

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

На правах рукописи



Ярославцева Мария Михайловна

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ АНАЛИЗА УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ
АГРЕГАТОВ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ
ПРИ МНОГОКРАТНЫХ МЕХАНИЧЕСКИХ И ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ
ВОЗДЕЙСТВИЯХ**

Специальность 2.5.13.

«Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация
летательных аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
кандидат технических наук
Шаповалов Руслан Васильевич

Москва – 2026

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	5
ГЛАВА 1 ОБЗОРНО-АНАЛИТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОПЫТА ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ АГРЕГАТОВ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ ПРИ ЦИКЛИЧЕСКОМ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОМ ВОЗДЕЙСТВИИ.....	13
1.1 Характеристика газодинамического нагружения.....	13
1.2 Цикличность газодинамического нагружения.....	18
1.3 Обзор дефектов материалов, используемых при эксплуатации.....	19
1.4 Сравнительный анализ теплозащитных материалов наземной инфраструктуры.....	34
1.5 Обзор предложений по анализу прочности элементов облицовки при действии газодинамической нагрузки.....	36
1.6 Заключение по Главе 1.....	40
ГЛАВА 2 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ ПРОЧНОСТИ ПРОЕКТИРУЕМОГО СТАРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ, ПОДВЕРЖЕННОГО ЦИКЛИЧЕСКОМУ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОМУ ВОЗДЕЙСТВИЮ.....	41
2.1 Основные требования и исходные данные к модели для оценки ресурса работы конструкций.....	42
2.2 Определение циклов нагружения.....	44
2.3 Входные данные о материале исследуемой конструкции.....	47
2.4 Основные соотношения для термо-механического анализа конструкций.....	49
2.5 Конечноэлементный анализ конструкции при совместном действии температурной и силовой нагрузки.....	53
2.6 Метод выделения циклов деформирования.....	58
2.7 Определение числа циклов до усталостного разрушения детали.....	61

2.8 Алгоритм оценки циклической прочности проектируемых конструкций методом конечных элементов	65
2.9 Заключение по Главе 2	68
ГЛАВА 3 ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЦИКЛИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ГАЗООТРАЖАТЕЛЯ	69
3.1 Моделирование малоциклового усталости облицовки при действии циклического газодинамического нагружения	69
3.2 Определение ресурса «гребня» модельного газоотражателя	80
3.3 Исследование деформаций защитной решетки при циклическом газодинамическом воздействии	85
3.4 Заключение по Главе 3	87
ГЛАВА 4 ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВАРИАНТОВ СХЕМ МОНТАЖА МЕТАЛЛООБЛИЦОВКИ ГАЗООТРАЖАТЕЛЕЙ, КОМПЕНСИРУЮЩИХ НЕГАТИВНОЕ ВЛИЯНИЕ МАЛОЦИКЛОВОЙ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ УСТАЛОСТИ МАТЕРИАЛА ЛИСТОВ	89
4.1 Постановка задачи по анализу циклической прочности элементов крепления листов газоотражателя	89
4.2 Способы модификации конструкций для снижения температурных напряжений при периодической газодинамической нагрузке	90
4.3 Практическое применение метода субмоделирования для оценки прочности проектируемого стартового оборудования	91
4.4 Характеристика моделируемых листов облицовки	99
4.5 Способы монтажа листов металлооблицовки	100
4.6 Анализ способов монтажа листов металлооблицовки с учетом нелинейности свойств материала	103
4.7 Анализ результатов моделирования	111
4.8 Заключение по Главе 4	114
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	115

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	118
СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ.....	119
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	121
ПРИЛОЖЕНИЕ	
Акты внедрения диссертационной работы.....	134

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

Мировая космонавтика вступила на новый этап развития спутниковых группировок, обеспечивающих бесперебойное интернет-соединение. Современная группа спутников состоит из большого количества космических аппаратов на орбитах с разным углом наклона. Для оперативного развертывания подобной группировки необходимо увеличивать темп пусков ракет-носителей, который зависит от исправного состояния стартового оборудования ракет-носителей.

Силовые конструкции наземных комплексов, такие как газоотражатели, пусковые столы и башни обслуживания, расположены в стартовой позиции ракеты-носителя (РН). Наибольшей нагрузкой на сборочные единицы является газодинамическое термосиловое воздействие продуктов сгорания ракетного топлива, возникающее при работе двигательной установки (ДУ) на траектории подъема ракеты космического назначения (РКН) (Рисунок 1). Периодическое воздействие приводит к критическим повреждениям, способствующим частому проведению ремонтных работ по восстановлению целостности защитного покрытия или части конструкции.

Разрушение силовых элементов агрегатов, нагружаемых серией газодинамических нагрузок, связано с циклическим асимметричным деформированием при каждом запуске двигательной установки. Оценка допустимого числа рабочих циклов газодинамического нагружения до разрушения агрегатов на этапе проектирования с использованием программно-реализованных численных методов способствует минимизации разрушающего воздействия.

Для обоснованного анализа необходимо адаптировать методики оценки циклической прочности и последующей реализации в области проектирования стартового оборудования ракет-носителей. Ранее разработанные методики охватывают частные дисциплинарные вопросы деформирования простейших образцов и не рассматривают в целом работу габаритных силовых

конструкций стартового оборудования под циклическим высокотемпературным газодинамическим воздействием, что приводит к неучету фактора циклического характера нагружения отечественными конструкторскими коллективами при проектировании с использованием программных средств.



Рисунок 1 – Воздействие газовой струи от двигательной установки на наземное оборудование при старте ракеты космического назначения

Степень разработанности темы исследования

Значительный вклад в решение теоретических и практических вопросов газодинамики старта летательного аппарата и разрушающего воздействия струи продуктов сгорания на конструкции стартового комплекса внесли российские и зарубежные ученые и специалисты: Бирюков Г.П., Бут А.Б., Абдурашидов Т.О., Акимов, Г. А., Зюзликов В.П., Cai H., Zhou Z., Calle L.M., Hintze P.E., Parlier C.R., Coffman B.E., Cox S.

Задачи проектирования объектов наземной космической инфраструктуры, с учетом результатов анализа напряженно-деформированного состояния, приведены в работах Гулы Д.Н., Зверева В.А., Ульяненкова А.В., Языкова А.В., Полупан А.В.

Проектирование, производство и эксплуатация силовых конструкций, подверженных газодинамическому воздействию, проводится отечественными и зарубежными аэрокосмическими организациями: АО «ЦЭНКИ»,

АО «НПО «Обуховский завод», американским космическим агентством (NASA), китайским национальным космическим управлением (CNSA).

Анализы результатов осмотров конструкций, подверженных прямому газодинамическому воздействию за длительное время эксплуатации, приведены в работах Попова В.А., Козлова В.В., Головчинского В.О. В статьях подчеркивается актуальность учета циклического газодинамического воздействия при определении проектного облика и расчетах проектных параметров изделий.

Вопросы циклической прочности в агрегатах стартового комплекса затрагивались в работах Гулы Д.Н. Определение ресурса конструкции при циклическом воздействии высоких температур рассматривалось в трудах Абашева Д.Р, Бондаря В.С., Десятниковой М.А., Мэнсона С.

Диссертационная работа является продолжением и развитием методик проектирования конструкций стартового комплекса, подверженных прямому циклическому газодинамическому воздействию.

Целью диссертации является разработка методики анализа усталостной прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры при многократных механических и газодинамических воздействиях.

Разработанная методика моделирования для оценки циклической прочности конструкций позволяет точно обосновывать закладываемую сопротивляемость стартового оборудования ракет космического назначения к разрушающему периодическому воздействию газодинамической струи продуктов сгорания ракетного топлива на этапе проектирования.

Задачи исследования сформулированы для реализации цели диссертационной работы:

1. Исследование опыта проектирования и эксплуатации различных теплозащитных покрытий с целью определения причин разрушения и перспектив развития анализа конструкций на этапе проектирования.

2. Разработка методики оценки прочности конструкций, подверженных циклическому газодинамическому воздействию.

3. Проведение валидации методики оценки прочности конструкций, подверженных циклическому газодинамическому воздействию.

4. Проведение численного моделирования проектируемых сборочных единиц стартового комплекса с использованием разработанной методики анализа усталостной прочности.

5. Разработка алгоритма обоснования циклической прочности малых конструктивных элементов для габаритных конструкций стартового оборудования.

6. Проведение анализа малоциклового прочностного состояния схем монтажа листов металлооблицовки газоотражателей при действии газодинамической нагрузки.

Объектом исследования является стартовое оборудование ракет космического назначения, подверженное периодическому высокотемпературному газодинамическому нагружению.

Предметом исследования является оценка циклической прочности стартового оборудования.

Научная новизна работы

Разработка и практическая реализация нового метода оценки усталостной прочности проектируемых термомеханически напряженных конструктивных элементов стартового оборудования для запуска летательных аппаратов. Предложены методы и приемы анализа напряженно-деформированного состояния конструкций с оцениванием циклической прочности, основанные на применении разработанной методики анализа усталостной прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры при многократных механических и газодинамических воздействиях. В отличие от разработанных ранее концепций, предлагаемая автором методика позволяет обосновывать ресурс стартового оборудования, подверженного термосиловому воздействию, на этапе проектирования.

Теоретическая значимость работы

1. Адаптирована теория малоциклового усталости Коффина-Мэнсона для более точной оценки ресурса конструкций наземного оборудования РКН, подверженных газодинамическому воздействию, на этапе проектирования.

2. Предложена новая методика численного анализа усталостной прочности стартового оборудования, испытывающего периодические газодинамические нагрузки.

Практическая значимость работы

1) Разработанная методика оценки малоциклового усталостной прочности применена в филиале АО «ЦЭНКИ» – НИИ СК им. В.П. Бармина при создании теоретической базы для обоснования прочности разрабатываемых агрегатов пусковых установок при действии газодинамической нагрузки;

2) Разработаны практические рекомендации по формированию теоретического профиля и исполнения гребня двухскатного газоотражателя;

3) Результаты моделирования конструкций, подверженных термосиловому воздействию, учтены при проектировании масштабных испытательных стендов.

Методология и методы исследования

Основой исследований является системный подход, включающий комплексное использование теоретических и экспериментальных средств и методов. Теория исследовательской работы базируется на результатах фундаментальных исследований в области аналитических и численных методов механики деформируемого твердого тела. Экспериментальные средства и методы основаны на использовании актуальной информационно-вычислительной техники и математических методов, реализованных в программных комплексах, используемых на практике.

Положения, выносимые на защиту

1. Методика оценки прочности конструкций, подверженных циклическому газодинамическому воздействию, на этапе проектирования по динамике изменения деформаций.

2. Математическая модель оценки циклической прочности стартового оборудования при действии газодинамической нагрузки, предназначенная как для обоснования параметров конструкции на этапе проектирования, так и для определения мест концентрации дефектов в результате длительной эксплуатации.

3. Алгоритм обоснования циклической прочности малых конструктивных элементов для габаритных конструкций стартового оборудования.

4. Результаты моделирования сопротивления малоцикловому усталостному разрушению новых и эксплуатирующихся конструктивных схем монтажа листов металлооблицовки газоотражателя при квазистатическом газодинамическом нагружении, которые позволили определить схемы, обеспечивающие наиболее продолжительную работу металлооблицовки до наступления неработоспособного состояния.

Степень достоверности результатов

Достоверность результатов обеспечена корректной постановкой задачи, обоснованностью применения гипотез и адекватностью расчетных моделей. Достоверность подтверждается сравнением результатов численного моделирования с эксплуатационными данными, опубликованными в открытых источниках. Точность компьютерного моделирования подтверждается исследованием сходимости результатов анализа.

Личный вклад автора

Представленные результаты диссертационной работы получены лично автором или при непосредственном участии. Личный вклад подтверждается публикациями в научно-технических изданиях, в случае использования результатов других исследований в диссертации указаны соответствующие ссылки на литературные источники.

Соответствие паспорту специальности

Содержание диссертации соответствует паспорту специальности 2.5.13. «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов» в пункте:

№ 1. Разработка методов проектирования и конструирования, математического и программно-алгоритмического обеспечения для выбора оптимальных облика и параметров, компоновки и конструктивно-силовой схемы, агрегатов и систем летательных аппаратов (ЛА), наземных комплексов и стартового оборудования, с учетом особенностей технологии изготовления, отработки и испытаний, механического и теплового нагружения, взаимосвязи ЛА с наземным комплексом и стартовым оборудованием, неопределенности проектных решений.

Внедрение результатов работы

Результаты работы использованы в филиале АО «ЦЭНКИ» – НИИ СК им. В.П. Бармина и АО «НПО «Обуховский завод», что подтверждается актами внедрения результатов в НИОКР.

Апробация работы

Основные результаты диссертационной работы апробированы в рамках **восьми** докладов на научно-практических, всероссийских и международных научных конференциях:

- XLV, XLVI, XLVII, XLVIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева, 2021, 2022, 2023, 2024 годы;
- Международные молодежные научные конференции XLVII и XLIX «Гагаринские чтения», 2021 и 2023 годы;
- XIV Общероссийская молодежная научно-техническая конференция «Молодежь. Техника. Космос», 2022 год;
- 55-е Научные чтения памяти К.Э. Циолковского, 2020 год.

Публикации

В научных изданиях и журналах по теме диссертации опубликовано 12 работ, 4 из них в изданиях, которые включены в Перечень Высшей аттестационной комиссии (ВАК) по специальности 2.5.13.

Структура и объем диссертации

Диссертация включает в себя введение, 4 главы, заключение и список литературы. Общий объем работы составляет 137 страниц, включая 71 рисунок, 6 таблиц и список литературы из 98 наименований.

ГЛАВА 1 ОБЗОРНО-АНАЛИТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОПЫТА ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ АГРЕГАТОВ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ ПРИ ЦИКЛИЧЕСКОМ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОМ ВОЗДЕЙСТВИИ

1.1 Характеристика газодинамического нагружения

Оборудование стартового комплекса, размещенное на «нулевой» отметке, подвержено ряду опасных воздействий газодинамических струй от ракетных двигателей при старте РКН. Возникающие нагрузки обусловлены газодинамической схемой старта РКН. В работах [45] и [22] характеризуются риски, которые несет газодинамическая схема старта.

При анализе пусковых устройств (ПУ) ракет различного назначения [8] выделяются задачи обеспечения надежного и безопасного пуска РКН: предотвращение соударений корпусов ракет с элементами конструкций ПУ, обеспечение защиты ракет от сверхнормативных нагрузок, нагрева и вибраций, превышающих допустимые уровни.

Растет потребность в решении задач по обеспечению надежности пускового устройства при тренде на снижение металлоемкости конструкций. Оценка проектируемой конструкции, подверженной циклическим предельным газодинамическим нагрузкам, включает анализ напряженно-деформированного состояния (НДС) и оценку надежности. При уменьшении металлоемкости в изделиях происходит закономерное увеличение упругих и пластических деформаций, которые приводят к повышению напряжений в элементах конструкции.

Для наземных ПУ актуальна проблема обеспечения защиты облицовки газоотражателя и оборудования от разрушения струями ДУ РКН. Ударные волны, наблюдающиеся при старте РКН, создают риск потери целостности материала деталей, подверженных воздействию горячих струй. Выброс материала приводит к нарушению работы опорных элементов РКН

или к необходимости проведения внепланового ремонта агрегатов и сооружений стартового комплекса.

В работе [25] представлено исследование используемых материалов в качестве теплозащитного покрытия (ТЗП), но отсутствуют результаты исследования характерных разрушений покрытий под действием газодинамической нагрузки, что дает неполную картину по оценке эффективности применения. Необходимы дополнительные исследования методов оценки прочности агрегатов стартового оборудования, подверженных газодинамическому нагружению.

Облик конструкций определяется действующими на конструкцию нагрузками. Пусковые установки включают несколько агрегатов, подверженных газодинамическим нагрузкам. Самым нагруженным из рассматриваемого набора является газоотражатель, который предназначен для предотвращения прямого и отраженного воздействия газовых потоков из ДУ на агрегаты стартового комплекса и на днище первой ступени РКН. Для задачи обеспечения безопасного старта РКН представляют интерес параметры струй на расстояниях от среза сопла до $(300...400) R_a$, где R_a – радиус сопла на срезе. Газовая струя в зонах падения оказывает значительное влияние на конструкцию сооружения, поскольку воздействие как прямой, так и отраженной обратной газовой струи на любую из преград характеризуется экстремальными значениями параметров ударно-волнового воздействия.

Форма газоотражателя определяется газодинамической схемой старта РКН. Геометрические параметры отражателя рассчитываются с учетом выполнения следующих требований:

- обеспечение отвода газов продуктов сгорания топлива двигательной установки (ДУ) от РКН;
- обеспечение неперевышения допустимых уровней газодинамического воздействия на РКН;

- обеспечение условий подготовки РКН к пуску и ее обслуживания;
- обеспечение работоспособности конструкции ПУ и сохранения технических характеристик во время и после воздействия нагрузок (вибрационных, ударно-волновых, тепловых, акустических и др.).

В работе [8] указаны основные особенности геометрии газоотражателей, включая характеристики разработанных ранее газоотражателей для стартовых комплексов как эксплуатируемых в настоящее время, так и уже снятых с эксплуатации.

Для определения параметров взаимодействия газовой струи с преградой необходимо знать параметры свободной струи. Характеристика свободной струи приведена в работах [4] и [40]. Анализ газодинамики старта при помощи численных методов, реализованных в программных комплексах, приведен в работах [2, 1, 5, 35].

При анализе траектории движения РКН ведется выбор (с учетом высоты подъема РКН) характерных ее боковых смещений. При выборе учитываются условия натекания сверхзвуковых газовых струй ДУ на поверхность переходного блока. Структура блочной струи изменяется по мере удаления от среза сопла. Плоскость пересечения струи и преграды определяет форму поля нагружения. Газодинамические параметры потока изменяются в поперечном направлении в зависимости от расположения расчетного сечения. Виды расчетных сечений: узкое, с одним максимумом в распределении параметра, и широкое, с двумя максимумами. Оценка воздействия струи на преграду изложена в работах [43] и [45].

Газовая струя имеет многоблочную природу, если в первой ступени РКН имеет больше одного сопла ДУ. Для простоты газодинамического анализа для многоблочных струй принимается, что струи сливаются в одну, с центральной осью блока с ДУ [15, 85].

При натекании сверхзвуковой нерасчетной струи на преграду образуется пристеночная ударная волна, что сопровождается повышением статического давления на преграде. При взаимодействии газа с поверхностью преграды

наблюдается уменьшение давления. Изменение параметров давления по преграде определяется ударно-волновой структурой течения. Образование пристеночной ударной волны происходит в результате наложения слабых волн сжатия газа, которые образуются в сверхзвуковой части потока за счет градиента давления, возникающего при воздействии струи на преграду. Пристеночная ударная волна приводит к образованию ударно-волновой структуры течения. Форма структуры веерной струи зависит от степени нерасчетности струи, угла атаки φ и относительного расстояния X/R_a . Указанные процессы объединяются в общее явление – взаимодействие струи с преградой (или стенкой).

Параметры тепловых нагрузок, возникающих вследствие натекания газодинамической струи на преграду, изложены в работах [26] и [71].

Время воздействия определяется характером подъема РКН, который является практически равноускоренным. При стартовой начальной массе 60 т время воздействия струи в условиях старта составляет 2 - 3 с, а при стартовой массе 600 - 1000 т – 5 - 12 с.

При реальном газодинамическом нагружении агрегатов стартового комплекса (СК) процесс теплопередачи от потока к преграде (стенке) происходит на начальном отрезке циклограммы работы двигателя. На Рисунке 1.1 представлен прогрев листа газоотражателя в зоне попадания струи в зависимости от времени процесса газодинамического воздействия. На Рисунке 1.2 представлен прогрев листа облицовки отражателя в зависимости от толщины детали в зоне «пятна» струи.

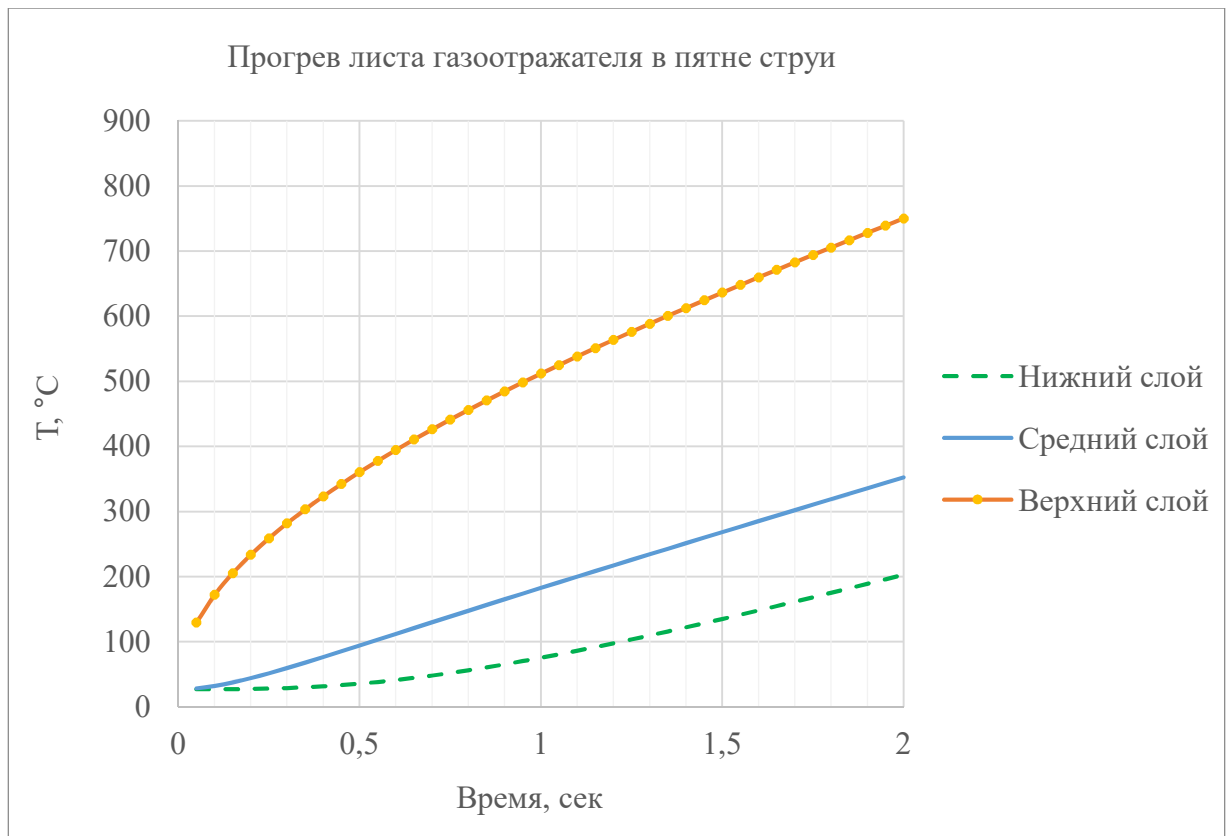


Рисунок 1.1 – Прогрев листа газоотражателя в зоне попадания оси струи в зависимости от времени

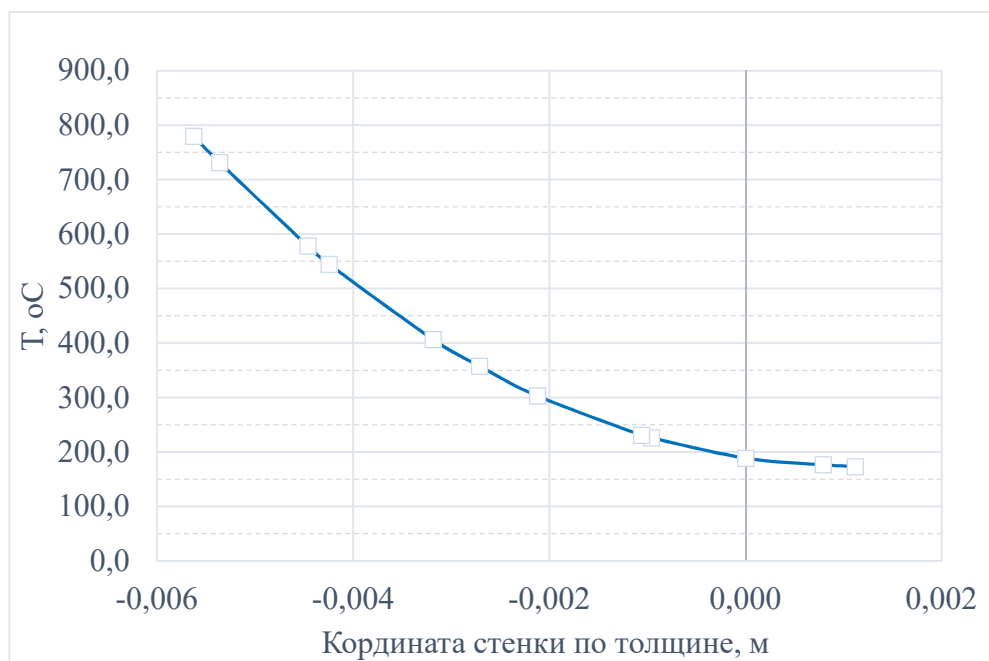


Рисунок 1.2 – Прогрев листа газоотражателя в зоне попадания оси струи по толщине материала

1.2 Цикличность газодинамического нагружения

Под циклом газодинамического нагружения понимается последовательность изменения суммарных термических и механических нагрузок, которые наблюдаются за все время газодинамического воздействия на агрегат. Для проведения оценивания проектируемой конструкции агрегата определяются следующие циклы нагружений:

- температурный цикл – диапазон температур, которым подвергается агрегат, включая максимальные и минимальные значения, скорость изменения температуры;

- цикл давления – диапазон скорости изменения давления, включая максимальные и минимальные значения.

