект «холодной сварки». После определенного количества циклов в месте смыкания берегов трещины формируются нанозерна с большой разориентацией, которая приводит к продолжению распространения трещины.

Также было предложено объяснение эффекта на примере алюминиевого сплава, связанного с затруднением смыкания берегов трещины около ее вершины из-за оксидной пленки, возникающей при испытаниях на воздухе [91].

В работе [71] проведено исследование на томографе поверхности трещины в разрушенных ОВР. Показано, что из-за окисления трещины в ее вершине возникают вторичные растрескивания, ускоряющие рост трещины.

Существуют исследования, проведенные для гранульного никелевого сплава Inconel 718 [79], показывающие отсутствие влияния на СРТУ в вакууме частоты нагружения. Это связано с тем, что на воздухе существует прямая зависимость длительности цикла нагружения на интенсивность окисления в данном цикле, что отсутствует в условиях вакуума.

В работе [51] проводилось исследование трещины, зародившейся от частицы нитрида в сплаве Inconel 718 DA. На примере данной работы показано отличие в развитии трещины в вакууме и на воздухе. В механизме роста трещины были выделены следующие этапы:

1. Зарождение трещины от нитрида в результате нагружения или штамповки;
2. Длительный этап роста трещины, соответствующему первому неустойчивому участку КД в условиях вакуума;
3. Устойчивый рост трещины в условиях вакуума. На данном этапе формируются малозаметные бороздки;
4. Выход трещины на поверхность образца и рост трещины в условиях воздуха. При этом ясно наблюдаются усталостные бороздки
5. Долом образца.

На рисунке 1.6 приведен рост изображение поверхности излома трещины с формой, напоминающей рыбий глаз. Имеется четкая граница при переходе развития трещины от вакуума к воздушной среде.

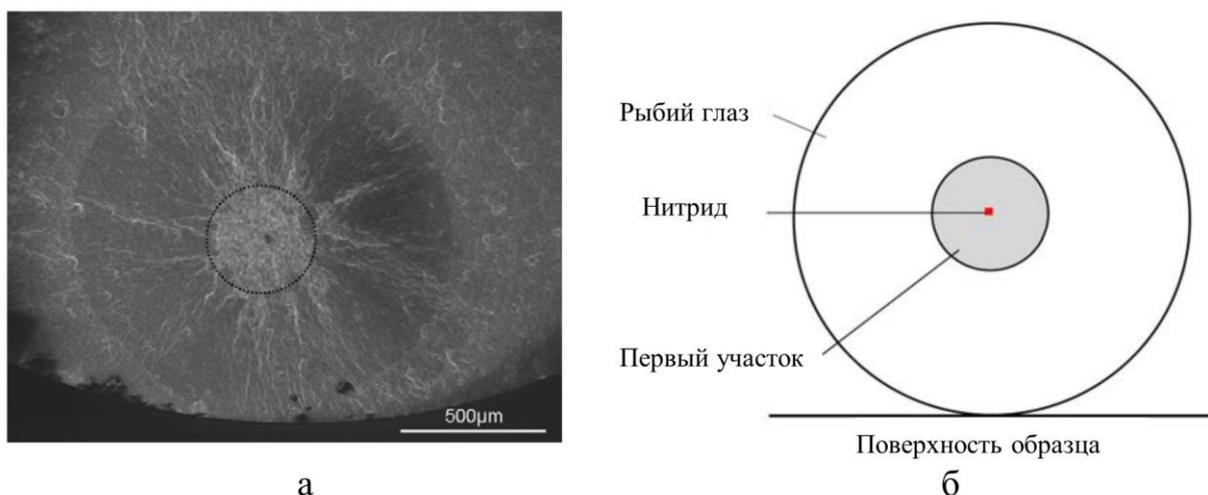


Рисунок 1.6 – Изображение поверхности излома образца в месте развития трещины: а – фрактография; б – схема

Хотя скорость роста трещины от внутренних дефектов значительно ниже, чем от поверхностных, но общее число внутренних дефектов значительно превосходит число поверхностных дефектов, что существенно влияет на определение ресурса дисков по КБРД по вероятностному подходу. Использование характеристик СРТУ, полученных на воздухе для оценки долговечности деталей от внутренних дефектов приводит к чрезмерному занижению оценки ресурса.

Для отечественных гранульных никелевых сплавов, используемых в изготовлении дисков ГТД, в частности сплава ЭП741НП, данные исследования СРТУ в вакууме не проводились. Это связано в том числе с отсутствием испытательных установок, оснащенных вакуумными камерами.

1.5 Заключение по главе

На основании проведенного анализа литературных источников можно сделать следующие выводы:

1. Наибольший вклад в накопление повреждения дисков ГТД вносит механизм МЦУ.

2. Диски, изготавливаемые из гранульных никелевых сплавов, имеют распределенные по всему объему материала дефекты, служащие очагами зарождения трещин усталости.

3. На СРТУ влияет окружающая среда. Отмечено снижение СРТУ в вакууме по сравнению со скоростью на воздухе. При зарождении трещины от внутренних дефектов ее рост происходит без доступа кислорода (в условиях вакуума).

4. Для отечественных гранульных никелевых сплавов, используемых в изготовлении дисков ГТД, в частности сплава ЭП741НП, исследования СРТУ в вакууме не проводились. Определение ресурсных показателей в данном случае проводится с использованием характеристик СРТУ на воздухе, что ограничивает ресурс и увеличивает стоимость жизненного цикла.

Глава 2 РАЗРАБОТКА ОБРАЗЦОВ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СРТУ В ВАКУУМЕ И ПРОВЕДЕНИЕ ИСПЫТАНИЙ

2.1 Введение

По результатам главы 1 выяснено, что определение характеристик СРТУ в вакууме для зарубежных сплавов проводилось с использованием стандартных ОВР [28, 55] (рисунок 1.2).

Стандартные образцы имеют исходный надрез с предварительно нанесенной усталостной трещиной начальной длины. В процессе испытаний образцы подвергаются циклической нагрузке постоянной амплитуды, под воздействием которой происходит рост трещины. В процессе циклического нагружения при использовании средств измерения физической длины трещины фиксируется прирост длины трещины в функции числа циклов нагружения. Результатом испытаний являются экспериментальные данные, содержащие замеры длины трещины, в зависимости от числа циклов нагружения, подлежащие дальнейшей обработке для получения КД усталостного роста.

Без использования дополнительного оборудования процесс испытания проходит в условиях доступа воздуха в вершину трещины, что соответствует СРТУ на воздухе. Для проведения испытаний для определения СРТУ в вакууме необходимо наличие вакуумной камеры в составе испытательной установки. Необходимость использования дополнительного оборудования является недостатком данного способа определения СРТУ в вакууме на стандартных ОВР.

Из-за отсутствия испытательных установок с вакуумными камерами не проводились исследования СРТУ в вакууме для отечественных гранульных никелевых сплавов. Для определения характеристик СРТУ в вакууме в данной работе предложены образцы оригинальной конструкции.

2.2 Концепция образцов для проведения испытаний

Задача определения характеристик СРТУ в вакууме без использования вакуумной установки решена разработкой специальных образцов из гранульного никелевого сплава ЭП741НП [60, 88]. Концепция образцов, представленных на рисунках 2.1 и 2.2 [25, 26], предложена сотрудником ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» С.Д. Потаповым.

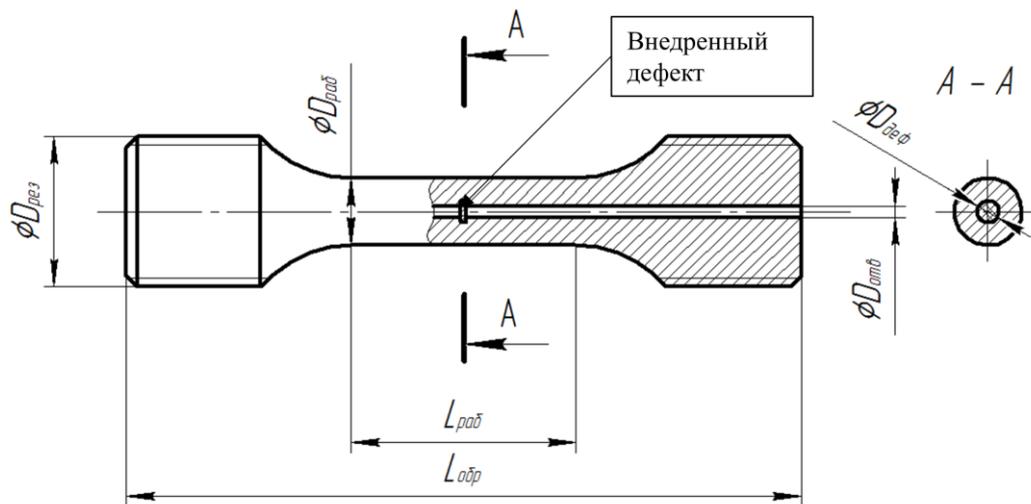


Рисунок 2.1 – Образец вентилируемый

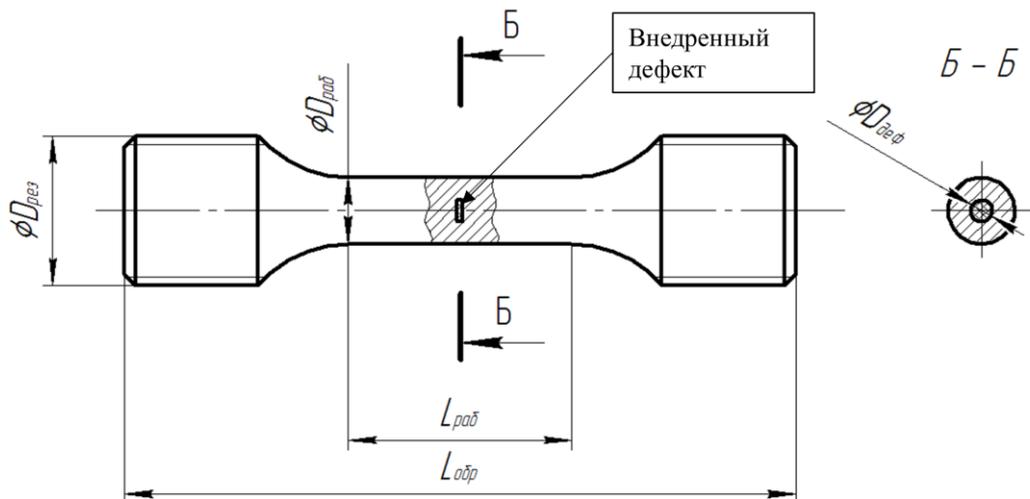


Рисунок 2.2 – Образец невентилируемый

Предложенные образцы имеют цилиндрическую форму, сходную с формой стандартных образцов, применяемых в испытаниях на МЦУ [18, 56].

Отличие заключается в размещении в центре рабочей части образца перпендикулярно его оси плоского неметаллического дефекта.

Функция внедренного дефекта аналогична функции надреза в ОВР. Под циклической нагрузкой вдоль оси образца от данного дефекта развивается усталостная трещины.

В исследовании используются два типа специальных образцов: вентилируемый (рисунок 2.1) и невентилируемый (рисунок 2.2). Конструктивно оба типа образцов имеют длину $L_{\text{раб}}$, посадочный диаметр рабочей части $D_{\text{раб}}$, общую длину $L_{\text{обр}}$ и посадочный диаметр резьбы $D_{\text{рез}}$. В центре рабочей части находится начальный дефект диаметром $D_{\text{деф}}$. Вентилируемый образец имеет единственное отличие от невентилируемого, заключающееся в наличии сквозного осевого отверстия диаметром $D_{\text{отв}}$. Данное отверстие предназначено для сообщения вершины трещины с воздушной средой. Таким образом вентилируемый образец служит для получения характеристик СРТУ на воздухе, а невентилируемый – для получения характеристик СРТУ в вакууме.

При циклических испытаниях образец доводят до разрушения. Поверхности излома образца, полученные при разрушении, исследуются с помощью сканирующего электронного микроскопа. В результате исследования восстанавливается геометрия фронтов распространения трещины, а также проводится поиск участков формирования усталостных бороздок [3, 24, 40].

Наличие усталостных бороздок характеризует развитие трещины на втором, устойчивом периоде развития трещины (рисунок 1.1). Ширина шага d усталостных бороздок равна величине приращения длины трещины за один цикл нагружения, т.е. скорости роста трещины dl/dN [45, 57, 89].

Для получения КИН на всех этапах развития трещины необходимо проведение реконструкции формы фронта трещины в процессе ее роста.

Полученные данные по форме трещины используются при построении модели образца методом конечных элементов (МКЭ) [4, 5, 22, 53].

Контроль прироста трещины в процессе испытаний данных образцов возможно проводить с помощью метода измерения разности электрических потенциалов. Данный метод основан на том, что если в образце, по которому течет постоянный ток неизменной величины, развивается трещина, то вследствие уменьшения сечения образца в плоскости прироста трещины возрастает его электрическое сопротивление, и разность электрических потенциалов между двумя точками, расположенными по обе стороны от трещины, увеличивается [28]. Использование метода измерения разности электрических потенциалов не является обязательным и в данной работе не осуществлялось из-за отсутствия необходимой материально-технической базы.

2.3 Определение геометрических размеров образца и нагрузки испытаний

Диаметры образца и дефекта подбираются таким образом, чтобы при заданной максимальной нагрузке цикла нагружения P_{max} в сечении с трещиной обеспечивалась величина номинальных напряжений $\sigma_{ном}$ меньше предела пропорциональности $\sigma_{пц}$ материала образца при температуре испытаний. При этом напряжения $\sigma_{ном}$ должны быть достаточно высокими, чтобы происходил устойчивый рост трещины, соответствующий второму участку КД (рисунок 1.1).

Максимальная нагрузка P_{max} ограничена возможностями испытательной машины, а диаметр рабочей части образца $D_{раб}$ должен быть достаточным, чтобы на значительной части излома образца наблюдались усталостные бороздки.

Для определения геометрических параметров образцов выполнялось моделирование с помощью МКЭ в программном комплексе ANSYS. Конечно-

элементная модель представлена на рисунке 2.3. В данной задаче рассматривается идеальный случай роста трещины с геометрией фронта в виде окружности, поэтому в задаче используется двумерная осесимметричная постановка. Модель представляет собой пластинку, соответствующую четверти осевого сечения рабочей части образца. Ось модели – по координате Y ; в плоскости распространения трещины установлен запрет на перемещения в осевом направлении по Y . В осевом направлении приложена нагрузка P . Расчет выполнялся для разных радиусов трещины.

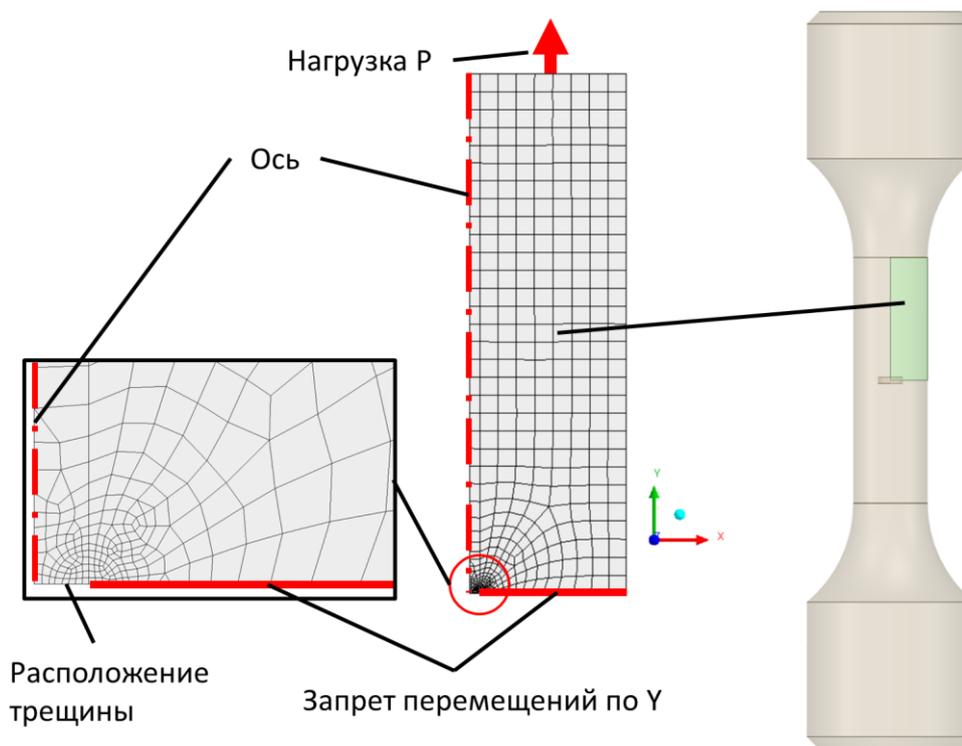


Рисунок 2.3 – Осесимметричная модель образца с трещиной

На рисунках 2.4 и 2.5 представлены относительные изменения номинальных напряжений $\sigma_{\text{ном}}$ и размаха КИН ΔK с ростом трещины в образце с диаметром рабочей части 18 и 12 мм соответственно. Выбор двух диаметров обосновывается тем, что изначально все образцы были изготовлены с диаметром рабочей части 18 мм и в дальнейшем, после испытаний первых образцов, было принято решение уменьшить диаметр рабочей части.

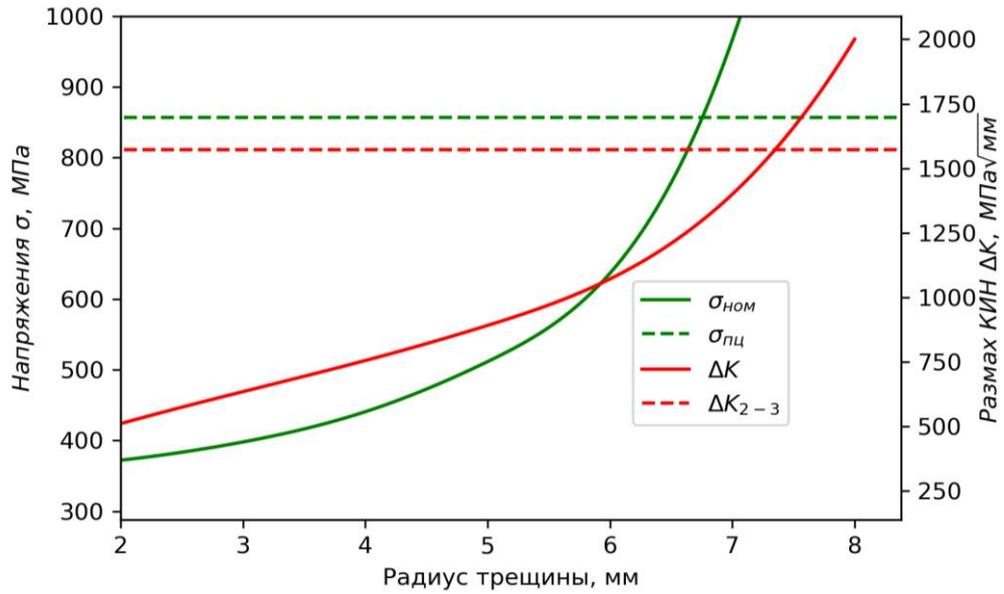


Рисунок 2.4 – Изменение номинальных напряжений и КИН с ростом трещины в образце $D_{раб} = 18$ мм

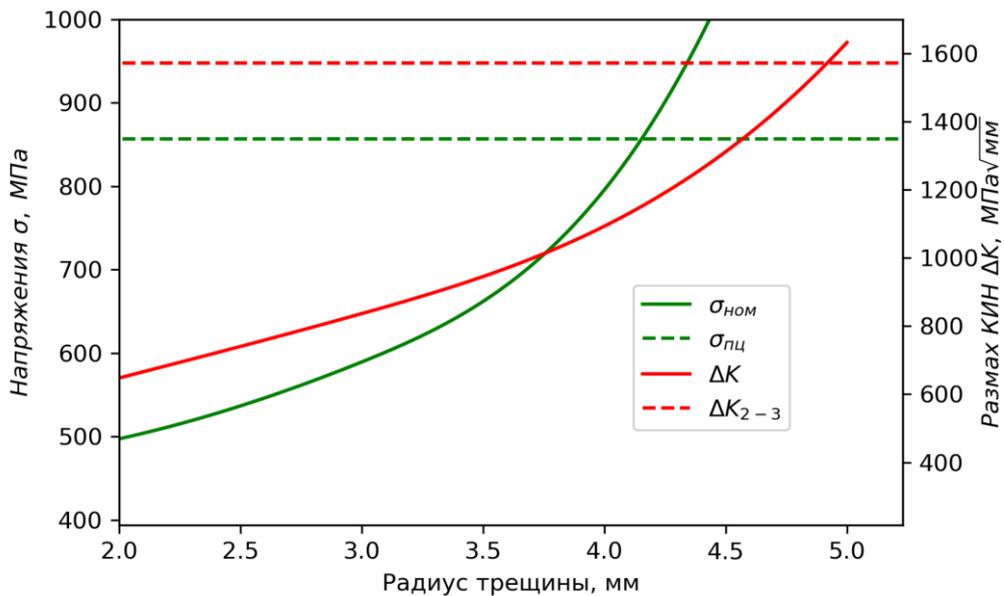


Рисунок 2.5 – Изменение номинальных напряжений и КИН с ростом трещины в образце $D_{раб} = 12$ мм

Как видно из представленных рисунков для начального дефекта радиусом 2 мм рост трещины до достижения окончания устойчивого участка ΔK_{2-3} происходит до радиуса 7,3 мм и 4,9 мм для образцов с диаметрами рабочей части 18 и 12 мм соответственно. При этом достижение номинальных напряжений предела пропорциональности происходит при радиусе трещины 6,5 мм и 4 мм для образцов диаметрами 18 и 12 мм соответственно.

Достижение предела пропорциональности наступает раньше достижения критического значения размаха КИН, однако при дальнейшем развитии трещины в условиях пластических деформаций в сечении наступает упрочнение.

Зоны роста трещины в образце диаметром 12 мм представлены на рисунке 2.6.

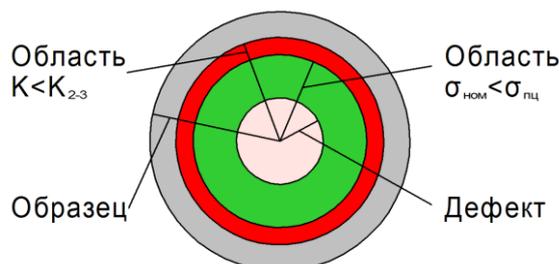


Рисунок 2.6 – Зоны роста трещины в сечении образца диаметром 12 мм

По результатам моделирования были выбраны следующие параметры образцов при соответствующей им максимальной нагрузке цикла (таблица 2.1).

Выбор температуры испытаний 400 °С основывается на том, что данная температура входит в диапазон работы дисков, изготавливаемых из исследуемого сплава, а также из-за уменьшения интенсивности окисления, оказывающего влияния на видимость усталостных бороздок.

Таблица 2.1 – Параметры образцов и испытаний

Максимальная нагрузка в цикле P , Н	50 000	90 000
Коэффициент асимметрии цикла R	0.1	
Температура испытаний, °С	400	
Диаметр рабочей части $D_{раб}$, мм	12	18
Длина рабочей части $L_{раб}$, мм	40	
Диаметр резьбовой части $D_{рез}$, мм	27	
Длина образца $L_{обр}$, мм	120	
Диаметр дефекта $D_{деф}$, мм	4	
Критический радиус трещины, мм	4,9	7,3

2.4 Технология изготовления образцов

Заготовки образцов с внедренным дефектом изготовлены по заказу ОКБ им. А.Люльки в ООО «Лаборатория новых технологий» (ЛНТ). Дальнейшая механическая обработка заготовок выполнена на Лыткаринском машиностроительном заводе (ЛМЗ) – филиале ПАО «ОДК-УМПО».

Изготовление специальных образцов из никелевого гранульного сплава ЭП741НП включает следующие этапы.

1. Изготовление капсульной оснастки для заготовок образцов с последующей засыпкой гранул крупностью не более 140 мкм. При засыпке внутри капсул с помощью специальной оснастки размещали плоский цилиндрический дефект. Дефект изготовлен из оксида алюминия и имеет толщину 1 мм и диаметр 4 мм.



Рисунок 2.7 – Дефект из оксида алюминия

2. После проверки герметичности капсул проводился этап термической дегазации и ГИП. Внешний вид капсулы одного из образцов после ГИП представлен на рисунке 2.8.

3. Следующим этапом заготовки подвергали термической обработке по стандартному для дисков из сплава ЭП741НП режиму.

4. В заготовках вентилируемых образцов дополнительно выполнялось сквозное осевое отверстие диаметром 2 мм методом электроискрового прожига. На рисунке 2.9 показано сечение вентилируемого образца, разрезанного вдоль оси в области нахождения дефекта и осевого отверстия.

Заметны изменения в структуре материала вблизи отверстия, соразмерные закладываемому дефекту.



Рисунок 2.8 – Внешний вид капсулы после ГИП

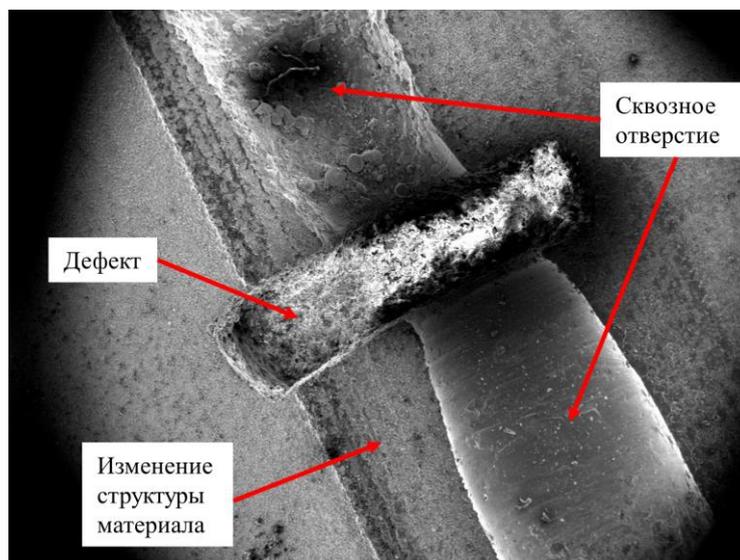


Рисунок 2.9 – Разрез вентилируемого образца в месте расположения дефекта и сквозного отверстия

5. Дальнейшая механическая обработка заготовок выполнялась на ЛМЗ.

Место расположения дефекта в заготовках контролировалось методом рентгеноскопии (рисунок 2.10).

Контроль механических свойств выполнялся на партии стандартных образцов-свидетелей, изготавливаемых совместно со специальными образцами. Испытания стандартных образцов на растяжение и длительную прочность показали соответствие характеристик сплава техническим условиям.

Изображение изготовленного образца диаметром рабочей части 12 мм представлено на рисунке 2.11.