Расчет на циклическую прочность проводится по ГОСТ Р 51282-99 [21] при числе циклов нагружения конструкции более 10^5 за весь срок эксплуатации. Однако агрегаты и системы, подверженные высокотемпературному газодинамическому воздействию, испытывают признаки малоциклового усталости. При подсчете числа пусков РКН как циклов нагружения количество периодов нагружения за весь срок эксплуатации СК предельно мало ($n < 10^4$). Циклические температурные нагрузки приводят к накоплению пластических деформаций и далее к постепенному разрушению материала (образованию усталостных трещин), так называемой термической усталости.

Для анализа расчетного ресурса проектируемого газоотражателя необходимо определить периодичность и интенсивность газодинамических нагрузок на металлооблицовку.

На облицовку газоотражателя на СК для РКН среднего класса наибольшее газодинамическое воздействие при эксплуатации длится 55 с. За 1.6 с верхняя поверхность листа облицовки прогревается более $750\text{ }^{\circ}\text{C}$. По мере подъема РКН с нулевой отметки температура верхней поверхности снижается до $300\text{ }^{\circ}\text{C}$. Температура листа облицовки по толщине постепенно

выравнивается и в течение нескольких часов снижается до значений окружающего воздуха. Анализ изменения параметров нагружения, представленных на Рисунке 1.3, показывает, что для упрощения расчетов циклы газодинамического нагружения можно принять в виде импульсов, причем количество циклов определяют при устоявшемся течении струи.

Для СК РКН предлагается измерять срок службы теплозащитной облицовки газотражателей в количестве допустимых пусков РКН, так как сильное влияние на срок службы газотражателей оказывает газодинамическое воздействие.

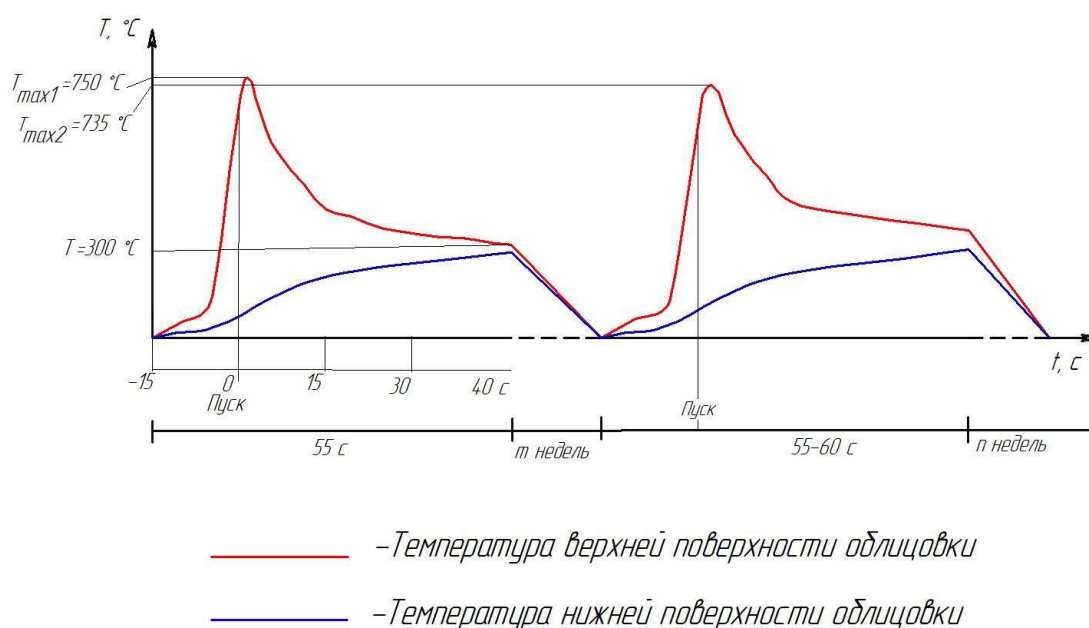


Рисунок 1.3 – Схематизация газодинамического нагружения для последующего изотермического анализа циклической прочности

1.3 Обзор дефектов материалов, используемых при эксплуатации

Повышение температуры материалов при пусковых нагрузках приводит к росту амплитуд теплового колебания атомов в узлах кристаллической решетки. Интенсивные колебания атомов приводят к смещению целых атомных и молекулярных групп под любым механическим воздействием. При температурах, близких к точке плавления, снижается прочность и повышается пластичность материалов.

Рост температуры инициирует ряд процессов, приводящих к изменению структуры материала: рост зерен, рекристаллизация, фазовые превращения и коагуляция фаз. Реальная прочность металлических материалов определяется устойчивостью структуры кристаллической решетки при нагреве.

Материалы сохраняют прочность до тех температурных диапазонов, при которых начинается интенсивный процесс разупрочнения. Интенсивность процесса разупрочнения зависит от времени пребывания материала под постоянной или переменной нагрузкой при повышенной температуре.

Применение системы подачи воды частично решает вопрос снижения нагрева материала, что подтверждает мировая практика эксплуатации стартовых сооружений и численное моделирование. Согласно исследованиям [97, 95, 96], при различных способах подачи воды на зону падения струи, температура снижается на порядок, однако все равно остается за допустимыми пределами для работы доступных конструкционных материалов.

При действии сложного газодинамического воздействия возникает необходимость расширения используемых моделей анализа напряженно-деформированного состояния материала. Упругая модель Гука характеризует поведение материала до предельных температурных диапазонов, при которых наблюдается разупрочнение материала. Для температурных условий работы материала деталей стартового оборудования характерны пластичность и ползучесть. Наблюдается рост остаточных напряжений и деформаций, микротрещин и других дефектов, что приводит к термоусталости материала деталей.

Результатом термоусталостных процессов в материале деталей является рост усталостных трещин и других дефектов при малоцикловой нагрузке. Большие градиенты температур в тонких поверхностных слоях деталей приводят к поверхностному растрескиванию материала. Достигнув своих

критических значений, дефекты приводят к потере работоспособности изделий.

Прямое попадание горячего газового потока на элементы агрегатов стартового комплекса со временем приводит к потере работоспособности деталей из-за энергетического потенциала газовой струи. Большинство конструкционных материалов не способны выдерживать высокую температуру и давление. Плотность горячего газового потока достигает $6000 \text{ ккал/м}^2\text{с}$, а давление – 10 кг/см^2 . К пусковым установкам новейших ракетных комплексов предъявляются высокие требования по обеспечению большого количества пусков без проведения ремонтно-восстановительных работ совместно с обеспечением минимальной металлоемкости конструкции.

В работе [8] приводятся используемые конструкционные материалы и покрытия пассивной защиты газоотражателей. Для газоотражателей со стальными и чугунными панелями автором было замечено отсутствие уноса материала. Однако авторы работ [70] и [56], по результатам осмотра действующих отечественных пусковых установок, отмечают наличие повреждений, вызванных газодинамическим воздействием при старте.

Характеристики конструкционных материалов деталей определяют работоспособность стартовых комплексов. Далее приводится анализ основных конструкционных материалов, испытывающих прямое газодинамическое воздействие.

1.3.1 Стальные теплозащитные покрытия

Рассмотрим малоуглеродистую сталь как наиболее распространенный материал для пассивной защиты в виде листов с толщиной $\delta = 8...40 \text{ мм}$. Использование стальных деталей целесообразно по технологическим и технико-экономическим соображениям [48].

Сталь применяется для стенов модельной отработки старта, в том числе металлооблицовок газоходов для действующих ПУ РН. Конструкционные стали обеспечивают высокие механические характеристики, но имеют невысокую прокаливаемость (10-15 мм).

Термическая обработка конструкционных сталей не обеспечивает высокие механические свойства по всему сечению толстостенных деталей [13, 16, 29]. Отличительной особенностью данных сталей является высокая теплопроводность и наличие хороших технологических свойств.

При изготовлении корпусных и несущих конструкций пусковых столов, ферм удержания переходных блоков используют стали марок 10ХСНД и 09Г2С.

На Рисунках 1.4, 1.5 представлены диаграммы изменения пределов текучести и прочности для разных сталей в зависимости от температуры. Предел текучести сталей σ_T при повышении температуры до +200 °С снижается до уровня, равного 0,7–0,8 от номинального значения при +20 °С. Параметр сохраняется до 400–500 °С, а затем резко уменьшается, составляя при +700 °С около 0,1–0,2 от исходных значений при комнатной температуре.

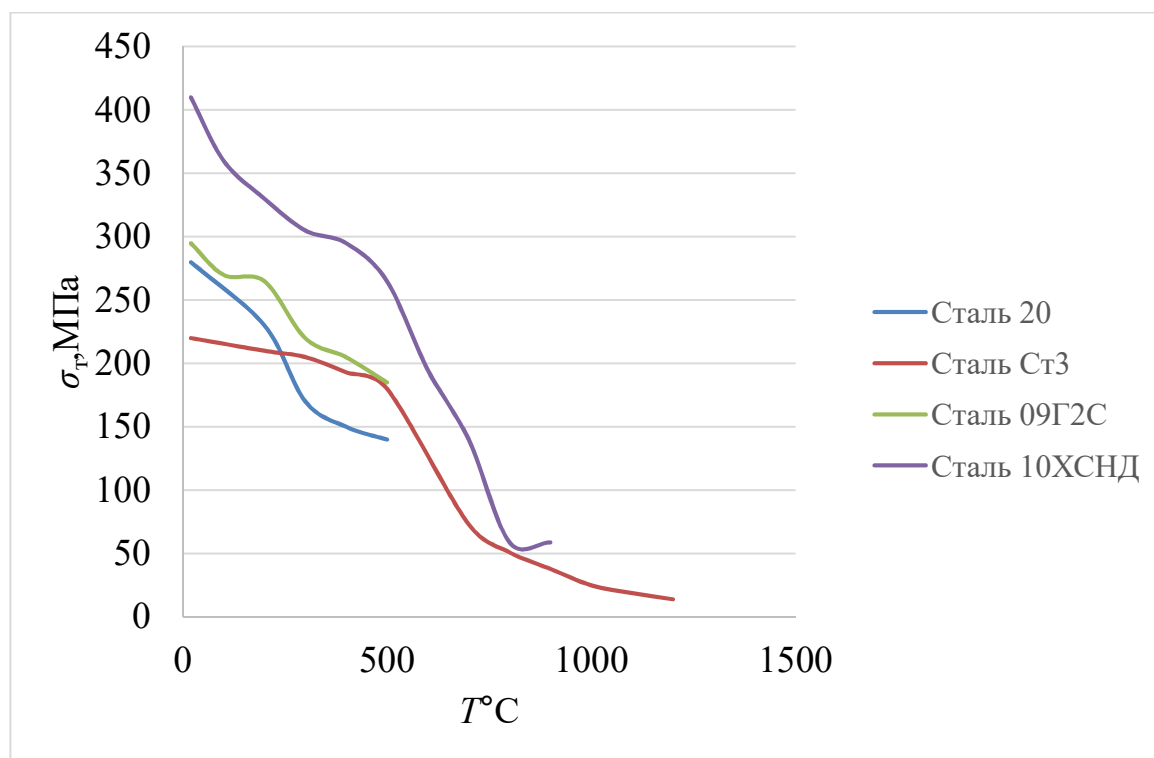


Рисунок 1.4 – Зависимость предела текучести от температуры

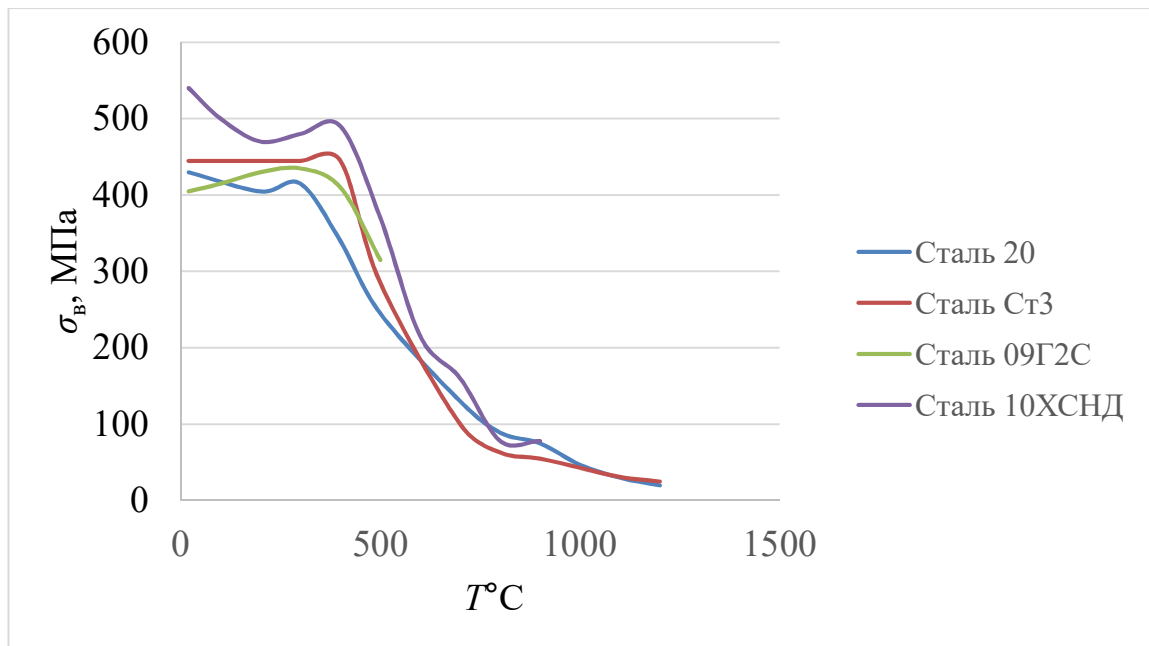


Рисунок 1.5 – Зависимость предела прочности от температуры

При разрушении аблирующих покрытий под действием газодинамической струи происходит унос материала со съемом излишек тепла. Данные покрытия позволяют снизить количество тепловой энергии, передаваемой основному материалу отражателя.

Аблирующие материалы, используемые при создании стартовых комплексов, разделяются на два типа.

К первому типу относятся высокоэнтальпийные, высокотемпературные материалы, краткая характеристика которых приведена ниже.

- Углеродные материалы являются прессованными из карбонизованных волокон и дороги в производстве.
- У минеральных стеклопластиков каркас состоит из кварцевой или кремнеземной ткани, в качестве связующего используется алюмофосфатная связка.
- Асботекстолиты и стеклотекстолиты использовались для облицовки блока «Я» РН «Энергия».

Ко второму типу относятся низкоэнтальпийные, низкотемпературные материалы. Материалы холодного отверждения наносятся методом пульверизации или окраски, применяются для одноразового использования

в конструкциях, не допускающих сколько-нибудь значительный нагрев. Низкоэнтальпийные материалы легко ремонтируются, но горят во время интенсивного теплового воздействия. Не эксплуатируются на стартовых комплексах.

Широко распространены 2 способа закрепления облицовки:

1) Закрепление листов при помощи болтов и пальцев к каркасным элементам и скобам (СК «Союз», «Зенит»).

2) Сварка листов между собой (СК «Протон», «Циклон»).

В процессе эксплуатации у всех способов закрепления наблюдается дефектообразование вследствие воздействия истекающих из ракетных двигателей высокотемпературных струй продуктов сгорания ракетного топлива.

1.3.2 Характерные разрушения металлических листов при болтовом закреплении

Особенностью болтового закрепления листов облицовки является возможность линейного расширения листов вдоль направляющих элементов (пальцы, скобы). СК, обладающие данными газоотражателями, более устойчивы к газодинамическому воздействию благодаря наличию межлистовых зазоров, обеспечивающих свободное температурное расширение деталей. Толщина листов варьируется в зависимости от расположения в отражателе. Крепление металлооблицовки к строительному сооружению приводится к закладным элементам.

Однако при реализации проектов универсализации СК возникают задачи использования для одной и той же РКН двигателей с различным уровнем тяги, повышается вероятность быстрого износа облицовки отражателя. В процессе старта с форсированной ДУ наблюдается как унос металла по потоку газа с поверхности листов, так и разрушение болтовых головок (Рисунок 1.6). Вместе с тем листы и скрепляющие детали пальцы подверглись сильной деформации. Демонтаж листовых деталей значительно

сложен и трудозатратен. Несмотря на потерю исправного состояния, листы облицовки признаны неработоспособными вследствие образования критических трещин в сечении отверстий под пальцы. Деформация листов приводит к эрозии стартового сооружения, выполненного из бетона (Рисунок 1.7).



Рисунок 1.6 – Повреждения металлооблицовки при болтовом закреплении



Рисунок 1.7 – Газоотводящий тракт РН КА типа «Союз» со следами теплового и эрозионного разрушения

1.3.3 Эксплуатационные дефекты для сварных конструкций отражателей

На СК прошлых поколений, таких как для РН «Протон», используется комплект облицовки со сварным монтажом листов на сооружении. Результаты осмотра специалистами ВКА им. Можайского [56] показали, что спустя менее 20 лет эксплуатации комплект облицовки неоднократно получал критические повреждения. Наблюдались сварные швы от ремонтно-восстановительных работ (Рисунок 1.8) и локальные разрушения (Рисунок 1.9).

Основными повреждениями данного вида газоотражателей являются:

- образование новых и развитие старых трещин на панелях;
- повреждения стыковых швов;
- образование хаотично направленных трещин в зоне максимального воздействия струи;

- образование различных деформаций;
- образование забоин и выемок.

Основными причинами возникновения дефектов являются следующие:

1. Неравномерность температурных деформаций по толщине панелей.
2. Недостаточная степень свободы линейным расширениям панелей.

Характерные повреждения и дефекты наблюдаются на поверхности газоотражателей и на металлоконструкциях пускового стола, расположенных вблизи «нулевой» отметки.



Рисунок 1.8 – Локальные разрушения газоотражателя



Рисунок 1.9 – Локальные разрушения газоотражателя

1.3.4 Достоинства и недостатки металлооблицовки

Основными достоинствами металлооблицовки являются:

- разрушения материала деталей носят преимущественно пластический характер, отсутствие разлета опасных осколков;
- равнопрочность материала на сжатие и растяжение, что актуально для зон с разнозначным давлением.

Основными недостатками металлооблицовки являются:

- при повреждениях необходим «жесткий» демонтаж части конструкций (вырезание листов и «прикипевших» болтов), что приводит к местному ремонту в виде наложения заплаток, дополнительных сварных швов, или замене целых групп панелей;
- ремонт сварных отражателей приводит к образованию дополнительной системы сварных швов, что изменяет напряженно-деформированное состояние (НДС), предусмотренное при проектировании;
- при совместном применении активной водяной защиты и металлооблицовки создается угроза возникновения коррозии материала, что снижает термопрочностные свойства защитных листов.

Дополнительными недостатками применения металлооблицовки являются высокая суммарная стоимость комплектов защитных листов и трудоемкость монтажа.

Для борьбы с эрозией нецелесообразно увеличение толщины листов ввиду увеличения массы и сложности проведения сварочных работ. Применение сварки для монтажа ТЗП не способствует линейному расширению материала под действием тепловых нагрузок, что приводит к появлению больших деформаций в сварных листах.

Анализ работы различных вариантов шарнирного закрепления листов позволит определить оптимальную схему монтажа, при которой обеспечивается допустимая деформация листа при воздействии

высокотемпературной газовой струи. Использование такой облицовки позволит увеличить ресурс работы газоотражателя.

1.3.5 Зарубежный опыт эксплуатации железобетонных сооружений

В зарубежной практике используются в качестве теплозащитного покрытия огнеупорные бетоны и керамические материалы. Распространенным материалом ТЗП на стартовых комплексах США является бетон марки «Fondu Fyre».

Характерной особенностью материала при газодинамическом воздействии является плавление заполнителя, который просачивается на поверхность, затем уносится встречным потоком. Расплав образует черную глянцевую субстанцию на поверхности, затвердевающую при охлаждении, стойкую к начальной эрозии. Лучшие показатели стойкости к газодинамическому воздействию показывают образцы бетона «Fondu Fyre», армированные стальной проволокой «Meltex».

В отчете NASA [93] отмечалось, что бетонное огнеупорное покрытие испытывает значительные разрушения при эксплуатации. «Fondu Fyre», как любой бетон, обладает высокой прочностью на сжатие и проявляет малую прочность на растяжение. При повышении температуры прочность на сжатие материала снижается на 80%, что ухудшает прочностные свойства ТЗП из данного материала на порядки.

На Рисунке 1.10 приведена диаграмма распределения количества пусков РКН «Space Shuttle» и числа проведенных ремонтных работ ТЗП по годам. Анализ статистики показал, что максимальная площадь повреждений за год могла достигать до 218 м² (1991 г.). Повреждения сопровождались эрозией материала по всей глубине, достигающей 10 см.

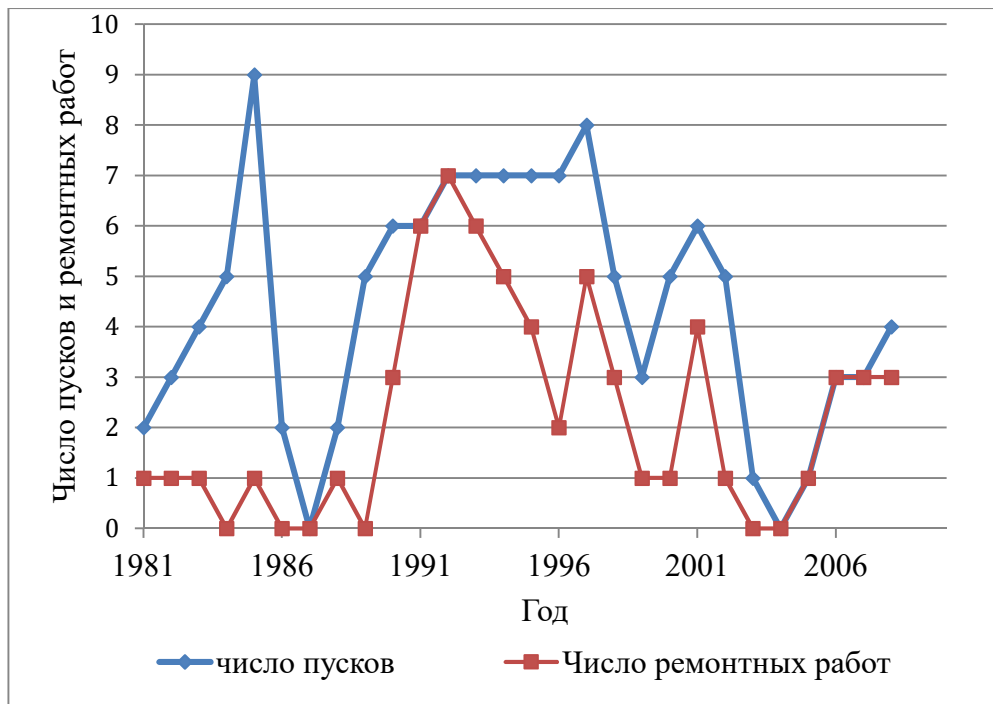


Рисунок 1.10 – Частота пусков «Space Shuttle» и ремонтных работ ТЗП по годам эксплуатации

Разрушение защитного покрытия приводит к риску нанесения повреждения РКН разлетающимися бетонными осколками, принимающими большую кинетическую энергию от газовой струи. Нештатная ситуация такого типа произошла при старте прототипа сверхтяжелой ракеты «SpaceX» SN8 в ноябре 2020 года.

Так как стартовая площадка № 39 LC расположена в непосредственной близости к морскому побережью, то армирующие элементы сооружения подвержены коррозии [86]. Коррозия арматуры приводит к растягивающим напряжениям в бетоне вследствие увеличения площади поперечного сечения проволоки. Данные напряжения приводят к растрескиванию и последующему разрушению бетона.

Ремонт бетонного ТЗП производится путем торкретирования – нанесения смеси путем напыления поверхности (Рисунок 1.11).



Рисунок 1.11 – Нанесение бетонного ТЗП методом торкретирования в космическом центре им. Кеннеди

Специалисты провели в Космическом центре им. Кеннеди в 2010 году исследование, в котором сравнили «Fondu Fyre», единственный квалифицированный NASA огнеупорный материал для использования на стартовых комплексах, с двумя другими материалами: смесями «Ultra-Tek FS» и «Kruzite GR Plus». В Таблице 1.1 приведены основные характеристики жаропрочных бетонов, используемых NASA в качестве ТЗП для стартовых сооружений.

Таблица 1.1 – Характеристики бетонов, использующихся в строительстве стартовых сооружений в США, и бетонов аналогичного класса

Материал ТЗП	Макс. температура, °С	Предел прочности на сжатие (t=20 °С), МПа	Прочность на изгиб (t=20 °С), МПа	Прочность на изгиб (t=t max °С), МПа
«Fondu Fyre WA-1G»	1204	41,4	5,4372	2
«Kruzite GR Plus»	1766	31,7	13,8	5
Жаростойкий цемент	1350	39,8	4,3	н/д

В отечественной практике не проводились исследования устойчивости к газодинамическим нагрузкам огнеупорного бетона как ТЗП для стартового сооружения, однако по ряду параметров можно подобрать бетон, аналогичный

смеси «Fondu Fyre». В Таблице 1.1 приведены характеристики близкого по параметрам отечественного огнеупорного бетона [66].