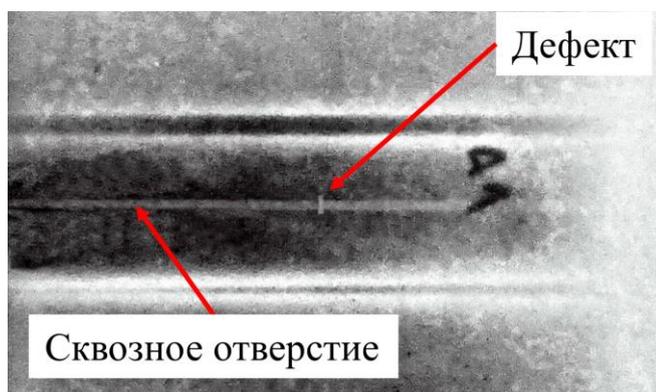


Рисунок 2.10 – Рентгеноскопия вентилируемого образца



Рисунок 2.11 – Образец с $D_{\text{раб}} = 12$ мм

2.5 Заключение по главе

1. Предложена концепция образцов для определения СРТУ в вакууме для гранульных сплавов без использования вакуумной камеры.

2. Определены условия испытания и геометрические параметры образцов специальной конструкции с внедренным дефектом, обеспечивающие продолжительный рост трещины в области упругих номинальных напряжений в сечении с трещиной, позволяющие получать характеристики трещиностойкости в вакууме и воздушной среде.

3. Изготовлены вентилируемые и невентилируемые образцы из никелевого гранульного сплава ЭП741НП. Вентилируемые образцы предназначены для определения характеристик СРТУ на воздухе, а невентилируемые – в вакууме.

Глава 3 ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ

3.1 Результаты испытаний

Циклические испытания изготовленных образцов проводились в испытательной лаборатории в ФАУ «ЦИАМ им П.И. Баранова» на установках Amsler 300 и LFV-100НН. Параметры циклических испытаний соответствовали мягкому циклу нагружения при постоянной максимальной нагрузке цикла, частоте нагружения от 0,5 до 90 Гц, температуре испытаний 400 °С и коэффициенте асимметрии 0,1.

Данные о количестве циклов до разрушения вентилируемых и невентилируемых образцов представлены в таблице 3.1. По результатам первого испытания (образец №2) проводилась доработка геометрии рабочей части остальных образцов и корректировалась максимальная нагрузка в цикле нагружения для обеспечения уровня номинальных напряжений в рабочем сечении с трещиной, не превышающего предела пропорциональности материала при температуре испытаний. Образцы №1 и 4 разрушились в резьбовой части и в дальнейшей обработке не участвовали.

Таблица 3.1 – Результаты циклических испытаний

Тип образца	Вентилируемые			Невентилируемые		
Номер образца	2	6	8	3	5	7
$D_{раб}$, мм	4.5	3	3	3	3	3
P_{max} , Н	90 000	50 000	50 000	50 000	50 000	50 000
$\sigma_{ном}$ в момент начала испытаний, МПа	354	442	442	442	442	442
Место разрушения	Отверстие	Отверстие	Дефект	Дефект	Дефект	Дефект
Частота нагружения, Гц	0.5	88	89	92	92	92
Число циклов до разрушения	136 550	284 861	139 495	2 228 935	2 900 504	2 923 515
Среднее число циклов до разрушения	-	212 178		2 684 318		

Разрушение вентилируемых образцов №2 и 6 произошло в рабочей части не по месту расположения дефекта. Разрушение данных образцов не от керамического дефекта обусловлено образованием концентратора напряжений на поверхности сквозного отверстия, изготавливаемого методом электроискрового прожига. В остальных случаях разрушение происходило от трещины, развившейся от внедренного дефекта.

Вентилируемые образцы №6, 8 и невентилируемые образцы №3, 5, 7 имеют одинаковый диаметр рабочей части. Среднее количество циклов до разрушения для невентилируемых образцов (№3, 5, 7) в 12,7 раз больше, чем для вентилируемых (№6, 8), что указывает на значительно более медленное развитие трещины в вакууме. В данном сравнении не учитывался образец №2, так как его диаметр больше, а номинальные напряжения в сечении с трещиной меньше, чем для остальных образцов.

Следует отметить, что в образце №6 зарождение трещины произошло от сквозного отверстия, имеющего существенно меньший диаметр по сравнению с диаметром закладываемого дефекта. Но несмотря на это, число циклов до разрушения образца №6 в 9,4 раза меньше, чем среднее число циклов до разрушения невентилируемых образцов, началом разрушения в которых во всех случаях послужил заложенный в рабочей части дефект, что так же косвенно свидетельствует о существенно большей СРТУ на воздухе, чем в вакууме.

Образец №2 разрушился в два раза быстрее образца №6, хотя номинальные напряжения в сечении с трещиной в образце №2 были ниже, а диаметр $D_{\text{раб}}$ был больше в 1,5 раза. Возможной причиной более быстрого разрушения образца №2 может являться меньшая величина инкубационного периода развития трещины.

По результатам первого испытания образца №2 для последующих образцов выполнялось определение изгиба. Возникновение изгиба обусловлено отсутствием системы компенсации перекоса в испытательной

машине. Данную систему пришлось снять при установке крупногабаритных образцов. Поэтому при дальнейших испытаниях на каждом образце была определена величина изгиба непосредственно перед началом испытаний. Измерение изгиба выполнялось с помощью восьми тензодатчиков, расположенных в двух сечениях по оси рабочей части образца выше и ниже дефекта с шагом 90° по окружности. Для образцов №3, 6, 8 разница в напряжениях между противоположно расположенными тензодатчиками достигает 20%, тогда как для образцов №5 и 7 максимальная разница составляет 4%.

3.2 Фрактографическое исследование

Фрактографический анализ проводился с целью определения формы трещины и поиска блоков усталостных бороздок. Ширина шага усталостных бороздок d соответствует величине приращения длины трещины за один цикл нагружения Δl , т.е. скорости роста трещины dl/dN [45, 57, 89].

Наличие усталостных бороздок соответствует периоду устойчивого роста трещины (рисунок 1.1). В ряде исследований [57, 89, 77], выполненных для алюминиевых сплавов и сталей, отмечено соответствие размера ширины шага усталостных бороздок скорости dl/dN начиная от 10^{-4} мм и выше.

Фрактографический анализ проводился на растровом электронном микроскопе JEOL JSM-IT300LV. Работы по выявлению участков блоков усталостных бороздок выполнялись совместно с сотрудником ОКБ им. А.Люльки М.А. Артамоновым.

Поверхности изломов образцов с нанесенными на них местами замера ширины шага усталостных бороздок приведены на рисунках 3.1 и 3.2. На изображениях отмечены номерами: 1 – граница перехода участка устойчивого роста трещины к III неустойчивому участку (далее граница устойчивого роста, ГУР); 2 – внедренный дефект; 3 – сквозное осевое отверстие в вентилируемых образцах; 4 – расслаивание материала. Необходимо отметить, что на

изображениях приведены только измеренные блоки усталостных бороздок, но также они наблюдаются в других аналогичных местах изломов образцов.

Формирование усталостных бороздок в вентилируемых образцах (рисунок 3.1) наблюдается практически по всей площади трещины, кроме участка вблизи дефекта. Это свидетельствует о том, что трещина развивалась преимущественно по механизму устойчивого роста (см. рисунок 1.1, участок II). Для невентилируемых образцов (рисунок 3.2) формирование усталостных бороздок наблюдается только вблизи границы перехода усталостной трещины к неустойчивому росту (к участку III на рисунке 1.1), что свидетельствует о том, что рост трещины происходил преимущественно при низкой СРТУ, соответствующей механизму начального неустойчивого роста трещины (см. рисунок 1.1, участок I).

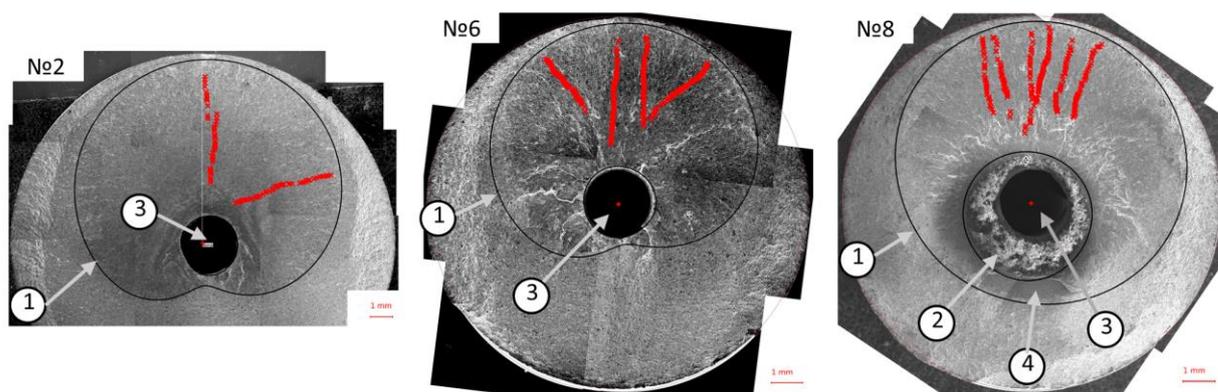


Рисунок 3.1 – Поверхности излома вентилируемых образцов

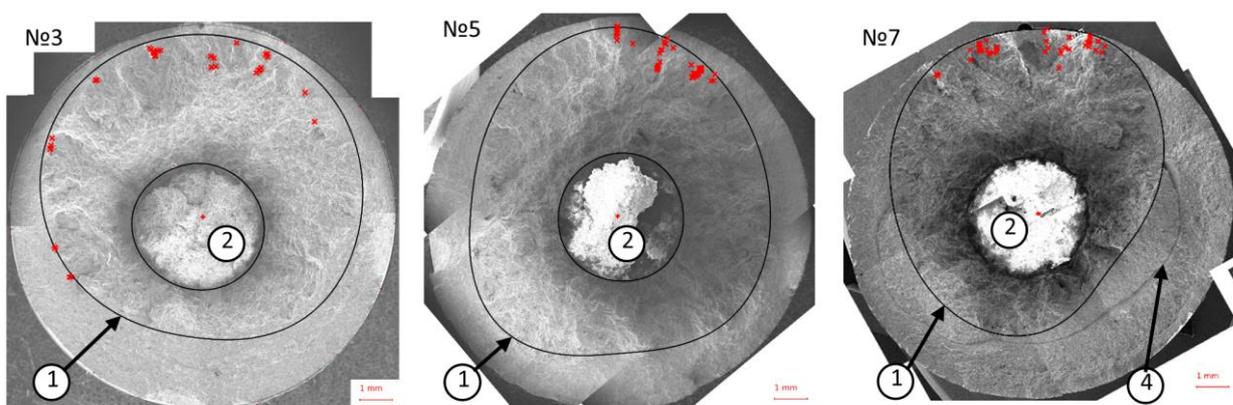


Рисунок 3.2 – Поверхности излома невентилируемых образцов

Несимметричность фронта трещины относительно центра поперечного сечения образца связана с очаговым характером зарождения трещины и наличием изгиба образцов при проведении испытаний. Трещина в образце №5 имеет наиболее близкую к симметрии форму по сравнению с остальными образцами, при этом замеренный изгиб в образце 5 составляет не более 4%. В образце №7, имеющем такой же уровень изгиба, наблюдается расслаивание, влияющее на форму трещины. В образце №8 так же отмечено расслаивание материала, влияющее на форму фронта трещины.

На рисунке 3.3 приведен пример изображения усталостных бороздок в вентилируемом образце №8. На рисунке 3.4 приведен пример изображения усталостных бороздок в невентилируемом образце №3.

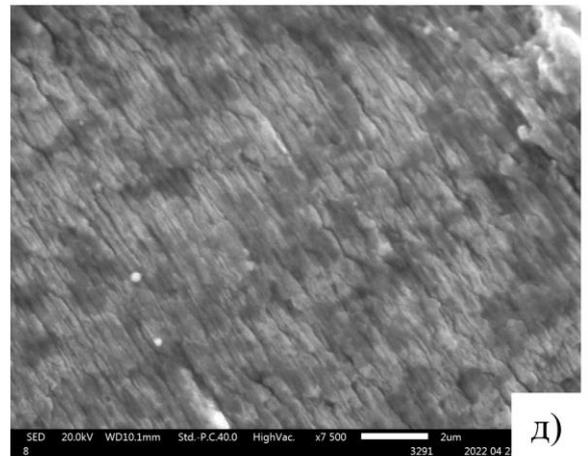
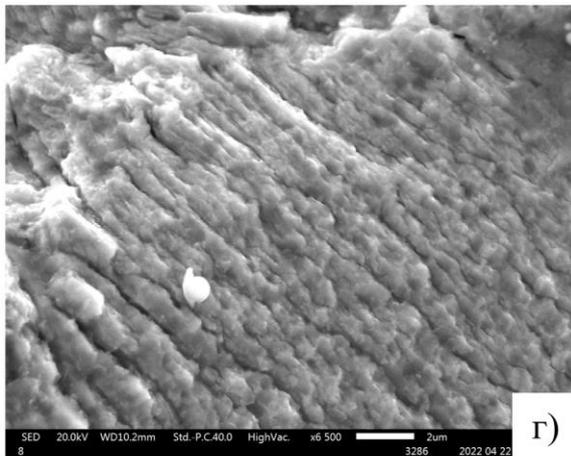
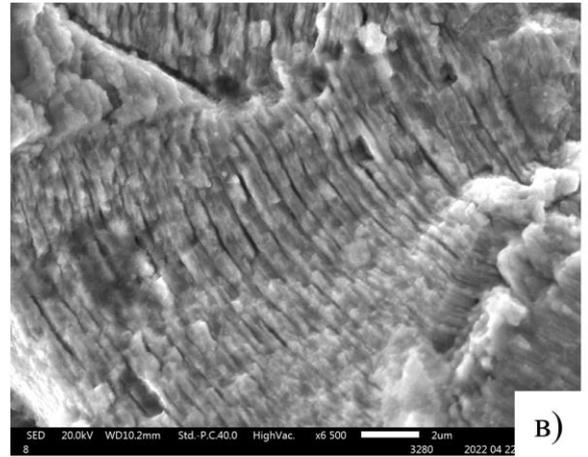
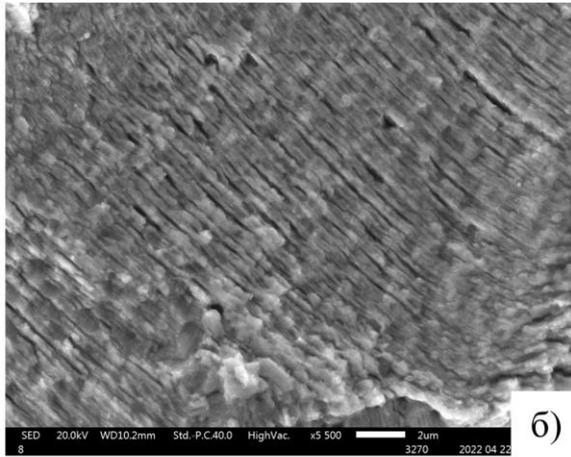
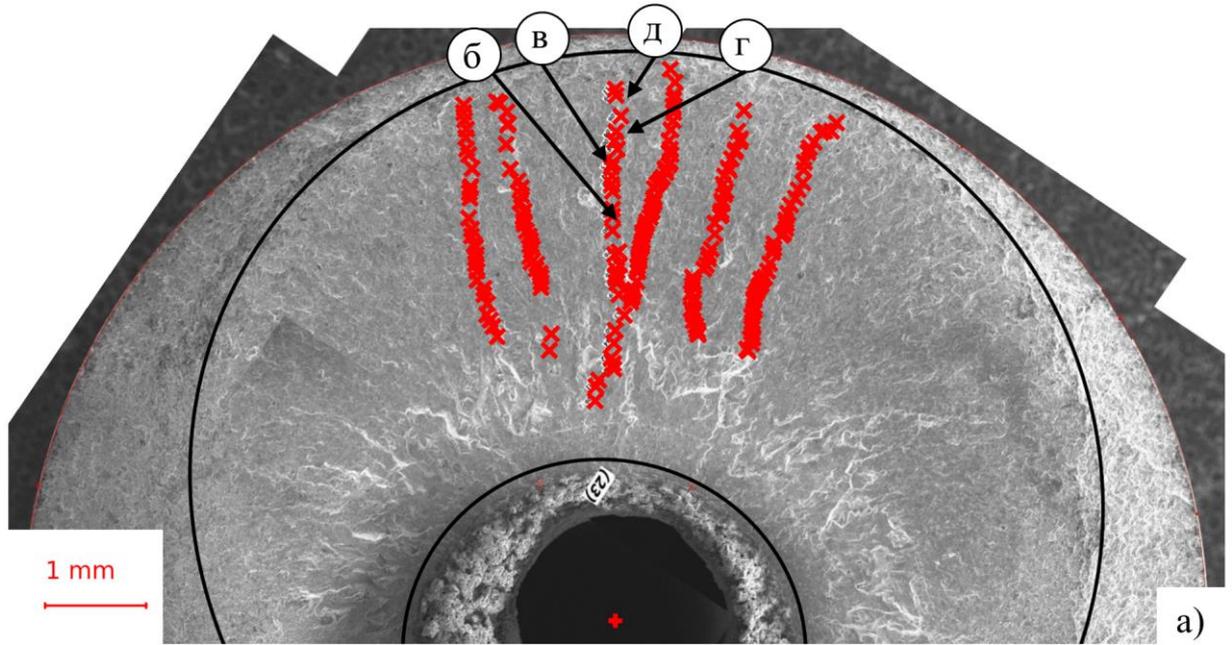


Рисунок 3.3 – Пример блоков усталостных бороздок в вентилируемом образце №8: а – поверхность излома; б, в, г, д – блоки усталостных бороздок

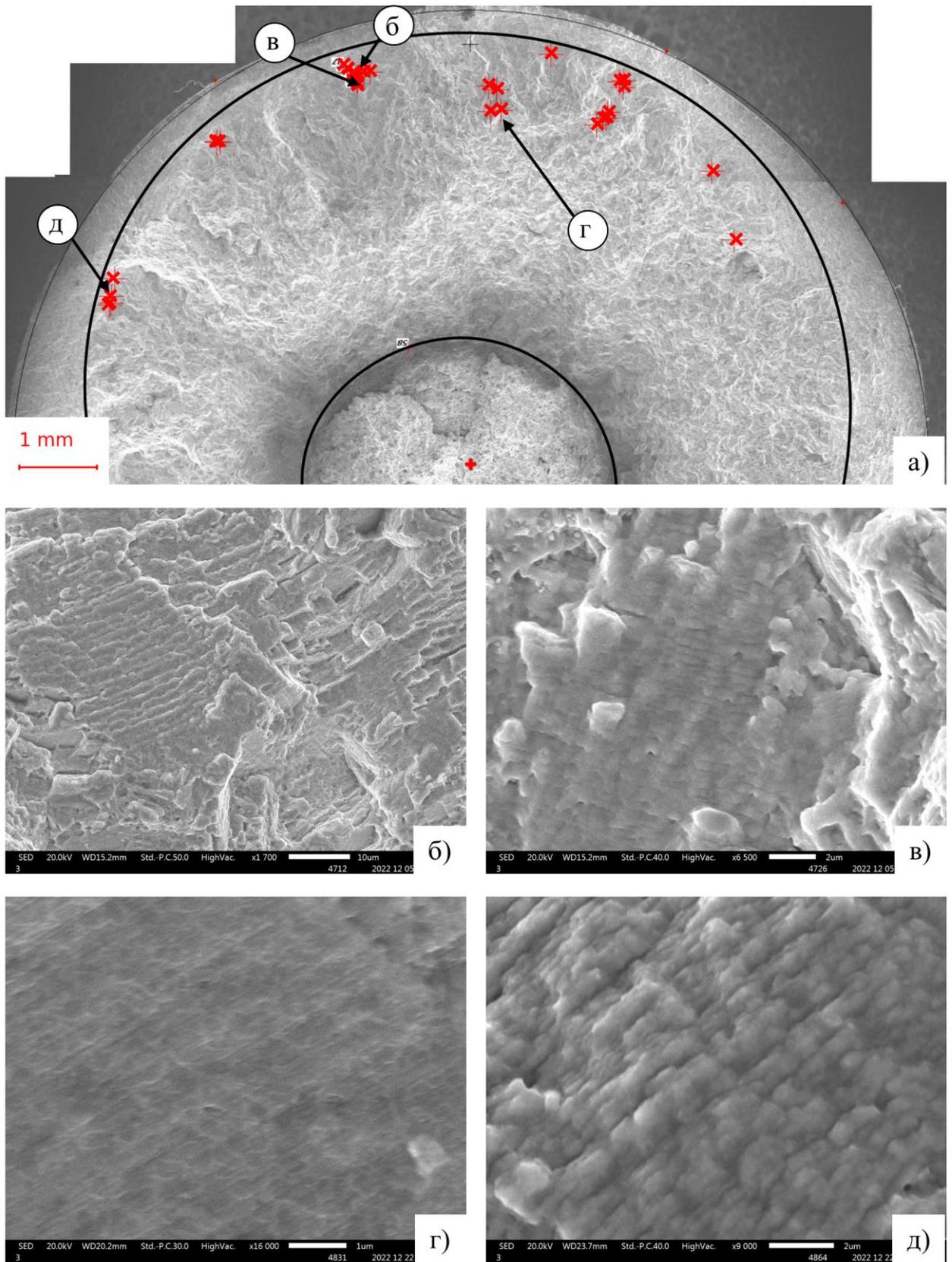


Рисунок 3.4 – Пример блоков усталостных бороздок в невентилируемом образце №3: а – поверхность излома; б, в, г, д – блоки усталостных бороздок

3.3 Методика автоматизированного определения ширины шага усталостных бороздок

В фрактографических исследованиях существенный объем работ составляет процесс измерения ширины шага усталостных бороздок. В настоящее время данный этап работ в основном выполняется без применения специализированных инструментов, вручную фрактографом. При ручном измерении специалист проводит измерение по отобранным изображениям усталостных бороздок, полученных в электронном микроскопе. Измерение ширины шага усталостных бороздок, имеющих относительно большие размеры, составляющие порядка 10^{-3} мм, не представляет особой сложности. В случае меньших размеров формирования усталостных бороздок данный процесс усложняется и требует высокой квалификации оператора. Так же измерение ширины шага осложняют условия развития усталостной трещины, такие как окисление поверхности излома, особенно проявляющееся при высоких температурах. Данный процесс существенно влияет на возможность корректно определить шаг усталостной бороздки.

Для исключения субъективного фактора работы специалиста, повышения достоверности и точности измерений возникает потребность в методике автоматического измерения ширины шага усталостных бороздок.

В работе [3] предложена методика автоматического определения ширины шага усталостных бороздок трещины, основанная на использовании Фурье-преобразования и статистического анализа определения локальных максимумов, соответствующих исходной периодичности бороздок. Данная методика не всегда позволяет корректно определить ширину шага в сложных случаях изображения поверхности излома. Для расширения инструментария работы фрактографа и повышения надежности определения размеров усталостных бороздок предложена методика [24], основанная на вейвлет-преобразовании [19, 50].

Вейвлет-преобразование позволяет анализировать различные частотные компоненты данных. В отличие от Фурье-преобразования вейвлет позволяет локализовать частотные характеристики во времени. [19].

Для применения вейвлет-преобразования при определении ширины шага усталостных бороздок необходимо получить график изменения яркости изображения вдоль линии, лежащей перпендикулярно усталостным бороздкам (рисунок 3.5). Яркость может быть выражена в относительных величинах от нуля до единицы, где ноль и единица – черный и белый цвета соответственно. Для повышения точности может быть получен ряд графиков сигналов, снятых с направлений, расположенных рядом параллельно друг другу.

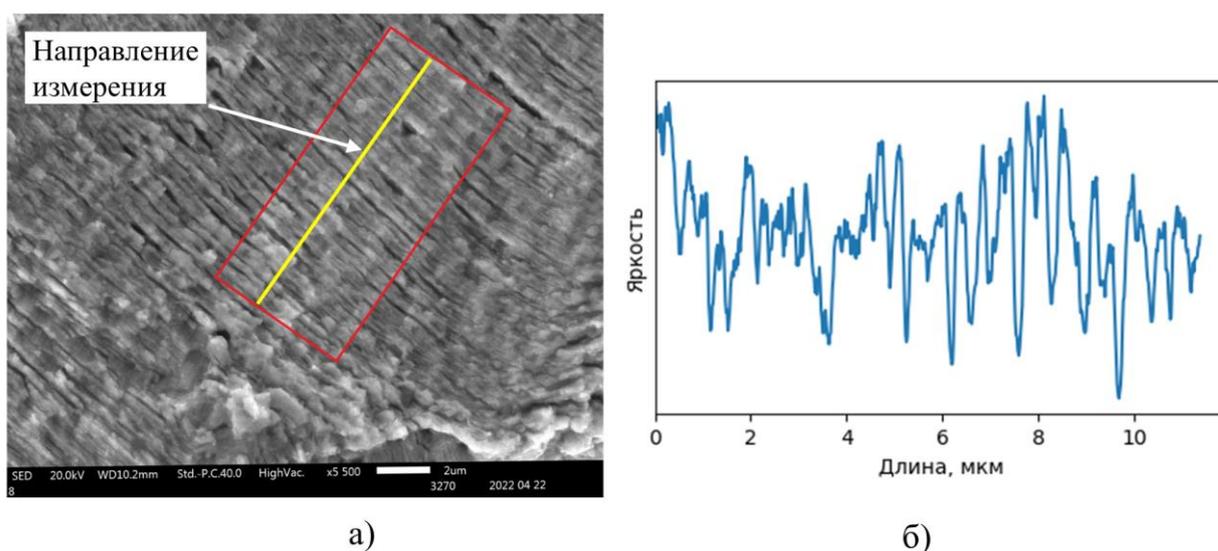


Рисунок 3.5 – Поверхность излома с усталостными бороздками и направлением получения сигнала яркости изображения (а) и график изменения сигнала яркости изображения вдоль направления измерения (б)

Следующим шагом для получения спектра мощности сигнала полученные графики обрабатываются вейвлет-преобразованием (рисунок 3.6а). Полученный спектр показывает распределение периода сигнала (соответствующего ширине усталостной бороздки) по направлению измерения сигнала (рисунок 3.5). Для возможности анализа данного спектра применено усреднение по длине. Полученная в результате данного усреднения

зависимость периода от уровня сигнала представлена на рисунке 3.6 б. В практическом использовании по полученному спектру невозможно определить период, соответствующий ширине шага усталостной бороздки. Поэтому следующим этапом предложена дополнительная обработка полученного спектра.