1.3.6 Композитные теплозащитные покрытия

В работах [88, 69] в качестве ТЗП рассмотрены композиционные покрытия с использованием базальтового волокна и связующего на основе поликарбосилана. В отличие от углеродных волокон, которые обладают большей прочностью, базальтовые волокна дешевы в производстве, выдерживают высокую рабочую температуру и обладают высокими прочностными свойствами. В исследованиях использовались панели 4x4 дюйма, которые зажимались в раме и подвергались воздействию газовой горелки, имитирующей двигательную установку. Параметры температуры снимались при помощи термопары, которая крепилась к центру задней части панели. При фокусировании пламени по продольной оси крышка сдвигается в сторону, и панель скользит вперед по направляющей. Данные термопары записываются в течение всего испытания. На Рисунке 1.12 приведены данные, полученные с термопары, закрепленной посередине задних поверхностей испытательных образцов. На Рисунке 1.13 представлены фотографии образца LBF206, показавшего наибольшую стойкость к тепловому воздействию, после огневых испытаний. Средняя величина эрозии поликарбосилановых образцов составила 11 мм.

После проведения огневых испытаний композиционного материала на образцах наблюдались плавление и абляция. С задней стороны панели наблюдался прожиг пластины малой площади. На боковой стороне зафиксировано расслоение композита, что связано с меньшей прочностью в данном направлении.

При наличии повреждений образцов подтвердилась возможность применения керамических матричных композитов, армированных базальтовым волокном в качестве ТЗП пусковых установок. Наибольшее

время прямого воздействия струи на образец составило более 60 секунд, без прогара задней поверхности. Для получения полной оценки требуются дополнительные исследования влияния изменений в базальтовом волокне и в связующем, на снижение теплового сопротивления и изгибной прочности при действии эксплуатационных нагрузок.

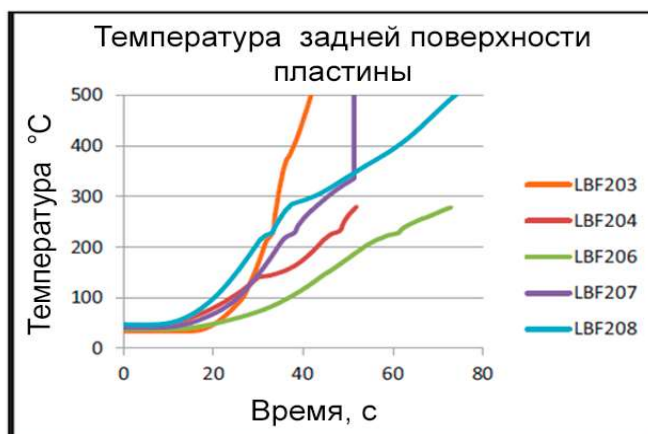


Рисунок 1.12 – Данные, полученные с термопары, закрепленной посередине задних поверхностей испытательных образцов



Рисунок 1.13 – Фотографии образца LBF206, показавшего наибольшую стойкость к тепловому воздействию, после огневых испытаний

Повышение температуры приводит к деградации волокна за счет выделения CO и SiO и роста кристаллитов. Уменьшение содержания кислорода в молекулярной структуре волокна позволяет снизить темп деградации материала. При содержании кислорода в волокнах менее 1% по массе материал сохраняет прочность до температуры 1500 °С. Но сопротивление ползучести волокон снижается при температуре 1150 °С из-за наличия в структуре избытка углерода.

1.4 Сравнительный анализ теплозащитных материалов наземной инфраструктуры

Результаты сравнительного анализа типовых теплозащитных покрытий, по критерию наибольшей сопротивляемости высоким температурам, представлены в Таблице 1.2. Приведены материалы, используемые на практике в качестве покрытий, с указанием характеристик по следующим показателям: максимальная температура использования, прочностные характеристики, средняя цена ремонта покрытия.

Таблица 1.2 – Сравнение материалов ТЗП для стартовых сооружений по основным показателям

Материал	T, °C	E, ГПа	$\alpha \cdot 10^{-6}$, 1/K	λ , Вт/м·К	Прочность на изгиб (t = 20 °C), МПа	Прочность на изгиб (Макс. T), МПа	Средняя цена ремонта, \$./м ² (2021 г.)
Огнеупорный бетон («Fondu Fyre WA-1G»)	1204	29	8,01	10,38	5,4372	2	365
Конструкционная сталь (на примере стали 20)	500 *	212	1,2	51	430	20	542

Примечание:

* – рекомендуемая температура эксплуатации. Далее приведены параметры для экспериментальных условий с температурой 1200°C.

Термический удар опасен для материалов с высоким коэффициентом теплового расширения, с низкой теплопроводностью, высоким модулем упругости и низкой пластичностью. Самую низкую рабочую температуру имеют конструкционные стали из-за высоких показателей теплопроводности среди известных ТЗП. Большой диапазон изменения предела прочности при высоких температурах для металлооблицовки, при длительном использовании, приводит к малоцикловой усталости материала. Материал обладает высокой стоимостью среди распространенных ТЗП. Облицовки из сталей часто применяются в отечественных ПУ.

Огнеупорный бетон «Fondu Fyre» обладает низким модулем упругости и большой рабочей температурой. Рассматриваемый бетон обладает низкими показателями коэффициентов теплопроводности, теплового расширения. Материалу характерны высокие показатели прочности на сжатие. Но бетон плохо работает на изгиб и на растяжение. Обладает достаточно низкой стоимостью.

Малоизучен композиционный материал на основе керамических матриц. Научные работы по обоснованию возможности использования материала, в качестве ТЗП на стартовых позициях и в качестве облицовки газоотражателей, отсутствуют. Однако композиционные керамические материалы применялись как в проекте советского челнока «Буран», так и в американских «Шаттлах» в качестве термооблицовок планера. Композиционный материал является перспективным для дальнейшего опытного использования в качестве ТЗП, так как обладает высокой рабочей температурой и малым удельным весом.

Каждый из приведенных видов ТЗП обладает перспективой применения в новых проектах ПУ, в зависимости от специфики наземного комплекса. Перспективной тенденцией развития металлооблицовки является упрочнение поверхностного слоя листов или поиска возобновляемого покрытия для защиты от теплового удара в первые моменты запуска маршевой ДУ первой ступени РКН.

Композиционные ТЗП находят применение в пусковых установках, к которым предъявляются высокие требования по массе. Для изготовления подобных покрытий необходимо проводить исследования по получению композиционной структуры с малым содержанием кислорода.

ТЗП из бетона недолговечны ввиду ограниченности циклов термостойкости цемента. Бетонные ТЗП являются прототипом для напланетных многоразовых взлетно-посадочных комплексов (ВПК). Для защиты ВПК, из-за сильного разряжения атмосферы и малой силы тяжести, возможно использование только пассивного вида защиты. Согласно

стратегии развития автономных технологий, наиболее экономичным способом развертывания лунной или марсианской инфраструктуры станет широкое использование местного реголита как строительного материала для сооружений. Смеси, подобные бетону, имеют большую перспективу применения в будущих миссиях. В статьях [87] и [90] излагается процесс изготовления прототипа газоотражателя для лунного ВПК посредством применения аддитивной технологии 3D-печати.

Перспективным направлением исследования оценки эффективности использования различных ТЗП является проведение численных экспериментов и маломасштабных огневых испытаний.

1.5 Обзор предложений по анализу прочности элементов облицовки при действии газодинамической нагрузки

Для определения геометрических конфигураций газоотражателя и листов облицовки остается актуальным применение трехмерного моделирования [64]. Модели используются как для составления конструкторской документации, так и для определения запаса прочности конструкции с использованием программных расчетных средств.

В работе Гулы Д.Н. [23] приводятся несколько альтернативных способов закрепления металлооблицовки. Долговечность элементов конструкций при малоцикловом нагружении зависит от конструктивной схемы закрепления листов. Выбор схемы закрепления определяется зависимостью физико-механических параметров материалов конструкции от динамических параметров, задаваемых эксплуатационными нагрузками. Увеличение жесткости закрепления листов металлооблицовки уменьшает напряжения и деформации, связанные с силовым воздействием струи, но одновременно увеличивает напряжения и деформации, вызванные тепловым воздействием потока [55]. Автором публикации рассматривались упругие деформации.

В настоящий момент отсутствуют работы, посвященные исследованию пластических деформаций и малоциклового прочностного поведения элементов пусковых установок. Разработки проводились в смежных областях и в рамках фундаментальных исследований [45].

Определение температурных напряжений зависит от принятой модели распределения тепловой энергии внутри листов облицовки. В работе [26] представлена математическая модель теплового нагружения стартовых конструкций и сооружений, позволяющая определить характер изменения тепловой картины в металлооблицовке, максимальных перепадов температур между наружной и внутренней поверхностями металлических конструкций.

Краткая характеристика усталостного разрушения металлов при циклическом характере нагружения приведена в работе [7]. Оценку циклической прочности производят с использованием методов усталостных кривых, энергетических уравнений и численных методов.

В работах [47, 36, 65, 20] рассматривается метод усталостных кривых. Метод основан на построении графика, который показывает зависимость между амплитудой напряжений или деформаций и числом циклов до разрушения.

Кривая усталости показывает, что с увеличением числа циклов максимальное напряжение, при котором происходит разрушение материала, значительно уменьшается. Область под кривой усталости является областью безопасных режимов работы, при которых не происходит разрушения, а область над кривой соответствует области разрушения.

Для высоких температур необходимо учитывать изменение механических свойств материалов. В зависимости от значений рабочей температуры параметры SN- или EN-кривых корректируются. Коррекция производится с использованием термодинамических моделей, которые учитывают изменение механических свойств в зависимости от температуры.

В работах [6, 41] рассматривается энергетический метод образования усталостных дефектов. Энергетический метод оценки циклической прочности

основан на результатах исследований, касающихся скрытой энергии деформации. Циклическая прочность материала энергетическим методом определяется количеством скрытой энергии деформации, накопленной в образце, которая при разрушении достигает критического значения. Метод учитывает как вязкость, так и пластичность при высоких температурах прогрева. Метод производит оценку влияния энергии, которая поглощается материалом при каждом цикле нагрузки, на циклическую прочность детали. Энергетический метод учитывает сложные механизмы разрушения, включая как упругие, так и пластические деформации, и имеет перспективу адаптации для различных типов материалов и условий эксплуатации.

Недостаток энергетического метода заключается в трудоемкости определения энергии рассеяния и других параметров. Метод требователен к качеству экспериментальных данных для калибровки моделей.

Во многих отраслях машиностроения получают распространение методы определения усталостной прочности, основанные на применении метода конечных элементов (МКЭ) [63, 62, 58]. Применение численных методов позволит точно определить число циклов нагружения до наступления критического состояния в контрольной точке детали отражателя. Но для достоверности результатов численного моделирования необходимо обеспечить точность вводных параметров, характеризующих как цикл газодинамического нагружения, так и поведение материала детали при нагружении.

Подробно вопрос моделирования малоциклового усталости в реализующем МКЭ программном комплексе ANSYS приведен в работе [60]. Однако данные работы рассматривают работу конструкций при невысоких температурах.

В работе [11] формулируются основные положения и приводится сводка основных уравнений, характеризующих неупругое поведение материалов при действии высоких температур.

Малоцикловая усталость материала непосредственно приводит к возникновению и развитию поверхностных трещин. Отечественные и зарубежные стандарты [83, 57] не регламентируют последовательность определения характеристик циклической трещиностойкости на образцах с поверхностными дефектами, которые возникают на предыдущих циклах нагружения. В частности, не определена связь между раскрытием и размерами трещины, что затрудняет интерпретацию данных экспериментов.

Согласно действующему ГОСТ Р 51282-99 «Оборудование технологическое стартовых и технических комплексов ракетно-космических комплексов» [21], для определения работоспособности изделий и способности деталей соответствовать требованиям к уровню допускаемого нагружения, возникающего при эксплуатации, необходимо проводить инженерные расчеты с обязательным документированием. Все расчеты оборудования, используемого на стартовых комплексах, производятся с использованием метода обеспечения допускаемого нагружения при соблюдении запасов прочности, регламентированных в указанном выше государственном стандарте [16]. Значительно реже используются вероятностные методы.

Технические решения затрагивают оптимизацию отдельных конструктивных узлов, а не метода проектирования, отсюда возникает наследственность проблематики для стартовых комплексов РН различных поколений.

Для применения современных методов проектирования, монтажа и эксплуатации металлооблицовок необходимо использовать численное моделирование напряженно-деформированного состояния при действии циклической газодинамической нагрузки.

1.6 Заключение по Главе 1

В Главе 1 представлен обзор материалов, используемых в качестве ТЗП. Исследован вопрос связи монтажа покрытия и прочности на примере металлооблицовки. На основании проведенного анализа установлено, что шарнирная фиксация листов обеспечивает лучшую прочность ТЗП, в отличие от фиксирования листов посредством сварки.

Рассмотрена зарубежная практика использования огнеупорных бетонов в качестве ТЗП. Затронуты вопросы о необходимости экспериментальных исследований по использованию композиционных материалов на основе базальтового волокна в качестве защитных покрытий.

Конструкционные стали демонстрируют наибольшую стойкость и предпочтительны при длительной эксплуатации в качестве ТЗП, в отличие от огнеупорных бетонов. Рекомендуемая рабочая температура для огнеупорного бетона выше в 2,4 раза, чем для конструкционной стали. Но сталь демонстрирует прочность на изгиб при максимальной эксплуатационной температуре газового потока в 5 раз выше, чем бетон.

Результаты сравнительного анализа данных о работе различных облицовок газоотражателей при циклическом воздействии горячей газовой струи от ракетного двигателя отражены в работах автора [68, 78].

ГЛАВА 2 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ ПРОЧНОСТИ ПРОЕКТИРУЕМОГО СТАРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ, ПОДВЕРЖЕННОГО ЦИКЛИЧЕСКОМУ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОМУ ВОЗДЕЙСТВИЮ

Прогнозирование ресурса работы силовой конструкции стартового оборудования на этапе разработки используется для определения расчетных значений гарантийного срока работы и подтверждения выполнения требований технического задания к эксплуатационному ресурсу создаваемой конструкции. Результаты прогнозирования обеспечивают готовность наземного оборудования для своевременного запуска РКН в пусковое окно. Для точного прогнозирования срока службы наземного оборудования, подверженного термомеханическому воздействию газовых струй, необходимо сформировать модель, учитывающую сложные условия термомеханического нагружения.

Определение срока службы наземного технологического оборудования на этапе проектирования базируется на использовании опыта ранее созданных аналогичных конструкций и не учитывает усталостного разрушения материала вследствие циклического характера нагружения. Такой метод проектирования не позволяет прогнозировать изменение свойств материала создаваемой конструкции в процессе эксплуатации под периодическим воздействием высоких температур и формировать обоснованные рекомендации при расчете сроков ее службы, задавать научно обоснованные требования к определению сроков службы оборудования СК.

В Главе 2 представлены общие требования к моделям наземного стартового оборудования, испытывающим прямое газодинамическое воздействие. Представлены содержание и теоретическое обоснование методики анализа усталостной прочности при многократных газодинамических воздействиях.

2.1 Основные требования и исходные данные к модели для оценки ресурса работы конструкций

Расчетная оценка числа циклов основной разрушающей нагрузки определяет закладываемый ресурс агрегатов на этапе проектирования. Основные положения и методы определения ресурса работы агрегатов стартового комплекса изложены в работе [9]. В работе [59] приводятся методологические основы прогнозирования и рационального восстановления ресурса элементов инженерно-строительного оборудования при научно-техническом сопровождении эксплуатации стартового комплекса. В работе [28] предлагается аналитическая методика расчета долговечности металлического покрытия стартового комплекса при циклическом нагружении, вызывающем образование трещин, которая предназначена для определения долговечности по запасу циклов. Число допускаемых циклов газодинамического нагружения тесно связано с напряженно-деформированным состоянием агрегата. Данный тезис созвучен с положениями Главы 1.

Большинство оценок прочности наземного оборудования ЛА проводится с учетом работы конструкции в упругой зоне диаграммы деформирования. При эксплуатации фиксируется, что высокотемпературное воздействие приводит к появлению напряжений в диапазоне значений между пределом текучести и пределом прочности. Методы анализа прочности конструкций в работах [27] и [24] не являются корректными, поскольку методы не учитывают кратковременное действие предельных температур.

В рамках проведенных диссертационных исследований рассматривалось применение МКЭ для расчета циклической прочности конструкций агрегатов и последующего обоснования проектного срока службы. Современные программные комплексы (ANSYS, Abaqus, nCode) автоматизируют расчеты, интегрируя МКЭ с алгоритмами анализа циклической прочности. Развитие цифровых двойников и вероятностных

методов расширяет возможности прогнозирования за счет учета реальных условий эксплуатации и зависимости параметров материалов от температуры нагрева деталей.

Оценка циклической прочности проектируемых или эксплуатируемых элементов СК, подверженных действию периодической нагрузки, проводится с использованием следующих исходных данных:

- геометрические размеры изделия СК;
- периодичность пусков РКН со СК и интенсивность нагрузок на проектируемые изделия СК;
- параметры технического состояния (ПТС) конструкции;
- критерии предельного состояния элементов конструкции СК.

Геометрические параметры анализируемой детали характеризуются в общем виде:

$$\Omega = \{ (x,y,z) \mid \varphi(x,y,z) < 0 \}, \partial\Omega = \{ (x,y,z) \mid \varphi(x,y,z) = 0 \}, \quad (2.1)$$

где Ω – область, занимаемая деталью (объем);

$\partial\Omega$ – граница области;

$\varphi(x,y,z)$ – неявная функция, определяющая форму;

x,y,z – пространственные координаты точек, принадлежащих поверхности исследуемой модели детали.

При разработке математической модели необходимо учитывать следующие аспекты:

1. Цикличность нагружения.
2. Теплопередача от газа к поверхности пластины и изменение температурного поля во времени.
3. Поведение материала при воздействии температуры.
4. Назначение граничных условий в зависимости от способа закрепления вершины.
5. Расчет теплового поля и поля напряжений и деформаций для решения задач определения циклической прочности.

Известны два вида моделей для получения оценки количества циклов нагружения, приводящих к образованию микротрещин.

1. Модели, основанные на напряжениях (stress-life, или SN);
2. Модели, основанные на деформациях (strain-life, или EN).

Первая модель используется при наличии невысоких нагрузок (напряжений) и при большом количестве циклов. Вторая модель используется при наличии больших нагрузок, но при небольшом количестве циклов нагружения.

В работах [12, 31, 51, 61] приводятся методики, использующие информацию о конструкции и режиме нагружения для расчетного определения НДС и числа циклов до разрушения при циклических нагрузках. Моделирование усталости конструкционных материалов при различных циклических термомеханических нагружениях проводилось в программных комплексах, реализующих метод конечных элементов, и приведены в научных работах [14, 54, 91, 46].

Для выполнения основной функции газоотражателем необходимо и достаточно, чтобы в течение определенного времени работы двигателя листы сохраняли свои размеры в пределах допустимых значений. Из требований по сохранению размеров и форм изделия при эксплуатации возникает необходимость разработки методики оценки числа циклов газодинамического нагружения, основанной на условии наступления критического состояния при достижении величины допустимых деформаций.

2.2 Определение циклов нагружения

Под циклом нагружения понимается последовательность изменения суммарных термических и механических нагрузок, которые наблюдаются за все время воздействия струй продуктов сгорания ракетных двигателей на конструкцию агрегата.

Под температурным циклом понимается определенный диапазон температур, которым подвергается агрегат, включая максимальные и минимальные значения, скорость изменения температуры.

Изменение температуры можно охарактеризовать как:

$$T(t) \in [T_{\min}, T_{\max}], \quad (2.2)$$

где T_{\min} – температура окружающего воздуха,

T_{\max} – рабочая максимальная температура, которая фиксируется на наземном оборудовании при выходе ДУ на основной режим работы и отрыв от стартовой позиции.

Функция $T(t)$ задана на периоде цикла $t \in [0, t]$ с.

Под циклом давления понимается диапазон значений рабочих давлений на внешней поверхности агрегата. Цикл давления, в зависимости от времени газодинамического воздействия, аналогичен циклу изменения температуры.

Под амплитудой изменения нагрузки понимается абсолютное значение разности между максимальным и минимальным ее значениями в течение одного цикла.

Для упрощения проводимых расчетов диаграммы циклов нагружения представляются в виде импульсов (Рисунок 2.1).

Исходную диаграмму газодинамического нагрева и охлаждения представим как кусочно-заданную функцию. Пусть t_p – время достижения пиковой фазы нагрузки T_{\max} , а t_c – время окончания основной фазы газодинамического нагрева (около 40 с).

$$T(t) = \begin{cases} f_1(t) = a \cdot e^{bt}, & \text{если } 0 \leq t < t_p \\ f_2(t) = T_{\max} \cdot e^{-k(t-t_p)}, & \text{если } t_p \leq t < t_c \\ f_3(t) = T_c, & \text{если } t_c \leq t \leq 40 \\ f_4(t) = m(t - 40) + T(40), & \text{если } t > 40 \end{cases} \quad (2.3)$$

где a, b, k, m – коэффициенты, характеризующие функции.

Упрощение эпюры циклов нагружений производится методом «дождевого потока» по ГОСТ 34233.6-2017 [20]. Для проведения анализа

используется промежуток $\tau \in [0, t_c]$ с. Упрощенная кусочно-заданная функция для трех характерных точек за цикл представлена в виде:

$$T(t) = \begin{cases} f_1(t) = k_1 t - T(t_p - 5), & \text{если } (t_p - 5) \leq t < t_p \\ f_2(t) = r(t - t_c) + T(t_c) & \text{если } t_p \leq t < t_c \end{cases} \quad (2.4)$$

где k_1, r – коэффициенты, характеризующие функции.

Формула (2.4) задается как история нагружения в программные комплексы. При вводе истории нагружения в программную среду используются характерные точки и минимальное число коэффициентов.

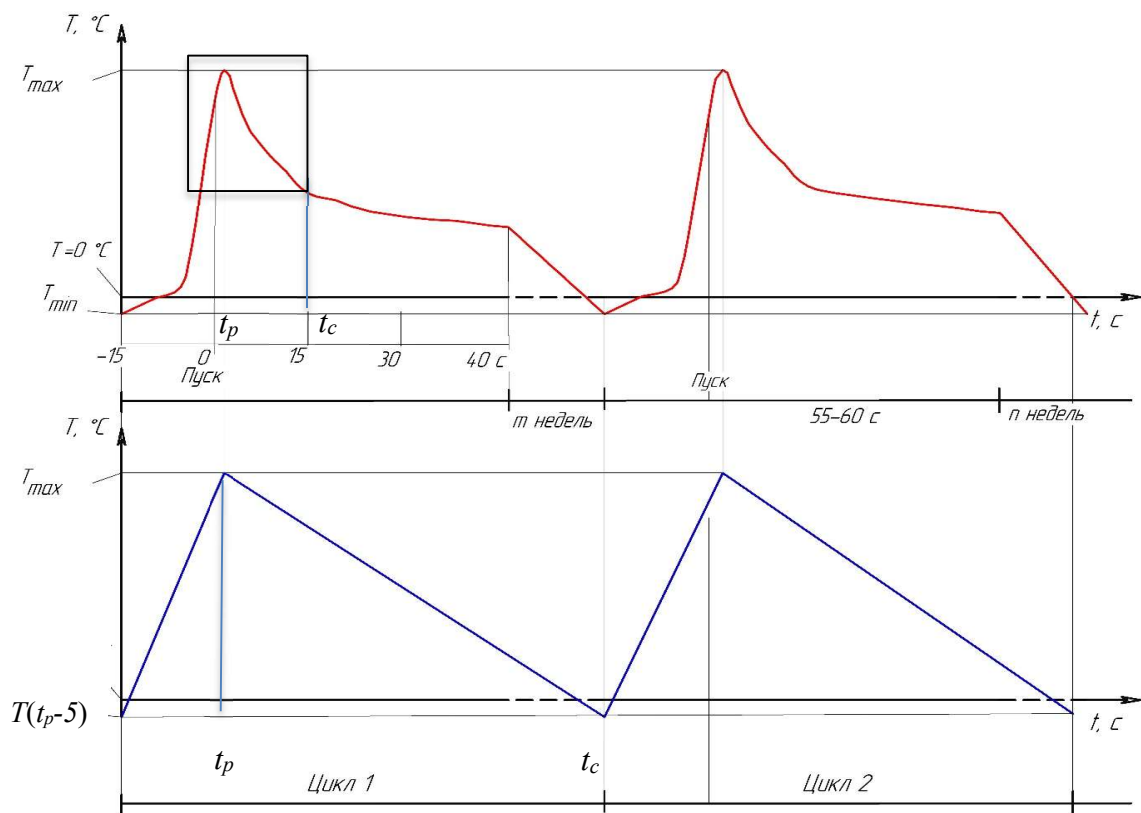


Рисунок 2.1 – Приведение истории температурного нагружения к серии импульсов для последующего расчета циклической прочности

Максимальные значения цикла давления и цикла температуры смещены относительно друг друга на временном отрезке. Так как каждый из видов циклического нагружения деформирует элемент агрегата, то наблюдаются термические деформации $\epsilon_{терм}$ и механические деформации $\epsilon_{механ}$.