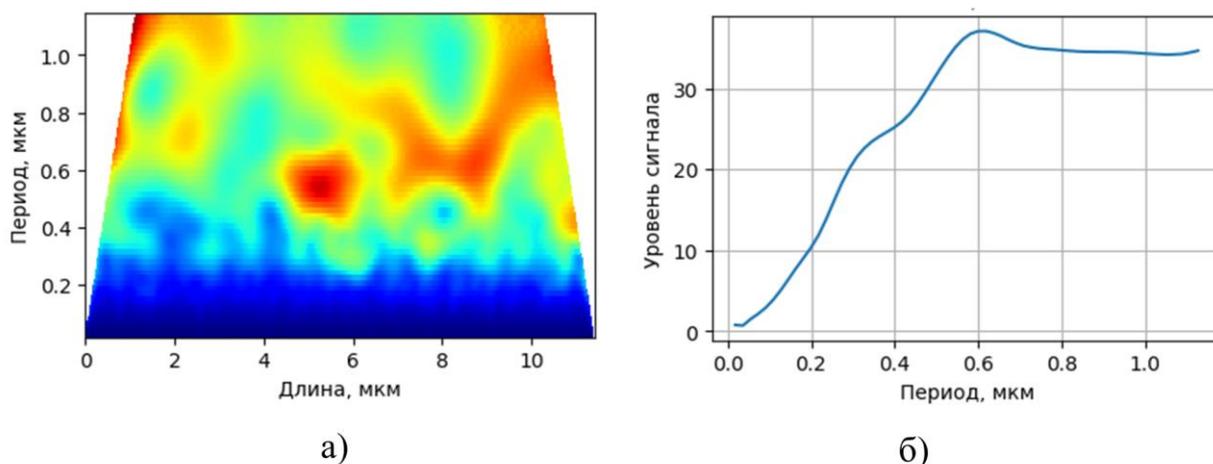


Рисунок 3.6 – Вейвлет-преобразование сигнала яркости (а) и его усреднение по оси длины (б)

Полученные спектры мощности сигнала преобразуются в кумулятивный спектр по оси периода (рисунок 3.7а). Для возможности анализа данного спектра так же применено усреднение по длине. Полученная в результате данного усреднения зависимость периода сигнала от уровня сигнала кумулятивного спектра представлена на рисунке 3.7б. Далее проводится дифференцирование кумулятивного спектра по оси периода для получения спектра распределения локальных максимумом $F(d)$, где d – период (рисунок 3.8а). Для практического применения данный спектр усредняется по длине для получения одномерной функции (рисунок 3.8б). В данном примере максимум сигнала приходится на период 0,25 мкм, являющимся шириной шага усталостной бороздки.

В качестве вейвлет-функции использовался комплексный вейвлет Морле [50] с центральной частотой 1 Гц и пропускной способностью 1.5 Гц

(рисунок 3.9). Данный вейвлет показал наилучшую применимость для данного типа задачи.

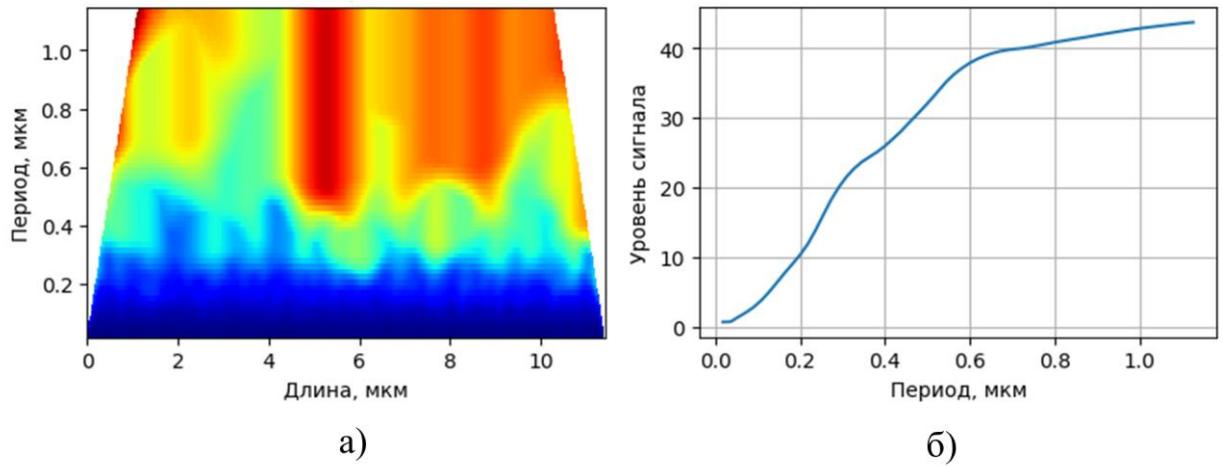


Рисунок 3.7 – Кумулятивный спектр (а) и его усреднение по оси длины (б)

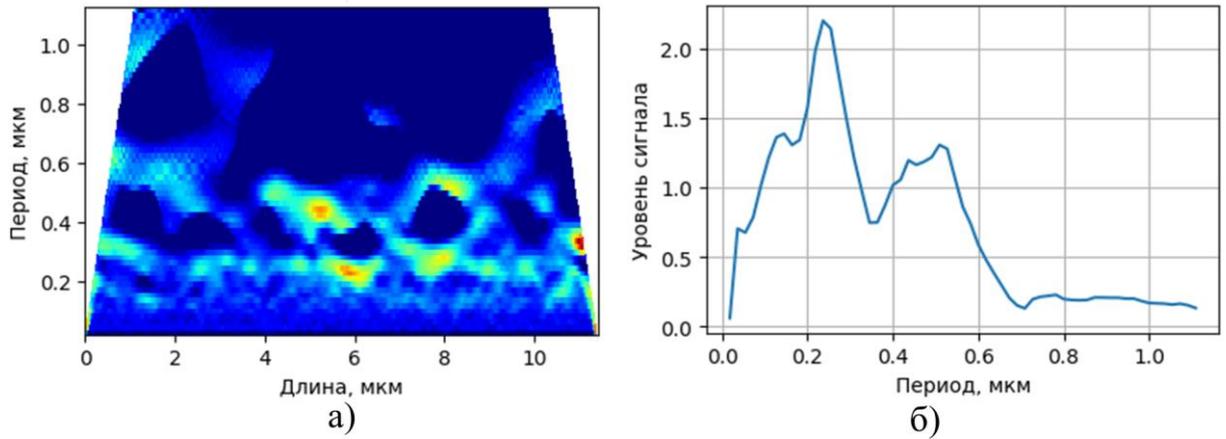


Рисунок 3.8 – Спектр производной (а) и его осреднение (б)

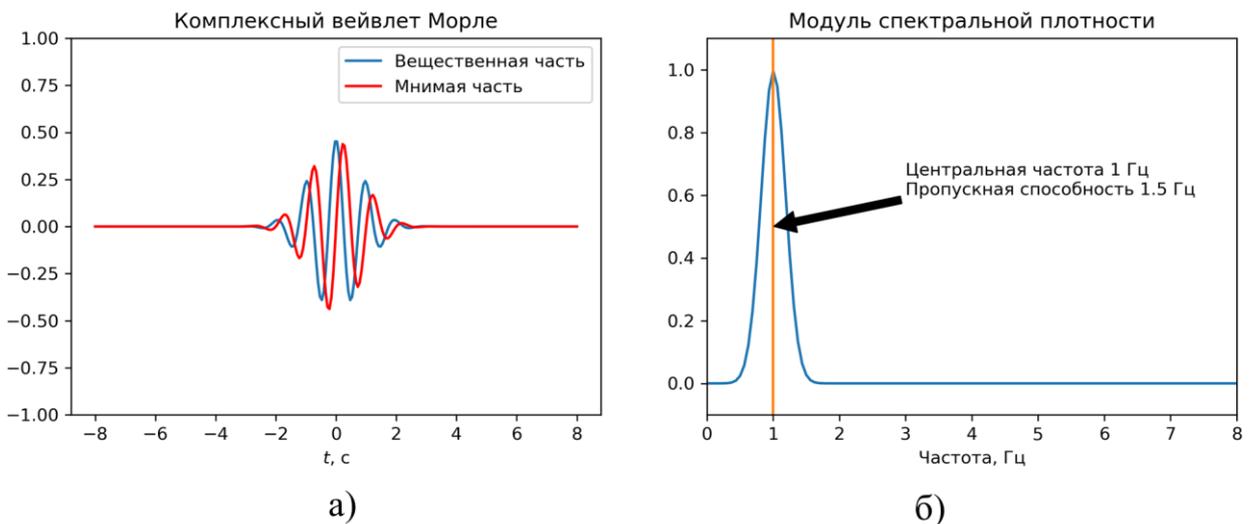


Рисунок 3.9 – Комплексный вейвлет Морле (а) и его модуль спектральной плотности (б)

На основе предложенной методики разработана программа на языке программирования Python – «Cumulet» [40], имеющая оконный интерфейс и позволяющая проводить весь комплекс работ с полученным изображением излома (рисунок 3.10). Для вейвлет-преобразования использована программная библиотека PyWavelets [86].

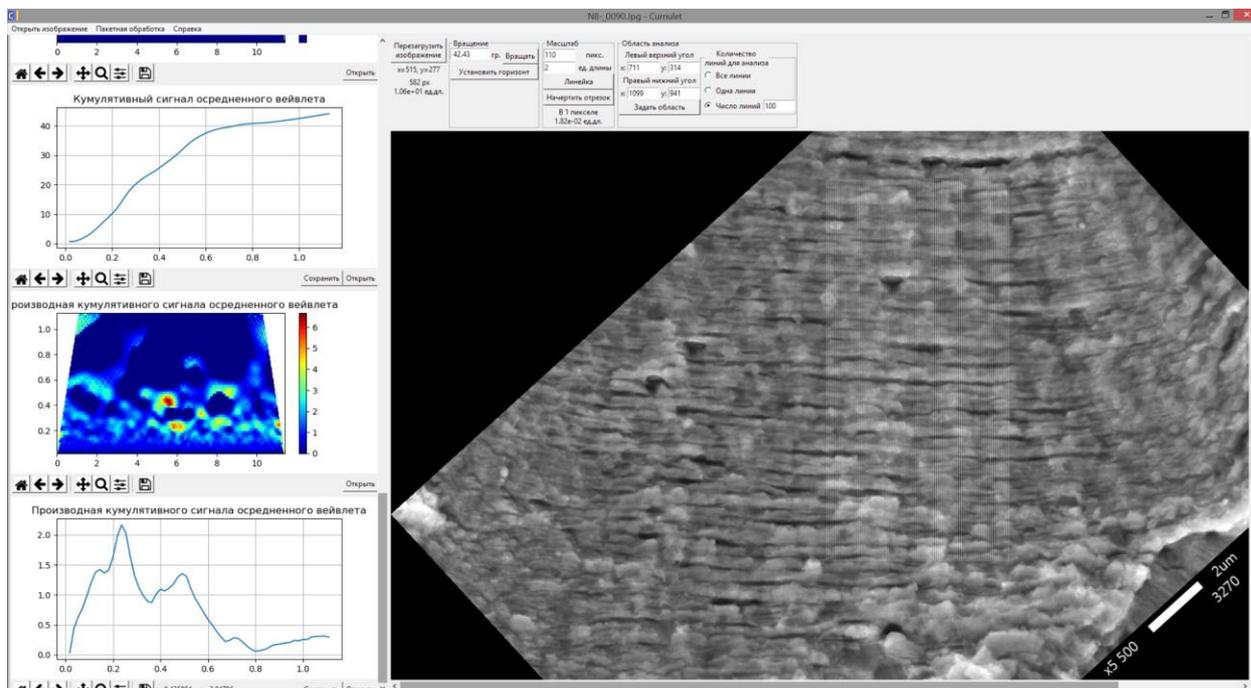


Рисунок 3.10 – Интерфейс программы определения функции распределения локальных максимумов

Сравнение измерения по предложенной методике и измерения, произведенного ручным способом, показывает сходимость в результатах измерений на уровне погрешности. Так же применение данной методики увеличивает скорость обработки изображений изломов и снижает влияние на результат человеческого фактора. Важно отметить, что программа «Cumulet» измеряет любые периодические структуры, такие как мини-бороздки, формируемые внутри основных бороздок, квази-бороздчатый рельеф, пластинчатые структуры титановых сплавов, а не только усталостные бороздки. Однако выбор верных исходных данных для анализа, таких как вид структуры излома, целиком лежит в компетенции специалиста.

С использованием данной методики были определены размеры шага усталостных бороздок, полученные в фрактографическом анализе (рисунки 3.1 и 3.2).

3.4 Определение формы фронта трещины

Одним из подходов по определению формы трещины в процессе ее роста является моделирование развития трещины от начального дефекта. При использовании данного подхода необходимы заранее определенные характеристики СРТУ. При данном подходе методами механики разрушения определяются КИН в опорных точках фронта. Далее, с использованием характеристик СРТУ определяется приращение трещины в каждой из точек фронта за определенное число циклов. Далее через определенные приращения моделируется новый фронт трещины и расчет повторяется [39]. Данный подход чувствителен к характеристикам трещиностойкости и достоверности определения НДС в окрестности трещины. Поэтому в данной работе применен подход, основанный на фрактографическом определении геометрии фронта трещины.

По результатам фрактографического анализа была определена геометрия трещины в момент перехода устойчивого участка роста к III неустойчивому (рисунки 3.1 и 3.2). Также известна геометрия внедренного дефекта и сквозного отверстия. Определение промежуточных фронтов трещины в процессе ее роста от начального дефекта и до ГУР выполнялось по двум подходам.

Подход I основывался на предположении, что в процессе роста фронт трещины линейно трансформируется от геометрии начального дефекта до геометрии ГУР трещины.

Геометрия фронта трещины описывается массивом n опорных точек, состоящих из радиусов и углов поворота в цилиндрической системе координат относительно центра излома образца

$$\vec{r}_i = \begin{bmatrix} r_{i0} \\ r_{i1} \\ \vdots \\ r_{in} \end{bmatrix}; \quad \vec{\varphi}_i = \begin{bmatrix} \varphi_{i0} \\ \varphi_{i1} \\ \vdots \\ \varphi_{in} \end{bmatrix}; \quad (3.1)$$

где \vec{r}_i и $\vec{\varphi}_i$ – векторы столбцы радиусов и углов поворота i -го фронта. Достаточное число опорных точек для описания замкнутого выпуклого фронта трещины $n = 8$. Соединения между опорными точками выполняется сплайном третьего порядка.

Зная форму исходного дефекта $\vec{r}_{\text{деф}}$ и $\vec{r}_{\text{ГУР}}$ при $\vec{\varphi}_{\text{деф}} = \vec{\varphi}_{\text{ГУР}}$ для заранее определенного радиуса точки r_{i0} i -го промежуточного фронта можно определить радиусы r_{ij} остальных j -ых точек промежуточного фронта по формуле

$$r_{ij} = \frac{r_{i0} - r_{\text{деф}0}}{r_{\text{ГУР}0} - r_{\text{деф}0}} (r_{\text{ГУР}j} - r_{\text{деф}j}) + r_{\text{деф}j} \quad (3.2)$$

На рисунке 3.11 приведен пример построения промежуточных фронтов трещины в образце 8 по подходу I.

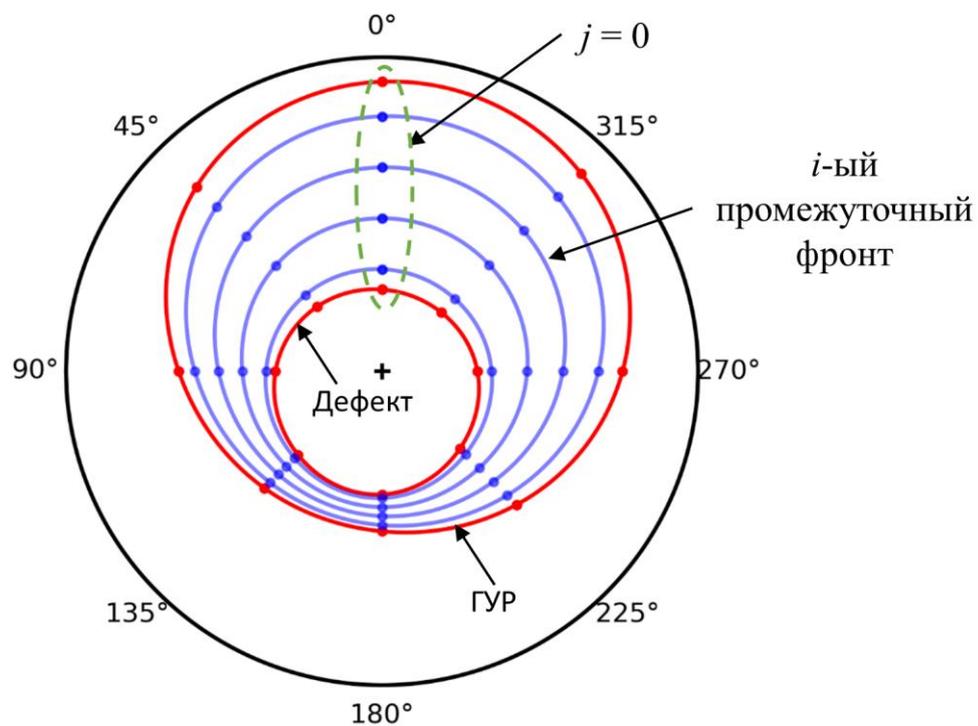


Рисунок 3.11 – Пример построения промежуточных фронтов в образце 8 по подходу I

Недостатком первого подхода является то, что в реальности фронт трещины может отличаться от модели. В подходе II представлен способ решения данной проблемы. Как видно из рисунка 3.1 в вентилируемых образцах определение величины шага усталостных бороздок выполнено вдоль линий, расходящихся лучами от центра к периферии излома образца. Для каждой линии (набора блоков усталостных бороздок, рисунок 3.12а) выполняется построение зависимости числа циклов роста трещины от радиуса по формулам

$$N(r_{cp\ i}) = \sum_{i=0}^{i-1} \frac{2(r_i - r_{i+1})}{d_i + d_{i+1}}; \quad (3.3)$$

$$r_{cp\ i} = \frac{r_i + r_{i+1}}{2}; \quad (3.4)$$

где N – число циклов роста трещины на радиусе $r_{cp\ i}$; i – индекс в массиве набора измеренных блоков усталостных бороздок, отсортированных по радиусу от периферии излома образца; d – измеренная ширина шага блока усталостных бороздок.

Далее для всех наборов блоков усталостных бороздок определяется наибольший общий промежуточный фронт трещины, близкий к ГУР. От данного фронта для каждого набора усталостных бороздок производится построение зависимости $N(r_{cp\ i})$ (рисунок 3.12в). По оси абсциссы на графике число циклов роста выражено отрицательной величиной потому что расчет выполнялся от наибольшего размера трещины к наименьшему. Далее каждое фиксированное значение числа циклов роста трещины для каждого набора усталостных бороздок определяются координаты (радиус и угол поворота), используемы для построения фронта трещины в исследуемой области (рисунок 3.12б).

Участки фронта трещины, лежащие за пределами набора блоков усталостных бороздок, определяются по подходу I.

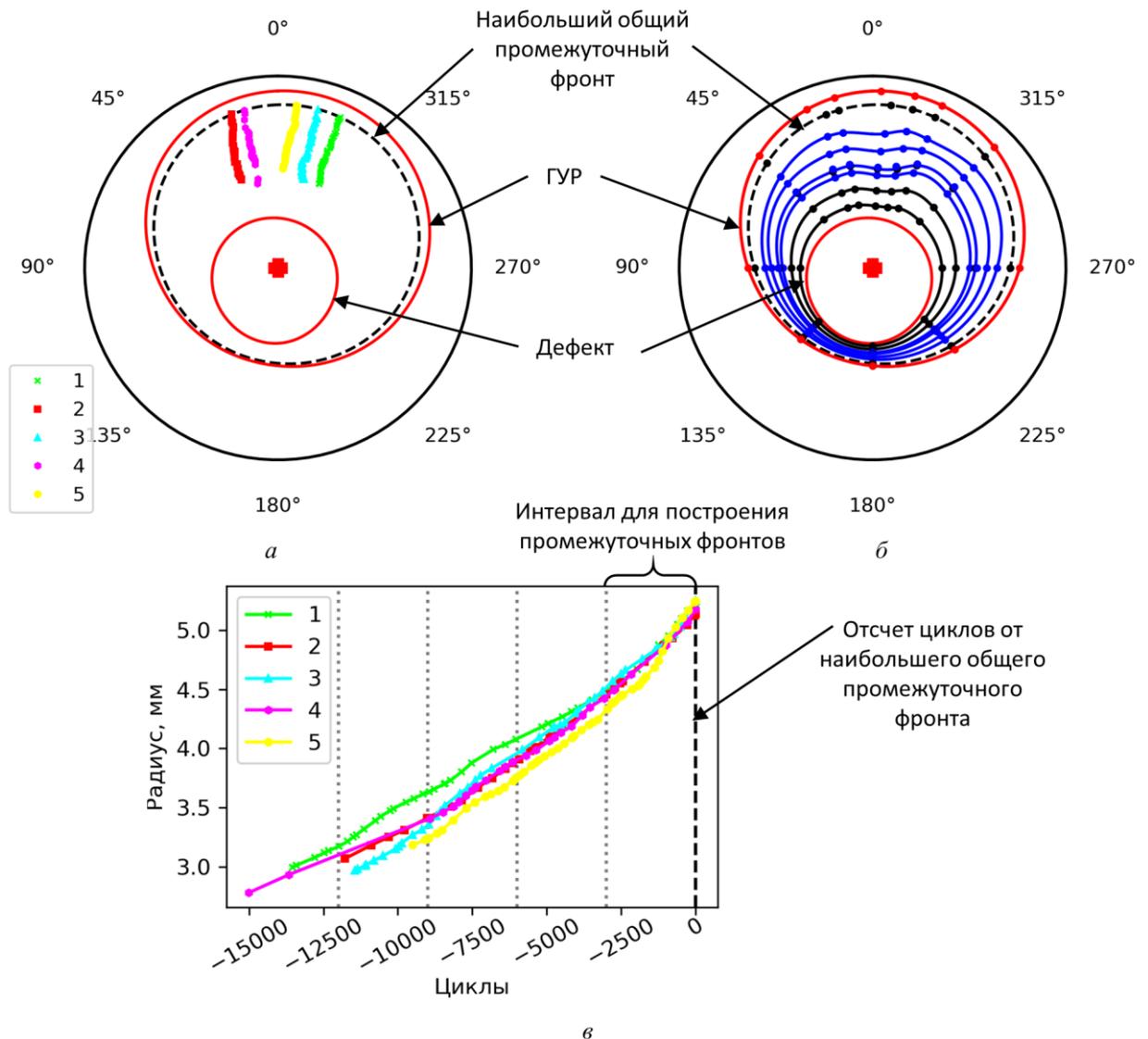


Рисунок 3.12 – Пример построения промежуточных фронтов в образце 8 по подходу II: а – разделение блоков усталостных бороздок по наборам; б – зависимость радиуса фронта от числа циклов роста трещины; в – построение промежуточных фронтов

Преимуществами подхода II по сравнению с подходом I является опора на фрактографический анализ и учет скоростей роста трещины при определении формы фронта трещины. При этом учет формы происходит непосредственно в местах измерения усталостных бороздок, не затрагивая остальные участки фронта трещины.

Недостатком подхода II является большой объем работы по поиску усталостных бороздок и измерению их шага в достаточном для анализа количестве. При этом достаточное для построения фронтов количество блоков

бороздок должно располагаться на одной линии от центра к периферии. Поэтому данный подход имеет ограничения и не применим к неветилируемым образцам, усталостные бороздки в которых наблюдаются только в узкой зоне вблизи ГУР трещины. Подход II применен при расчете КИН трещины в ветилируемых образцах №6 и 8.

3.5 Определение КИН трещины в образцах

Расчетная модель приведена на рисунке 3.13. Модель представляет собой половину рабочей части образца, рассеченной в плоскости распространения трещины. Симметрия задавалась в виде закрепления по оси Z . К торцу модели образца приложена сила по оси Z , равная нагрузке в процессе испытаний и приложено окружное закрепление вокруг оси образца [4, 53].

Для моделей образцов, в которых при проведении испытаний были определены величины изгиба, в один из вариантов расчета приложен момент, соответствующий величине изгиба. Плоскость действия момента соответствует преобладающему направлению развития трещины. Вариант расчета выполнен для оценки влияния изгиба на величину КИН.

Расчет выполнялся для каждого образца и для фронтов трещин, определенных в разделе 3.4. Расчет выполнялся в программном комплексе Ansys.

Под действием растягивающих сил в образце реализуется трещина первого типа, т.е. трещина отрыва. Т.к. вершина трещины не имеет выхода на поверхность образца, то НДС вблизи вершины трещины соответствует плоскому деформированному состоянию. При расчете КИН через J -интеграл в таком случае используется формула (1.4).

В программном комплексе Ansys реализованы функция определения J -интеграла (1.3), а также функция определения КИН через интеграл энергии

взаимодействия [61]. Данный интеграл позволяет получать КИН для плоской или трехмерной трещины смешанного типа вдоль фронта.

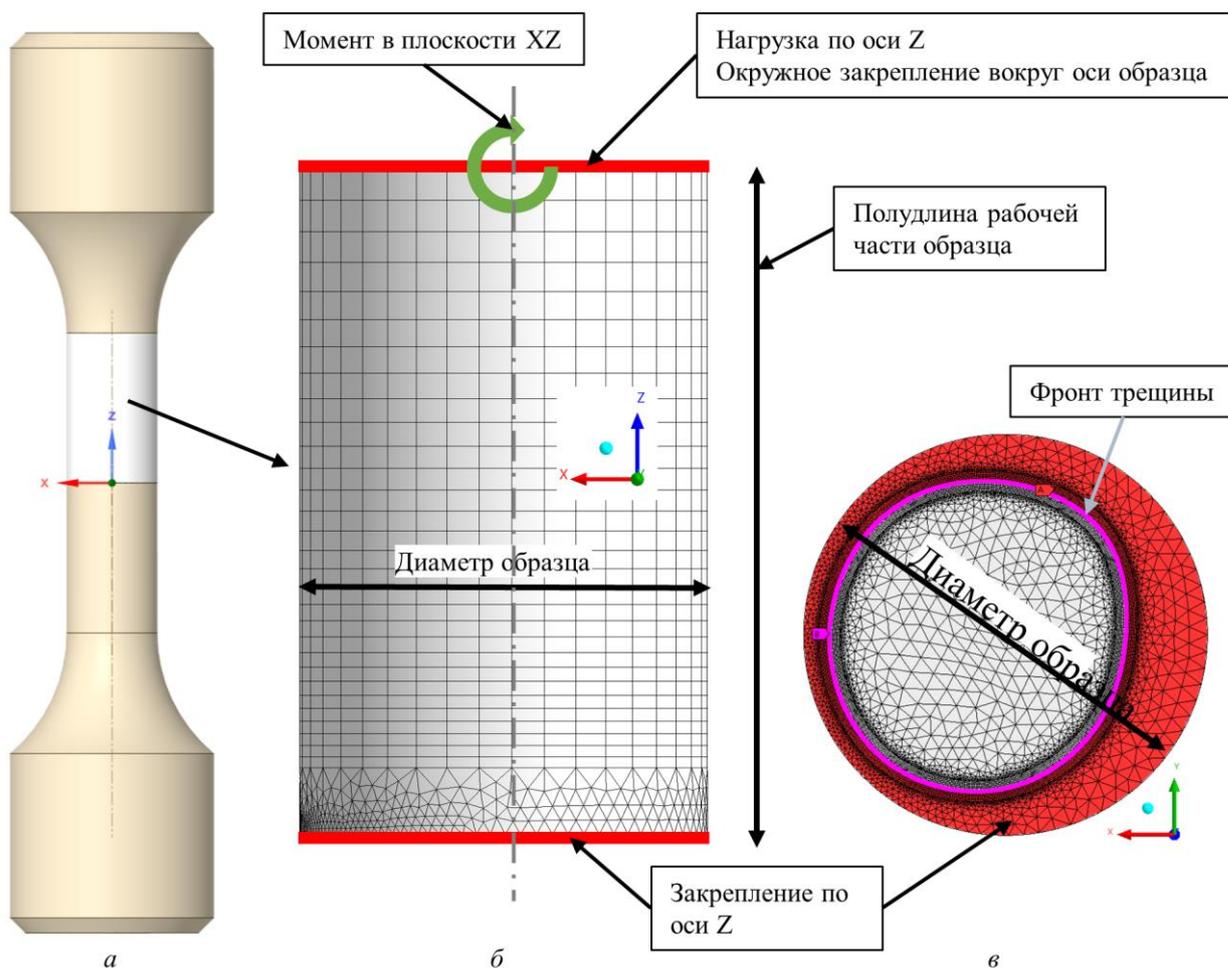


Рисунок 3.13 – Расчетная модель образца с трещиной: а – геометрическая модель образца; б – общий вид расчетной модели; в – вид модели со стороны плоскости трещины

Сравнение двух методов получения КИН, через J -интеграл и через интеграл энергии взаимодействия, для случая трещины отрыва показывает отсутствие расхождения в результатах расчета.

На рисунках 3.14 – 3.16 приведены геометрии фронтов трещины и распределение размахов КИН по фронту для образца №6 для разных вариантов. На рисунках 3.17 и 3.18 приведены геометрии фронтов трещины и распределение размахов КИН по фронту для образца 8 для разных вариантов.

Форма фронта трещины образца №6 по подходу II отличается вогнутостью в исследуемой области (в диапазоне угловой

координаты $-45^\circ \dots 45^\circ$) в отличие от подхода I. За счет этого в данной области увеличивается размах КИН (рисунок 3.15б). Аналогичная качественная картина наблюдается и для образца №8 (рисунок 3.17 и 3.18).

Расчет КИН с учетом изгиба 20% (рисунок 3.16) показал, что максимальное увеличение КИН по сравнению с расчетом без изгиба (рисунок 3.15) составляет 5%. Данная разница в расчетах сохраняется и для остальных образцов. В дальнейшем анализе изгиб не учитывался.

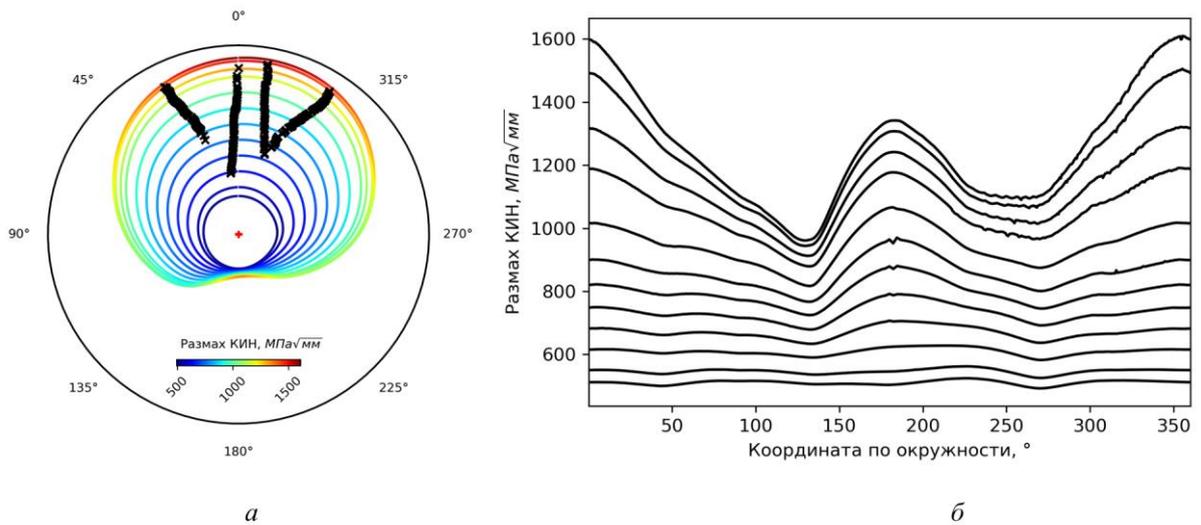


Рисунок 3.14 – Распределение КИН по фронту образца №6. Подход I. Без учета изгиба образца: а – изображения фронтов трещины в процессе роста; б – изменение значений размахов КИН по фронту трещины

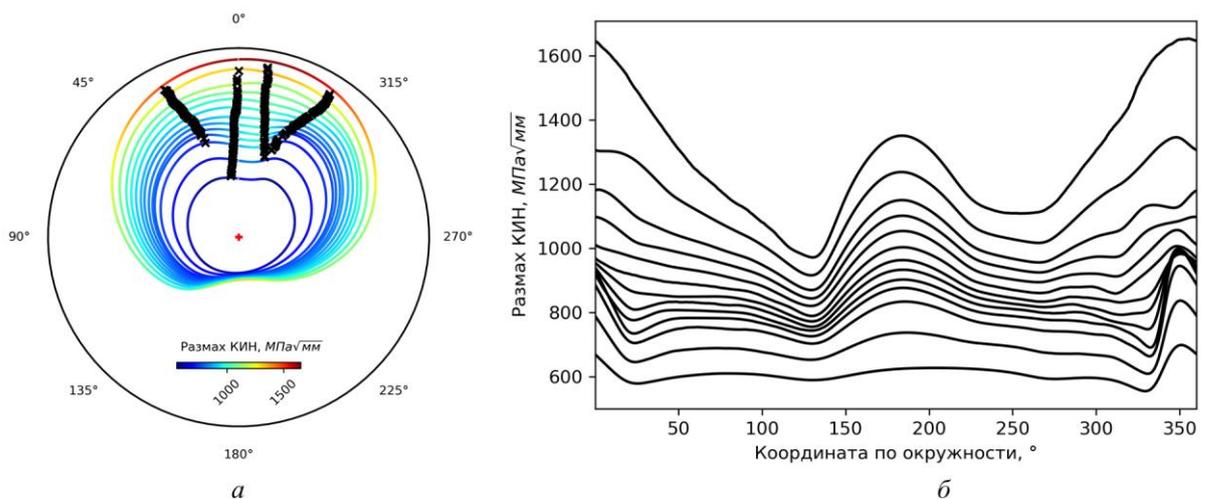
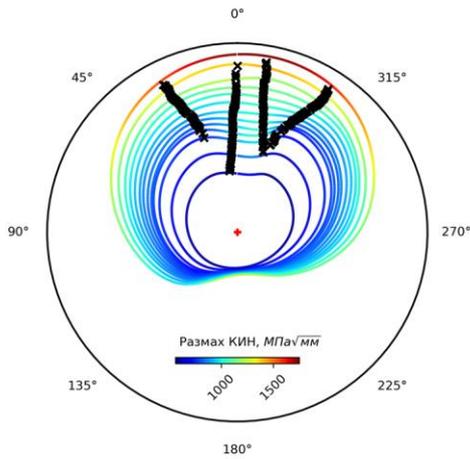
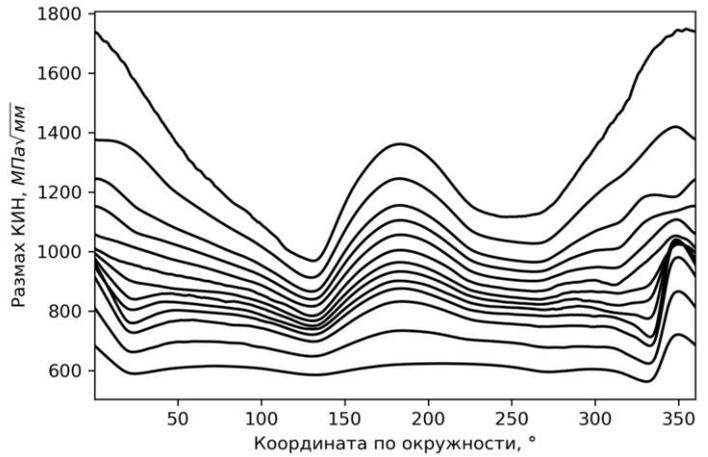


Рисунок 3.15 – Распределение КИН по фронту образца №6. Подход II. Без учета изгиба образца: а – изображения фронтов трещины в процессе роста; б – изменение значений размахов КИН по фронту трещины

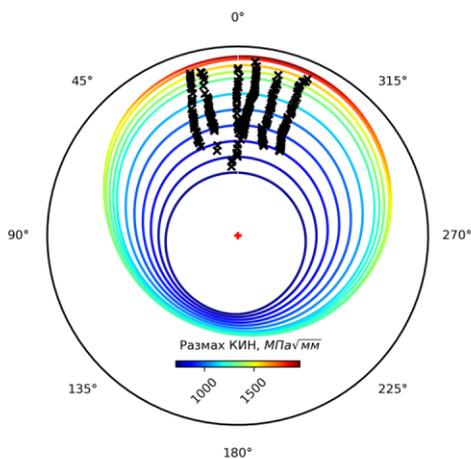


а

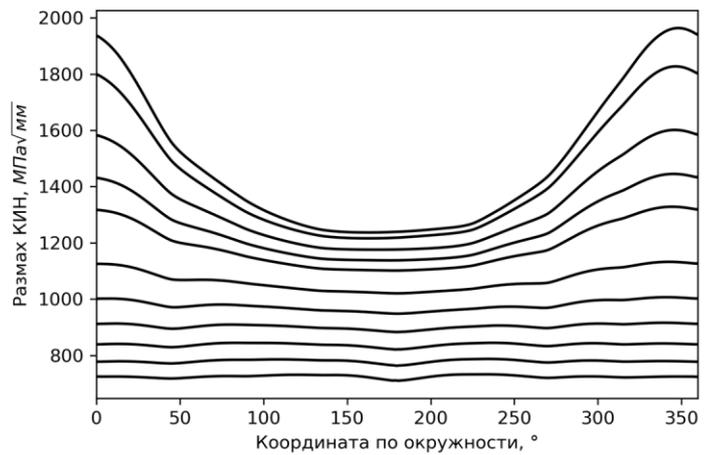


б

Рисунок 3.16 – Распределение КИН по фронту образца №6. Подход II. С учетом изгиба образца: а – изображения фронтов трещины в процессе роста; б – изменение значений размахов КИН по фронту трещины



а



б

Рисунок 3.17 – Распределение КИН по фронту образца №8. Подход I. Без учета изгиба образца: а – изображения фронтов трещины в процессе роста; б – изменение значений размахов КИН по фронту трещины

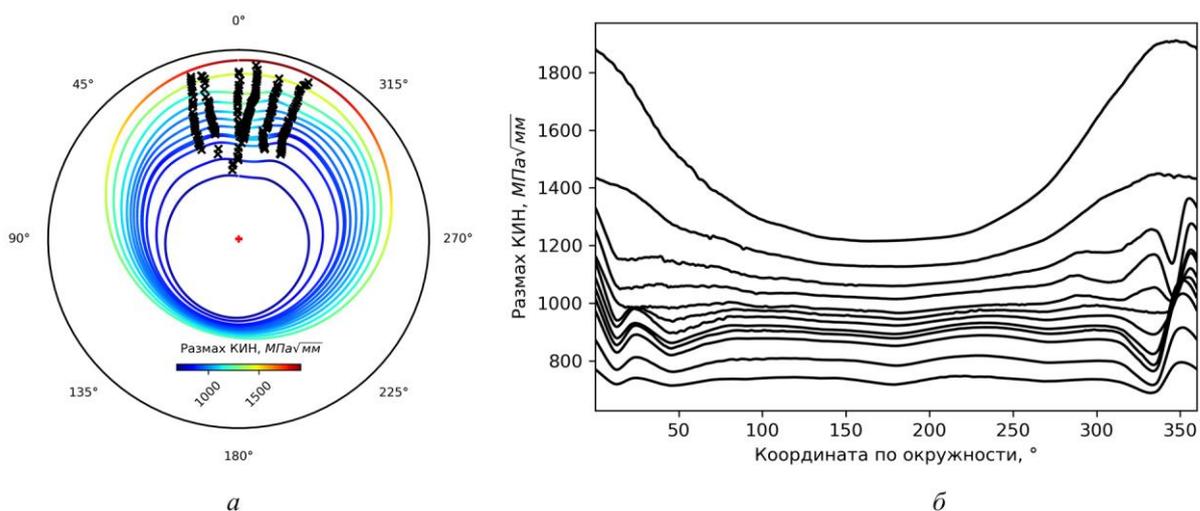


Рисунок 3.18 – Распределение КИН по фронту образца №8. Подход II. Без учета изгиба образца: а – изображения фронтов трещины в процессе роста; б – изменение значений размахов КИН по фронту трещины

Размах КИН для неветилируемых образцов №3, 5, 7 (рисунки 3.20 – 3.22) и для неветилируемого образца №2 (рисунок 3.19) получен только по первому подходу.

Расположение усталостных бороздок в неветилируемых образцах наблюдается только вблизи ГУР, при этом минимальное расстояние до поверхности образца для данных бороздок меньше 0,5 мм. В тонкой стенке между вершиной трещины и поверхность образца возникают большие растягивающие напряжения, из-за которых максимальный размах КИН превышает 2200 МПа√мм.

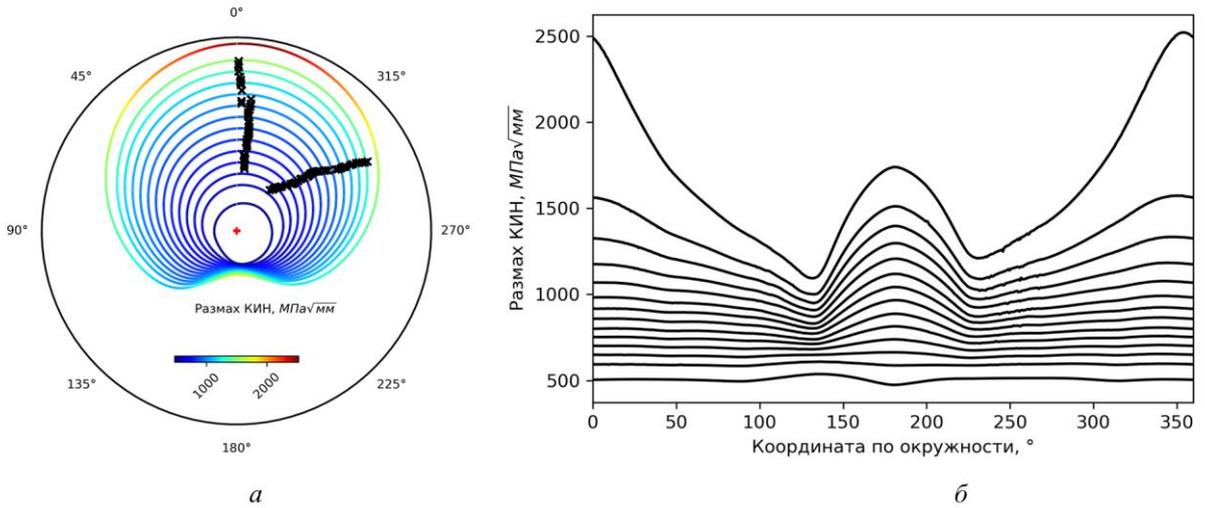


Рисунок 3.19 – Распределение КИН по фронту образца №2. Подход I. Без учета изгиба образца: а – изображения фронтов трещины в процессе роста; б – изменение значений размахов КИН по фронту трещины

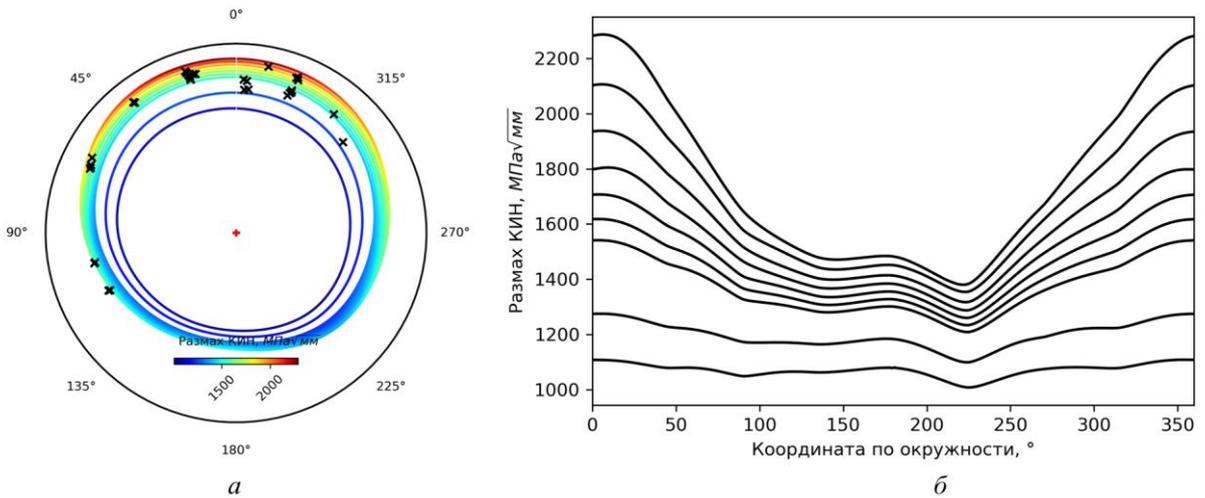


Рисунок 3.20 – Распределение КИН по фронту образца №3. Подход I. Без учета изгиба образца: а – изображения фронтов трещины в процессе роста; б – изменение значений размахов КИН по фронту трещины

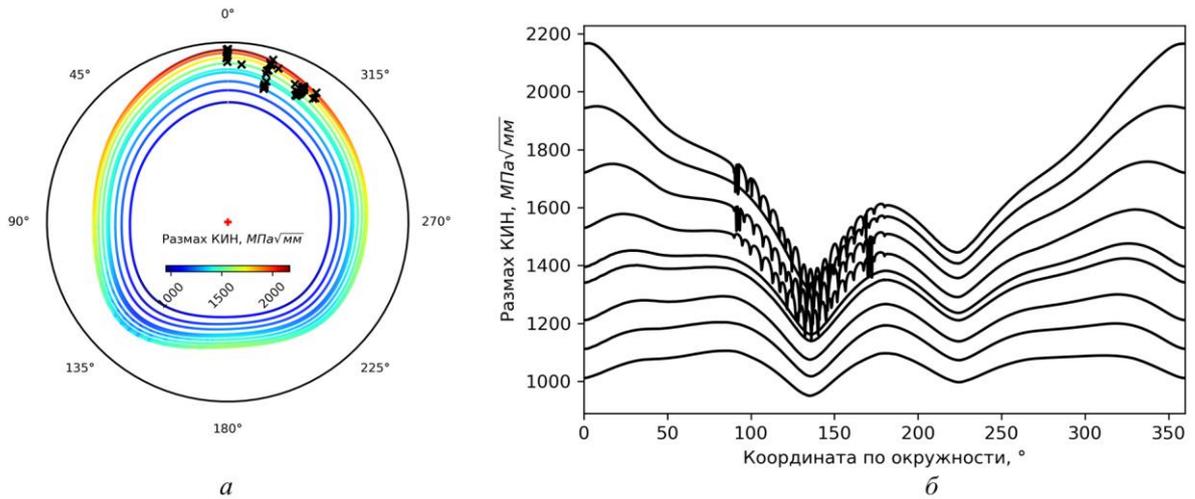


Рисунок 3.21 – Распределение КИН по фронту образца №5. Подход I. Без учета изгиба образца: а – изображения фронтов трещины в процессе роста; б – изменение значений размахов КИН по фронту трещины

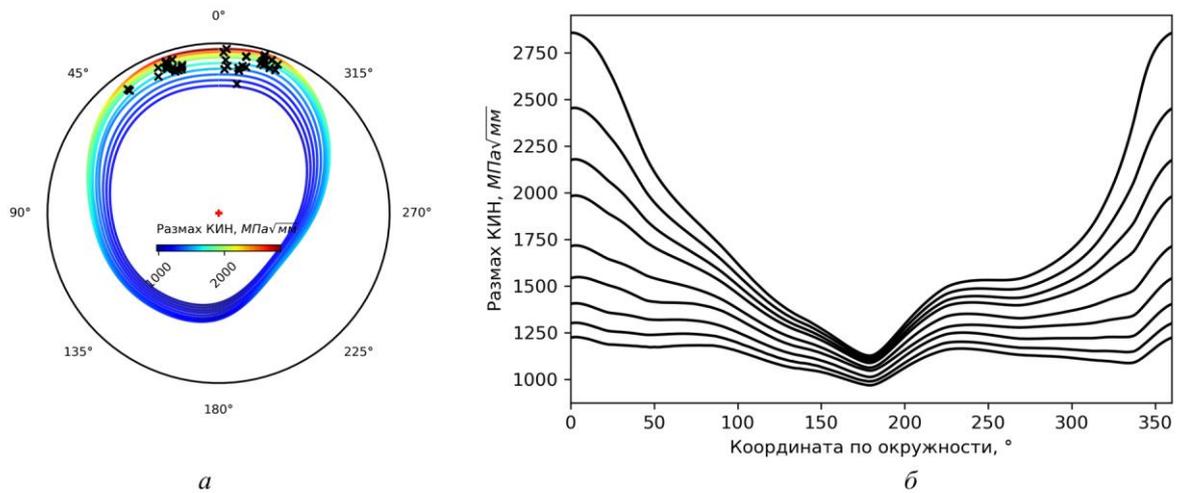


Рисунок 3.22 – Распределение КИН по фронту образца №7. Подход I. Без учета изгиба образца: а – изображения фронтов трещины в процессе роста; б – изменение значений размахов КИН по фронту трещины

3.6 Построение кинетических диаграмм

Полученные фрактографическим и расчетным методами скорость роста трещины и размах КИН соответственно, использованы для построения КД и получения коэффициентов уравнения Пэриса (1.7) методом наименьших квадратов [37].

Оси КД строятся в логарифмических координатах. Для применения линейной регрессии в случае степенной зависимости, к которой относится уравнение Пэриса, было выполнено превращение путем логарифмирования

$$\lg\left(\frac{dl}{dN}\right) = \lg(C) + m \cdot \lg(\Delta K). \quad (3.5)$$

На рисунках 3.23а и 3.24а представлены КД образца №8, полученные по подходам I и II соответственно. Для построения диаграммы использованы все блоки усталостных бороздок, определенные в фрактографическом анализе (рисунок 3.1).

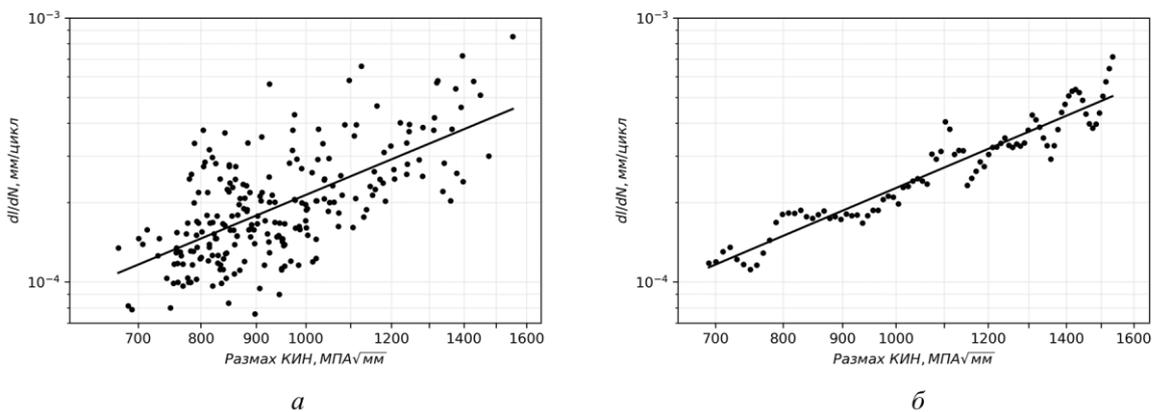


Рисунок 3.23 – Кинетическая диаграмма образца №8 по подходу I:
а – без осреднения ($R_{кор} = 0,65$); б – после осреднения ($R_{кор} = 0,94$)

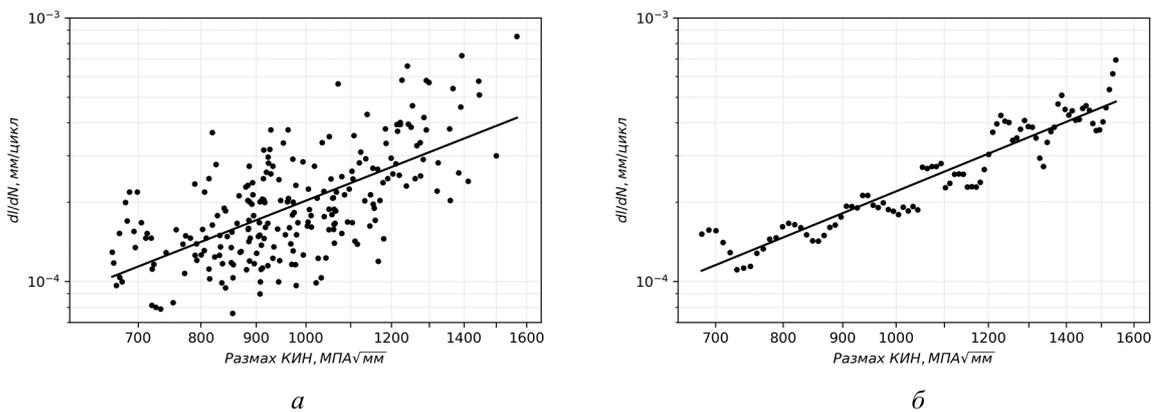


Рисунок 3.24 – Кинетическая диаграмма образца №8 по подходу II:
а – без осреднения ($R_{кор} = 0,65$); б – после осреднения ($R_{кор} = 0,94$)

На определение коэффициентов уравнения Пэриса влияет неоднородность распределения точек на КД. Для уменьшения влияния данного параметра на аппроксимацию было выполнено осреднение следующим способом.

Диапазон КИН разделяется на равные интервалы. Скорости роста трещины в точках, попадающие в один интервал, осредняются между собой. Для интервалов КИН, в которые не попала ни одна точка, скорость роста определяется линейной интерполяцией между двумя ближайшими интервалами КИН, содержащими скорости роста. Полученная в результате зависимость сглаживается скользящим средним. На рисунках 3.23б и 3.24б приведены КД для образца №8, осредненные с интервалом КИН $10 \text{ МПа}\sqrt{\text{мм}}$ и скользящим средним по 5 точкам.

В таблицах 3.2 – 3.4 приведены коэффициенты уравнения Пэриса C , m и коэффициент корреляции $R_{\text{кор}}$ для вентилируемых образцов №2, 6 и 8 до и после осреднения по предложенному методу.