Число допустимых газодинамических нагружений определяется по числу допустимых циклов деформирования элементов агрегата.

Комбинация циклов деформирования производится с использованием принципа суперпозиции:

$$\varepsilon_{\text{общ}} = \varepsilon_{\text{терм}} + \varepsilon_{\text{механ}}, \quad (2.5)$$

где $\varepsilon_{\text{терм}}$ – термические деформации;

$\varepsilon_{\text{механ}}$ – механические деформации.

2.3 Входные данные о материале исследуемой конструкции

При использовании численных методов для оценки ресурса разрабатываемого стартового оборудования при проектировании, помимо данных об истории нагружения и геометрической модели изделия, необходимо использовать данные об используемых материалах при воздействии высоких температур.

Согласно Главе 1, экспериментальные данные свидетельствуют о снижении механических характеристик материала из-за изменения структуры под воздействием высоких температур. Для температурных интервалов с монотонным изменением предела текучести аналитическая зависимость предела текучести от температуры принимает вид:

$$\sigma_T = A(E / \rho)^{1/2} T_{\text{пл}} / T, \quad (2.6)$$

где E – модуль упругости;

ρ – плотность материала;

$T_{\text{пл}}$ – температура плавления;

A – размерная постоянная.

Как показано в [17] разрушение материала при квазистатических режимах нагружения начинается с образования локальной зоны пластических деформаций в районе концентраторов напряжений. Прогрессирующие пластические деформации в определенной зоне концентрации приводят к накоплению дефектов и последующему появлению микротрещин.

При больших деформациях на этапе закритического поведения материала появляется необходимость точного построения диаграмм упругопластического деформирования.

В реальных материалах при термоциклировании можно выделить следующие основные особенности.

1. Большинство материалов упрочняется деформацией.
2. Из-за непрерывного изменения температуры меняется динамика деформирования (поведение самой кривой деформирования).
3. Проявляется эффект Баушингера [3].
4. Наблюдается ползучесть.

Для моделирования с учетом факторов, характерных для термического циклического деформирования, необходимо сформировать систему данных о материале детали. Система включает экспериментальные данные об изменении механических характеристик при высоких температурах как при упругих, так и при пластических деформациях. Основные данные о материале, вводимые в интерфейс ПС, приведены в Таблице 2.1. Параметры, которые зависят от температуры, вводятся через интерфейс программного комплекса в виде функций $E=f(T)$, $G=f(T)$, $\rho = f(T)$. Для задания пластического деформирования изотропного материала в параметры материала вводится многоточечная кривая упрочнения в виде функции $\sigma=f(\varepsilon)$.

Таблица 2.1 – Основные исходные данные о материале

Параметр	Обозначение	Параметр	Обозначение
Модуль Юнга	E	коэффициент усталостной прочности	σ_f'
Модуль сдвига	G	коэффициент усталостной пластичности	ε_f'
Плотность	ρ	показатель усталостной прочности	b
Коэффициент теплового расширения	α	показатель усталостной пластичности	c

2.4 Основные соотношения для термомеханического анализа конструкций

2.4.1 Задача нестационарной теплопроводности

Термомеханический анализ состоит из двух последовательных этапов. Сначала решается задача нестационарной теплопроводности, затем результаты вводятся как исходные данные о тепловом нагружении в задачу механики деформируемого твердого тела.

Задача нестационарной теплопроводности основывается на дифференциальном уравнении Фурье для трехмерного нестационарного температурного поля при отсутствии внутренних источников теплоты:

$$\frac{\partial t}{\partial T} = \frac{\lambda}{c\rho} \left(\frac{\partial^2 t}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 t}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 t}{\partial z^2} \right), \quad (2.7)$$

где $\frac{\partial t}{\partial T}$ – изменение температуры по времени;

λ – коэффициент теплопроводности;

c – коэффициент теплоемкости;

ρ – плотность газа.

$\frac{\partial^2 t}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 t}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 t}{\partial z^2} = \nabla^2$ – оператор Лапласа в декартовой системе координат.

Приведем учитываемые граничные условия:

1. Граничное условие Дирихле для заданной температуры на части поверхности. Температура T на границе Γ_1 в любой момент времени t равна температуре окружающей среды $T_{\text{нар}}$ в рассматриваемый момент времени.

$$T|_{\Gamma_1} = T_{\text{env}}(t) \quad (2.8)$$

2. Условие конвективно-радиационного теплообмена, которое характеризует границу Γ_2 обмена теплом с окружающей средой через конвекцию (перенос тепла движущейся средой, например, воздухом) и излучение (перенос тепла светом).

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{\Gamma_2} = q(t) + \alpha(T - T_{нар}), \quad (2.9)$$

где α – коэффициент теплообмена;

$\frac{\partial T}{\partial n}$ – скорость изменения температуры (T) при движении в направлении,

перпендикулярном поверхности (n).

3. Условие теплоизоляции границы Γ_3 .

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{\Gamma_3} = 0, \quad (2.10)$$

4. Начальное условие: $T(0) = T_0$, где T_0 – температура детали принимается равной температуре окружающего воздуха.

Основным результатом решения задачи является распределение температуры прогрева всего объема модели детали по времени.

2.4.2 Задача расчета параметров

напряженно-деформированного состояния

с учетом циклов изменения температуры и механического воздействия

Для получения эквивалентных величин, характеризующих НДС материала при пластическом деформировании, используется критерий Мизеса [50]. Использование критерия прочности по Мизесу распространено в программных пакетах, реализующих МКЭ, и применимо для изотропных материалов (стали и сплавы).

Суммарная общая деформация используется для последующего анализа малоциклового прочностного анализа (раздел 2.2):

$$\varepsilon_{общ} = \varepsilon_{упр} + \varepsilon_{пл} + \varepsilon_{тем}, \quad (2.11)$$

где $\varepsilon_{упр}$ – упругие деформации;

$\varepsilon_{пл}$ – пластические деформации;

$\varepsilon_{тем}$ – деформации от температуры;

Изменение истории нагружения давлением $P(t)$ и температурой $T_{нар}(t)$ накладывает зависимости от времени на некоторые параметры модели.

Зависимость упругих деформаций от изменения температуры и нагрузок по времени

$$\varepsilon_{упр} = \frac{D^{-1}T(t)}{\sigma(t)} \quad (2.12)$$

где $D^{-1}T(t)$ – тензор упругости, зависящий от температуры.

Зависимость прогрева модели $T(t)$ от истории нагружения влияет на историю изменения температурных деформаций $\varepsilon_{тем}$. Так как коэффициент теплового расширения α зависит от температуры, то при изменении температуры во времени изменяется и сам коэффициент.

Зависимость температурной деформации от времени

$$\varepsilon_{тем}(t) = \alpha \left(\frac{\partial T}{\partial t} \right) \cdot \left(\left(\frac{\partial T}{\partial t} \right) - T_0 \right), \quad (2.13)$$

где α – коэффициент теплопроводности;

T_0 – начальная температура.

Для определения пластических деформаций используется критерий прочности по Мизесу, который зависит от компонентов напряжений при трехосном напряженном состоянии. Эквивалентное напряжение σ_i является функцией эквивалентной деформации ε_{ip} , не зависящей от типа напряженного состояния:

$$\sigma_{ЭКВ} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_r - \sigma_\theta)^2 + (\sigma_r - \sigma_z)^2 + (\sigma_\theta - \sigma_z)^2}; \quad (2.14)$$

$$\varepsilon_{ЭКВ} = \frac{2}{\sqrt{3}} \sqrt{(\varepsilon_{rp} - \varepsilon_{\theta p})^2 + (\varepsilon_{\theta p} - \varepsilon_{zp})^2 + (\varepsilon_{zp} - \varepsilon_{rp})^2}. \quad (2.15)$$

где ε_{rp} , $\varepsilon_{\theta p}$, ε_{zp} – компоненты главных деформаций при трехосном напряженном состоянии;

$\sigma_r, \sigma_\theta, \sigma_z$ – компоненты главных напряжений при трехосном напряженном состоянии.

Изменение объема вследствие пластического деформирования принимается равным нулю:

$$\varepsilon_{rp} + \varepsilon_{\theta p} + \varepsilon_{zp} = 0. \quad (2.16)$$

При изменении предела текучести материала детали, в зависимости от температуры нагрева, выполняется условие:

$$f(\sigma_{ij}, T) = \sigma_{\text{ЭKB}} - \sigma_T(T, \bar{\varepsilon}_{nl}, \dot{\varepsilon}_{nl}) \leq 0, \quad (2.17)$$

где $\sigma_T(T, \bar{\varepsilon}_{nl}, \dot{\varepsilon}_{nl})$ – предел текучести, зависящий от:

T – температуры;

$\bar{\varepsilon}_{nl}$ – интенсивности пластических деформаций;

$\dot{\varepsilon}_{nl}$ – скорости пластических деформаций.

Если условие выполняется, то пластические деформации составляют:

$$\varepsilon_p = \frac{\sigma_{\text{ЭKB}} - \sigma_T(T)}{3G(T)}, \quad (2.18)$$

где $G(T) = \frac{E(T)}{2(1 + \nu)}$ – модуль сдвига.

Ниже приведены основные граничные условия для анализа НДС, которые определяют, как тело взаимодействует с внешней средой на своих границах S_1 и S_2 . По условию Неймана определяются граничные условия к поверхности нагружения (S_1). Вектор напряжения на границе равен вектору приложенного давления, направленному внутрь тела (вдоль нормали).

$$\hat{\sigma} \cdot n \Big|_{S_1} = P(t) \cdot n \quad (2.19)$$

где $\hat{\sigma} \cdot n$ – вектор напряжения на границе;

$P(t) \cdot n$ – скалярное давление, зависящее от времени t .

По условию Дирихле при жестком закреплении одной поверхности граничное условие принимает вид:

$$\mathbf{u}|_{s_2} = 0, \quad (2.20)$$

где \mathbf{u} – вектор перемещений.

2.5 Конечноэлементный анализ конструкции при совместном действии температурной и силовой нагрузки

Для формирования КЭМ необходимо выполнение следующих необходимых условий:

- 1) физические допущения соответствуют целям расчета;
- 2) упрощение детализации геометрии произведено корректно за счет выбора видов конечных элементов и способов соединения, учитывающего физику работы детали;
- 3) качество сетки КЭМ обеспечивает достижение целей расчета.

На основе геометрической модели и данных о материале деталей агрегата формируется КЭМ изделия. Для проведения термопрочностного расчета рекомендуется использование твердотельных конечных элементов типа SOLID. Форма твердотельных элементов допускается как тетраэдральная, так и гексаэдральная.

Сетка КЭМ для проведения термо-прочностного расчета отличается от сетки для газодинамического расчета. Например, газодинамический расчет в пакете «ANSYS Fluent» позволяет проводить тепловые расчеты прогрева материала преграды одновременно с решением газодинамической задачи [19, 98]. При различных сетках температурные нагрузки импортируются как табличные данные, а затем интерполируются между узлами сетки.

Перенос значений из одной сетки в другую реализуется при помощи инструмента интерполяции данных. Допустим, что известно распределение поля давления $P(x, y, z, \tau)$ и поля температуры $T(x, y, z, \tau)$ на сетке $\Omega_{ГАЗ}$ с N_g узлов. Границы сеток совпадают по поверхности нагружения S_1 . Тогда на сетку Ω_M с N_m узлов ($N_m \ll N_g$) накладывается граничное условие к поверхности

нагружения S_1 (2.19). Определим распределение нагрузки давлением $\tilde{P}(x_j, y_j, z_j, t)$ для узлов механической сетки $j = 1 \dots N_m$.

Для переноса значений между узлами сетки используется линейной интерполяцией данных.

$$\tilde{P}(x_j, t) = \sum_{k=1}^K N_k(\xi_j, \eta_j) P_k(t) \quad (2.21)$$

где $\tilde{P}(x_j, t)$ – приложенное давление;

K – число базовых функций;

$P_k(t)$ – узловой вектор нагрузки;

$N_k(\xi_j, \eta_j)$ – функции интерполяции/формы;

ξ_j, η_j – локальные координаты точки внутри конечного элемента.

При помощи инструмента импорта в КЭ модели газоотражателя формируются действующие механическая и тепловая нагрузки.

На следующем шаге в программную среду (ПС) задается история нагружения. Зависимость величины нагрузки от хода цикла по временным шагам задается функцией, вид которой приведен на Рисунке 2.1. Для обеспечения квазистатичности анализа временной шаг соответствует полуциклу нагружения или разгрузки модели. При числе циклов газодинамического нагружения $N \geq 3$ амплитуда деформаций становится почти неизменной [44, 37]. При стабилизации размахов напряжений и деформаций от цикла к циклу разница значений стремится к бесконечно малым значениям. Расчет производится по максимальным размахам деформации, получаемым на первых 3-10 циклах моделирования газодинамического нагружения.

Далее проводится определение картины напряженно-деформированного состояния. Результатом анализа НДС является распределение напряжений и деформаций в материале детали и изменение параметров при цикле нагрузки и разгрузки, соответствующему циклограмме воздействия газовой струи на поверхность газоотражателя. Результаты анализа НДС используются для последующего проектного анализа циклической прочности изделия.

2.5.1 Проведение численного моделирования напряженно-деформированного состояния конструкций

При анализе термопластического деформирования и процесса накопления усталостных повреждений используется интегрирование нелинейных обыкновенных дифференциальных уравнений с начальными условиями, так как параметры зависят от времени или шага нагружения. Основные параметры упругопластического деформирования при действии высоких температур характеризуются тензорами напряжений (σ_{ij}), полных (ε_{ij}) и пластических деформаций (ε^p_{ij}), диапазоном значений действующих температур (T).

Определение параметров упругопластического деформирования ведется по соотношениям механики поврежденной среды (МПС) в приращениях. Численное решение по ним зависит от выбранного шага интегрирования Δt .

Далее определяем тензоры напряжений и деформаций в материале детали. Если обозначить пропорциональную первоначальным деформациям матрицу деформаций через $\{\varepsilon_0\}$, то матрица напряжения $\{\sigma\}$, в соответствии с законом Гука, будет определяться соотношением (2.22).

$$\{\sigma\} = [D](\{\varepsilon\} - \{\varepsilon_0\}), \quad (2.22)$$

где $[D]$ – матрица упругости, содержащая характеристики материала;

$\{\varepsilon\}$ – матрица полной деформации.

Матрицы, используемые для проведения расчетов, представлены соотношениями (2.23-2.26).

$$\{\sigma\}^T = [\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \tau_{xy}], \quad (2.23)$$

$$[D] = \frac{E(1-\mu)}{(1+\mu)(1-2\mu)} \begin{bmatrix} 1 & \frac{\mu}{1-\mu} & \frac{\mu}{1-\mu} & 0 \\ \frac{\mu}{1-\mu} & 1 & \frac{\mu}{1-\mu} & 0 \\ \frac{\mu}{1-\mu} & \frac{\mu}{1-\mu} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\mu}{2(1-\mu)} \end{bmatrix}, \quad (2.24)$$

$$\{\varepsilon\}^T = [\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \gamma_{xy}], \quad (2.25)$$

$$\{\varepsilon_0\} = \varepsilon_{00} \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} (1+\mu), \quad (2.26)$$

где ε_{00} – величина изотропной первоначальной деформации.

Связь деформации и перемещения представляется в виде матрицы (2.27).

$$\{\varepsilon\} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{dU_x}{dx} \\ \frac{dU_y}{dy} \\ \frac{U_x}{x} \\ \frac{dU_x}{dy} + \frac{dU_y}{dx} \end{bmatrix}, \quad (2.27)$$

где dU_x , dU_y , dU_z – перемещения.

Если за первоначальные деформации принять температурные деформации, то начальная деформация будет определяться соотношением (2.28).

$$\{\varepsilon_0\} = \alpha \Delta T \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} (1+\mu). \quad (2.28)$$

Компоненты деформаций и напряжений при трехосном напряженном состоянии определяются по соотношениям (2.11) – (2.20), приведенным в разделе 2.4.2.

2.5.2 Определение критического расчетного узла

Определим принцип выбора критического узла модели, в котором будет определяться число циклов до наступления предельного состояния материала детали.

Максимальные напряжения и деформации наблюдаются в момент достижения максимальных нагрузок t_l :

$$t_l = t(T_{\max}, P_{\max}), \quad (2.30)$$

где T_{\max} – максимальная температура за цикл нагружения;

P_{\max} – максимальное давление на поверхность газоотражателя за цикл нагружения.

После проведения термомеханического анализа, используя диаграммы распределения напряжений и деформаций в материале деталей, определяется узел, в котором при моделировании фиксируются экстремальные значения напряжений и деформаций. В узле должны выполняться следующие условия.

$$i = \begin{cases} \sigma_i = \sigma_{\max}(t_l) \\ \varepsilon_i = \varepsilon_{\max}(t_l) \end{cases}, t_l = t(T_{\max}, P_{\max}), \quad (2.31)$$

где i – номер контрольного узла;

σ_i – напряжения в узле i ;

ε_i – деформации в узле i ;

$\sigma_{\max}(t_l)$ – максимальное напряжение в узле i в момент времени, соответствующий пику нагружения;

$\varepsilon_{\max}(t_i)$ – максимальная деформация в узле i в момент времени, соответствующий пику нагружения.

Основным результатом квазистатического анализа НДС является распределение напряжений и деформаций в материале составной части агрегата и их изменение при цикле нагрузки и разгрузки, соответствующее циклограмме воздействия газовой струи на поверхность агрегата. Перечисленные параметры используются при последующем проектном анализе циклической прочности изделия.

2.5.3 Квазистатическая постановка циклического усталостного анализа

Для экономии вычислительных ресурсов предлагается считать анализ циклической прочности квазистатическим. В квазистатической постановке задачи мы пренебрегаем динамическими эффектами внутри одного цикла, но учитываем экстремальные значения деформаций от цикла к циклу. Одно колебание нагрузки Δt_i происходит за время, в котором наблюдаются локальные экстремумы деформаций ε_{\max} и ε_{\min} . Цикл не считается высокочастотным.

В квазистатическом анализе весь временной интервал разбивается на конечное число циклов нагружения N_k на исследуемом временном отрезке.

$$N_k = \frac{\tau_{\text{общ}}}{\Delta t}, \quad (2.32)$$

где $\tau_{\text{общ}}$ – общее время всей истории нагружения.

2.6 Метод выделения циклов деформирования

Для анализа циклической прочности из сложной истории деформирования выделяются минимальное и максимальное значения деформаций. Определение максимумов и минимумов в истории циклического

деформирования позволяет выделить амплитуды деформаций. Другие диапазоны значений, модуль которых меньше заданного уровня, исключаются из дальнейшего рассмотрения.

На первом этапе производится подготовка процесса схематизации деформирования. Диаграмма разбивается на интервалы $\Delta\tau$, в зависимости от числа экстремумов значений деформаций n_{ex} :

$$\Delta\tau = \frac{2\tau_\phi}{N \cdot n_{ex}}, \quad (2.33)$$

где τ_ϕ – длительность одного временного фрагмента,

$N=3\div 10$ – число участков дискретизации истории деформирования.

На втором этапе выделяются у асимметричного цикла амплитудные значения деформаций по методу максимумов для каждого максимального значения деформаций (Рисунок 2.2).

$$\varepsilon_{a_j} = \varepsilon_{\max j} - \varepsilon_0, \quad (2.34)$$

где $\varepsilon_{\max j}$ – максимальное значение деформаций на шаге j .

На третьем этапе выделяются полные циклы приведенных амплитуд для улучшения считывания истории деформирования. На Рисунке 2.3 представлен процесс извлечения единого цикла деформаций из последовательности двух малых циклов, которые содержат историю деформирования на отрезках 2 - 3 и 5 - 6. Остальные точки сложного цикла изменения деформаций – 1, 4 и 7, в текущей итерации исключаются из рассмотрения и проведения расчетов.

Одним из способов выделения единого полного цикла является метод «дождевого потока» [37, 30]. Цикл формируется путем изменения порядка точек (Рисунок 2.3).

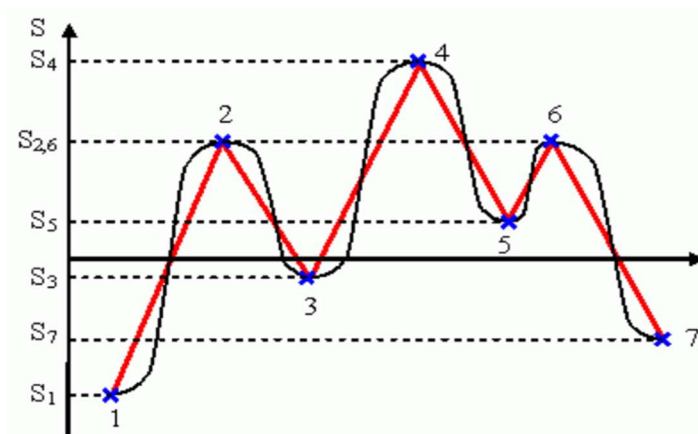


Рисунок 2.2 – Процесс приведения истории нагружения к серии контрольных точек

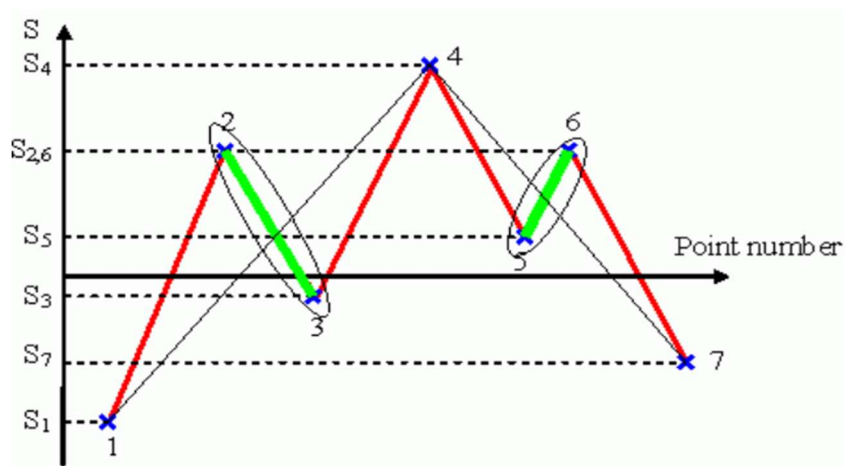


Рисунок 2.3 – Процесс извлечения единого цикла деформаций из последовательности двух малых циклов

В каждом цикле определяются параметры для расчета циклической прочности: диапазон деформаций, среднее и максимальное напряжение.

На Рисунке 2.4 показаны циклы деформирования для одного узла после моделирования газодинамического нагружения на гребень газоотражателя. На Рисунке 2.5 циклы деформирования упрощены методом дождевого потока. Приведенный цикл деформирования содержит максимальное и минимальное значения деформаций для одного периода нагружения, что облегчает задачу определения амплитуды деформаций при расчете циклической прочности. В результате выделения упрощенных циклов определяются два значения величины деформаций: ε_{\max} – максимальная деформация цикла и ε_{\min} – минимальная деформация цикла.

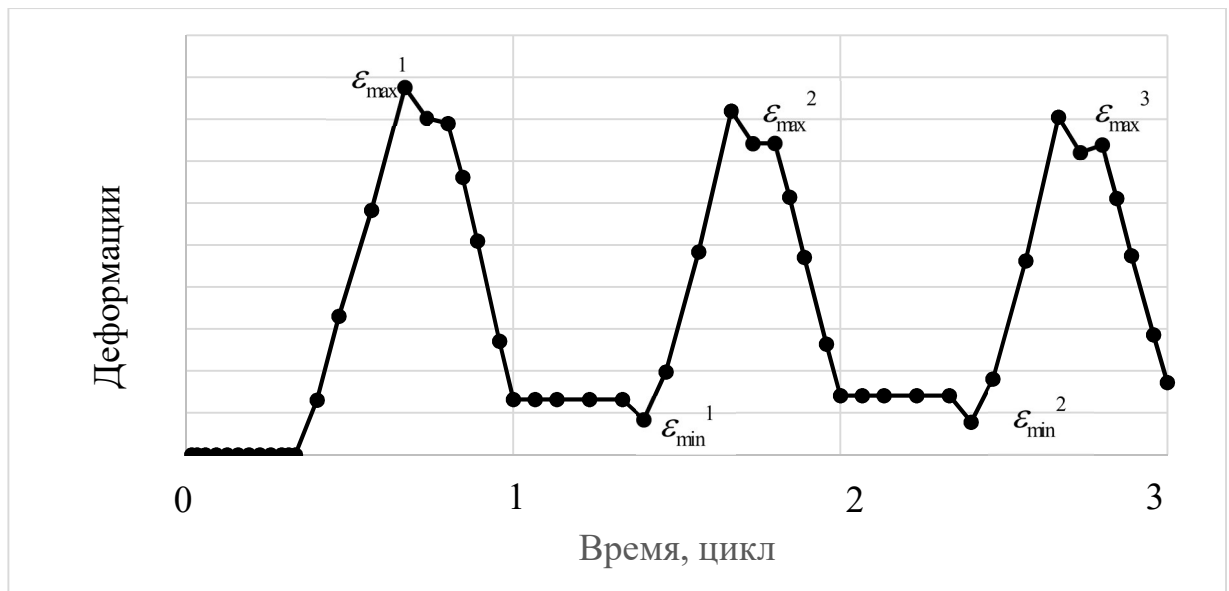


Рисунок 2.4 – Зависимость деформаций от циклов нагружения по результатам моделирования

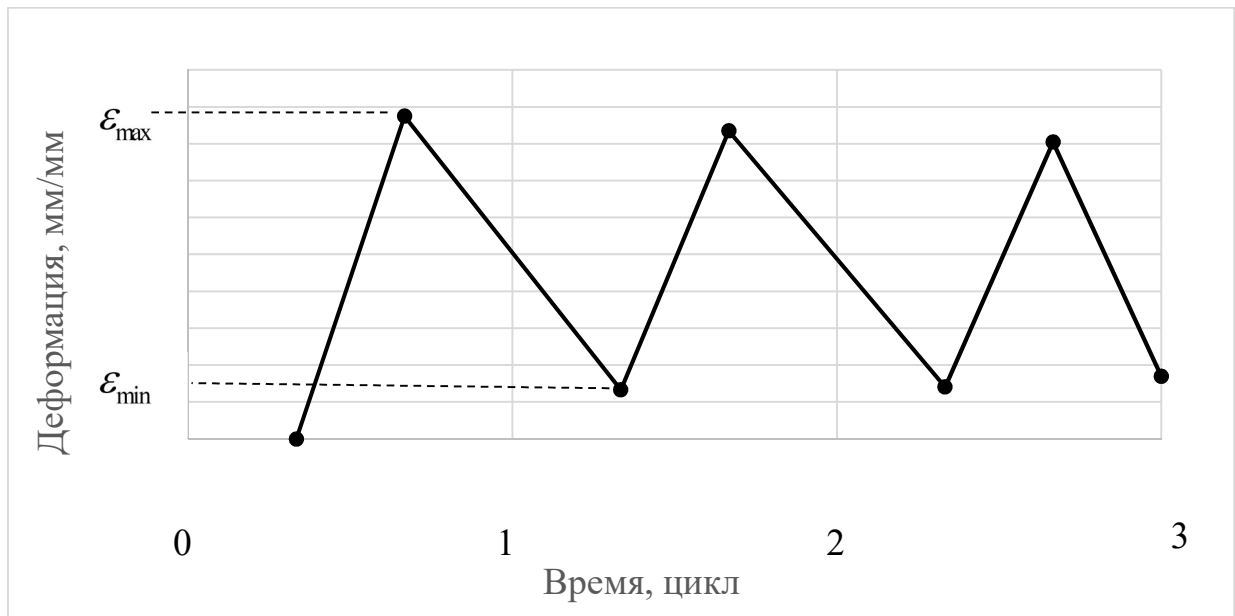


Рисунок 2.5 – Приведенная зависимость деформаций от циклов нагружения

2.7 Определение числа циклов до усталостного разрушения детали

Малоцикловая усталость определяется по формуле Коффина-Мэнсона-Баскина [53, 33], которая устанавливает зависимость между амплитудой деформации ϵ_a и числом циклов до разрушения N_f :

$$\varepsilon_a = \frac{\sigma_f'}{E} (2N_f)^b + \varepsilon_f' (2N_f)^c. \quad (2.35)$$

Параметры материала σ_f' , ε_f' , b , c являются функциями температуры. Амплитуда деформации определяется выражением (2.36).

$$\varepsilon_a = \frac{\varepsilon_{\max} - \varepsilon_{\min}}{2} \quad (2.36)$$

где ε_{\max} – максимальная деформация цикла,

ε_{\min} – минимальная деформация цикла.

Критерий разрушения: деталь достигает критического состояния (разрушения) после того, как она накопила определенную пластическую деформацию за количество циклов согласно выражению (2.35).

Число циклов до разрушения N_f определяется из выражения (2.35), в виде уравнения:

$$f(N) = C_1 (2N)^b + C_2 (2N)^c - A = 0, \quad (2.37)$$

где $C_1 = \frac{\sigma_f'}{E}$, $C_2 = \varepsilon_f'$, $A = \varepsilon_a$, $N = N_f$.

Число циклов до разрушения N определяется численно, с использованием метода Ньютона, который основан на итерационной формуле следующего вида:

$$N_{k+1} = N_k - \frac{f'(N_k)}{f(N_k)}, \quad (2.38)$$

где k – шаг приближения.

Найдем производную $f'(N)$, используя правило дифференцирования степенной функции. Производные каждого слагаемого соответственно:

$$\frac{d}{dN} [C_1 (2N)^b] = C_1 \cdot b \cdot (2N)^{b-1} \cdot 2 = 2bC_1 (2N)^{b-1} \quad (2.39)$$

$$\frac{d}{dN} [C_2 (2N)^c] = C_2 \cdot c \cdot (2N)^{c-1} \cdot 2 = 2cC_2 (2N)^{c-1} \quad (2.40)$$

$$\frac{d}{dN}[-A]=0 \quad (2.41)$$

Итого, производная $f'(N)$:

$$f'(N) = 2bC_1(2N)^{b-1} + 2cC_2(2N)^{c-1} \quad (2.42)$$

Определим итерационную формулу:

$$N_{k+1} = N_k - \frac{C_1(2N_k)^b + C_2(2N_k)^c - A}{2bC_1(2N_k)^{b-1} + 2cC_2(2N_k)^{c-1}} \quad (2.43)$$

Параметры, характеризующие усталостное разрушение материала σ_f' , ε_f' , b , c , зависят от температуры. Экспериментальные данные содержатся в справочниках и атласах усталостных кривых [84]. Ввиду равенства параметров различных сталей при действии высоких температур в исследовании использованы обобщенные усталостные кривые для конструкционных сталей, приведенные на Рисунке 2.6. Исходные данные усталостных характеристик материала для стали приведены в Таблице 2.2.

Постоянные σ_f' , ε_f' , b , c из зависимости (2.35), которые характеризуют усталостное разрушение материала, определяют экспериментально при циклических нагружениях образцов. Для определения параметров усталостных кривых проводятся испытания при двух фиксированных уровнях размаха деформации $\Delta\varepsilon_1$ и $\Delta\varepsilon_2$, в которых измеряемыми величинами являются уровни размахов напряжения $\Delta\sigma_1$ и $\Delta\sigma_2$ и чисел циклов до наступления критического состояния N_1 и N_2 , характерных для соответствующих размахов деформаций. По результатам испытаний, постоянные c , ε_f' , b и σ_f' определяются с использованием соотношений (2.44).

Точность значений постоянных зависит от условия, что серии испытаний образцов охватывают более двух уровней деформаций.

$$c = \frac{\log(\Delta\sigma_1) - \log(\Delta\sigma_2)}{\log N_1 - \log N_2};$$

$$\varepsilon_f' = \frac{E\Delta\sigma_1 N_1^{-c}}{2^c} \text{ или } \frac{E\Delta\sigma_2 N_2^{-c}}{2^c};$$

$$b = \frac{\log[\Delta\varepsilon_1 - (\Delta\sigma_1 / E)] - \log[\Delta\varepsilon_2 - (\Delta\sigma_2 / E)]}{\log N_1 - \log N_2};$$

$$\frac{\sigma_f'}{E} = \frac{\Delta\varepsilon_1 - (\Delta\sigma_1 / E) N_1^b}{2^b} = \frac{\Delta\varepsilon_2 - (\Delta\sigma_2 / E) N_2^b}{2^b}.$$
(2.44)

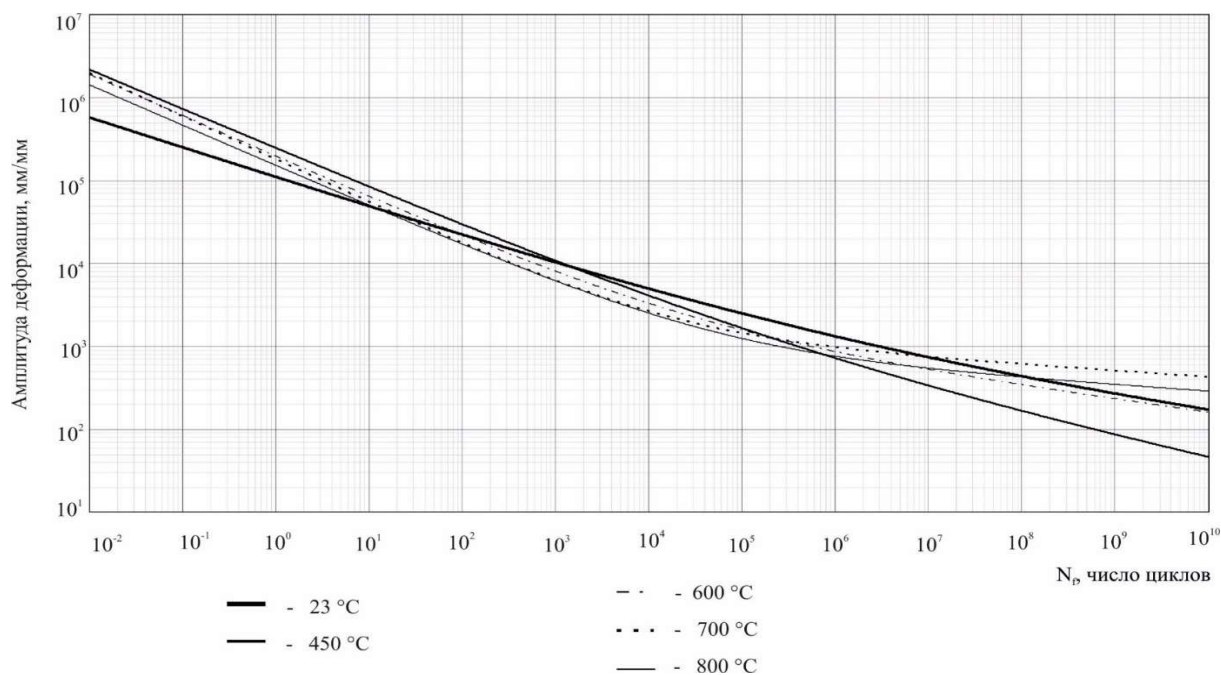


Рисунок 2.6 – Осредненные усталостные кривые для стали

Таблица 2.2 – Исходные данные усталостных характеристик материала

Температура	σ_T , МПа	σ_B , МПа	E , 10^5 МПа	σ_f' , МПа	ε_f' , мм/мм	b	c
20	203	611	1,92	1268	0.134	-0.16	-0.366
450	184	435	1.7	2528	0.325	-0.247	-0.481
600	217	373	1.58	1009	0.268	-0.156	-0.499
700	190	278	1.52	382	0.255	-0.075	-0.523
800	136	192	1.6	283	0.21	-0.077	-0.488

2.8 Алгоритм оценки циклической прочности проектируемых конструкций методом конечных элементов

Последовательность этапов оценивания расчетного ресурса газоотражателей на основе циклической прочности характеризуется следующим образом.

1. Вводится история нагружения давлением и газодинамического нагружения (см. раздел 2.2).

2. Формируется файл, содержащий данные о геометрии модели.

3. Вводятся параметры материала детали согласно разделу 2.3.

Данные о газодинамическом нагружении, геометрии и материале исследуемой детали или конструкции составляют систему исходных данных для расчета.

4. С использованием системы исходных данных проводится тепловой анализ, целью которого является определение прогрева модели конструкции за цикл газодинамического нагружения.

5. Если температура прогрева превышает точку плавления материала деталей, то следует изменять либо параметр газодинамического потока, либо менять материал или изменять геометрию конструкции. Если температура прогрева не превышает точку плавления материала, то результаты теплового анализа используются для следующего этапа.

6. Определяется напряженно-деформированное состояние модели агрегата с использованием метода конечных элементов (Разделы 2.4 и 2.5.).

7. Выполняется выбор рассматриваемых узлов и элементов по следующим критериям: напряжение и температура максимальны на всем отрезке анализируемого циклического нагружения (подраздел 2.5.2).

8. Для выбранного узла или элемента с использованием интерфейса ПС выводится график зависимости значений суммарной пластической деформации от числа циклов нагружения. С использованием метода «дождевого потока» выделяются полные циклы деформирования и определяются экстремальные значения деформации (см. раздел 2.6).

Далее дается оценка расчетного ресурса газоотражателей на основе малоцикловой усталостной прочности для i -го узла КЭМ.

9. Для выбранного узла i за один цикл нагружения определяем амплитуду деформации (раздел 2.7).

$$\varepsilon_{ai} = \frac{\varepsilon_{\max i} - \varepsilon_{\min i}}{2}, \quad (2.47)$$

где $\varepsilon_{\max i}$ – максимальная деформация цикла в узле i ;

$\varepsilon_{\min i}$ – минимальная деформация цикла в узле i .

Параметры $\varepsilon_{\max i}$ и $\varepsilon_{\min i}$ определяются исходя из графиков изменения деформации по времени в контрольном узле (Рисунок 2.6).

10. По значению амплитуды и графику с кривыми усталости (рис. 2.2), по зависимости (2.35) определяется число циклов до разрушения N_{fi} путем решения итерационного уравнения (2.37). Сначала определяется температура в контрольной точке, затем определяется расчетное значение числа нагружения по соответствующей кривой усталости.

11. Далее определяется запас ресурса работы конструкции по требуемому количеству пусков $[N]$, указанному в техническом задании, путем сравнения значения наименьшего числа циклов из значений N_{fi} , полученных для всех выбранных i узлов:

$$n = \frac{N_{f \min}}{[N]}, \quad (2.48)$$

где $[N] = N_{год} \cdot Y$ – произведение числа запусков в год ($N_{год}$) на число лет эксплуатации (Y) согласно требованиям технического задания на изделие.

12. Если параметр $n < 1$ из (2.48), то проводят оптимизацию конструкции или подбирают новый материал до обеспечения соответствия требованиям.

Основные этапы численной оценки ресурса газоотражателей, которые изложены выше, представлены в виде схемы на Рисунке 2.7.

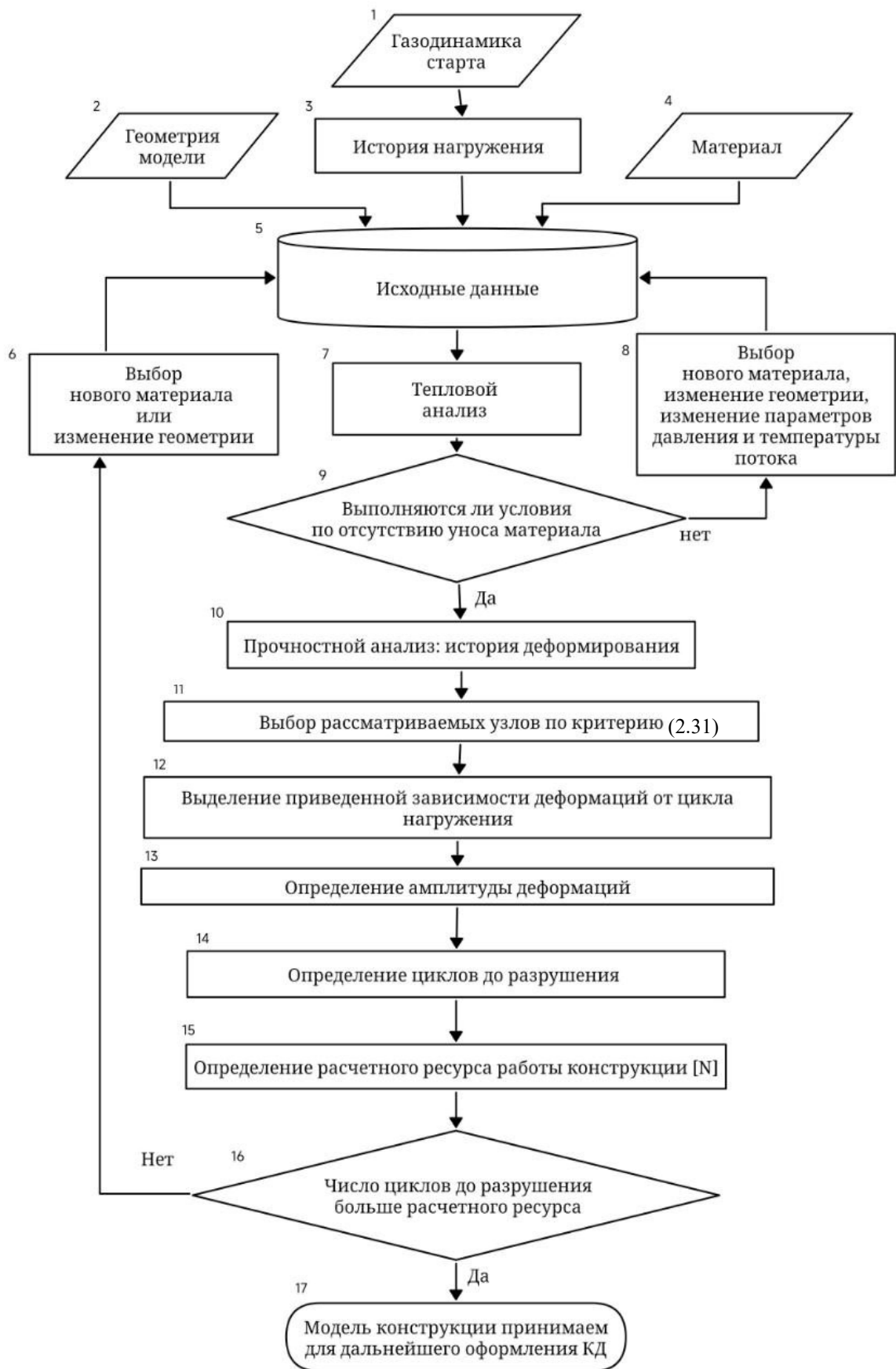


Рисунок 2.7 – Схема последовательности выполнения основных этапов численной оценки ресурса газоотражателей

2.9 Заключение по Главе 2

В Главе 2 представлена методика оценки циклической прочности агрегатов стартового оборудования при действии газодинамического нагружения, которая позволяет определить число циклов до разрушения на основе зависимостей Басквина-Коффина-Мэнсона. Вычисленное значение числа циклов до разрушения сравнивается с требуемым значением числа пусков РКН. Методика отражена в работах [79, 75, 74].

Приведенная в Главе 2 методика позволяет выполнять следующие процессы.

- Моделирование циклического совместного воздействия температурных и силовых нагрузок на агрегаты стартового оборудования ракет-носителей.
- Определение прочностных характеристик проектируемых агрегатов наземного оборудования при действии высокотемпературной струи продуктов сгорания ракетного топлива, истекающей из ракетного двигателя [79].
- Выделение циклов деформирования, элементов агрегатов стартового оборудования при действии циклических температурно-силовых нагрузок.
- Использование экстремумов выделенных циклов для определения числа циклов газодинамического нагружения до наступления предельного состояния элемента конструкции.
- Определение запаса ресурса элемента разрабатываемой конструкции в зависимости от полученного в результате анализа циклической прочности минимального числа циклов нагружения.
- Оптимизация конструкции элементов наземного оборудования по выбранному критерию, например, материалоемкости и стоимости.

ГЛАВА 3 ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЦИКЛИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ГАЗООТРАЖАТЕЛЯ

В Главе 3 представлены результаты исследования напряженно-деформированного состояния силовых конструкций стартового оборудования и циклической прочности с использованием методики, изложенной в Главе 2.

В Главе 3 приведены результаты валидационного численного моделирования листов отражателя. Целью моделирования является подтверждение адекватности математической модели, разработанной с использованием методики, усталостного разрушения материала деталей при действии моделируемой циклической газодинамической нагрузки.

3.1 Моделирование малоциклового усталости облицовки при действии циклического газодинамического нагружения

3.1.1 Постановка задачи моделирования циклической прочности газоотражателя

Проведем валидацию разработанной методики анализа усталостной прочности на примере модели силового элемента пусковой установки для РКН «Протон» при циклическом воздействии высоких температур и давления на облицовку.

Конструкция газоотражателя обеспечивает увод струи от каждого сопла ДУ в один из шести газоходов (Рисунок 3.1 а). Газоходы 1, 3, 4, 6 имеют криволинейные очертания. Конструкция облицовки газоходов выполнена из отдельных объемных секций заводского изготовления, сваренных между собой в единую пространственную конструкцию. Толщина панелей облицовки – 20, 30, 40 мм. Крепление конструкции облицовки к строительным конструкциям реализуется с использованием закладных элементов и анкеров.

Боковые каналы (№ 1, 3, 4, 6) содержат наибольшее количество углов поворота газового потока, приводящих к росту давления и температуры из-за образования скачков уплотнения.

С пусковой установки, которой принадлежит рассматриваемый газоотражатель, до проведения капитального ремонта проведено 37 пусков ракет космического назначения, а после – проведено еще 25 пусков [52]. Во время осмотра [56] было зафиксировано, что общее состояние металлооблицовки газоходов характеризуется значительным количеством трещин, выгибами и вспучиванием панелей в отдельных местах. Все зафиксированные повреждения носят критический характер. На Рисунке 3.2 приведена схема бокового газохода № 6 с характерными зонами разрушения.

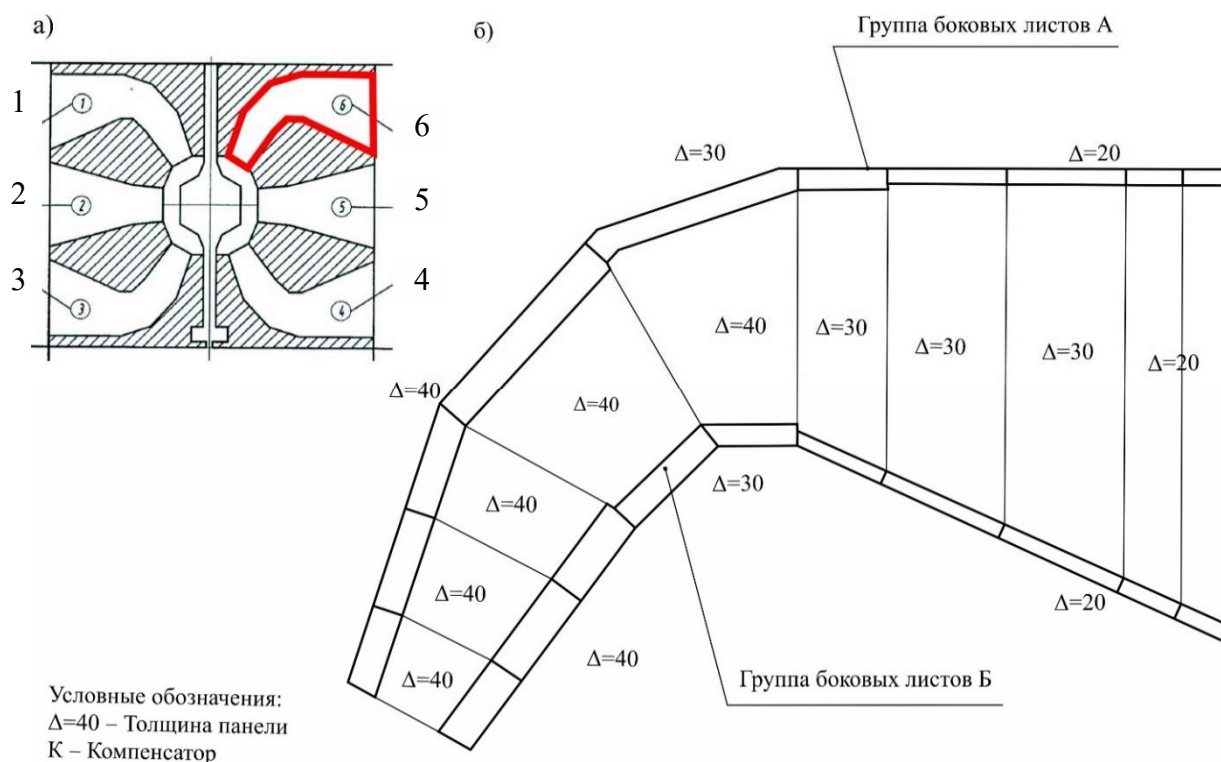


Рисунок 3.1 – Конструкция газоотражателя:
 а) общий вид газоотражателя; б) рассматриваемый газоход № 6

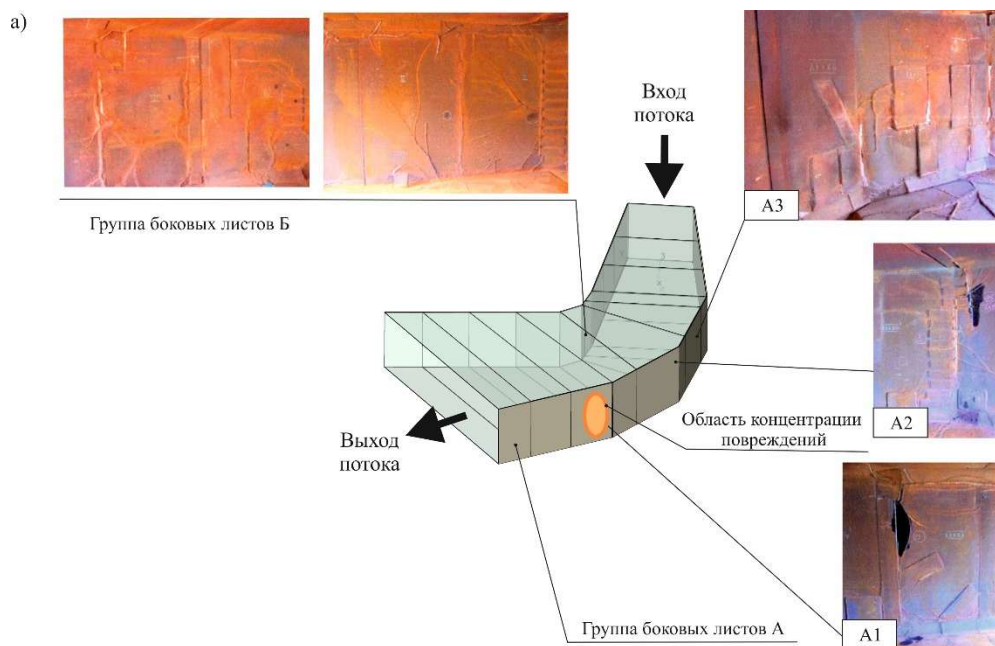


Рисунок 3.2 – Схема бокового газохода с характерными зонами разрушения

На всех элементах металлоконструкции наблюдаются следы от последствий возникновения концентраторов напряжений и повреждений из-за имеющихся в исследуемом газоходе углов, стыков панелей разной толщины, приварки малых элементов и компенсаторов.