Таблица 3.2 – Коэффициенты уравнения Пэриса и коэффициент корреляции $R_{\text{кор}}$ для образца №2

Вариант расчета		$C, \frac{\text{мм}}{(\text{МПа}\sqrt{\text{мм}})^m}$	m	$R_{\text{кор}}$
Подход I	Без осреднения	1,378E-10	2,133	0,84
	Осреднение	1,980E-10	2,079	0,96

Таблица 3.3 – Коэффициенты уравнения Пэриса и коэффициент корреляции $R_{\text{кор}}$ для образца №6

Вариант расчета		$C, \frac{\text{мм}}{(\text{МПа}\sqrt{\text{мм}})^m}$	m	$R_{\text{кор}}$
Подход I	Без осреднения	3,196E-09	1,598	0,64
	Осреднение	9,839E-11	2,129	0,90
Подход II	Без осреднения	4,008E-10	1,898	0,70
	Осреднение	3,950E-11	2,255	0,91

Таблица 3.4 – Коэффициенты уравнения Пэриса и коэффициент корреляции $R_{\text{кор}}$ для образца №8

Вариант расчета		$C, \frac{\text{мм}}{(\text{МПа}\sqrt{\text{мм}})^m}$	m	$R_{\text{кор}}$
Подход I	Без осреднения	1,665E-09	1,703	0,65
	Осреднение	7,811E-10	1,822	0,94
Подход II	Без осреднения	2,957E-09	1,612	0,65
	Осреднение	7,340E-10	1,822	0,95

Применение осреднения с интервалом КИН $10 \text{ МПа}\sqrt{\text{мм}}$ и скользящим средним по 5 точкам увеличивает коэффициент m , характеризующий наклон участка устойчивого роста, для образцов №6 и 8 до 17% в случае подхода II и уменьшает m для образца №2 на 2%. Во всех случаях увеличился коэффициент корреляции $R_{\text{кор}}$ минимум до 0,90.

Результаты определения характеристик СРТУ показали, что для образцов №6 и 8 применение подхода II по определению фронта трещины по сравнению с подходом I изменяет коэффициент m на 7% и -4% соответственно.

На рисунке 3.25 приведены КД для всех испытанных образцов. Данные для вентилируемого образца №2 получены по подходу I, для вентилируемых образцов №6 и 8 по подходу II. Данные всех вентилируемых образцов осреднены по интервалу КИН $10 \text{ МПа}\sqrt{\text{мм}}$ и скользящему среднему по 5 точкам. Данные невентилируемых образцов получены по подходу I и не осреднялись из-за малого количества данных.

Для сравнения на представленной КД нанесены характеристики СРТУ, полученные на ОВР для данного материала ЭП741НП с аналогичной крупностью гранул 140 мкм при температуре 400 °С, коэффициенте асимметрии $R=0,1$ и частоте нагружения 5 Гц. Данные для ОВР приведены как оригинальные, полученные из испытаний (далее обозначены как «ОВР ($k=1,00$)»), так и модифицированные с учетом влияния эллипсности трещины на СРТУ, проведенные по методике, предложенной в работе [30] (обозначение «ОВР ($k=1,25$)»).

Данная методика основывается на модификации коэффициентов уравнения Пэриса, полученных на ОВР с плоской трещиной для учета изменения скорости роста в случае эллиптической трещины. Коэффициенты $m_{\text{эл}}$ и $C_{\text{эл}}$ определяются по следующим формулам:

$$m_{\text{эл}} = m_{\text{ОВР}}/k, \quad (3.6)$$

$$C_{\text{эл}} = 10^{a+b \cdot m}, \quad (3.7)$$

где $m_{\text{ОВР}}$ – коэффициент Пэриса m , полученный на ОВР; k – коэффициент, учитывающий влияние на СРТУ формы трещины (для сплавов на никелевой основе $k=1,25$); a, b – коэффициенты уравнения, полученные аппроксимацией линейной зависимости $\lg C = f(m)$ (раздел 3.9).

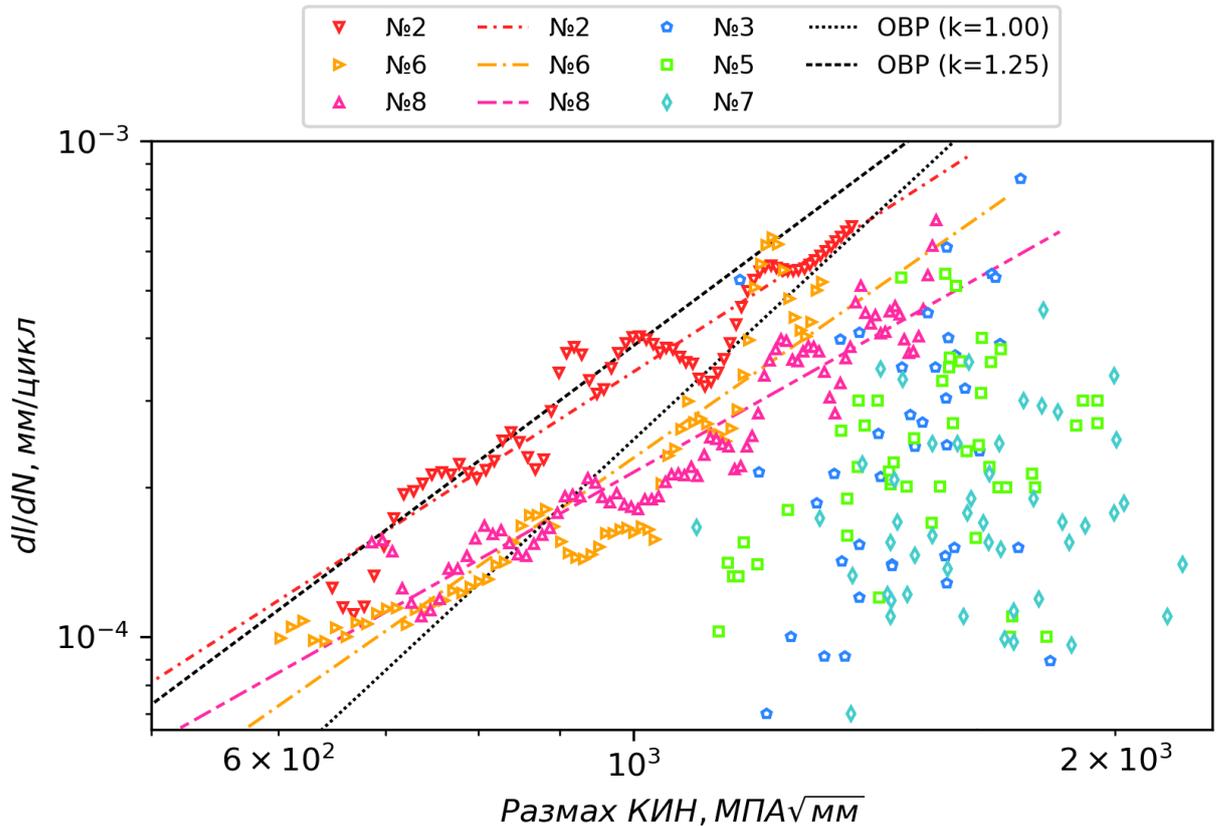


Рисунок 3.25 – Кинетические диаграммы испытанных образцов

Из приведенной КД видно, что характеристики СРТУ образца №2 выше в 1,4 – 1,7 раз, чем характеристики СРТУ образцов 6 и 8 в диапазоне размахов КИН 600 – 1300 МПа√мм. Это может быть связано с тем, что образец №2 испытывался при частоте нагружения 0,5 Гц, тогда как образцы №6 и 8 испытывались при частоте 90 Гц. В работе [32] указано, что для данного материала не выявлено влияния на характеристики трещиностойкости частоты нагружения в диапазоне 0,1 – 5 Гц, тогда как в работе [48] приведены КД ЭП741НП, показывающие зависимость СРТУ от частоты нагружения в диапазоне 0,33 – 15 Гц. Следует отметить, что в образцах №2 и 6 разрушение произошло от сквозного отверстия одинакового диаметра, но при этом

диаметр рабочей части образца №2 в 1,5 раза больше диаметра образца №6, а номинальные напряжения в сечении с трещиной в момент начала испытаний на 21% меньше. При этом число циклов до разрушения образца №2 в 2,1 раз меньше, чем число циклов до разрушения образца №6. На данные результаты могут влиять как разница в СРТУ, так и разница в величине инкубационного периода развития трещины.

Коэффициент m , характеризующий наклон КД в логарифмических координатах для вентилируемых образцов №2, 6 и 8 меньше в 1,15; 1,06 и 1,32 раза чем для ОВР с учетом эллипсности ($k=1,25$).

Для невентилируемых образцов невозможно определить коэффициенты уравнения Пэриса, так как все найденные бороздки во фрактографическом анализе располагаются в узкой зоне вблизи ГУР и фактически представляют собой относительно узкий участок на КД в области высоких (по сравнению с вентилируемыми образцами) значений размахов КИН.

Более высокие размахи КИН, достигаемые в невентилируемых образцах, связаны с тем, что в процессе роста трещины ее фронт имеет извилистую форму, за счет чего локально блоки усталостных бороздок наблюдаются ближе к краю образца.

3.7 Оценка СРТУ в вакууме

Для ряда зарубежных гранульных никелевых сплавов Rene 95 [64] (рисунок 1.3), Waspaloy [64] (рисунок 1.4), Udimet [65, 68, 82] (рисунок 1.5) наблюдаются небольшие отличия в значении характеристики m уравнения Пэриса при испытаниях данных сплавов на воздухе и в вакууме. Оценка показателей m приведена в таблице 3.5.

Если предположить, что для сплава ЭП741НП также выполняется равенство коэффициентов Пэриса m в вакууме и на воздухе, то, зная скорость и размах КИН для одной точки на КД, соответствующей вакууму, возможно оценить характеристики СРТУ в вакууме.

Таблица 3.5 – Показатели уравнения Пэриса m , полученные на основе данных [66, 82]

Материал	Частота нагружения	$m_{\text{воздух}}$	$m_{\text{вакуум}}$	$\Delta m / m_{\text{воздух}}, \%$
Rene 95	5 Гц	3,159	2,983	6
	0,33 Гц	3,555	3,220	9
	120 с	3,844	4,192	-9
Waspaloy	0,33 Гц	3,395	3,388	0
Udimet 720 Li	0,25 Гц	2,802	2,761	1

Для вентилируемых образцов №6 и 8 и невентилируемых образцов №3, 5, 7 были определены центры облаков точек на КД (рисунок 3.26) по формулам

$$d_{\text{центр}} = \frac{\sum_{i=1}^n d_i}{p}; \quad (3.8)$$

$$K_{\text{центр}} = \frac{\sum_{i=1}^n \Delta K_i}{p}; \quad (3.9)$$

где d – измеренная ширина шага блока усталостных бороздок, ΔK – вычисленный размах КИН, соответствующий блоку усталостных бороздок, p – число измерений усталостных бороздок.

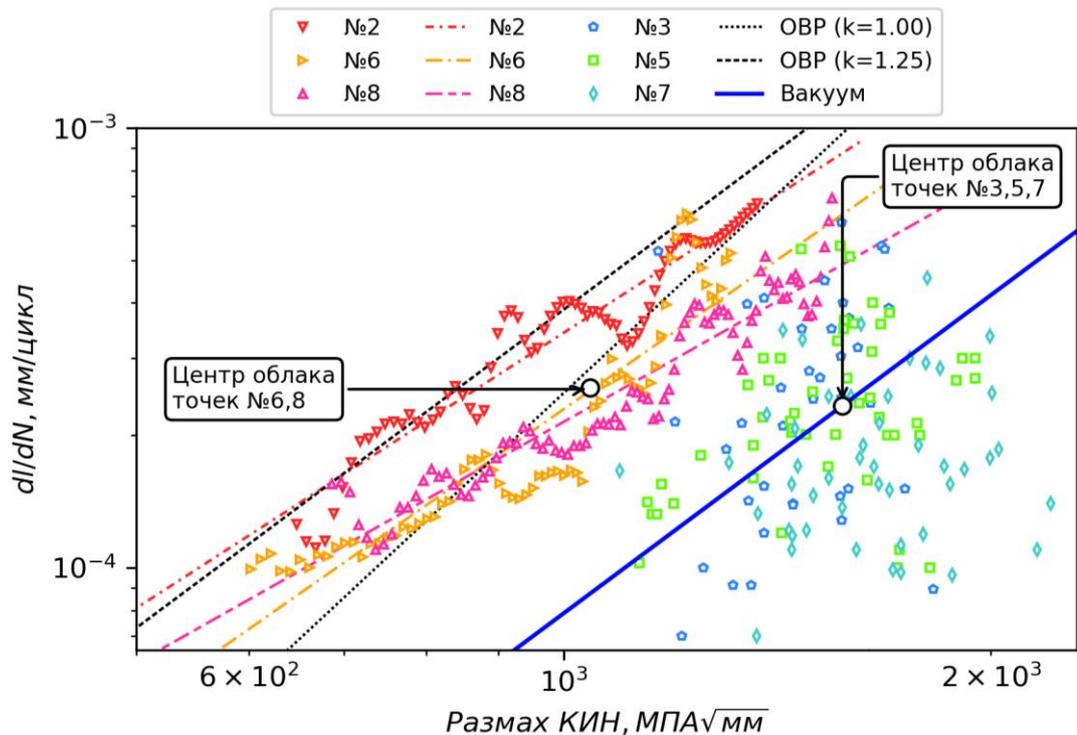


Рисунок 3.26 – Кинетические диаграммы испытанных образцов для оценки СРТУ в вакууме

Центр облака точек вентилируемых образцов №6 и 8 находится вблизи (разница в скорости роста ~10%) прямой, характеризующей СРТУ ОВР ($k = 1,00$). Можно предположить, что центр облака точек для невентилируемых образцов также находится вблизи предполагаемой прямой, характеризующей СРТУ в вакууме, при этом наклон данной прямой (коэффициент m уравнения Пэриса) соответствует СРТУ, полученной при испытаниях ОВР.

В качестве характеристики $m_{\text{вакуум}}$ СРТУ в вакууме в запас принят коэффициент для ОВР ($k = 1,25$). Характеристика $C_{\text{вакуум}}$ уравнения Пэриса определялась по следующей формуле

$$C_{\text{вакуум}} = \frac{d_{\text{центр}}}{K_{\text{центр}} m_{\text{вакуум}}}. \quad (3.10)$$

По предложенному подходу получены следующие характеристики СРТУ в вакууме $C_{\text{вакуум}} = 4,847\text{E-}12$; $m_{\text{вакуум}} = 2,404$. На рисунке 3.26 определенные характеристики СРТУ в вакууме представлены в виде сплошной синей линии.

3.8 Оценка числа циклов до разрушения по КД

Полученные характеристики СРТУ, определенные по КД для всех вентилируемых образцов и оценка СРТУ в вакууме применялась для расчета числа циклов до разрушения модельного осесимметричного образца, аналогично модели, представленной в разделе 2.3.

Так как представленная модель образца является осесимметричной, то, следовательно, в ней не учитываются отклонения формы фронта трещины от окружности, которые влияют на местное распределение КИН по фронту. Данная модель подходит для сравнения полученных характеристик СРТУ без учета дополнительных факторов, таких как форма фронта трещины.

Зависимости размаха КИН от радиуса трещины определялись для двух типов моделей образцов – диаметром рабочей части 18 мм (образец №2) и

диаметром рабочей части 12 мм (все остальные образцы). Результаты определения зависимостей приведены на рисунках 3.27 и 3.28.

По полученным зависимостям и с учетом определенных характеристик СРТУ определялось количество циклов до разрушения. За разрушение принималось достижение трещиной величины КИН равного ΔK_{2-3} , определенного для ОВР.

Приращение радиуса трещины Δr_i за i -ый цикл определялось по следующей формуле

$$\Delta r_i = C \cdot \Delta K_{i-1}^m \quad (3.11)$$

где ΔK_{i-1} – размах КИН, соответствующий радиусу трещины r_{i-1} на $i-1$ цикле.

Определение числа циклов до разрушения реализовано в разработанной программе для ЭВМ «ЭксОРТ», автоматизирующей процесс роста трещины на основе исходных данных [41].

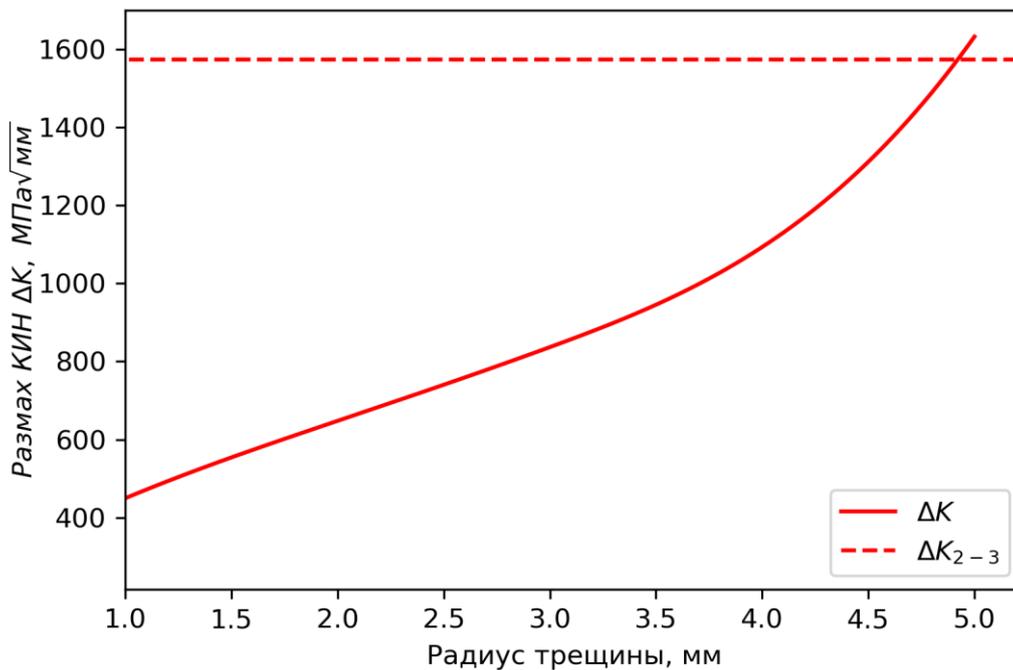


Рисунок 3.27 – Зависимость размаха КИН от радиуса трещины для образцов диаметром 12 мм

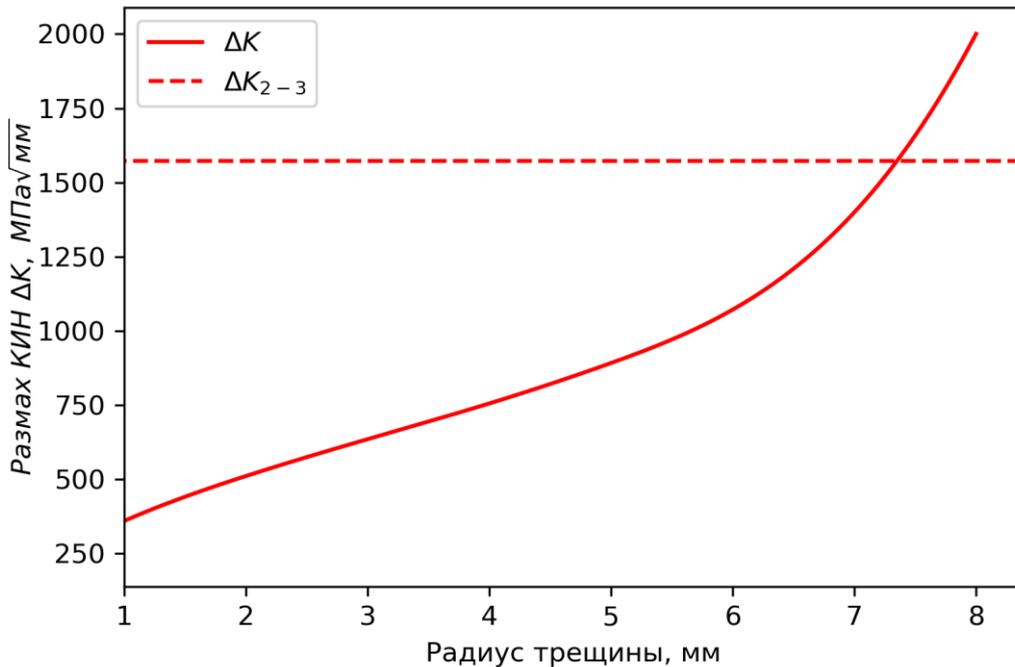


Рисунок 3.28 – Зависимость размаха КИН от радиуса трещины для образца диаметром 18 мм

Результаты расчета для всех испытанных образцов приведены в таблице 3.6. В колонке «СРТУ по КД для каждого образца» приведены результаты расчета, определенные по характеристикам СРТУ, полученным для каждого вентилируемого образца. Для невентилируемых образцов расчет выполнялся по результатам оценки характеристик СРТУ в вакууме.

Таблица 3.6 – Результаты расчета модельного образца

Тип образца	Номер образца	$D_{раб}$, мм	P_{max} , Н	Зарождение	Количество циклов до разрушения при испытаниях	Расчетное количество циклов до разрушения при разных характеристиках СРТУ		
						СРТУ по КД для каждого образца	СРТУ ОВР (k=1,00)	СРТУ ОВР (k=1,25)
Вентилируемые	2	18	90000	Отверстие радиусом 1 мм	136 550	28 039	98 750	44 427
	6	12	50000		284 861	32 976	42 045	20 869
	8	12	50000	Дефект радиусом 2 мм	139 495	15 714	16 388	9 527
Невентилируемые	3	12	50000		2 684 318 (среднее число циклов)	44 847		
	5	12	50000					
	7	12	50000					

Сравнение результатов для образцов №2 и 6 показывает, что по определенным характеристикам СРТУ, количество расчетных циклов роста трещины до разрушения отличается на 15%. Существенная разница в испытательных циклах достигается за счет разницы в инкубационных периодах $N_{\text{инк}}$ и в периоде неустойчивого роста на первой стадии N_I (формула (1.6)).

Расчетное число циклов до разрушения образца №2 при использовании полученных характеристик СРТУ в 1,6 раз меньше, чем при использовании характеристик СРТУ ОВР ($k = 1,25$), тогда как расчетное количество циклов до разрушения образцов 6 и 8 при использовании полученных характеристик СРТУ в 1,6 раз больше, чем при использовании характеристик СРТУ ОВР ($k = 1,25$).

Расчетное число циклов до разрушения по полученным характеристикам СРТУ для неветилируемых образцов в 2,9 раз больше, чем для ветилируемого образца №8. Расчетная трехкратная разница в числе циклов по сравнению с экспериментальной двадцатикратной объясняется несовершенством оценки СРТУ в вакууме, а также разницей в инкубационном периоде развития трещины $N_{\text{инк}}$ и периоде медленного неустойчивого роста трещины N_I на воздухе и в вакууме.

3.9 Взаимная зависимость коэффициентов уравнения Пэриса

В ряде исследований [16, 17, 31, 43, 81, 92] алюминиевых, титановых и никелевых сплавов отмечается следующая зависимость коэффициентов уравнения Пэриса

$$\lg C = f(m), \quad (3.12)$$

Для сплава ЭП741НП подходит линейная зависимость [16, 31, 43]

$$\lg C = a + b \cdot m, \quad (3.13)$$

где a , b – коэффициенты уравнения, получаемые аппроксимацией экспериментальной зависимости.

Для никелевого сплава ЭП741НП данная зависимость получена при обработке ОВР в широком диапазоне температур от 350°C до 750°C при постоянной частоте нагружения и асимметрии цикла.

На рисунке 3.29 приведена зависимость $\lg C$ от m сплава ЭП741НП с отмеченными результатами определения СРТУ вентилируемых образцов и оценка СРТУ в вакууме. Дополнительно на графике приведены данные из статьи [16], полученные при испытании ОВР из сплава ЭП741НП с крупностью гранул до 140 мкм при 400 °С, коэффициенте асимметрии $R=0,1$ и частотах нагружения 0,5–5 Гц. Согласно предложенному способу оценки СРТУ в вакууме (раздел 3.7), определенная точка располагается на графике ниже точки ОВР ($k=1,25$) и не соответствует зависимости (3.13).

Точки, соответствующие СРТУ невентилируемых образцов располагаются на зависимости (3.13) в области, соответствующей испытаниям ОВР при температурах выше 400 °С. Данные результаты могут быть связаны с формой фронта трещины, так как для цилиндрических образцов форма фронта усталостных трещин имеет эллиптический вид, тогда как для образцов ОВР фронт усталостной трещины близок линейному [4, 30].

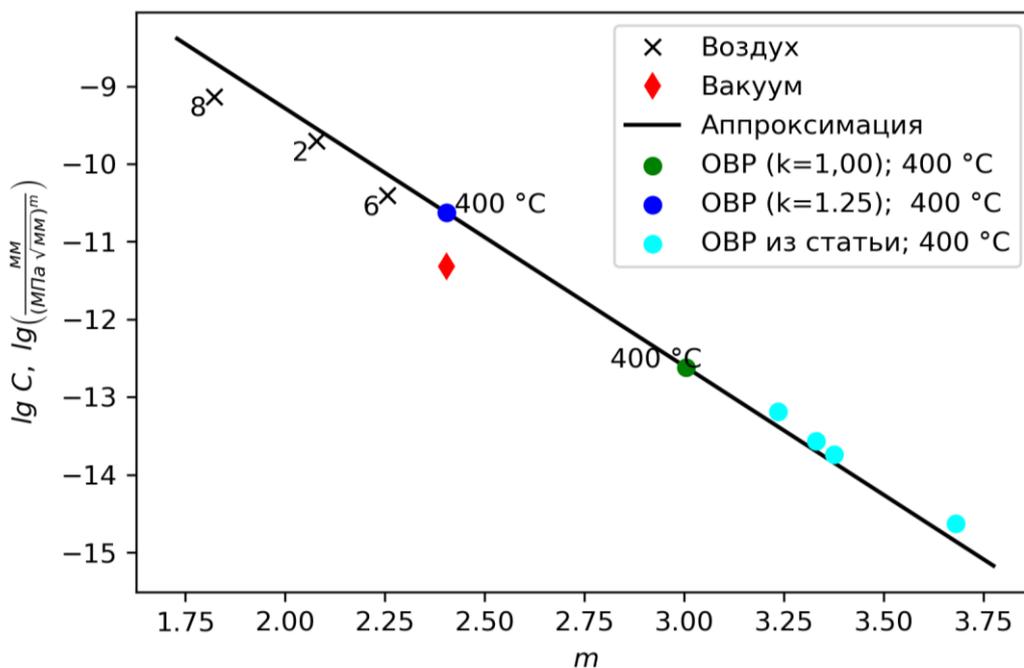


Рисунок 3.29 – Зависимость $\lg C$ от m сплава ЭП741НП

3.10 Заключение по главе

1. Результаты испытаний образцов двух типов – вентилируемых и невентилируемых – показал, что среднее количество циклов до разрушения для невентилируемых образцов в 12,7 раз больше, чем для вентилируемых, что указывает на значительно более медленное развитие трещины в вакууме.

2. Разработан способ обработки результатов испытаний цилиндрических образцов с внедренным дефектом для построения КД усталостного роста трещины.

3. Проведен фрактографический анализ изломов образцов для определения ширины шага усталостных бороздок. Предложено и реализовано два подхода по определению геометрии фронта трещины на разных этапах ее роста.

4. Разработаны модели образцов и проведены расчеты для определения КИН. Расчет КИН показал, что учет изгиба образца величиной 20% влияет на величину размаха КИН не более 5%.

5. Полученные результаты показывают зависимость характеристики СРТУ на воздухе от частоты нагружения в диапазоне 0,5 – 90 Гц.

6. Недостаточно широкий участок устойчивого роста трещины в невентилируемых образцах не позволяет получить усталостные бороздки в широком диапазоне размахов КИН и построить устойчивый участок на КД.