Типы повреждений, зафиксированных на облицовке газоходов:

- хаотичные трещины панелей;
- повреждения стыковых сварных швов «стенка-потолок» и «стенка-днище»;
- деформирование панелей.

Анализ выявленных типов повреждений на облицовке газоходов позволил сформулировать следующие причины наступления неработоспособного состояния панелей:

- 1) неравномерность температурных деформаций металла по толщине панелей;
- 2) отсутствие возможности линейного расширения панелей облицовки.

Далее проводится моделирование газодинамического нагружения группы боковых листов «А» (Рисунок 3.2) как наиболее поврежденных в процессе эксплуатации.

3.1.2 Циклическое газодинамическое нагружение

Облицовка газохода работает в условиях циклического нагружения. Единичный цикл нагружения характеризуется пространственно-временным характером распределения нагрузок. На Рисунках 3.3 и 3.4 приведены амплитудные значения давления и распределение температур по поверхностям боковых панелей, соответственно.

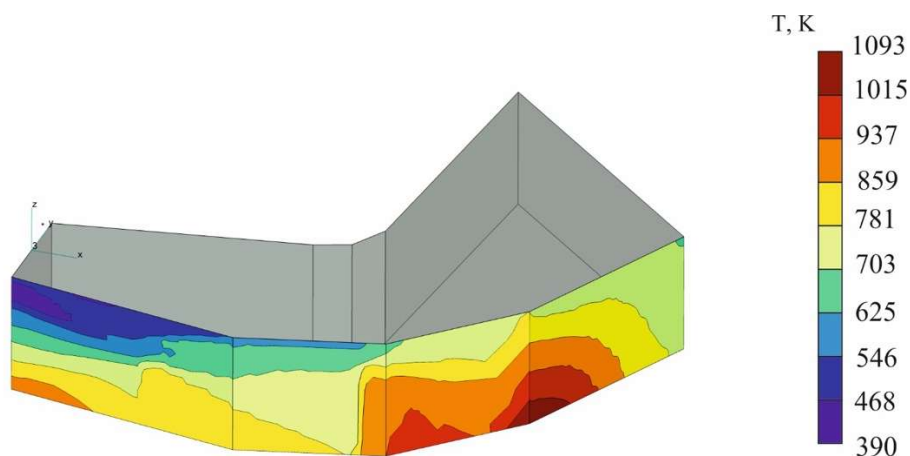


Рисунок 3.3 – Схема распределения температур по внутренним поверхностям боковых панелей газохода

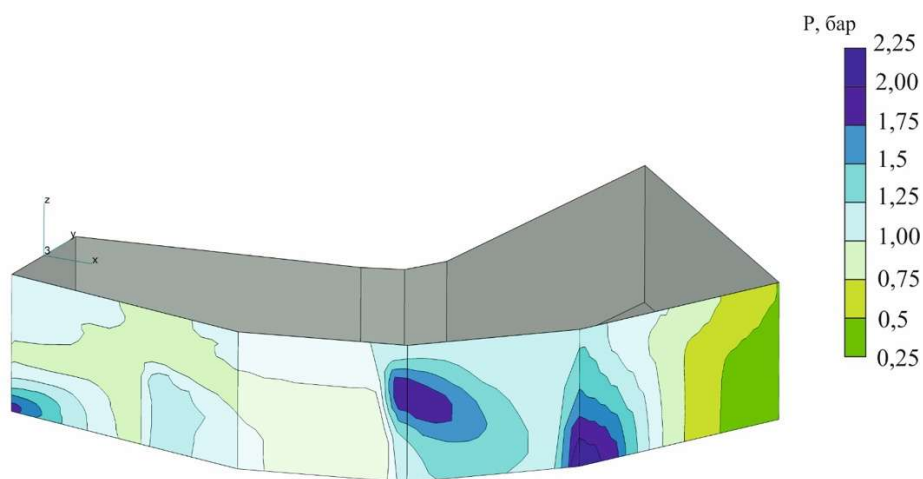
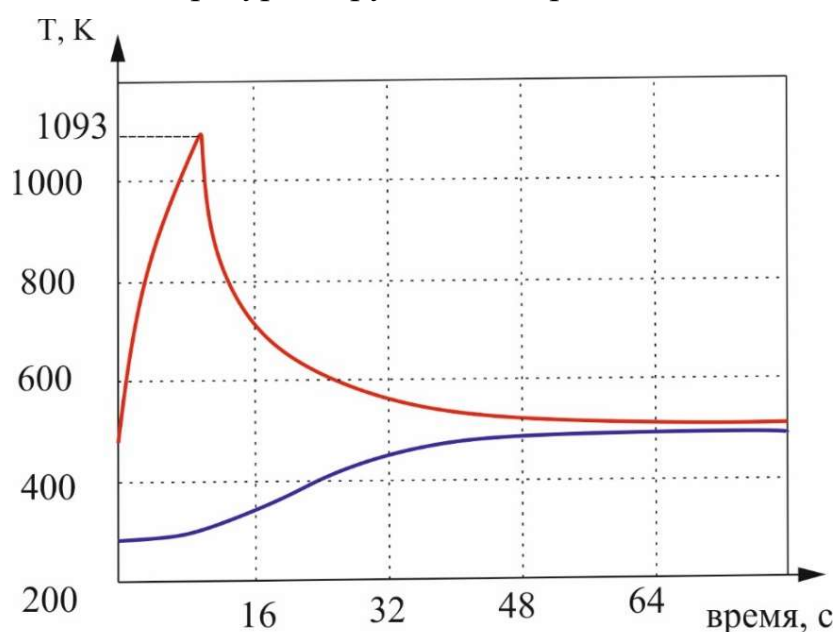


Рисунок 3.4 – Схема распределения давления по внутренним поверхностям боковых панелей газохода

С использованием результатов анализа газодинамики старта выполняется анализ прогрева панели за цикл. На Рисунке 3.5 приведен график изменения температур наружной и внешней части панели за 1 расчетный цикл газодинамического воздействия.

На Рисунке 3.5 представлен график изменения температур наружной и внешней части панели за 1 расчетный цикл газодинамического воздействия. Температура панели через 60 с. после начала цикла газодинамического нагружения становится постоянной по всей толщине. После прекращения газодинамического воздействия температура панели в течение нескольких часов остывает до температуры окружающей среды.



Условные обозначения:

- – Температура панели внутри газохода
- – Температура панели внешняя

Рисунок 3.5 – График изменения температур наружной и внешней части панели за 1 расчетный цикл газодинамического воздействия

3.1.3 Численный анализ прочности панелей

Модель боковой панели состоит из твердотельных конечных элементов и жестко закреплена по краям. Имеются поддерживающие опорные направляющие с внешней стороны. Общий вид панели с граничными условиями представлен на Рисунке 3.6. К модели приложены газодинамические нагрузки с историей нагружения, которые охарактеризованы в подразделе 3.1.2.

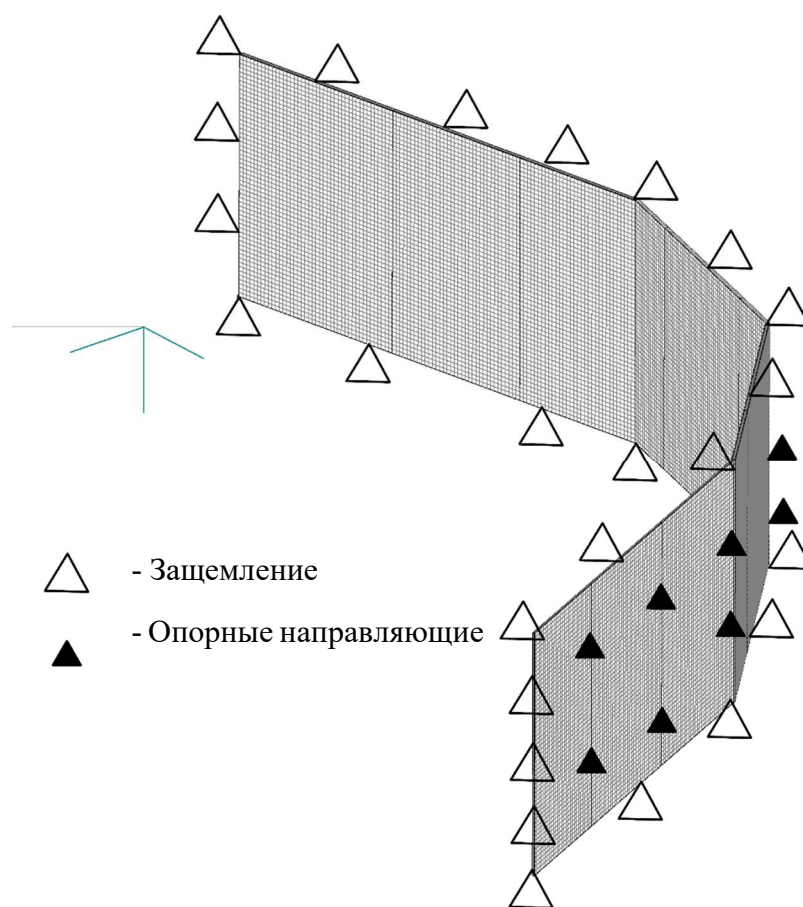


Рисунок 3.6 – Общий вид панели с граничными условиями

Значения усталостных параметров материала, характерные для указанных выше условий, соответствуют значениям, приведенным в разделе 2.3.

Диаграмма распределения деформаций в модели приведена на Рисунке 3.7. Диаграмма распределения напряжений в материале модели боковой панели приведена на Рисунке 3.8. На Рисунке 3.7 приведен

узел (точка А), в котором наблюдаются наибольшие значения напряжений и деформаций, которые были приведены в подразделе 2.5.2. Для точки А на Рисунке 3.9 представлена диаграмма изменения деформаций по времени, измеряемого в циклах нагружения.

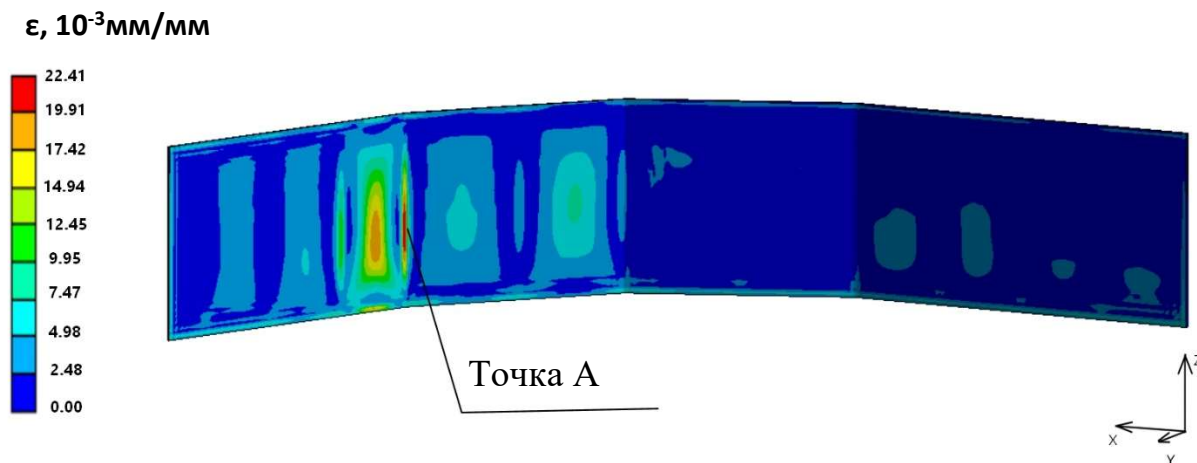


Рисунок 3.7 – Диаграмма распределения пластических деформаций в модели

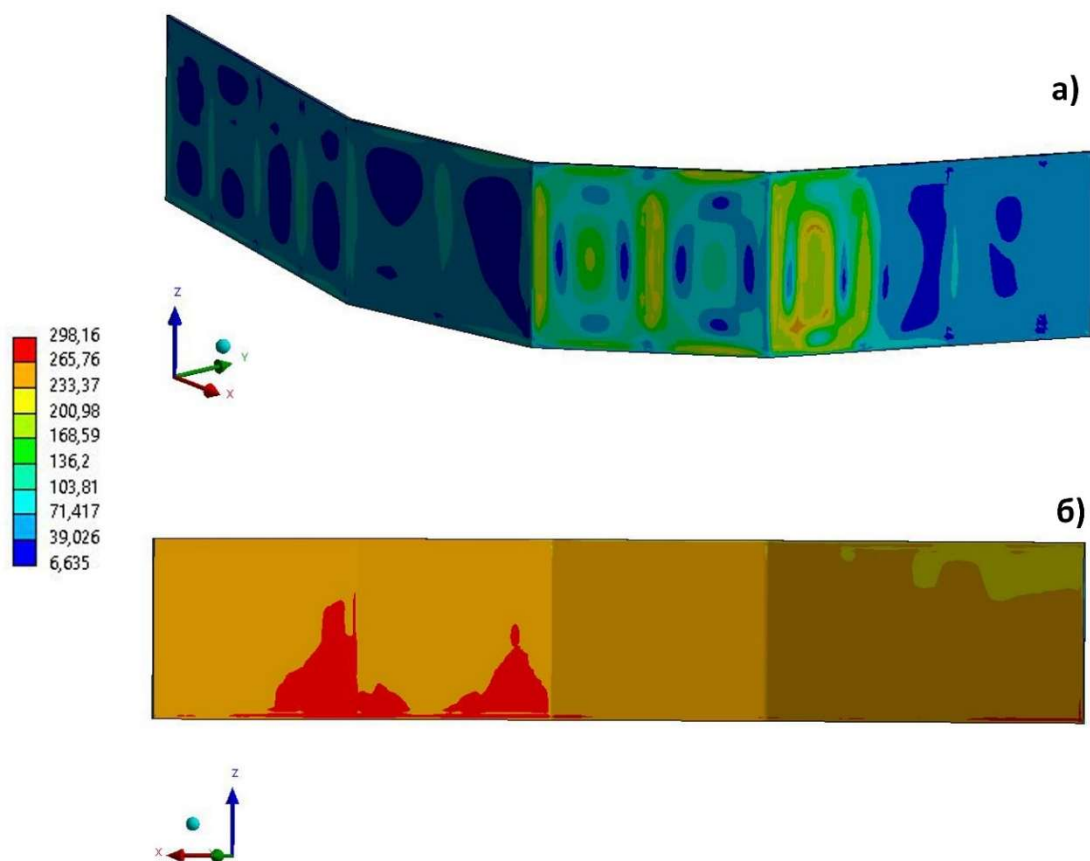


Рисунок 3.8 – Диаграмма распределения напряжений в материале модели боковой панели:

а) внешняя сторона панели; б) внутренняя сторона панели

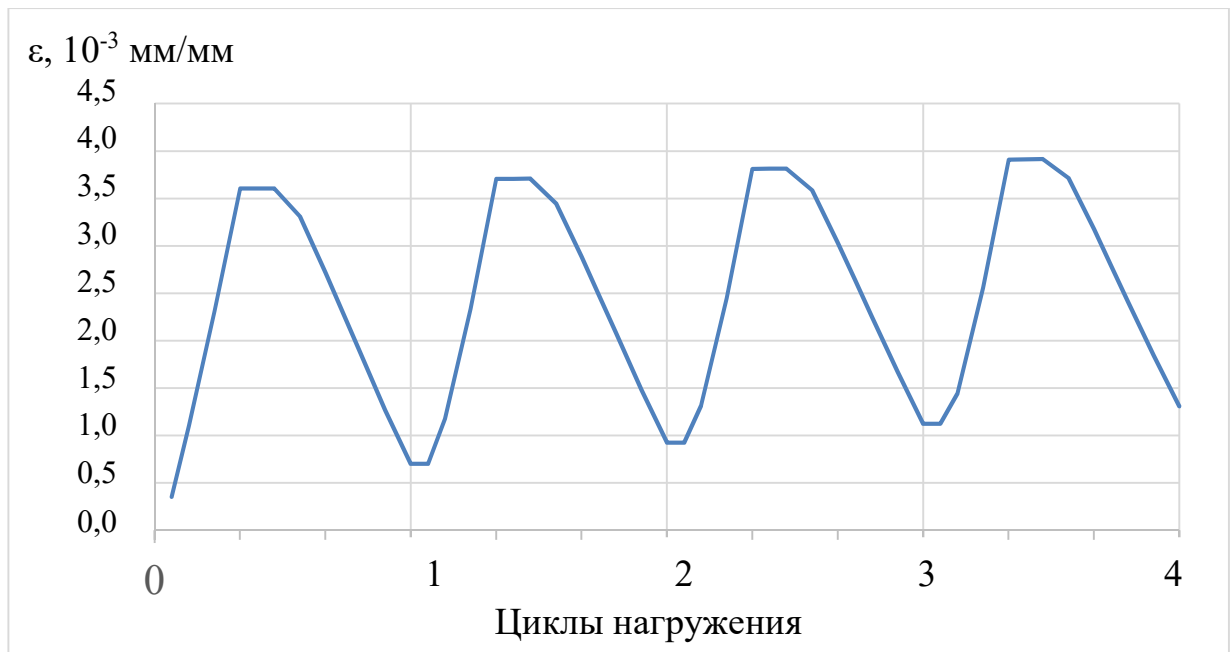


Рисунок 3.9 – Диаграмма изменения деформаций в точке А (Рисунок 3.6) по времени, измеряемого в циклах нагружения

Определим для точки А число циклов до разрушения.

Амплитуда деформаций (Рисунок 3.9), определенная по формуле (2.21), составляет $1,6 \cdot 10^{-3}$ мм/мм. Максимальная температура в точке за цикл составляет $T = 820$ °С.

По формуле (2.20) для приведенных значений определяется число циклов до разрушения и составляет $N_f = 68$ циклов.

Диаграмма распределения допустимых расчетных циклов газодинамического нагружения для всей боковой модели газохода представлена на Рисунке 3.10.

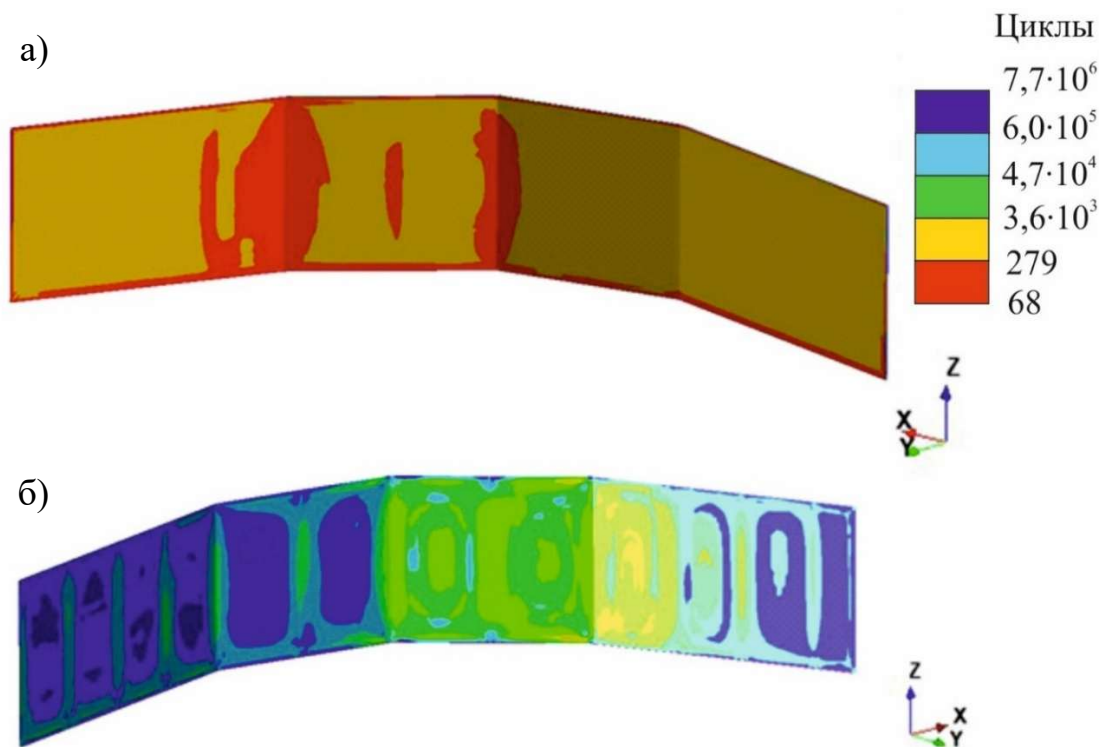


Рисунок 3.10 – Диаграмма распределения допустимых расчетных циклов газодинамического нагружения: а) внутренняя сторона панели; б) внешняя сторона панели

3.1.4 Оценка погрешности модели и ее валидация

Валидация модели проводилась по нескольким параметрам, полученным при моделировании, и оценивалась по погрешности полученных результатов в сравнении с параметрами эксплуатируемого изделия. Результаты сравнения модельных параметров и параметров эксплуатируемого изделия приведены в Таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Оценка погрешности модели

Параметр	Модель газотражателя	Газотражатель реальный	Погрешность, %
Число циклов до разрушения N_f	68	62	9,68
Напряжение σ , МПа	298	294	1,36
Толщина панелей Δ , мм	20	19,40	3,09

Анализ погрешностей, приведенных в таблице 3.1, для модели и для эксплуатируемого изделия показывает, что модель, построенная с использованием разработанной методики оценки циклической прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры, обладает достаточной сходимостью результатов моделирования с зафиксированными значениями параметров реального изделия. Погрешность модели не превышает 10%, что является допустимым при проведении проектировочных расчетов.

3.1.5 Исследование сеточной сходимости модели

С целью определения оптимального размера конечного элемента выполнен анализ сходимости сетки КЭ. В каждой версии модели листов облицовки установлены значения числа циклов газодинамического нагружения до разрушения для различного числа элементов. При моделировании листов газохода использовался КЭ гексагонального типа (Рисунок 3.11).

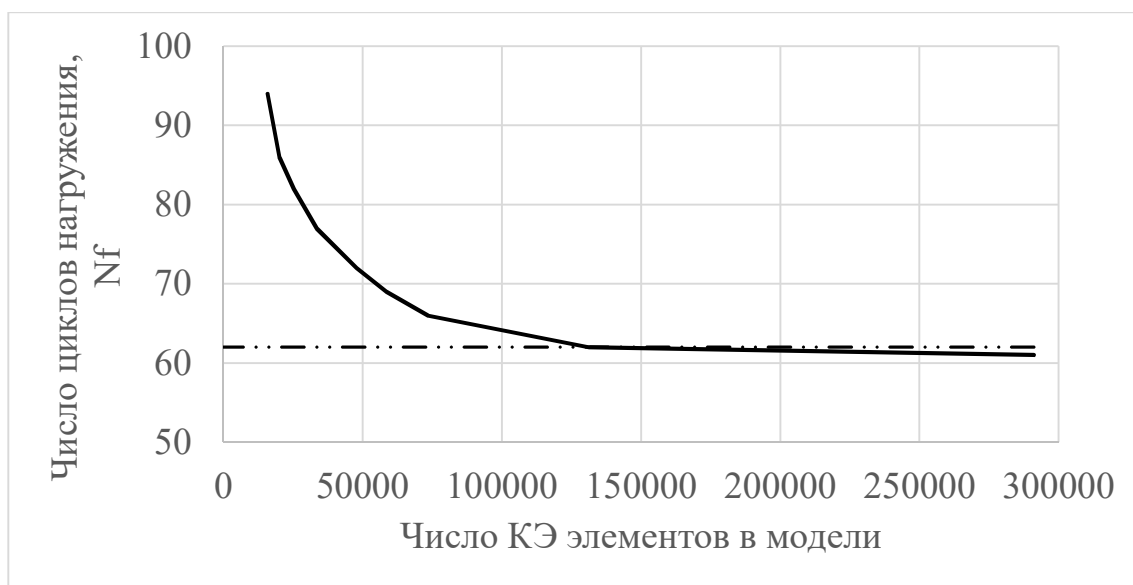


Рисунок 3.11 – График зависимости числа циклов газодинамического нагружения от числа элементов в КЭ сетке модели панели газохода

Полная сходимость результатов с экспериментальными данными достигнута при 131292 твердотельных элементах, что соответствует предельному размеру 30 мм. Для панели при размерах элемента меньше

чем 20 мм значительно возрастает время расчета без влияния на точность результатов (Рисунок 3.12). Данные о зависимостях напряжений и амплитуд деформаций от размера элемента свидетельствуют о достижении сходимости результатов при размере ячейки 20-45 мм (Рисунок 3.13).