7. В соответствии с выдвинутым предположением о равенстве коэффициента уравнения Пэриса m для вакуума и воздуха была выполнена оценка характеристик СРТУ в вакууме.

Глава 4 ВЛИЯНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СРТУ В ВАКУУМЕ НА РЕСУРС ДИСКОВ ГТД

4.1 Введение

Согласно нормативной документации ресурс ОД авиационных ГТД подтверждается на основе КБРД. В данном разделе для учета характеристики СРТУ в вакууме использовался вероятностный подход данной концепции.

Вероятностный подход при определении ресурсных показателей базируется на предположении, что дефекты распределены по всему объему ОД (диска) в соответствии с заранее определенной характеристикой дефектности материала.

Результатом вероятностного расчета является получение зависимости вероятности разрушения диска P_d от числа полетных циклов (ПЦ) $N_{ПЦ}$.

$$P_d = f(N_{ПЦ}) \quad (4.1)$$

Долговечностью диска является количество ПЦ, соответствующих допустимой вероятности разрушения $P_{доп} \leq 10^{-4}$ [95].

Для расчетов вероятности разрушения используются следующие данные:

1. Вероятностная кривая распределения дефектов в материале и при механической обработке.
2. Вероятностная кривая выявляемости дефектов для методов неразрушающего контроля (при наличии таких исследований).
3. НДС диска на режимах, соответствующих обобщенному типовому полетному циклу (ОТПЦ).
4. Вид и количество ОТПЦ.
5. Данные о характеристиках СРТУ.

При расчете по вероятностному подходу весь объем детали разбивается на поверхностные и внутренние зоны. Каждая из зон характеризуется малым градиентом изменения величины напряжений и температуры. В пределах

каждой из зон трещина должна иметь близкие характеристики СРТУ. При выполнении данного условия соблюдается одинаковое время развития трещины при любом ее расположении в пределах данной зоны.

Вероятность разрушения диска определяется как вероятность объединения событий, заключенных в разрушении из-за дефекта в любой из зон диска [59]

$$P_d(N) = \bigcup P_i(N) \quad (4.2)$$

где $P_i(N)$ – вероятность разрушения i -ой зоны.

Если события разрушения в зонах независимы, то вероятность разрушения определяется как

$$P_d(N) = 1 - \prod (1 - P_i(N)) \quad (4.3)$$

Вероятность разрушения от дефекта в i -ой зоне зависит от вероятности попадания дефекта P_{pi} в заданной зоне

$$P_i(N) = f(P_{pi}(a_{деф}), N) \quad (4.4)$$

В каждой i -ой зоне определяется зависимость $a_{деф}(N)$ – число ПЦ, за которое дефект размером $a_{деф}$ развивается до критического размера $a_{крит}$, при этом $a_{min} \leq a_{деф} \leq a_{max}$, a_{min} и a_{max} – минимальный и максимальный размеры дефекта по кривой вероятности распределения дефектов в материале.

Вероятность попадания дефекта размером $a_{деф}$ в зону зависит от количества дефектов данного размера в единице объема материала и объема зоны V_{zi} [78] и определяется по формуле

$$P_{pi}(a_{дефi}) = \frac{n(a_{деф})}{V} V_i \quad (4.5)$$

где V_i – объем зоны, $n(a_{деф})/V$ – плотность распределения дефектов размером $a_{дефi}$ в объеме V .

Зная вероятность появления дефектов в i -ой зоне и число циклов роста дефектов до критического размера можно получить вероятность разрушения i -ой зоны от числа ПЦ по формуле [78]

$$P_i(N) = 1 - \exp(-P_{pi}(a_{\text{деф}}(N))) \quad (4.6)$$

Данный алгоритм не учитывает вероятность обнаружения дефекта при инспекции диска. Реализация алгоритма выполнена в программном продукте DARWIN [36, 59, 69].

Для вычисления величины КИН используется аналитическая модель, основанная на весовой функции [67]. Определение КИН для внутренней эллиптической трещины выражено в следующей форме

$$K_{a+} = \int_{-a}^a W^{a+}(x) dx, \quad (4.7)$$

$$K_{a-} = \int_{-a}^a W^{a-}(x) dx, \quad (4.8)$$

$$K_{c+} = K_{c-} = \int_0^a (\sigma(x) + \sigma(-x)) W^{c+}(x) dx, \quad (4.9)$$

где W – весовая функция трещины. Схема эллиптической трещины представлена на рисунке 4.1.

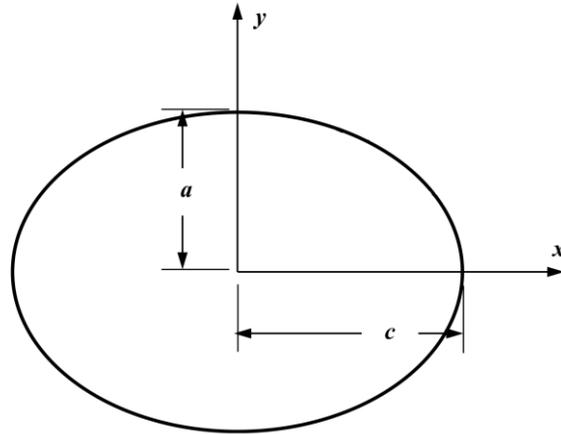


Рисунок 4.1 – Схема эллиптической трещины

Весовая функция изменяется вдоль оси x для четырех вершин эллиптической трещины и может быть определена через следующие выражения

$$W^{a+}(x) = \frac{2}{\sqrt{2\pi(a-x)}} \left[1 + M_1^{a+} \sqrt{1 - \frac{x}{a}} + M_2^{a+} \left(1 - \frac{x}{a}\right) + M_3^{a+} \left(1 - \frac{x}{a}\right)^{3/2} \right] \quad (4.10)$$

$$W^{a-}(x) = \frac{2}{\sqrt{2\pi(a+x)}} \left[1 + M_1^{a+} \sqrt{1 + \frac{x}{a}} + M_2^{a+} \left(1 + \frac{x}{a}\right) + M_3^{a+} \left(1 + \frac{x}{a}\right)^{3/2} \right] \quad (4.11)$$

$$W^{c+}(x) = W^{c-}(x) = \begin{cases} \frac{1}{\sqrt{\pi x}} \left[1 + M_1^{c+} \sqrt{\frac{x}{a}} + M_2^{c+} \frac{x}{a} \right], & x \geq 0 \\ \frac{1}{\sqrt{\pi(-x)}} \left[1 + M_1^{c+} \sqrt{\frac{-x}{a}} + M_2^{c+} \frac{x}{a} \right], & x < 0 \end{cases} \quad (4.12)$$

где M – поправочный коэффициент, зависящий от граничных условий.

4.2 Исходные данные

4.2.1 Диски для расчета

Исследование влияния скорости роста трещины усталости в вакууме выполнено для двух разных дисков – диска 7 ступени компрессора высокого давления (КВД) и диска турбины высокого давления (ТВД) турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ) АЛ-41Ф-1С (рисунок 4.1). Данные диски изготовлены из никелевого гранульного сплава ЭП741НП с крупностью гранул не более 140 мкм.

Данные диски имеют разную толщину и температуру работы. Толщина диска влияет на отношение количества внутренних дефектов к поверхностным, чем больше толщина диска, тем больше внутренних дефектов по сравнению с поверхностными и тем больше влияние внутренних дефектов на ресурсные показатели диска.

В таблице 4.1 приведены доли объема внутренних зон диска $V_{\text{внутр}}$ по сравнению с общим объемом диска $V_{\text{диск}}$. Условно принято, что поверхностные зоны $V_{\text{поверх}}$ занимают объем диска от поверхности на глубину 0,5 мм (рисунок 4.2). Данной глубины достаточно, чтобы развитие трещины от данных дефектов изначально происходило в условиях воздушной среды.

Таблица 4.1 – Доля внутренних зон диска

Диск	$V_{\text{внутр}} / V_{\text{диск}}, \%$
КВД	63
ТВД	95

Так как дефекты в материале распределены равномерно, следовательно, доли внутренних и поверхностных дефектов к общему числу дефектов соответствуют долям объема внутренних и поверхностных зон диска. Доля внутренних дефектов, от которых развивается усталостная трещина в вакууме в диске ТВД составляет 95% от всего количества дефектов, по сравнению с 63% у диска КВД. Это значит, что потенциально учет влияния на ресурсные показатели свойств СРТУ в вакууме окажет большее влияние на диск ТВД.

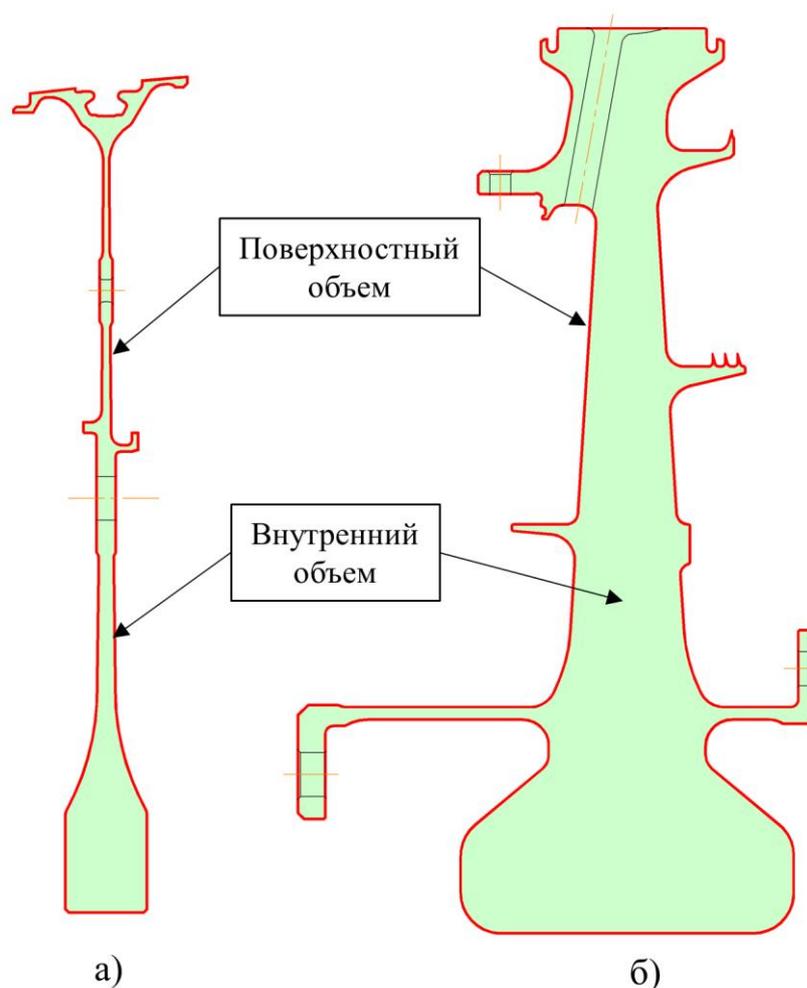


Рисунок 4.2 – Поверхностные (красные) и внутренние (зеленые) объемы:
а – диска КВД, б – диска ТВД

4.2.2 Для определения ресурсных показателей используется НДС рассматриваемых дисков в двумерной осесимметричной упругой постановке.

На рисунке 4.3 приведена расчетная схема для определения НДС диска 7 ступени. Расчетная схема включает в себя весь ротор КВД. Граничными условиями являлись: частота вращения, осевые газодинамические силы,

действующие на лопатки, осевые силы, действующие на вал КВД со стороны турбины, поля температур, давления в полостях. Закрепление выполнено в осевом направлении на цапфе КВД. Производилось моделирование натяга от стяжки дисков.

На рисунке 4.4 приведена расчетная схема для определения НДС диска ТВД. Модель включает в себя диск ТВД с напорным кольцом. На модель наложено температурное поле. Закрепление в осевом направлении осуществляется за торцевую поверхность переднего фланца. К ободу диска приложена радиальная сила от отсеченной части замка диска и рабочих лопаток ТВД.

Кольцевые части рассматриваемых моделей выполнены осесимметричными конечными элементами. Перерезанными отверстиями части дисков и лопатки КВД выполнены плосконапряженными элементами, имеющими толщину, эквивалентную массе данных элементов.

Взаимодействия между деталями моделировалось с использованием контактов со скольжением.

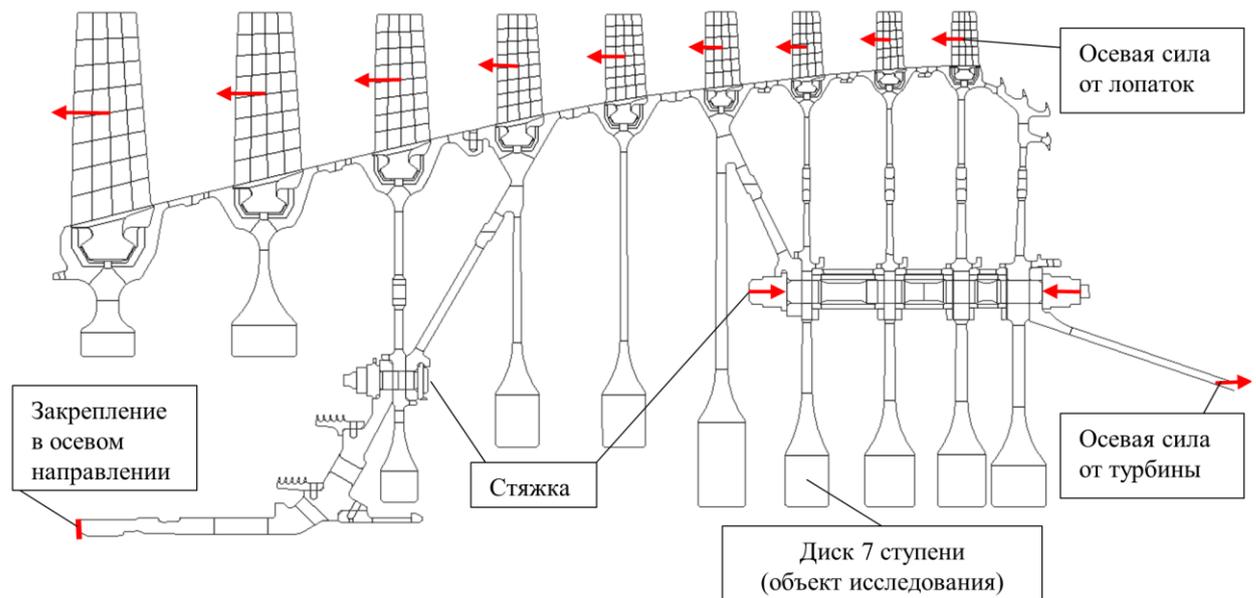


Рисунок 4.3 – Расчетная схема модели для расчета НДС ротора КВД

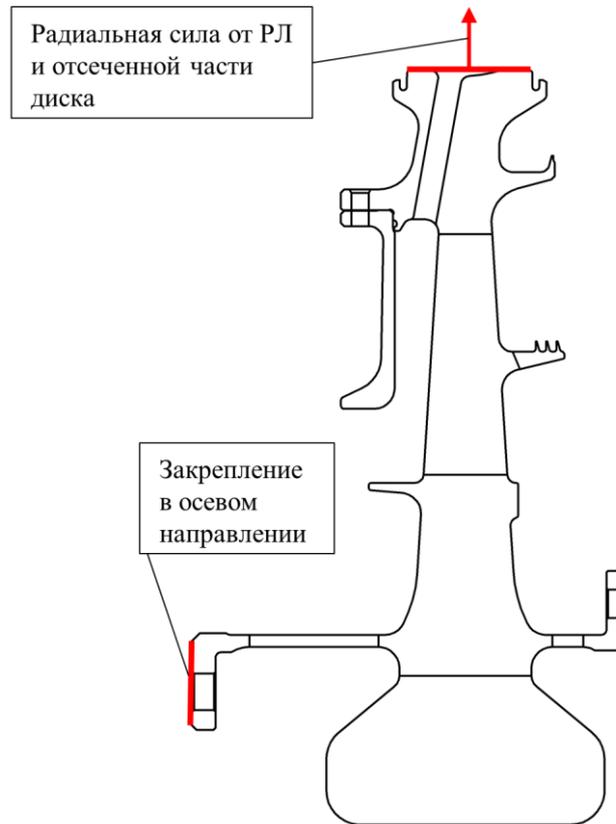


Рисунок 4.4 – Расчетная схема модели для расчета НДС диска ТВД

Определение НДС выполнялось для трех максимальных режимов, характеризующих максимальную полную температуру перед КВД и ТВД соответственно при разных настройках системы автоматического управления, – особого (О), боевого (Б) и учебного (У) режимов и для режимов малый газ (МГ) и крейсер (Кр). В таблице 4.2 приведены режимы и относительная частота вращения ротора высокого давления $\overline{n_{РВД}}$ в долях от номинальной частоты вращения.

Таблица 4.2 – Расчетные режимы

Режим		$\overline{n_{РВД}}$
Особый	О	1,032
Боевой	Б	1,017
Учебный	У	0,969
Крейсерский	Кр	0,842
Малый газ	МГ	0,718

Распределения стационарного теплового состояния диска 7 ступени КВД и диска ТВД на режиме «О» приведены на рисунке 4.5. Прогрев диска КВД равномерный по толщине, тогда как для диска ТВД характерен перепад температур по толщине на полотне и ободу. Тем не менее температурный градиент между ободом и ступицей выше для диска КВД.

На рисунках 4.6 и 4.7 приведены распределения окружных и радиальных напряжений в дисках КВД и ТВД на режиме «О», выполненные по результатам расчета осесимметричных моделей в упругой постановке в программном комплексе Ansys.

Максимальные окружные и радиальные напряжения сосредоточены на поверхности дисков в концентраторах, в зонах расположения поверхностных дефектов. По мере удаления от поверхности на величину порядка 0,5 мм напряжения снижаются и становятся равными номинальным. Это означает, что трещины от внутренних дефектов преимущественно зарождаются при действии номинальных напряжений, которые ниже максимальных напряжений в концентраторах.

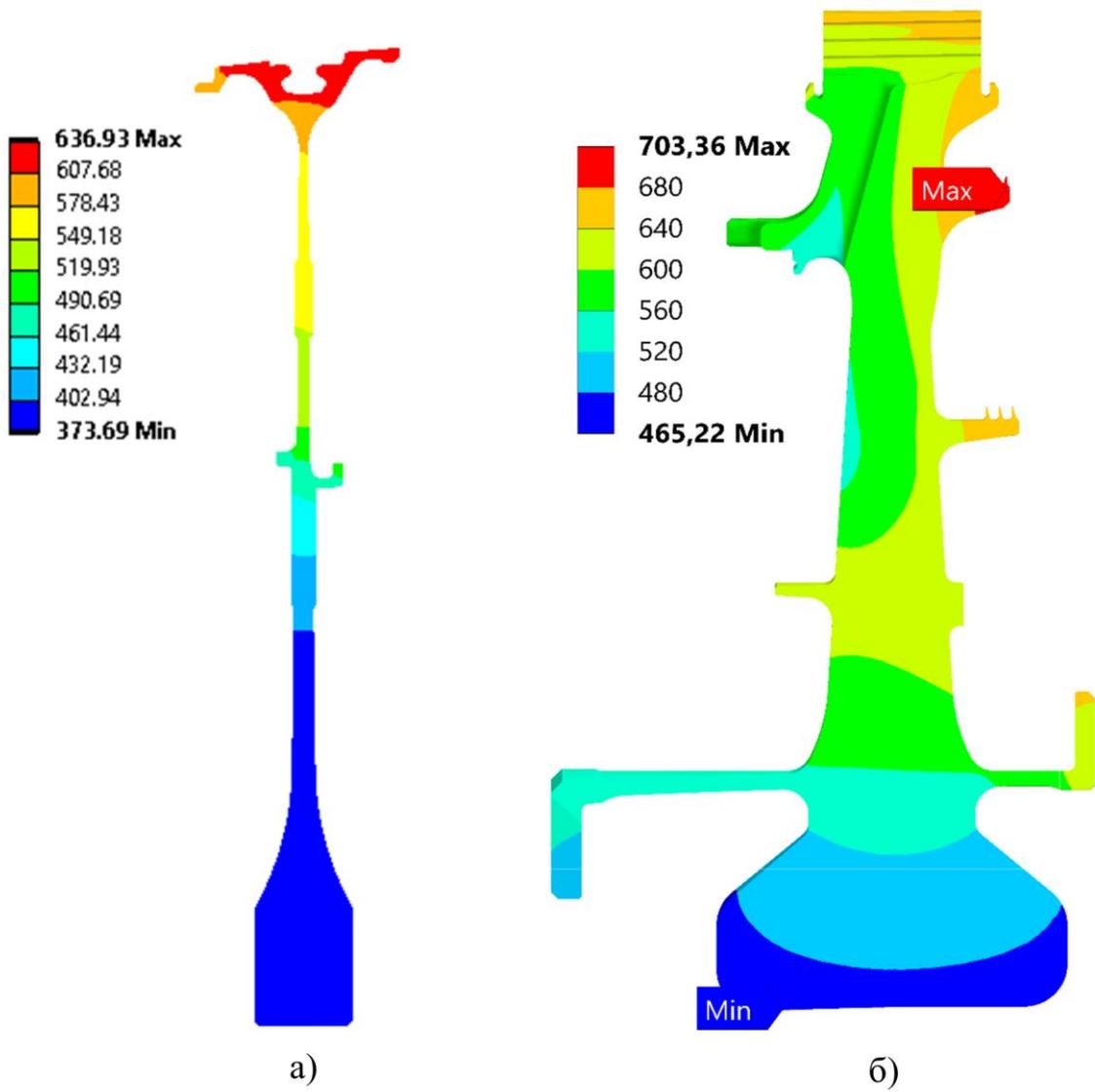


Рисунок 4.5 – Распределение стационарного теплового состояния на режиме «О» в °С для: а – диска 7 ступени КВД, б – диска ТВД

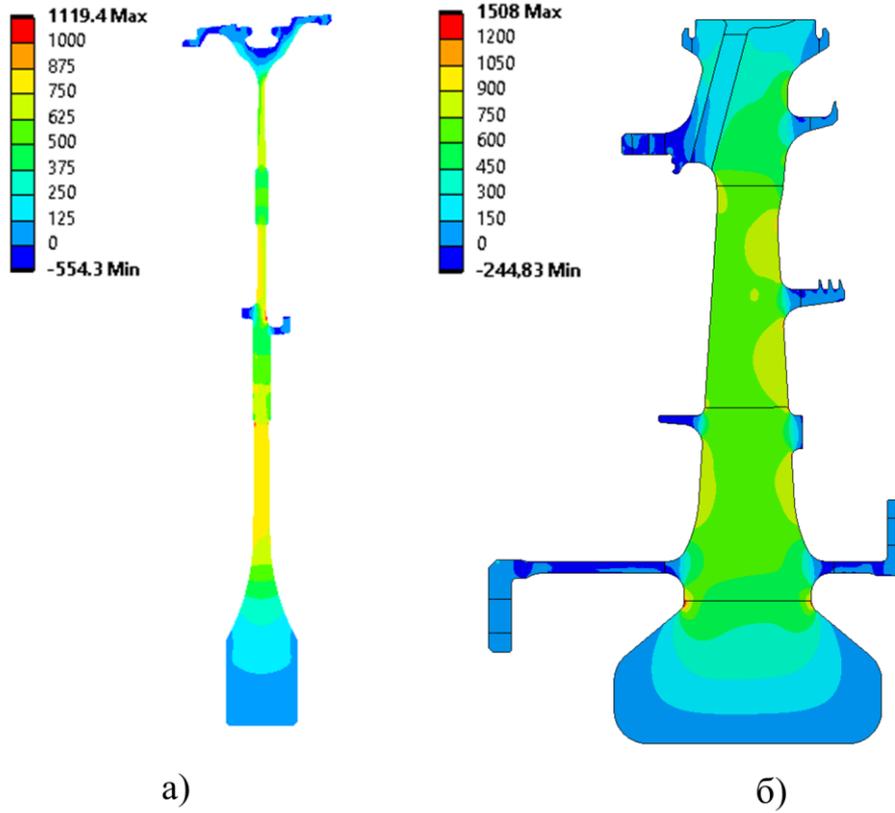


Рисунок 4.6 – Радиальные напряжения на режиме «О» в МПа:
а – диска 7 ступени КВД; б – диска ТВД

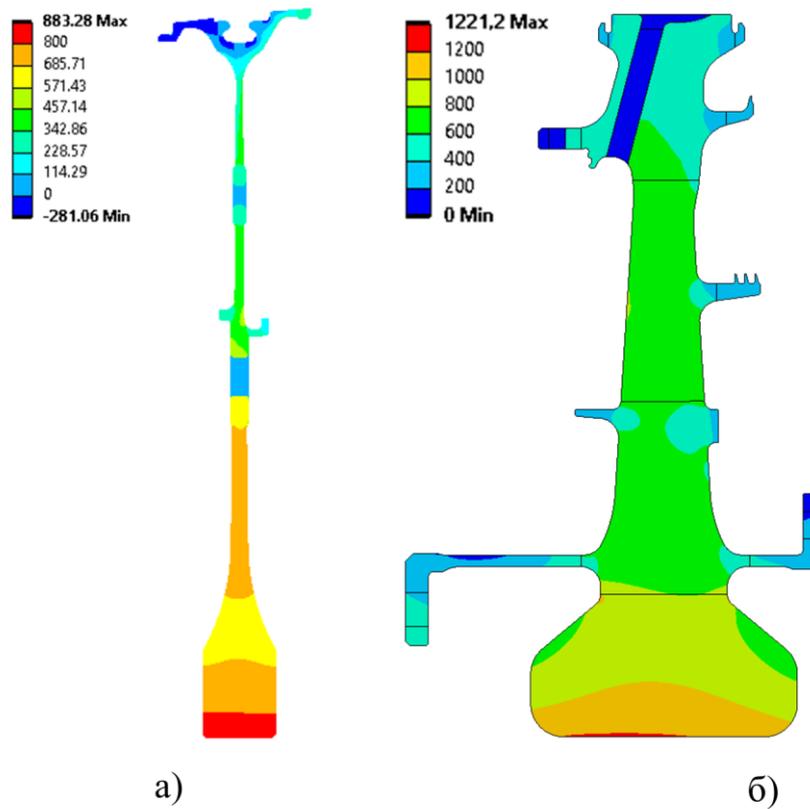


Рисунок 4.7 – Окружные напряжения на режиме «О» в МПа:
а – диска 7 ступени КВД; б – диска ТВД, МПа

4.2.3 В качестве характеристик СРТУ на воздухе используются характеристики, полученные при испытании ОВР. Поверхностные трещины моделируются полуэллиптическим разрезом, поэтому коэффициенты уравнения Пэриса были модифицированы для учета влияния формы трещины по методике, предложенной в работе [30] и описанной в разделе 3.6. Далее в тексте обозначаются как «СРТУ на воздухе».

В качестве характеристик СРТУ в вакууме используются характеристики, полученные в главе 3 при испытаниях специальных цилиндрических образцов. Далее в тексте обозначаются как «СРТУ в вакууме».

4.2.4 Кривая распределения дефектов в сплаве ЭП741НП получена из исследований по определению числа и размеров дефектов на рентгеновском томографе [6, 8, 78]. На рисунке 4.8 представлена обратная кумулятивная функция (количество дефектов в единице объема материала с площадью S до максимально возможного), где Ψ – плотность дефектов в объеме материала, Ψ_{\max} – максимальная плотность дефектов в материале.