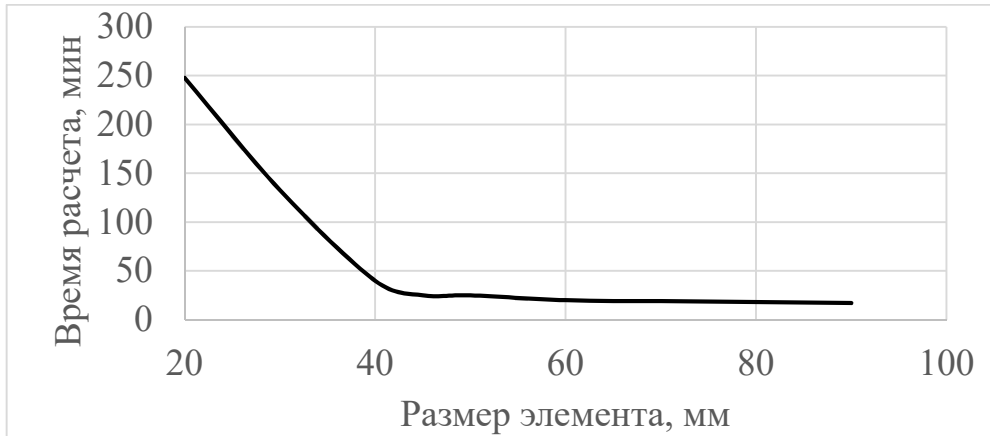


Рисунок 3.12 – График зависимости времени расчета от размера элемента в сетке модели панели газохода

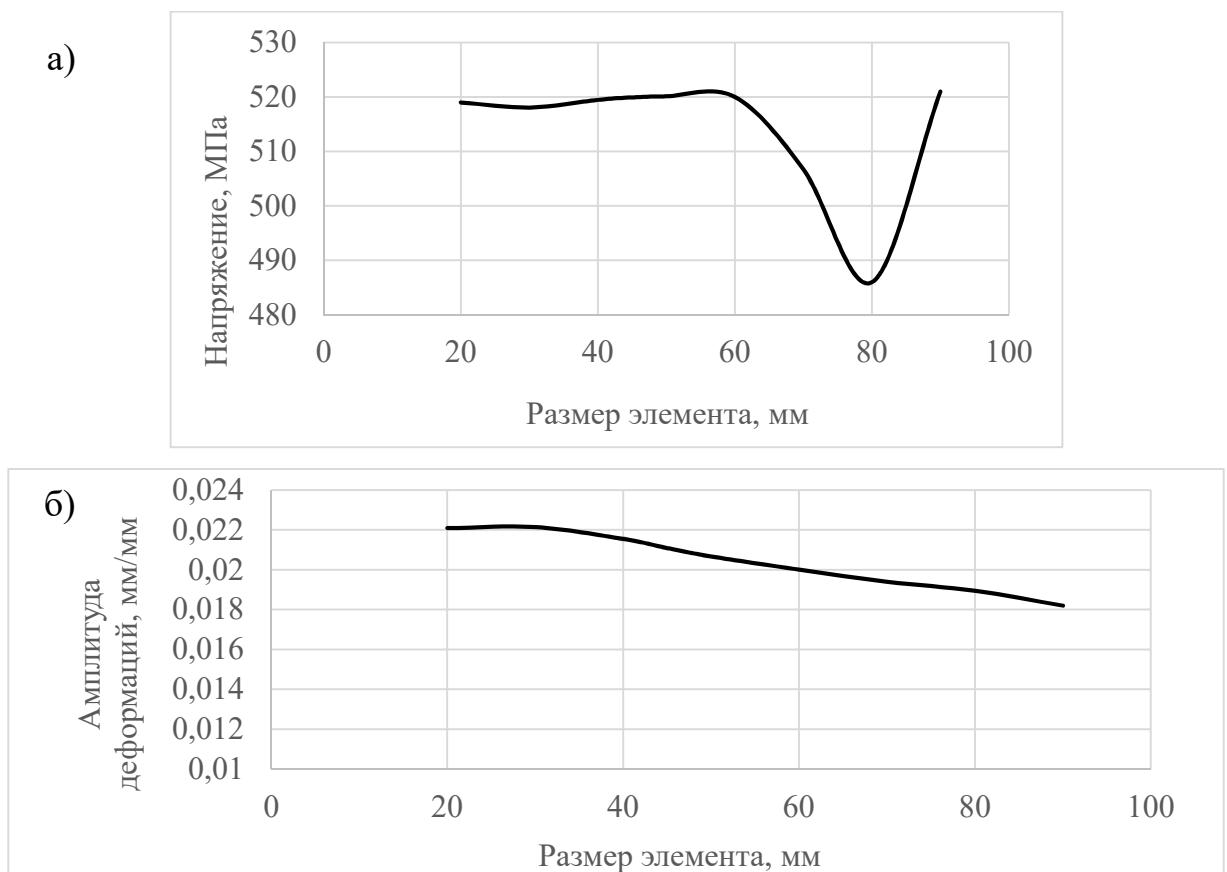


Рисунок 3.13 – Графики зависимости расчетных значений от размера элемента в КЭ сетке модели панели газохода для:
а) эквивалентного напряжения; б) амплитуды деформаций.

3.2 Определение ресурса «гребня» модельного газоотражателя

Для подтверждения возможности применения разработанной методики анализа циклической прочности при проектировании элементов агрегатов наземной инфраструктуры проведены исследования усталостного разрушения «гребня» газоотражателя при циклическом воздействии высокотемпературной газовой струи.

Модель «гребня» составлена из твердотельных конечных элементов. Для экономии времени расчета при исследовании моделировалась часть «гребня» с заданием граничных условий по симметричности модели относительно плоскости ZOY . В качестве материала «гребня» использовалась сталь AISI 304 (зарубежный аналог отечественной жаростойкой стали 03X17H14M3).

Для экономного использования вычислительных ресурсов задача решалась в симметричной постановке.

Проведена оценка малоциклового усталости гребня газоотражателя на программном комплексе, обеспечивающем численное моделирование с использованием метода конечных элементов. В процессе исследования модельный отражатель со средней толщиной 10 мм прогревался неравномерно при модельном газодинамическом воздействии (от модельной ДУ). В наиболее нагруженной точке лист прогрелся на 50% до температур 367 – 734 °С. Распределение температурного поля в части модели газоотражателя представлено на Рисунке 3.14. Схема нагружения вершины газоотражателя с граничными условиями приведена на Рисунке 3.15.

На Рисунке 3.16 приведена интенсивность напряжений в элементах газоотражателя по окончании третьего цикла модельного нагружения. В точке А наблюдаются наибольшие напряжения.

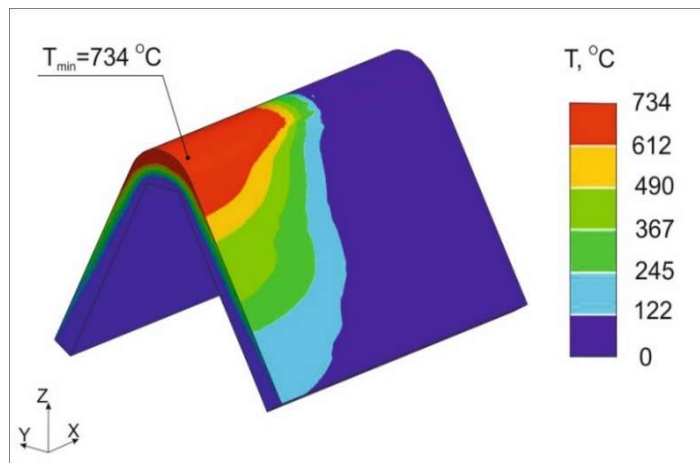


Рисунок 3.14 – Распределение температур в модели

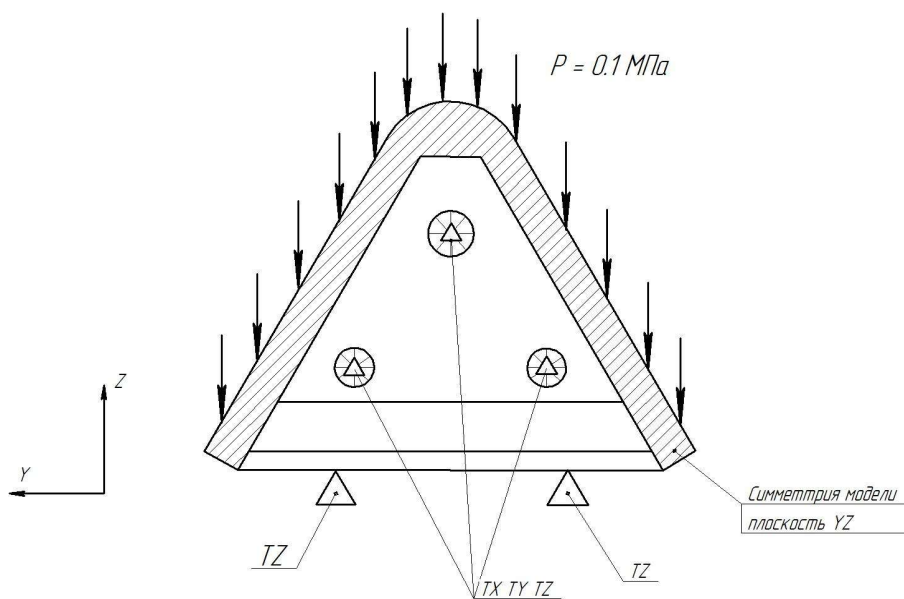


Рисунок 3.15 – Схема нагружения и закрепления вершины газотражателя

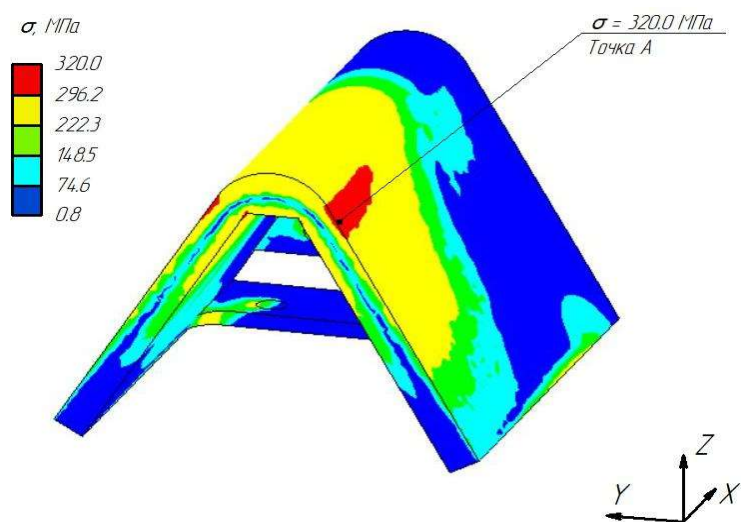


Рисунок 3.16 – Диаграмма напряженно-деформированного состояния вершины газотражателя

На Рисунке 3.17 представлены накопленные пластические деформации после трех циклов нагружения.

Для точки А на Рисунке 3.18 представлены кривые деформирования для трех циклов нагружения. Диаграммы изменения по времени деформаций и напряжений в точке А приведены на Рисунках 3.19 и 3.20 соответственно.

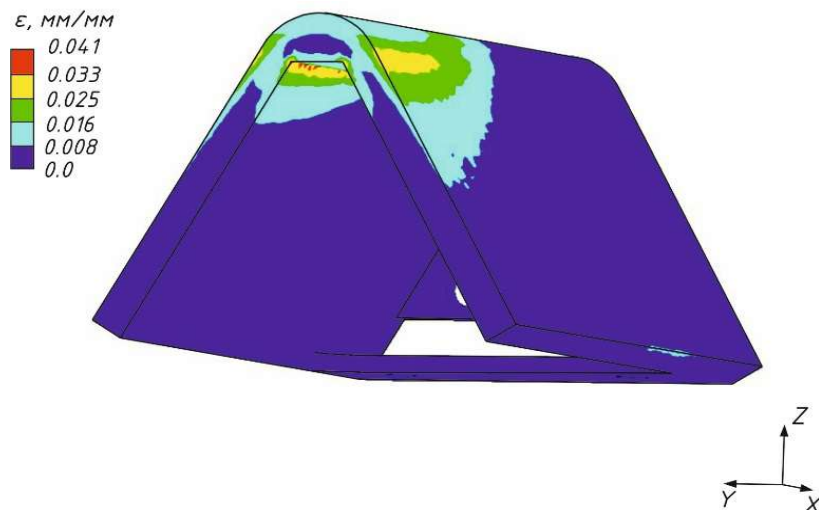


Рисунок 3.17 – Накопленные пластические деформации после трех циклов нагружения

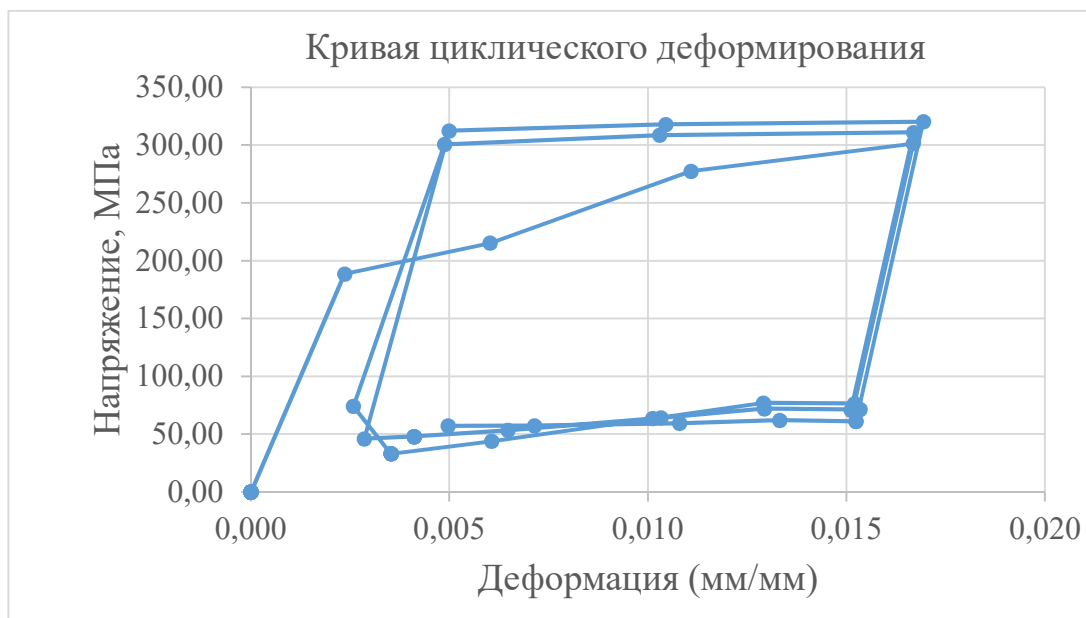


Рисунок 3.18 – Кривые деформирования для трех циклов нагружения (Точка А, Рисунок 3.12)

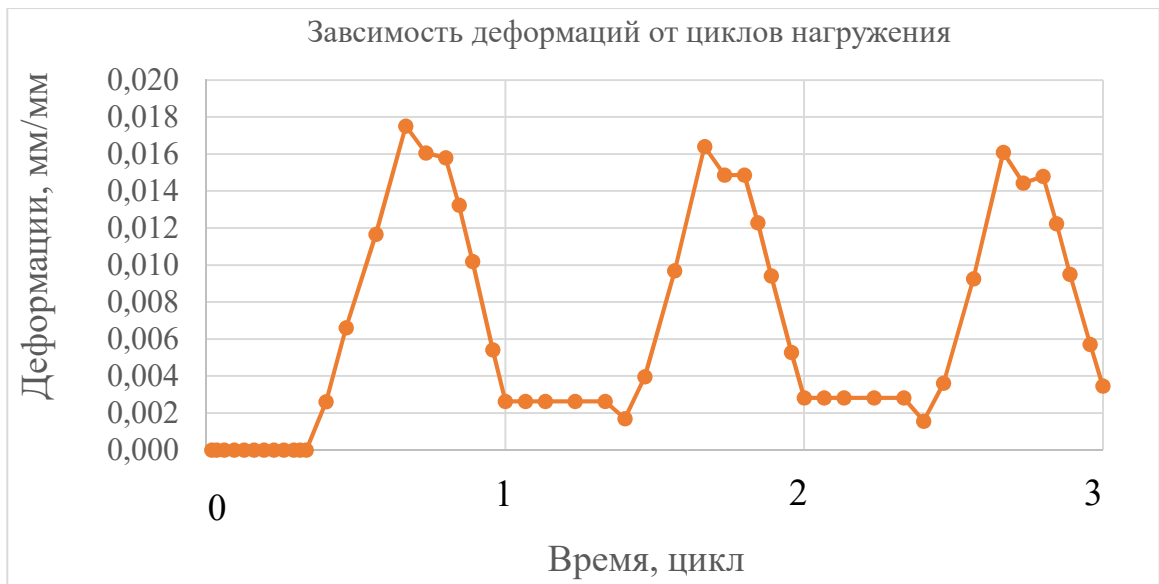


Рисунок 3.19 – Диаграмма изменения деформаций по времени в точке А

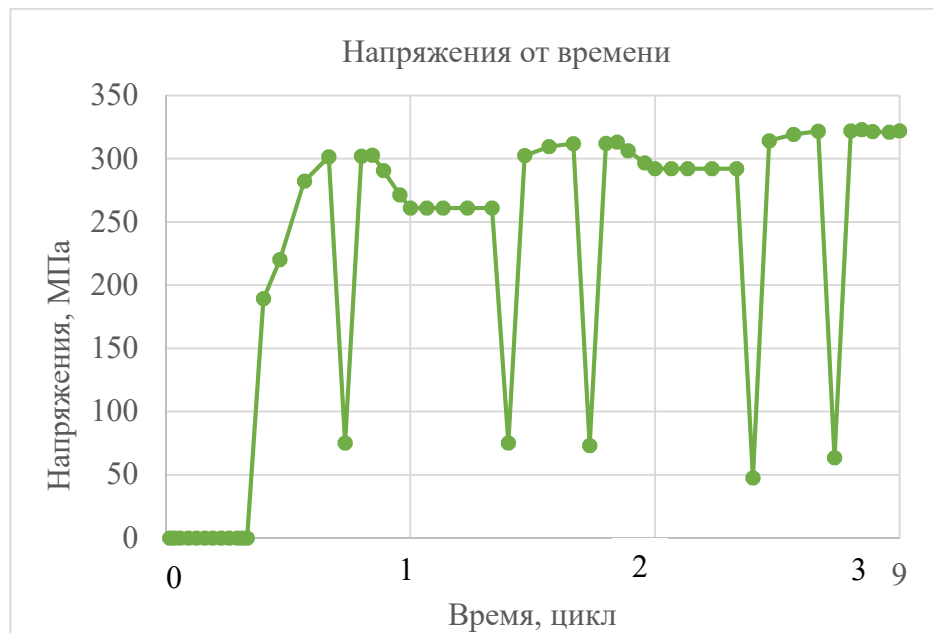


Рисунок 3.20 – Диаграмма изменения напряжений по времени в точке А

Для точки А по формуле (2.20) было определено число циклов до разрушения N_f , которое по результатам моделирования составило 553 цикла. Методика, представленная в Главе 2, позволяет проводить аналогичные вычисления в программном комплексе для любого узла сетки конечных элементов. Диаграмма распределения ресурса работы отражателя в циклах нагружения представлена на рисунке 3.21.

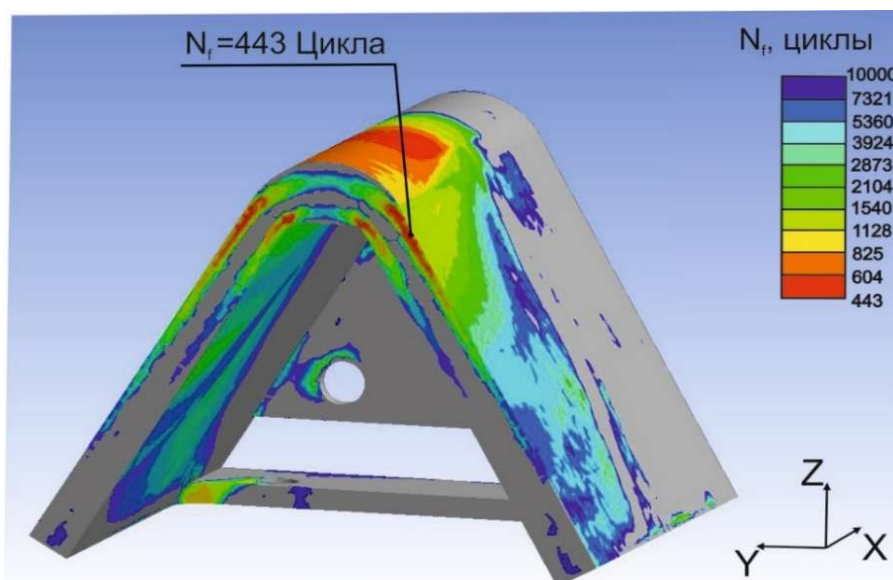


Рисунок 3.21 – Диаграмма распределения ресурса работы отражателя в циклах нагружения

Результаты проведенных расчетов показали, что наименьшее число циклов локализовано в элементах около точки А и составляет $N_f^{МКЭ} = 443$ цикла.

Сравним задаваемое в задании число пусков ракет космического назначения с требуемым числом пусков, установленном для стартового комплекса. При сроке эксплуатации стартового комплекса, равного $Y=10$ годам, и допустимом числе пусков в год $N_{год} = 10$ число требуемых пусков за весь срок эксплуатации определяется по формуле (3.2) и равно 100 циклам.

$$[N] = N_{год} \cdot Y = 10 \cdot 10 = 100 \text{ Циклов} \quad (3.2)$$

Ресурс работы «гребня» отражателя пятикратно превышает требуемое эксплуатационное число пусков и допускается к использованию при создании газоотражателя для такого стартового комплекса.

Результат соответствует закладываемым запасам на этапе проектирования.

3.3 Исследование деформаций защитной решетки при циклическом газодинамическом воздействии

Основные положения методики, приведенной в Главе 2 диссертации, применимы для исследования циклического изменения напряженно-деформированного состояния конструкции. При использовании и ранее разработанной методики в процессе проектирования становится возможным определение характера изменения параметров прочности за весь цикл газодинамического нагружения. Понимание циклического деформирования конструкции позволяет определять параметры геометрии в зависимости от испытываемых ею нагрузок при запуске двигательной установки.

На Рисунке 3.22 показана диаграмма распределения температур при максимальном нагреве конструкции решетки. Активный газодинамический нагрев длится несколько секунд.

Для наиболее нагруженного узла в крестовине решетки на Рисунке 3.23 представлена кривая деформирования для трех циклов газодинамического нагружения.

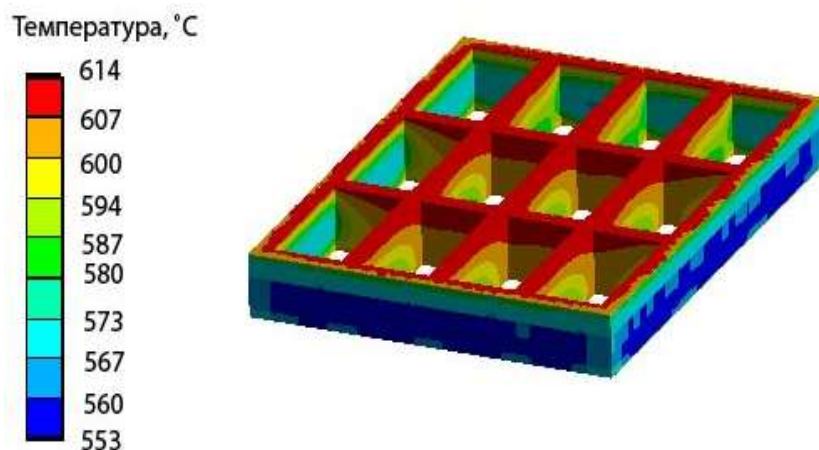


Рисунок 3.22 – Распределение температур в элементах модели

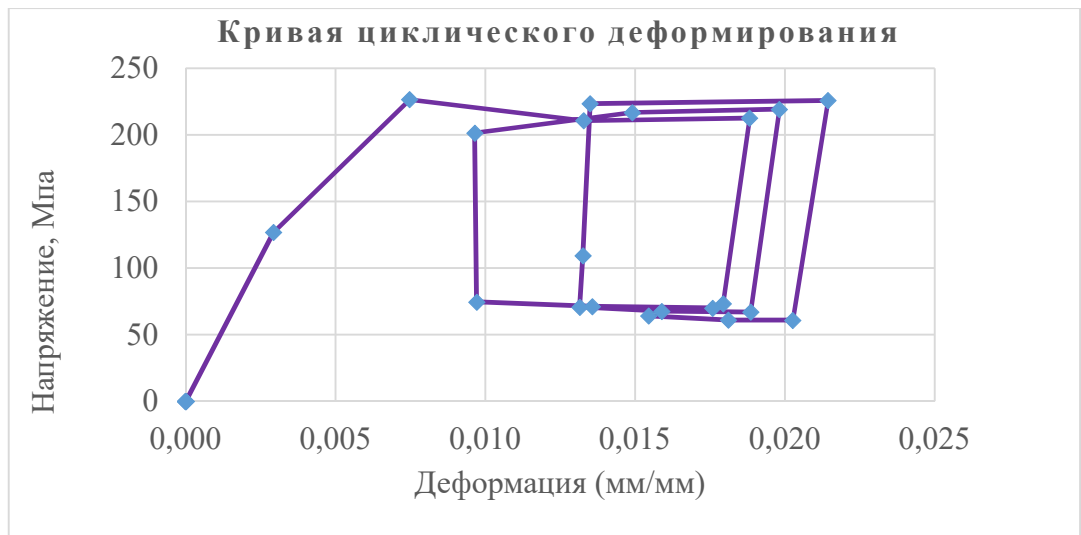


Рисунок 3.23 – Кривая циклического деформирования элемента конструкции

Решетка с исследованными параметрами изменения НДС в зависимости от цикла нагружения фиксируется на специальной раме, закрепленной на силовых элементах кабель-заправочной башни.