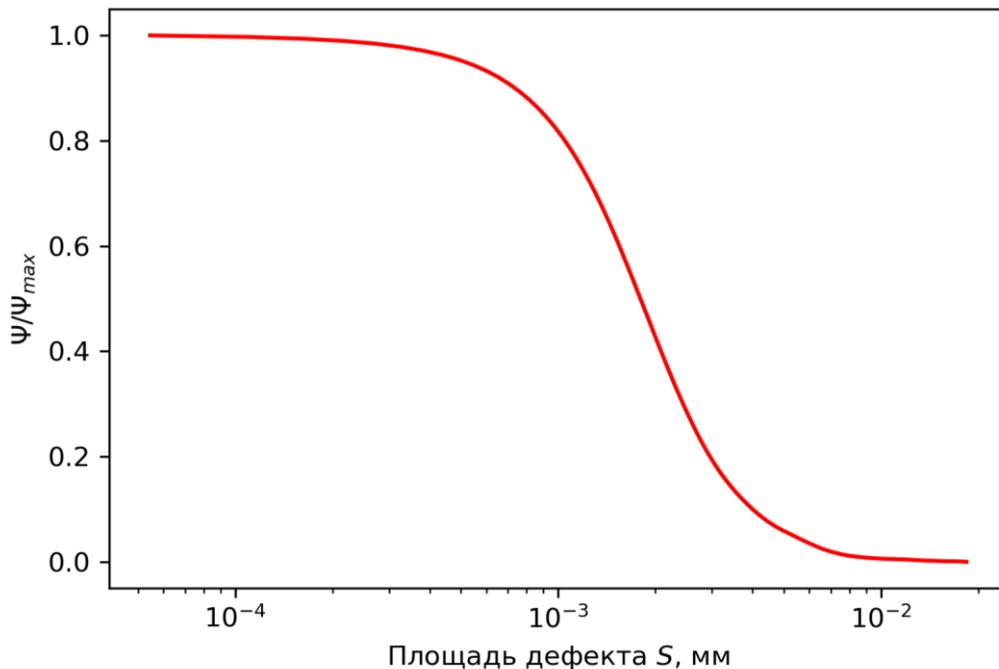


Рисунок 4.8 – Обратная нормированная кумулятивная функция распределения количества дефектов по их площади в ЭП741НП

4.2.5 Для расчета ресурсных показателей дисков выделен ряд типов циклов нагружения, вносящих основной вклад в повреждаемость данных дисков. Для примера на рисунке 4.9 приведена модельная циклограмма изменения режимов работы ГТД в процессе полета от запуска до останова. За основной параметр, установленный для определения режима нагружения ГТД, принята частота вращения ротора. Весь диапазон изменения режимов работы двигателя состоит из ряда режимов, разделенных по частоте вращения. Количество уровней деления и частота вращения ротора на них может варьироваться и определяется с учетом технических требований к двигателю, влияния изменения частоты вращения на НДС деталей двигателя, системы управления, а также назначения двигателя.

При схематизации циклограммы выделяются наборы циклов нагружения разного типа (рисунок 4.10) и наборы длительностей режимов (рисунок 4.11) [15].

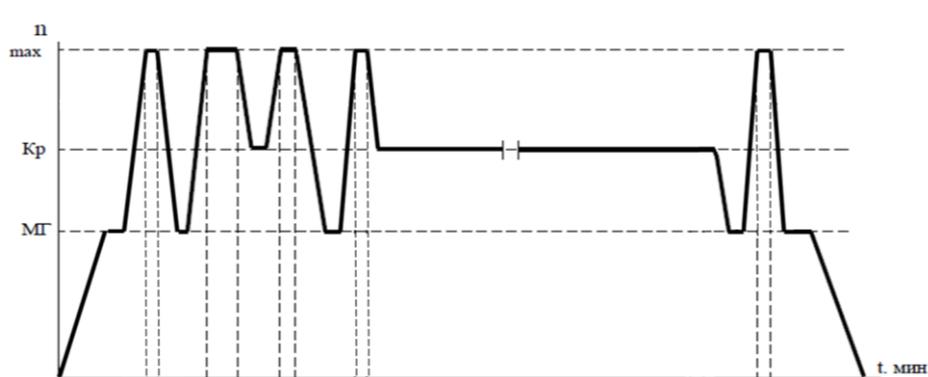


Рисунок 4.9 – Модельная циклограмма работы двигателя

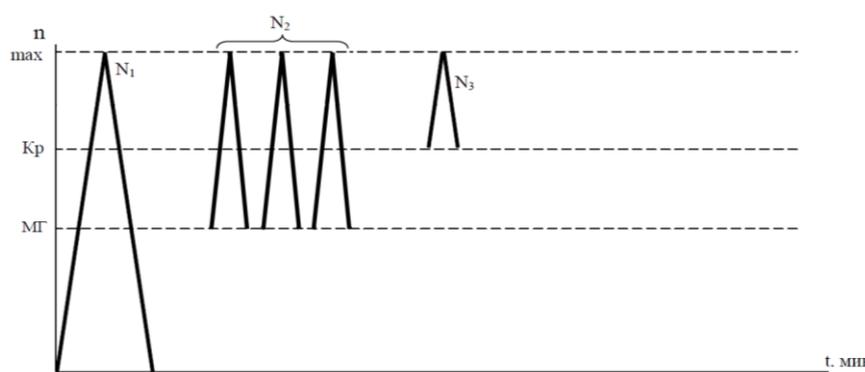


Рисунок 4.10 – Циклическая составляющая модельной циклограммы

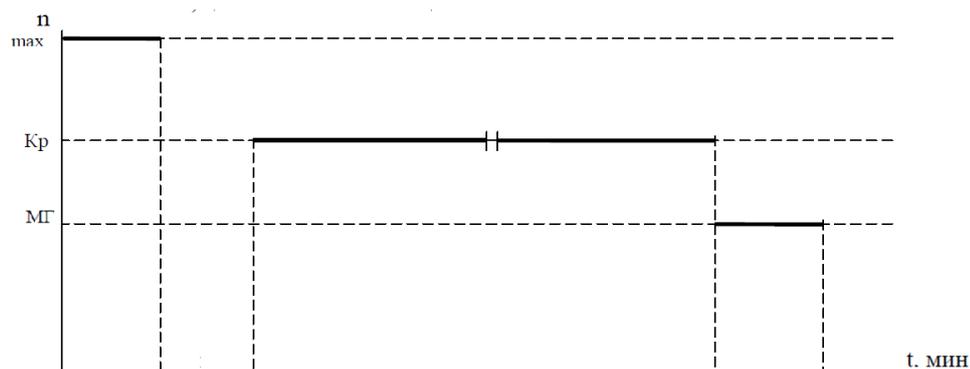


Рисунок 4.11 – Статическая составляющая модельной циклограммы

В таблице 4.3 приведены основные типы циклов, используемые в практике расчетов дисков двигателей высокоманевренной авиации. Соответственно, если принять максимальный режим на рисунке 4.10 за особый режим («О»), то в представленной циклической составляющей модельной циклограммы присутствуют следующие типы циклов: N1O – 1 штука (один полет от запуска до останова), N2O – 3 штуки (изменение частоты работы от МГ до О), N3O – 1 штука (изменение частоты работы от «Кр» до «О»).

Таблица 4.3 – Типы циклов, принятые для расчета

Обозначение	Тип цикла
N1O	0 – О – 0
N2O	МГ – О – МГ
N3O	Кр – О – Кр
N1Б	0 – Б – 0
N2Б	МГ – Б – МГ
N3Б	Кр – Б – Кр
N1У	0 – У – 0
N2У	МГ – У – МГ
N3У	Кр – У – Кр

Сочетание типов циклов представляет собой ОТПЦ. В данной работе определение ресурсных показателей выполняется для двух вариантов. Первый вариант состоит из единственного типа цикла N1O, т.е. повторяющегося циклически нагружения на максимальный режим «О». Второй вариант

состоит из сочетания типов циклов, представленных в таблице 4.4 и далее обозначается как ОТПЦ.

Таблица 4.4 – Доля типовых циклов в ОТПЦ

	N1	N2	N3
О	1%	1%	0%
Б	1%	5%	3%
У	9%	8%	72%

4.2.6 Для проведения исследования влияния вероятности разрушения от внутренних дефектов плоская осесимметричная модель разбивалась на зоны. Критерии разделения на зоны приведены в разделе 4.1.

На рисунках 4.12 и 4.13 приведены изображения разбиения дисков 7 ступени КВД и диска ТВД на зоны.

В расчете не учитываются поверхностные зоны, поэтому отсутствующие в плоской осесимметричной модели концентраторы напряжений на поверхностях вблизи внецентренных отверстий, не оказывают влияния на расчет.

В каждой из зон моделируется развитие трещины в плоскости, зависящей от ориентации первых главных напряжений.

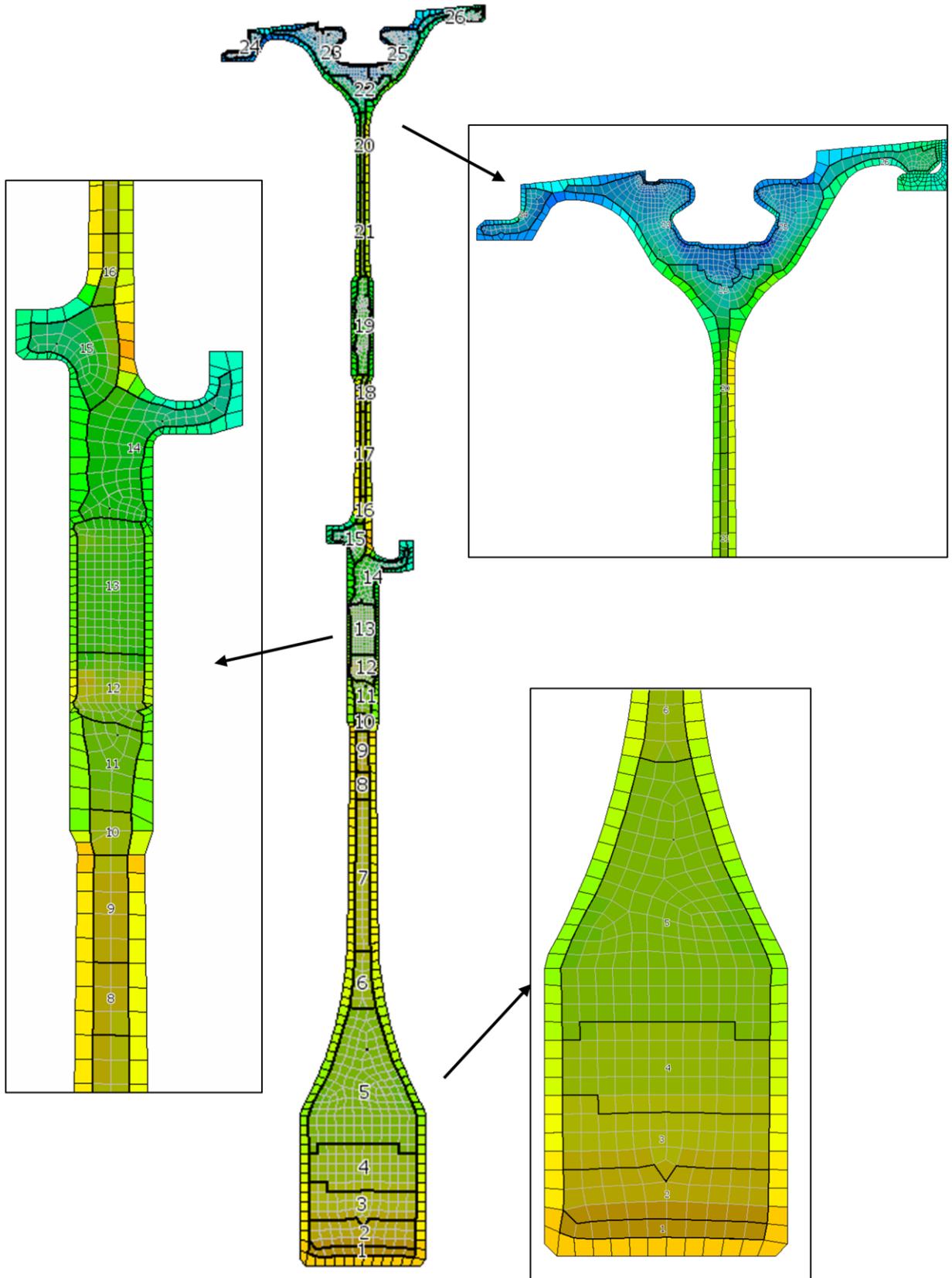


Рисунок 4.12 – Разбиение на внутренние зоны диска 7 степени

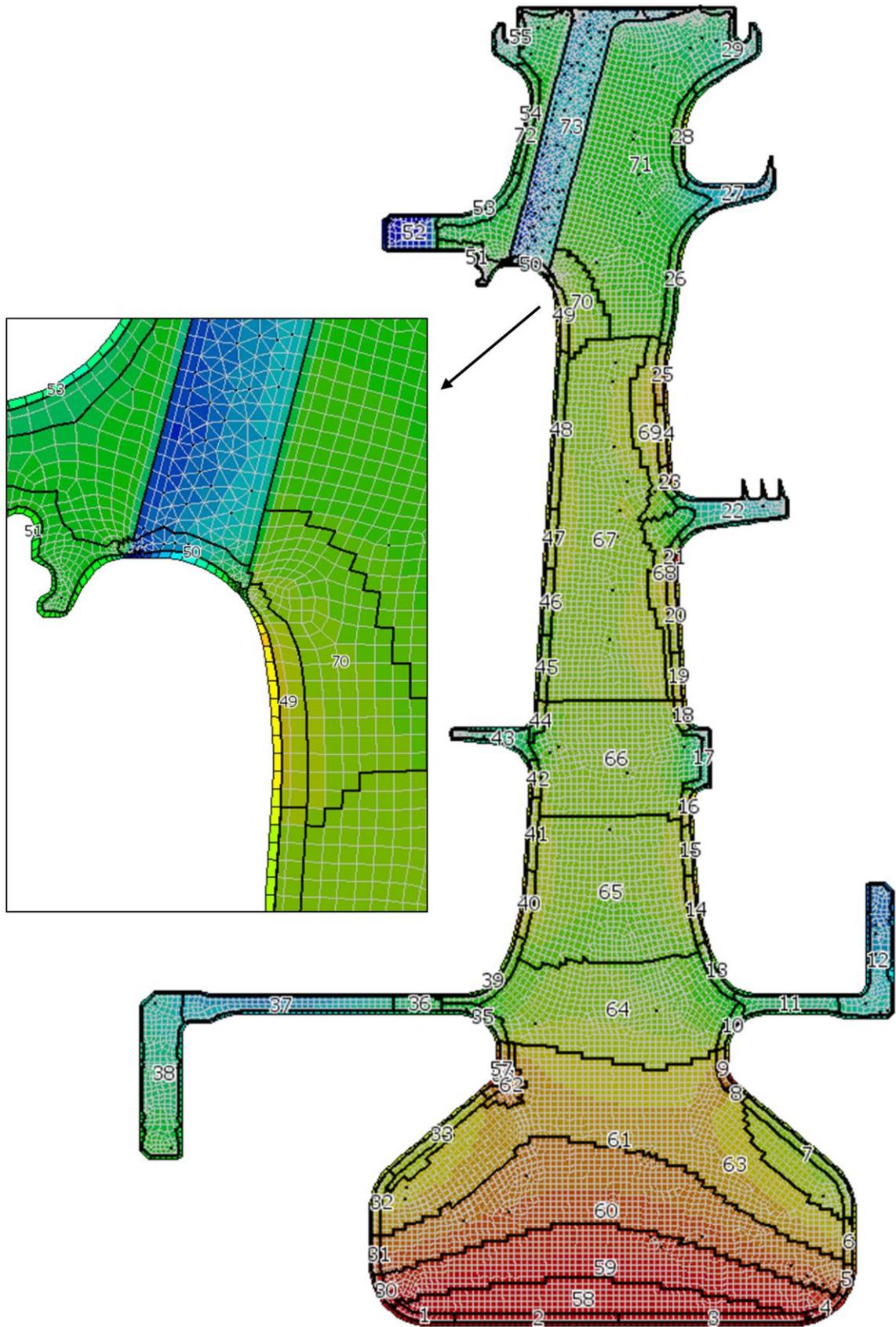


Рисунок 4.13 – Разбиение на внутренние зоны диска ТВД

4.3 Результаты анализа

На основе представленных в разделе 4.2 данных произведена оценка ресурсных показателей от внутренних дефектов диска 7 ступени КВД и диска ТВД для следующих вариантов расчета – для ОТПЦ и для циклического нагружения N1O (раздел 4.2.5). В качестве характеристик СРТУ для трещин от внутренних дефектов для сравнения задавались характеристики на воздухе и в вакууме (раздел 4.2.3).

За расчетную долговечность принимается количество циклов, соответствующей допустимой вероятности разрушения 10^{-4} . На рисунках 4.14 и 4.15 приведены зависимость вероятности разрушения P_d рассматриваемых дисков от числа циклов N1O.

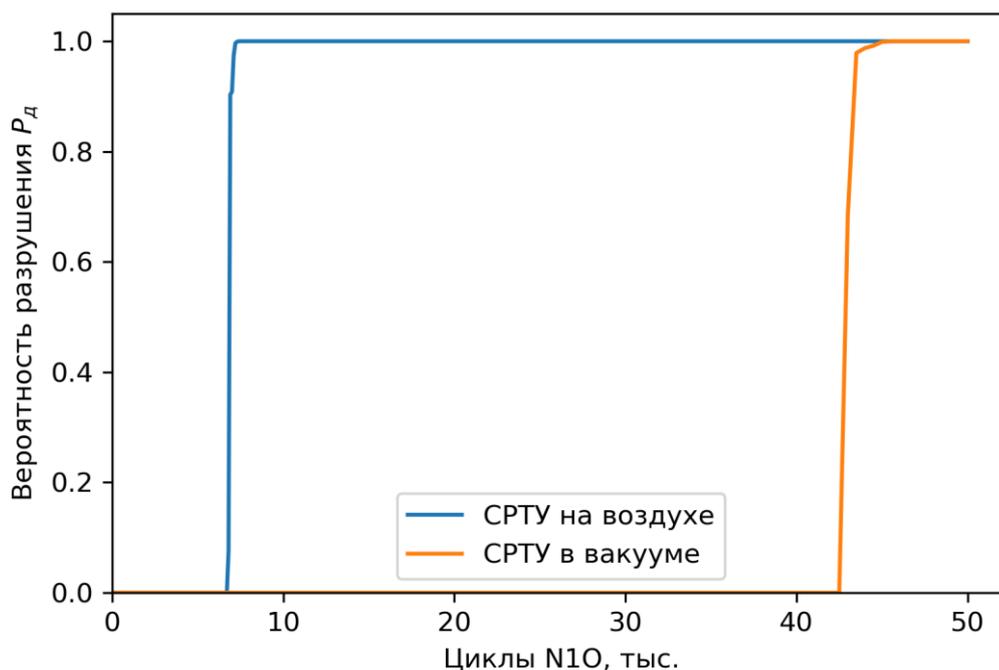


Рисунок 4.14 – Вероятность разрушения от числа циклов N1O для диска 7 ступени КВД

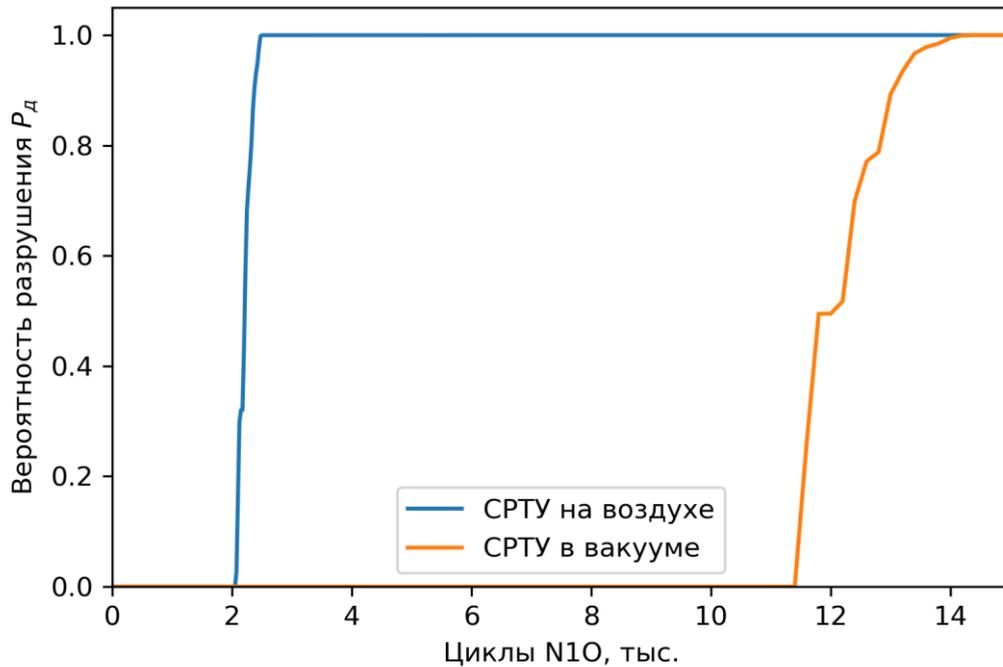


Рисунок 4.15 – Вероятность разрушения от числа циклов N10 для диска ТВД

В таблице 4.5 сведены результаты расчета долговечности при допустимой вероятности разрушения 10^{-4} , полученные для циклического нагружения дисков на N10.

Таблица 4.5 – Число циклов роста трещины

Диск	Характеристики СРТУ для внутренних трещин	Число циклов N10
7 ступень КВД	СРТУ на воздухе	6 700
7 ступень КВД	СРТУ в вакууме	42 500
ТВД	СРТУ на воздухе	2 050
ТВД	СРТУ в вакууме	11 400

Как видно из представленной таблицы долговечность от внутренних дефектов диска 7 ступени КВД и диска ТВД выросла в 6,3 и 5,5 раз соответственно при учете свойств СРТУ в вакууме.

На рисунках 4.16 и 4.17 приведены зависимость вероятности разрушения P_d рассматриваемых дисков от числа полетных циклов по ОТПЦ $N_{ПЦ}$, выраженных в долях от полного назначенного ресурса $N_{ресурс}$.

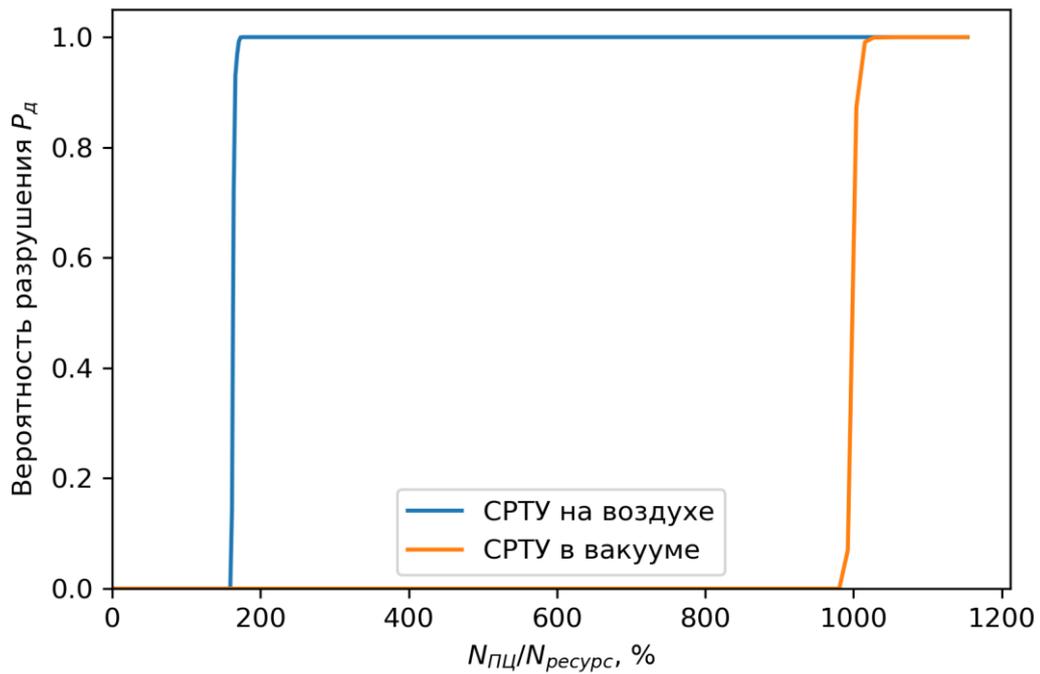


Рисунок 4.16 – Вероятность разрушения от числа полетных циклов по ОТПЦ, выраженных в долях от полного назначенного ресурса для диска 7 ступени КВД

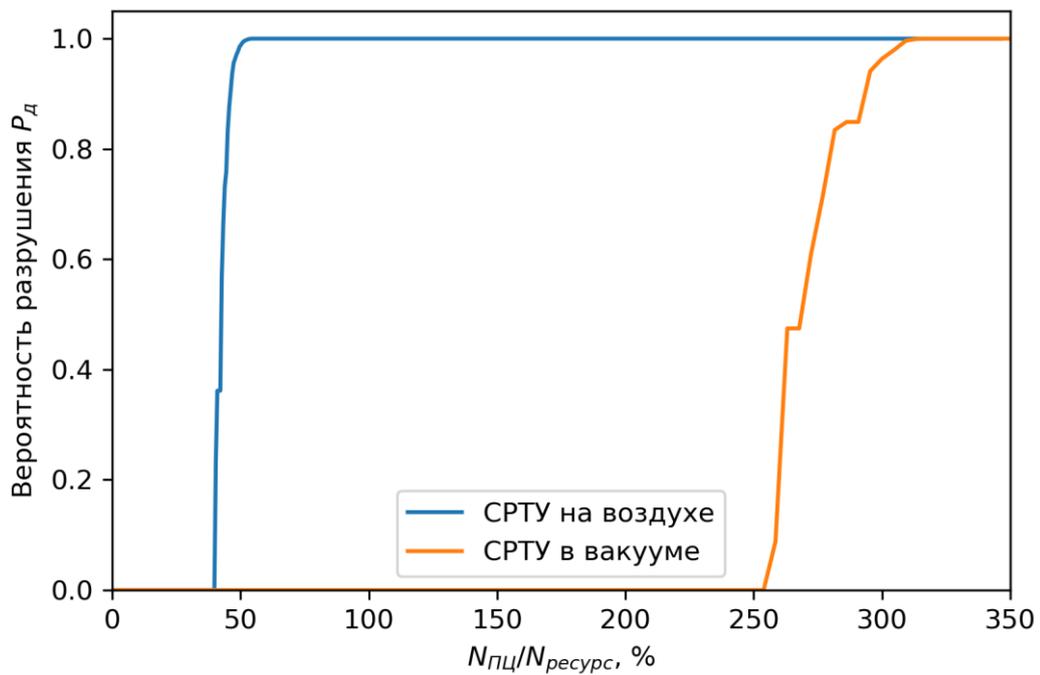


Рисунок 4.17 – Вероятность разрушения от числа полетных циклов по ОТПЦ, выраженных в долях от полного назначенного ресурса для диска ТВД

В таблице 4.6 сведены результаты расчета долговечности при допустимой вероятности разрушения 10^{-4} , полученные для циклического нагружения дисков по ОТПЦ. Результаты представлены в долях от полного назначенного ресурса двигателя $N_{\text{ресурс}}$.

Таблица 4.6 – Число циклов роста трещины

Диск	Характеристики СРТУ для внутренних трещин	Долговечность по ОТПЦ в долях от полного назначенного ресурса, %
7 ступень КВД	СРТУ на воздухе	159
7 ступень КВД	СРТУ в вакууме	981
ТВД	СРТУ на воздухе	40
ТВД	СРТУ в вакууме	254

Долговечность по ОТПЦ от внутренних дефектов диска 7 ступени КВД и диска ТВД выросла в 6,1 и 6,2 раза соответственно при учете свойств СРТУ в вакууме. При расчете долговечности диска ТВД с характеристиками СРТУ на воздухе не выполняется обеспечение полного назначенного ресурса.

Как видно из представленных данных учет свойств СРТУ в вакууме существенно влияет на ресурсные показатели дисков, имеющих разную геометрию и условия эксплуатации.

При отсутствии данных о СРТУ в вакууме при расчетах используются данные СРТУ на воздухе, что приводит к излишне консервативной оценке ресурсных показателей.

4.4 Заключение по главе

1. Определены диски и построены модели для проведения расчета по вероятностному подходу по КБРД. Выбраны диски двигателя АЛ-41Ф-1С, изготовленные из сплава ЭП741НП, а именно диск 7 ступени КВД и диск ТВД. Данные диски имеют различную толщину, влияющую на соотношение числа внутренних дефектов к поверхностным. Также диски КВД и ТВД эксплуатируются в разных температурных условиях.

2. Проведен анализ результатов расчета по вероятностному подходу для исследуемых дисков от внутренних дефектов при разных условиях нагружения. Для внутренних дефектов в разных вариантах расчета учитывались свойства СРТУ на воздухе и в вакууме.

3. Учет свойств СРТУ в вакууме при расчете ресурсных показателей от внутренних дефектов увеличивает долговечность в 6 раз по сравнению со свойствами СРТУ на воздухе. При этом учет свойств СРТУ в вакууме позволяет достичь расчетной долговечности диска ТВД, равной полному назначенному ресурсу.

4. При определении ресурсных показателей дисков, изготовленных из никелевых гранульных сплавов, рекомендуется использовать свойства СРТУ в вакууме при определении долговечности дисков.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе на примере дисков КВД и ТВД ТРДДФ АЛ-41Ф-1С проведен анализ влияния скорости роста трещины усталости в вакууме на ресурсные показатели.

Основные научные результаты:

1. Проведен анализ влияния скорости роста трещины усталости в вакууме на ресурс дисков, изготовленных из сплава ЭП741НП. Полученные результаты показывают, что учет свойств СРТУ в вакууме при расчете ресурсных показателей от внутренних дефектов увеличивает долговечность в 6 раз по сравнению со свойствами СРТУ на воздухе.

2. На основе предложенной концепции по определению СРТУ в вакууме для гранульных никелевых сплавов без использования вакуумной камеры были определены геометрические параметры и условия испытаний специальных образцов двух типов – вентилируемых и невентилируемых. Вентилируемые образцы служат для получения характеристик СРТУ на воздухе, а невентилируемые – в вакууме.

3. По результатам испытаний образцов двух типов из гранульного никелевого сплава ЭП741НП показано, что среднее количество циклов до разрушения для невентилируемых образцов в 12,7 раз больше, чем для вентилируемых, что указывает на значительно более медленное развитие трещины в вакууме.

4. Разработан способ обработки результатов испытаний цилиндрических образцов с внедренным дефектом для построения кинетических диаграмм усталостного роста трещины, включающий проведение фрактографических исследований и моделирование роста и формы трещины в образцах.

5. Получены КД усталостного роста трещины в специальных образцах.

6. Для невентилируемых образцов предложенных размеров невозможно выделить достаточно широкий для получения характеристик СРТУ участок

устойчивого роста трещины. В соответствии с выдвинутым предположением о равенстве коэффициента уравнения Пэриса m для условий вакуума и воздуха была выполнена оценка характеристик СРТУ в вакууме.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

- Б – боевой режим;
- ГИП – горячее изостатическое прессование;
- ГУР – граница устойчивого роста;
- ГТД – газотурбинный двигатель;
- КБРД – концепция безопасного развития дефекта;
- КВД – компрессор высокого давления;
- КД – кинетическая диаграмма;
- КИН – коэффициент интенсивности напряжений;
- Кр – крейсерский режим;
- ЛМЗ – Лыткаринский машиностроительный завод
- ЛНТ – Лаборатория новых технологий;
- МГ – малый газ;
- МКЭ – метод конечных элементов;
- МЦУ – малоцикловая усталость;
- НДС – напряженно-деформированное состояние;
- НИИ – научно-исследовательский институт;
- О – особый режим;
- ОВР – образец на внецентренное растяжение;
- ОКБ – опытно-конструкторское бюро;
- ОД – основная деталь;
- ОТПЦ – обобщенный типовой полетный цикл;
- ПАО «ОДК-УМПО» – публичное акционерное общество «Объединенная двигателестроительная корпорация – Уфимское моторостроительное производственное объединение»;
- ПЦ – полетный цикл;
- РВД – ротор высокого давления;
- СРТУ – скорость роста трещины усталости;

ТВД – турбина высокого давления;

ТРДДФ – турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания;

У – учебный режим;

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» – федеральное автономное учреждение «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»;

ЭВМ – электронно-вычислительная машина.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1 Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. М.: Авиаиздат. 2012. 33 с.

2 Алымов В.Т., Фишгойт А.В., Шашурин Г.В., Хрущов М.М. Моделирование разрушения гранулируемого никелевого сплава при малоцикловом нагружении // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2007. Т. 73. № 4. С.52 – 55.

3 Артамонов М.А. Методика определения периодичности рельефа изломов разрушенных материалов // Кристаллография. 2021. Т. 66. № 4. С. 658 – 662.

4 Артамонов М.А., Немцев Д.В., Меденцов В.Э., Соловьев В.С. Исследование испытанных на малоцикловую усталость цилиндрических образцов из никелевого сплава ЭП741НП для определения параметров Периса и периода зарождения трещины // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. №56. 2019 г., с.103 – 113.

5 Артамонов М.А., Немцев Д.В., Меденцов В.Э., Соловьев В.С. Определение инкубационного периода и кинетики роста трещины малоцикловой усталости в гранулируемом никелевом сплаве ЭП741НП при разных асимметриях цикла нагружения // ICAM 2020: сборник тезисов международной научно-технической конференции по авиационным двигателям. М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова. 2020. С. 458 – 461.

6 Артамонов М.А., Потапов С.Д., Перепелица Д.Д., Онищенко Д.Д., Демкина Н.И. Исследование методами рентгеновской томографии и электронной микроскопии дефектов и их распределения в гранулируемом никелевом сплаве ЭП741НП // Климовские чтения – 2017. Перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей научно-технической конференции. СПб.: Скифия принт. 2017. С.111 – 118.

7 Артамонов М.А., Трунькин И.Н., Рашковский А.Ю., Васильев А.Л. и др. Исследование механизма усталостного роста подповерхностной трещины в образце никелевого сплава ЭП741НП // Физическая мезомеханика. 2019. Т. 22. № 4. С. 64 – 74.

8 Артамонов М.А., Шубин И.А., Немцев Д.В. Управление ресурсными характеристиками ГТД через повышение знания о материале на примере гранулируемого никелевого сплава ЭП741НП // ICAM 2020: сборник тезисов международной научно-технической конференции по авиационным двигателям. М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова. 2020. С. 500 – 502.

9 Брок Д. Основы механики разрушения. М.: Высшая школа. 1980. 368 с.

10 Волков А.М., Востриков А.В. Сопротивление гранулируемых жаропрочных никелевых сплавов разрушению при малоцикловой усталости (обзор) // Авиационные материалы и технологии. 2016. № S1(43). С. 74 – 79.

11 Гарибов Г.С. Научно-технический задел в области гранульной металлургии для создания перспективных авиационных двигателей // Технология легких сплавов. 2018. № 2. С.63 – 71.

12 Гарибов Г.С., Гриц Н.М., Востриков А.В., Федоренко Е.А. Эволюция технологии, структуры и механических свойств гранулируемых жаропрочных никелевых сплавов, изготовленных методом ГИП // Технология легких сплавов. 2010. № 3. С. 31 – 35.

13 Гарибов Г.С., Гриц Н.М., Волков А.М., Востриков А.В., Федоренко Е.А. Металловедческие аспекты производства заготовок дисков из гранулируемых жаропрочных никелевых сплавов методом ГИП // Технология легких сплавов. 2014. № 3. С.54 – 58.

14 Гарибов Г.С., Касаткин В.В., Кошелев В.Я., Востриков А.В. Модель расчета надежности турбинных дисков из гранул // Турбины и дизеля. 2007. № 3. С. 34 – 39.

15 Гогаев Г.П., Немцев Д.В. Исследование влияния полетных условий на повреждаемость диска турбины высокого давления высокоманевренного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 1. С. 134 – 142.

16 Голубовский Е.Р., Волков М.Е., Эмаусский Н.М. Оценка скорости развития трещины усталости в никелевых сплавах для дисков ГТД // Вестник двигателестроения. 2013. № 2. С. 229 – 235.

17 Горбовец М.А. Циклическая трещиностойкость жаропрочных титановых сплавов для авиационных двигателей и силовых энергетических установок: автореф. дис. к.т.н. Москва. 2016. 27 с.

18 ГОСТ 25.502-79. Расчеты и испытания на прочность в машиностроении. Методы механических испытаний металлов. Методы испытаний на усталость. М.: Изд-во стандартов, 1991. – 25 с.

19 Добеши И. Десять лекций по вейвлетам. Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика». 2001. 464 с.

20 Ермоленко Б.И. Развитие усталостных трещин в условиях вакуума // Ученые записки ЦАГИ. 1973. Т. 4. С. 71 – 76.

21 Логунов А.В. Жаропрочные никелевые сплавы для лопаток и дисков газовых турбин. Рыбинск: ООО «Издательский дом «Газотурбинные технологии», 2017. – 854 с.

22 Морозов Е.М. ANSYS в руках инженера. Механика разрушения. – М.: Ленанд, 2010. – 456 с.

23 Мураками Ю. Справочник по коэффициентам интенсивности напряжений. – М.: Мир, 1990. – 448 с.

24 Немцев Д.В., Артамонов М.А. Основанная на вейвлет-преобразовании методика для автоматизированного определения шага усталостных бороздок образцов, испытанных на МЦУ // Живучесть и конструкционное материаловедение (ЖивКоМ – 2022): сборник трудов VI

Международной научно-технической конференции (27–29 октября 2022, Москва). М.: ИМАШ РАН. 2022. С. 265 – 268.

25 Немцев Д.В., Потапов С.Д., Артамонов М.А. Исследование циклической трещиностойкости в вакууме для дисков газотурбинного двигателя, изготавливаемых из гранулируемого никелевого сплава ЭП741НП // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 99 – 105.

26 Немцев Д.В., Потапов С.Д., Артамонов М.А. Предварительный анализ результатов испытаний цилиндрических образцов с внедренным дефектом для определения скорости роста трещины усталости в вакууме // Технология легких сплавов. 2023. № 2. С.54 – 61.

27 Нотт Дж. Ф. Основы механики разрушения. Том 1. – М.: Металлургия, 1978. – 256.

28 ОСТ 1 92127-90. Металлы. Метод определения скорости роста усталостной трещины при испытании с постоянной амплитудой нагрузки. – М.: НПО «ВИАМ», 1991. – 59 с.

29 Партон В.З. Механика упругопластического разрушения. – 2-е изд., перераб. и доп. / В.З. Партон, Е.М. Морозов. – М.: Наука, 1985. – 416 с.

30 Потапов С.Д., Перепелица Д.Д. Исследование влияния геометрических особенностей трещины на характеристики циклической трещиностойкости // Технология легких сплавов. 2014. № 1. С. 66 – 71.

31 Потапов С.Д., Перепелица Д.Д. Исследование характеристик циклической скорости роста трещин в материалах основных деталей авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 20. №6. С. 124 – 139.

32 Потапов С.Д., Перепелица Д.Д. Исследование циклической скорости роста трещин в материалах основных деталей авиационных ГТД // Научно-технический журнал «Технология легких сплавов». 2013. №2. С. 5 – 19.

33 Потапов С.Д., Перепелица Д.Д. Расчетное и экспериментальное исследование скорости роста трещин в образцах из никелевого сплава при

простых и сложных циклах нагружения // Вестник УГАТУ. 2011. Т. 15. № 1. С. 64 – 66.

34 Потапов С.Д., Перепелица Д.Д. Способ обработки результатов испытаний образцов на трещиностойкость с целью определения коэффициентов уравнения Пэриса // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. №6. С. 49 – 54.

35 Потапов С.Д., Перепелица Д.Д. Способ обработки результатов испытаний образцов на скорость роста трещины при постоянной амплитуде нагружения // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. №2. С. 94 – 100.

36 Потапов С.Д., Перепелица Д.Д. Опыт использования программы DARWIN для оценки скорости роста трещин в основных деталях авиационных двигателей // Вестник УГАТУ. 2011. Т. 15. № 1 (41). С. 60 – 63.

37 Пустыльник Е.И. Статистические методы анализа и обработки наблюдений. М.: Наука.

38 Работпов Ю.Н. Введение в механику разрушения. М.: Наука. 1987. 80 с. 1968. 288 с.

39 Самсонова О.В., Нихамкин М.Ш., Конев И.П. Моделирование эволюции формы фронта трещины в процессе усталостного нагружения // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2019. № 58. С.57 – 68.

40 Свидетельство 2022667078. Cumulet: программа для ЭВМ / Артамонов М.А., Гогаев Г.П., Немцев Д.В (RU). Заявка 2022665574. Дата поступления 22.08.2022. Дата регистрации 14.09.2022.

41 Свидетельство 2021661542. ЭксОРТ: программа для ЭВМ / Немцев Д.В., Гогаев Г.П. (RU). Заявка 2021660763. Дата поступления 07.07.2021. Дата регистрации 13.07.2021.

42 Сиротин Н.Н. Основы конструирования, производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических

установок в системе CALS технологий. Книга 3 / Н.Н. Сиротин, Е.Ю. Марчуков, А.Н. Сиротин, А.Б. Агульник. М.: Наука. 2012.

43 Туманов Н.В. Кинетическое уравнение устойчивого роста трещин малоциклового усталости // Вестник СГАУ. 2014. № 5. (47), часть 1. С. 18 – 26.

44 Узбяков Д.М. Исследование характеристик циклической трещиностойкости гранульного сплава на никелевой основе с разной фракцией гранул // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2015. № 40. С. 122 – 134.

45 Шанявский А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций. Уфа: Монография. 2003. 802 с.

46 Шанявский А.А. Модели зарождения и развития усталостного разрушения под поверхностью металлов // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 179. С.32 – 44.

47 Шашурин Г.В. Разработка модели накопления повреждений для оценки прочностной надежности и ресурса гранульных турбинных дисков авиационных газотурбинных двигателей: автореф. дис. к.т.н. Москва. 2007.

48 Швечков Е.И., Батяев Д.В. Рациональные методы определения скорости роста усталостных трещин и вязкости разрушения жаропрочных сплавов // Технология легких сплавов. 2020. № 4. С. 88 – 94.

49 Школьник Л.М. Скорость роста трещин и живучесть металла. М.: Металлургия. 1973. 216 с.

50 Яковлев А.Н. Введение в вейвлет-преобразования. Новосибирск: Изд-во НГТУ. 2003. 104 с.

51 Abikchi M., Billot T., Crepin J., [et al.]. Fatigue life and initiation mechanisms in wrought Inconel 718 DA for different microstructures // 13th International Conference on Fracture (June 16-21, Beijing, China). Pp. 1 – 11.

52 Adair B.S., Johnson W.S., Antolovich S.D., Staroselsky A. Identification of fatigue crack growth mechanisms in In100 superalloy as function of temperature

and frequency // *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*. 2012. № 0. P. 1 – 11.

53 Artamonov M.A., Nemtsev D.V., Medentsov V.E., Solovyev V.S. The Influence of Temperature and Stress Cycle Asymmetry at Fatigue Cracks Initiation and Propagation in Cylindrical Specimens of Ni-based Alloy EP741NP // *Procedia Structural Integrity*. 2019. Vol. 23, pp. 257 – 262.

54 Artamonov M.A., Trunkin I.N., Ovcharov A.V., Vasiliev A.L. The investigation of the crack growth mechanism in powder metallurgy Ni-based superalloy // *Procedia Structural Integrity*. 2019. Vol. 23, pp. 251 – 256.

55 ASTM E647. Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates. URL: <https://www.astm.org/standards/e647>

56 ASTM E606/E606M. Standard Test Method for Strain-Controlled Fatigue Testing. URL: https://www.astm.org/e0606_e0606m-21.html

57 Bulloch J.H., Gallagy A.G. A detailed study of the relationship between fatigue crack growth rate and striation spacing in a range of low alloy ferritic steel // *Engineering Failure Analysis*. 2010. № 17. P. 168 – 178.

58 Dahal J., Maciejewski K., Ghonem H. Loading frequency and microstructure interactions in intergranular fatigue crack growth in a disk Ni-based superalloy // *International Journal of Fatigue*. 2013. № 57. P. 93 – 102.

59 DARWIN 9.2 Manual // Southwest Research Institute. 2020.

60 Ganeev A.A., Valitov V.A., Utyashev F.Z., Imayev V.M. The influence of temperature-strain rate conditions on hot workability and microstructure of powder metallurgy nickel-based superalloy EP741NP // *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering* 447 012062, 2018. DOI: 10.1088/1757-899X/447/1/012062

61 Gosz M., Moran B. An interaction energy integral method for computation of mixed-mode stress intensity factors along non-planar crack fronts in three dimensions // *Engineering Fracture Mechanics*. 2002. Vol. 69. P.299 – 319.

62 Grison J., Remy L. Fatigue Failure Probability in a powder metallurgy Ni-Base Superalloy // Engineering Fracture Mechanics. 1997. Vol. 57. № 1. P. 41 – 55.

63 Everitt S., Jiang R., Gao N., [et al.]. Comparison of fatigue crack propagation behavior in two gas turbine disc alloys under creep-fatigue conditions: evaluating microstructure, environment and temperature effects // Materials Science and Technology. 2013. Vol. 29. № 7. P. 781 – 787.

64 Everitt E., Starink M.J., Pang H.T., Wilcock I.M., Henderson M.B., Reed P.A.S. A comparison of high temperature fatigue crack propagation in various sub-solvus heat treated turbine disk alloys // Mater. Sci. Techn. 2007. Vol. 23. P. 1419 – 1423.

65 Everitt E., Starink M.J., Reed P.A.S. Temperature and Dwell Dependence of Fatigue Crack Propagation in Various Heat Treated Turbine Disc Alloys // Superalloys 2008. 2008. P.741 – 750.

66 Gayda J., Gabb T.P., Miner R.V. Fatigue Crack Propagation of Nickel-Base Superalloys at 650 °C. NASA Technical Memorandum 87150, 1985.

67 Glinka G., Shen G. Universal Features of Weight Functions for Cracks in Mode I // Engineering Fracture Mechanics. 1991. P.1135 – 1146.

68 Hide N.J., Henderson M.B., Reed P.A.S.. Effects of Grain and Precipitate Size Variation on Creep-Fatigue Behaviour of Udimet 720LI in Both Air and Vacuum // Superalloys 2000. 2000. P.495 – 503.

69 Hou J., Dubke J., Barlow K., [et al.]. 3D Crack Growth Analysis and its Correlation with Experiments for Critical Turbine Components under an International Collaborative Program // Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air (June 9-13, 2008, Berlin, Germany). 2008. P. 1 – 9.

70 Hunt D.W., Skelton D.K., Knowles D.M.. Microstructural Stability and Crack Growth Behaviour of a Polycrystalline Nickel-Base Superalloy // Superalloys 2000. 2000. P.795 – 802.

71 Jiang R., Bull D.J., Proppentner D., Shollock B., Reed R.A.S. Effects of oxygen-related damage on dwell-fatigue crack propagation in a P/M Ni-based

superalloy: from 2D to 3D assessment // International Journal of Fatigue. 2017. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2017.03.003.

72 Jiang R., Everitt S., Gao N., [et al.]. Influence of oxidation on fatigue crack initiation and propagation in turbine disc alloy N18 // International Journal of Fatigue. 2015. Vol. 75. P. 89 – 99.

73 Jiang R., Everitt S., Lewandowski M., Gao N., Reed P.A.S. Grain size effects in a Ni-based turbine disc alloy in the time and cycle dependent crack growth regimes // International Journal of Fatigue. 2014. № 62. P. 217 – 227.

74 Jiang R., Reed P.A.S. Fatigue crack growth mechanisms in powder metallurgy Ni-based superalloys – A review // International Journal of Fatigue. 2020. 48 p.

75 Knowles D.M., Hunt D.W. The Influence of Microstructure and Environment on the Crack Growth Behavior of Powder Metallurgy Nickel Superalloy RR1000 // Metallurgical and Materials Transactions A. 2022. Vol. 33A. P.3165 – 3172.

76 Leo Prakash D.G., Walsh M.J., Maclachlan D., Korsunsky A.M. Crack growth micro-mechanisms in the IN718 alloy under the combined influence of fatigue, creep and oxidation // International Journal of Fatigue. 2009. № 31. P. 1966 – 1977.

77 Lynch S.P. Progression markings, striations, and crack-arrest markings on fracture surface // Materials Science and Engineering A. 2007. Vols. 468 – 470, pp. 74 – 80.

78 McClung R.C., Enright M.P., Liang W. Integration of NASA-Developed Lifting Technology for PM Alloys into DARWIN // NASA/CR – 2011-216977. 2011.

79 Molins R., Hochstetter G., Chassaigne J.C., Andrieu E. Oxidation effects on the fatigue crack growth behavior of alloy 718 at high temperature // Acta Metallurgica. 1997. Vol. 45. № 2. P. 663 – 674.

80 Murakami Yu. Metals Fatigue: Effects of Small Defects and Nonmetallic Inclusions. Elsevier Ltd, London, UK. 2002. 369 p.

81 Niccolls E.H. A correlation for fatigue crack growth rate // Scripta Metallurgica. 1976. Vol. 10. № 4. P. 295 – 298.

82 Onofrio G., Osinkolu G.A., Marchionni M. Fatigue crack growth of UDIMET 720 Li superalloy at elevated temperature // International Journal of Fatigue. 2001. Vol. 23, pp. 887 – 895.

83 Pang H.T., Hardy M.C., Hide N., [et al.]. Comparison of fatigue crack propagation in nickel base superalloys RR1000 and Udimet 720Li // Materials Science and Technology. 2016. DOI: 10.1179/1743284715Y.0000000060.

84 Paris P., Erdogan F. A critical analysis of crack propagation laws // Journal of Basic Engineering (Trans. ASME). 1963. № 12. P. 528 – 534.

85 Pineau A., Antolovich S.D. High temperature fatigue of nickel-base superalloys – A review with special emphasis on deformation modes and oxidation // Engineering Failure Analysis. 2009. №16. P. 2668 – 2697.

86 PyWavelets – Wavelet Transforms in Python [Электронный ресурс] // URL:<https://pywavelets.readthedocs.io/en/latest/index.html> (дата обращения: 31.07.2023).

87 Reed R.C. The Superalloys. Fundamentals and Applications // Cambridge University Press. 2006. P. 372.

88 Radavich J., Furrer D., Carneiro T., Lemsky J. The Microstructure and Mechanical Properties of EP741NP Powder Metallurgy Disc Material // Superalloys 2008. The Minerals, Metals & Materials Society. 2008, pp. 63 – 72.

89 Ruckert C.O.F.T., Tarpani J.R., Filho W.W.B., Spinelli D. On the relation between micro- and macroscopic fatigue crack growth rates in aluminum alloy AMS 7475-T7351.

90 Schijve J. Fatigue of Structures and Materials. – Second Edition. – Springer. 2009. 622 p.

91 Suresh S. *Fatigue of Materials*. – Second Edition. – Cambridge University Press. 1998. New York. P. 679.

92 Tanaka K., Matsuoka S. A tentative explanation for two parameters, C and m , in Paris equation of fatigue crack growth // *Int. Journal of Fracture*. 1977. Vol. 13. № 5. P. 563 – 584.

93 Tong J., Byrne J. Effects of frequency on fatigue crack growth at elevated temperature. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*. 1999. № 22. P. 185 – 193.

94 Tong J., Dalby S., Byrne J., Henderson M.D., Hardy M.C. Creep, fatigue and oxidation in crack growth in advanced nickel base superalloys // *International Journal of Fatigue*. 2001. № 23. P. 897 – 902.

95 U.S. Department of Transportation. Federal Aviation administration. Advisory Circular. Subject: Damage Tolerance for High Energy Turbine Engine Rotors. Date: 1/8/01. AC No: AC 33.14-1.

Приложение А
(обязательное) Акт об использовании

УТВЕРЖДАЮ
Первый заместитель
генерального конструктора
ОКБ им. А.Люльки – филиал
ПАО «ОДК-УМПО»


М.В. Кузьмин

« 25 » 2023 г.



АКТ

Об использовании в ОКБ им. А.Люльки – филиале ПАО «ОДК-УМПО» результатов диссертационной работы Немцева Дмитрия Владимировича «Исследование влияния скорости роста трещины усталости в вакууме на ресурс дисков газотурбинных двигателей», представленной на соискание степени кандидата технических наук

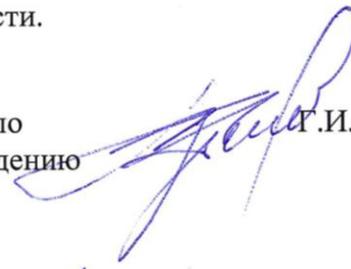
Комиссия в составе: председателя комиссии – заместителя генерального конструктора по перспективным технологиям и сопровождению серийного производства Г.И. Зубарева, главного конструктора А.В. Садова и начальника отдела систем диагностики Г.К. Германа установила, что в ОКБ им. А.Люльки – филиале ПАО «ОДК-УМПО» использованы предложенные Немцевым Д.В. результаты диссертационной работы по исследованию влияния скорости роста трещины усталости в вакууме на ресурс основных деталей газотурбинных двигателей.

Полученные результаты диссертационной работы использовались при корректировке ресурсных показателей дисков, изготовленных из гранульного никелевого сплава ЭП741НП двигателя АЛ-41Ф-1С.

Результаты диссертационной работы позволяют более полно использовать потенциальные возможности по ресурсу дисков ГТД при сохранении требуемого уровня безопасности.

ПРЕДСЕДАТЕЛЬ КОМИССИИ

Заместитель генерального конструктора по перспективным технологиям и сопровождению серийного производства



Г.И. Зубарев

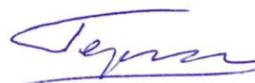
ЧЛЕНЫ КОМИССИИ

Главный конструктор



А.В. Садов

Начальник отдела систем диагностики



Г.К. Герман