Конструкция защитной рамы с решеткой приведена на Рисунке 3.24. Предлагаемая конструкция рекомендуется к использованию при создании новых стартовых комплексов.

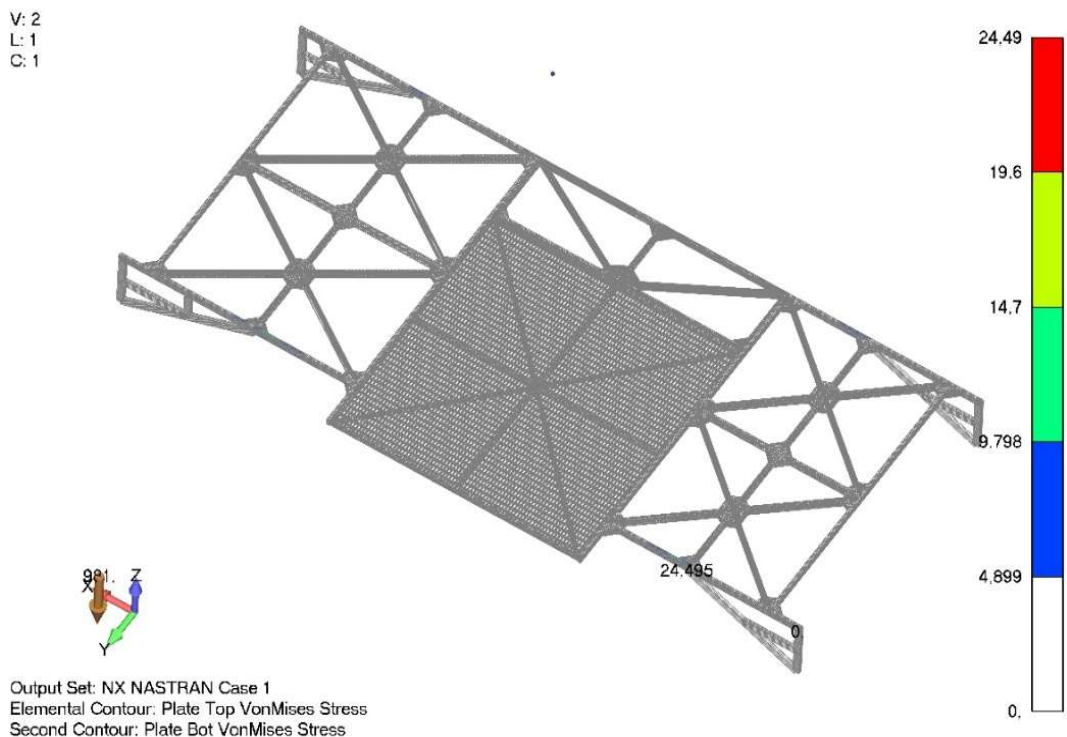


Рисунок 3.24 – Конструкция защитной рамы с решеткой. Диаграмма распределения напряжений

Проведенные исследования позволили сформулировать следующие перспективные направления использования разработанной методики инженерного расчета газоотражателей.

1. Определение температурных усталостных кривых для низколегированных конструкционных сталей, которые широко используются в конструктивных элементах пускового устройства.

2. Анализ различных схем закрепления листов облицовки на циклическую прочность.

3. Проведение анализа ресурса работы с использованием результатов динамического анализа прочности.

4. Проведение экспериментов по определению ресурса модельной облицовки. Примеры подобных экспериментальных исследований приводятся в работах [94, 49, 89, 18].

Проведение работ в указанных направлениях позволит полностью учитывать поведение материала при циклическом термомеханическом воздействии и более точно определять ресурс работы проектируемых изделий.

3.4 Заключение по Главе 3

В Главе 3 исследована циклическая прочность силовых конструкций стартового оборудования с использованием методики, представленной в Главе 2.

В результате проведенного численного моделирования работы листов газоотражателя, с использованием представленной в Главе 2 методики, подтверждена адекватность оценки усталостного циклического деформирования материала деталей при действии модельной циклической газодинамической нагрузки. Проведен анализ сходимости результатов моделирования в зависимости от размеров элементов.

Для демонстрации работы методики с конструкциями стартового оборудования на стадии проектирования в Главе 3 представлены результаты

проведенного численного моделирования напряженно-деформированного состояния конструкции вершины «гребня» отражателя стартового стола, подверженных газодинамическому воздействию при старте. Представлены результаты анализа, которые определили особенности процесса термоциклического разрушения типового элемента газоотражателя.

В Главе 3 приведен пример использования мультидисциплинарного подхода к определению облика конструкции защитной решетки. Получена диаграмма циклического деформирования элемента решетки при циклическом газодинамическом воздействии. С использованием результатов комплексного моделирования предложена конструкция мостовой рамы для защиты разъемных соединений при помощи исследованных решеток. Результаты анализа предложены к использованию при проектировании решетчатых конструкций для защиты любого другого объекта наземной космической инфраструктуры, подверженного газодинамическому воздействию.

Разработанные в рамках Главы 3 математические модели изменения напряженно-деформированного состояния гребня двухскатного газоотражателя и защитной решетки в зависимости от увеличения числа циклов газодинамического нагружения приведены в работах [75, 73, 78].

ГЛАВА 4 ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВАРИАНТОВ СХЕМ МОНТАЖА МЕТАЛЛООБЛИЦОВКИ ГАЗОТРАЖАТЕЛЕЙ, КОМПЕНСИРУЮЩИХ НЕГАТИВНОЕ ВЛИЯНИЕ МАЛОЦИКЛОВОЙ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ УСТАЛОСТИ МАТЕРИАЛА ЛИСТОВ

4.1 Постановка задачи по анализу циклической прочности элементов крепления листов газоотражателя

Металлооблицовка газоотражателей является ключевой составной частью конструкции, которая обеспечивает отведение газовых потоков при старте ракеты космического назначения. Установка облицовки к силовой раме или к закладным элементам сооружения газохода производится с использованием различных схем монтажа, крепежных деталей и соединений.

Задача обеспечения стойкости листов отражателя к газодинамическим нагрузкам является актуальной, так как при длительной эксплуатации газоотражателей образуются обширные повреждения, вызывающие необходимость частого проведения ремонтных работ с восстановлением работоспособности отражателя.

Требования к основным свойствам деталей, такие как материал, граничные условия и история нагружения, определяются амплитудами упругопластических деформаций, которые влияют на образование усталостных повреждений.

В Главе 4 приведены результаты анализа влияния способов крепления защитных листов газоотражателей на обеспечение прочности и долговечности облицовки. Полученные результаты позволяют определить способы крепления листов, которые способствуют увеличению промежутков времени между проведением необходимых ремонтно-восстановительных работ. Увеличение срока эксплуатации между обслуживанием обеспечивает высокую техническую готовность стартового комплекса к пуску РКН с полезной нагрузкой, предназначенной для оперативного развертывания орбитальных группировок с большим количеством космических аппаратов.

4.2 Способы модификации конструкций для снижения температурных напряжений при периодической газодинамической нагрузке

Целью изменения схемы закрепления металлооблицовки является снижение значений напряжений, возникающих при пусках ракет космического назначения из-за колебаний термосиловых деформаций. Одним из способов снижения термических напряжений и малоциклового усталости является изменение закрепления листов между собой и удаление избыточных закреплений листов металлооблицовки газоотражателей как составных частей наземных комплексов и стартового оборудования [50].

При наличии избыточного числа связей листовых деталей воздействие повышенных температур вызывает появление дополнительных напряжений вследствие стеснённого термического расширения. Напряжения эквивалентны внешним силам, которые стремятся вернуть деформированную деталь в равновесное положение.

Снижение напряжений в конструкции листов обеспечивается исключением избыточных связей и соединений [42]. Оптимальной схемой монтажа деталей считается шарнирное закрепление конструкций с обеспечением зазоров между деталями. Шарнирный способ с зазорами позволяет компенсировать сезонное и суточное расширение конструкций под воздействием колебаний температур.

Температурные компенсаторы устанавливаются, если необходимо одновременно обеспечить герметичное соединение деталей и дополнительную свободу для теплового расширения конструкции [10]. Температурный компенсатор представляет собой малый элемент высокой податливости, который компенсирует тепловое расширение листов облицовки.

Использование уплотнений позволяет компенсировать разницу термического расширения листов облицовки газоотражателей.

Большой размер листовой детали является дополнительным источником возникновения деформаций и напряжений, так как на расширение или сжатие большего по площади участка накладываются ограничения из-за наличия массивного участка, который не успевает быстро прогреться. Для снижения влияния такого эффекта необходимо уменьшать габариты листовых деталей до значений, которые необходимы и достаточны для обеспечения требуемых прочности, устойчивости и простоты монтажа.

4.3 Практическое применение метода субмоделирования для оценки прочности проектируемого стартового оборудования

Геометрия крупногабаритных агрегатов стартового комплекса усложняет процесс анализа НДС с использованием МКЭ. Для учета в анализе малых силовых конструктивных элементов требуется подробная сетка с большим количеством элементов. Анализ моделей с элементами малых размеров характеризуется длительным временем расчета. А использование сетки элементов большой размерности, вследствие погрешности вычислений, приводит к появлению ошибок. Сетка с большим числом элементов многократно увеличивает ресурсоемкость анализа прочности конструкций газопроводов и стартовых систем при моделировании термосилового воздействия газовой струи.

Использование метода субмоделирования позволяет выделить и проанализировать исследуемую область малых размеров в крупногабаритной конечно-элементной модели. Метод позволяет экономить вычислительные ресурсы и повышать точность расчетов, однако достаточно требователен к точности настройки узлов сетки. Возможности по использованию данного метода приведены в работах [32, 34, 67, 92].

Для задач анализа прочности наземного технологического оборудования использовалась модель стартовой системы под воздействием газодинамического нагружения. Предметом исследований являлось

определение НДС в зонах с малым конструктивным элементом в виде скругления.

Субмоделирование проводится в два этапа [76]. Сначала анализ НДС производится для упрощенной модели всего изделия (глобальная модель), а затем усилия или перемещения передавались на укрупненную модель отдельного ответственного узла для получения оценки по выполнению требований к прочности и устойчивости. Процесс анализа с использованием метода моделирования напрямую зависит от согласования данных о параметрах проектируемого локального узла для итерационного пересчета на глобальном и локальном уровнях.

Исследование глобально-локального моделирования проводилось с использованием принципа Сен-Венана. Конструкции разделяются на отдельные части при предварительном задании взаимных перемещений и реакций разделяемых частей. Для корректного анализа с использованием принципа необходимо обеспечить корректную передачу действующих усилий и перемещений и провести моделирование граничных условий. Передача усилий при помощи интерполяции из глобальной модели в локальную модель производится как методом переноса узловых усилий, так и методом переноса перемещений граничных узлов. В методе переноса перемещений сохраняются перемещения, свойственные глобальной модели. При различном основном составе конечных элементов моделей различается и НДС. При применении метода переноса нагрузок наблюдается полное уравнивание моделей, но образуется большая погрешность в значениях перемещений.

Субмоделирование способно эффективно определить НДС в местах концентрации напряжений – фасок, швов, скруглений, усталостные трещины и повреждения поверхностного слоя деталей.

Основным вопросом при применении метода является получение достоверных данных по напряжениям и деформациям.

4.3.1 Субмоделирование при анализе прочности оборудования стартовых комплексов при действии газодинамической нагрузки

За глобальную модель при выполнении исследований принята модель переходного блока, составленная из пластинчатых четырехугольных элементов (PLATE) (Рисунок 4.1). Для экономии времени расчета модель представлялась симметричной частью. Дополнительно задавались граничные условия по симметричности относительно плоскости симметрии. Переходной блок модели был изготовлен из стали 09Г2С. На блок действовала газодинамическая нагрузка от ДУ 1-й ступени РКН.

За локальную модель (субмодель) принималась панель, в которой фиксировались достаточно большие напряжения. Панель имеет подкрепление в виде ребра жесткости. Ребро крепится к панели при помощи таврового двухстороннего сварного шва. Локальная модель, в отличие от глобальной, создавалась твердотельными гексагональными элементами (HEXA).

Передача граничных условий из глобальной модели на локальную производилась при помощи импорта узлов по периметру области. Связь импортированных узлов с элементами локальной модели реализована при помощи жесткостных элементов типа RIGID.

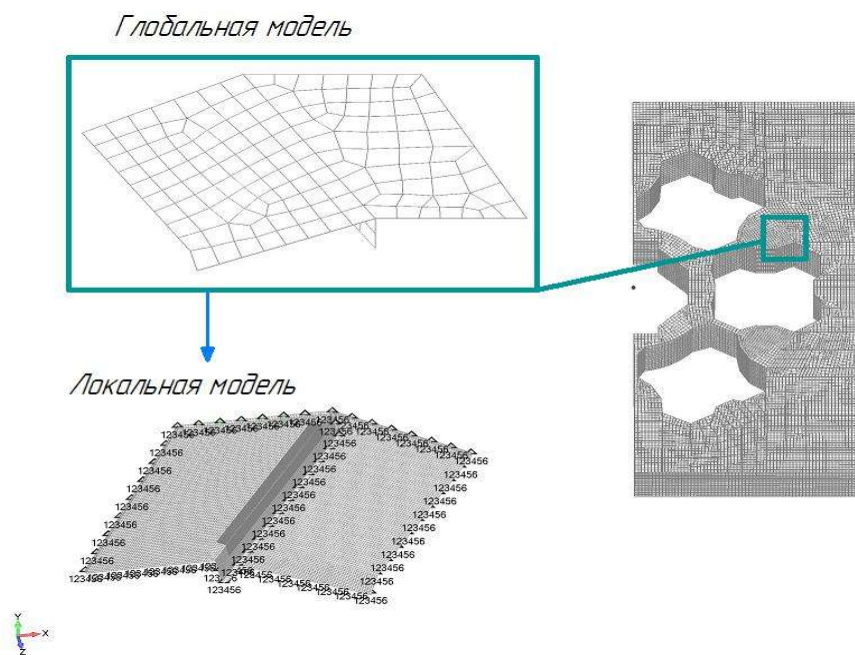


Рисунок 4.1 – Общий вид глобальной и локальной моделей

В исследованиях рассмотрены следующие 2 способа импорта граничных условий локальной модели.

1. Импорт независимых узлов из глобальной модели. Нагрузка или перемещение граничной области импортируется вместе с узлами из глобальной модели. Например, один жесткостной элемент RIGID имеет большое число зависимых элементов (Рисунок 4.2 а).

2. Создание узлов-копий локальной модели. Создание копии узлов локальной модели, к которым прикладывались граничные условия от глобальной модели. Нагрузки и перемещения интерполировались между узлами-копиями, обеспечивая совпадение числа зависимых и независимых узлов жесткостного элемента (Рисунок 4.2 б).

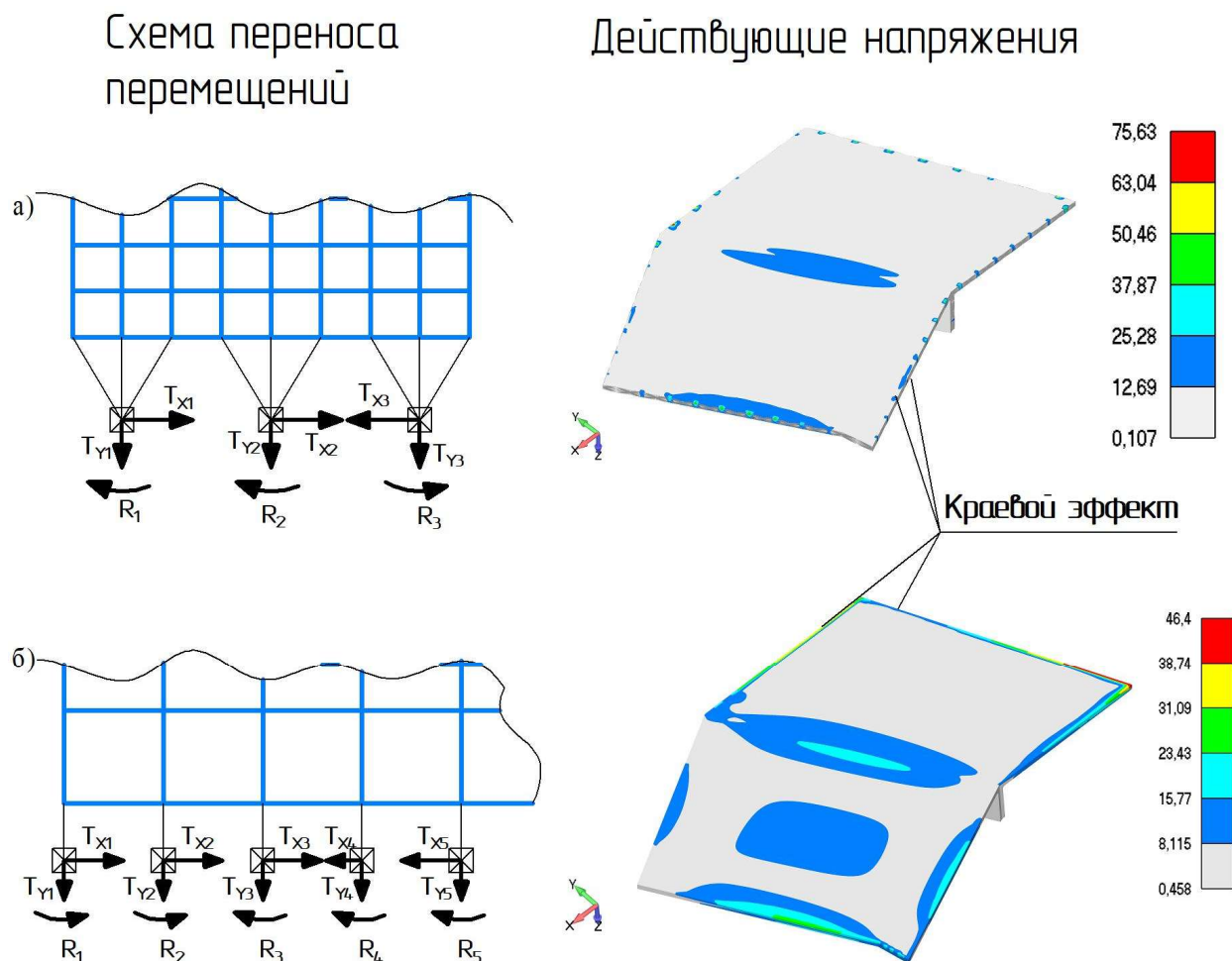


Рисунок 4.2 – Способы переноса граничных условий в локальную модель: а) импорт независимых узлов из глобальной модели; б) создание узлов-копий локальной модели

На Рисунке 4.2 представлены диаграммы напряжений для каждого способа переноса граничных условий. При использовании предложенных методов наблюдался краевой эффект на границе локальной модели, что связано как с природой глобально-локального метода моделирования, так и с принципом работы RIGID элемента. Элементы RBE являются абсолютно жесткими и создают искусственные концентраторы напряжений в модели вследствие своей абсолютной жесткости. Наблюдаемые напряжения на границе краевых элементов отрывисты и были зафиксированы в переходных зонах между жесткостными элементами. При создании дополнительных узлов-копий наблюдался сглаженный и непрерывный краевой эффект на локальной модели.

Суммарные напряжения (Рисунок 4.2) в модели с одиночными связями и интерполируемыми нагрузками меньше, чем в модели с импортируемыми узлами и узловыми нагрузками.

Критерием оценивания работоспособности локальных моделей является эквивалентность напряжений и перемещений фиксируемых в субмоделях и в глобальных моделях. На Рисунке 4.3 продемонстрированы значения суммарных перемещений. Расхождение значений, полученных на локальных и глобальных моделях, составляет 4%, что является допустимым для проведения проектировочных инженерных расчетов.

Анализ НДС двух моделей показал совпадение значений напряжений на внешней поверхности панели (Рисунок 4.4). Субмоделирование предоставляет возможности для построения подробной сетки в локальной области и последующего анализа влияния малых конструктивных элементов на местную прочность изделий.

На Рисунке 4.5 представлена диаграмма эквивалентных напряжений для скругления, которое присутствует в реальных конструкциях.

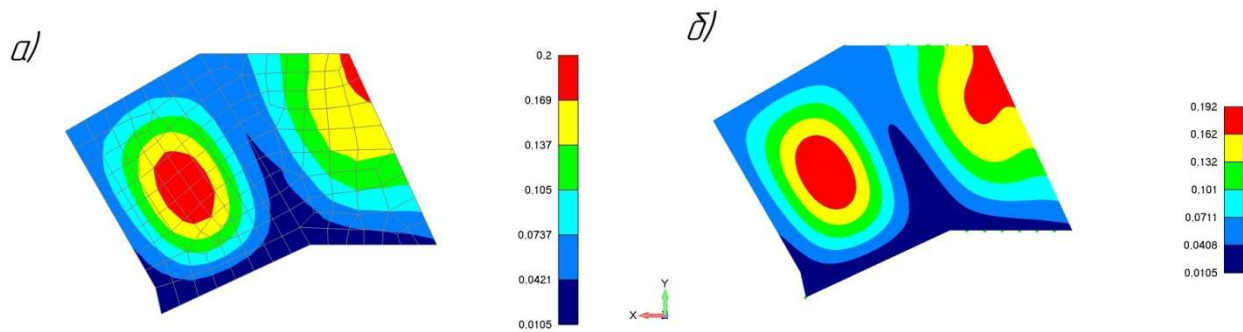


Рисунок 4.3 – Диаграммы суммарных перемещений:
 а) глобальная модель; б) локальная модель

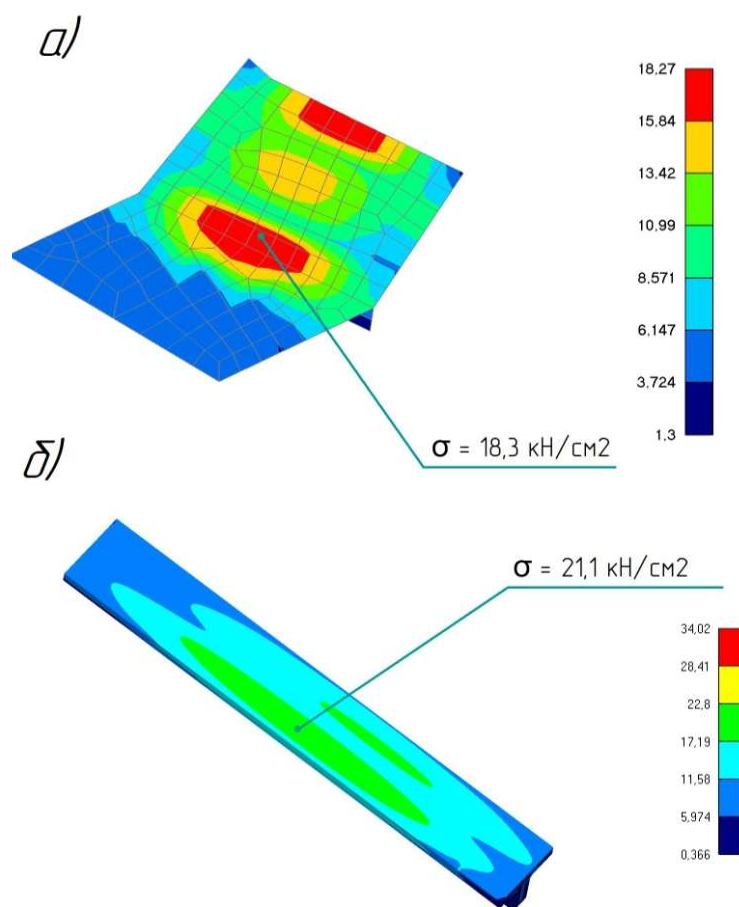


Рисунок 4.4 – Диаграммы эквивалентных напряжений:
 а) глобальная модель; б) локальная модель

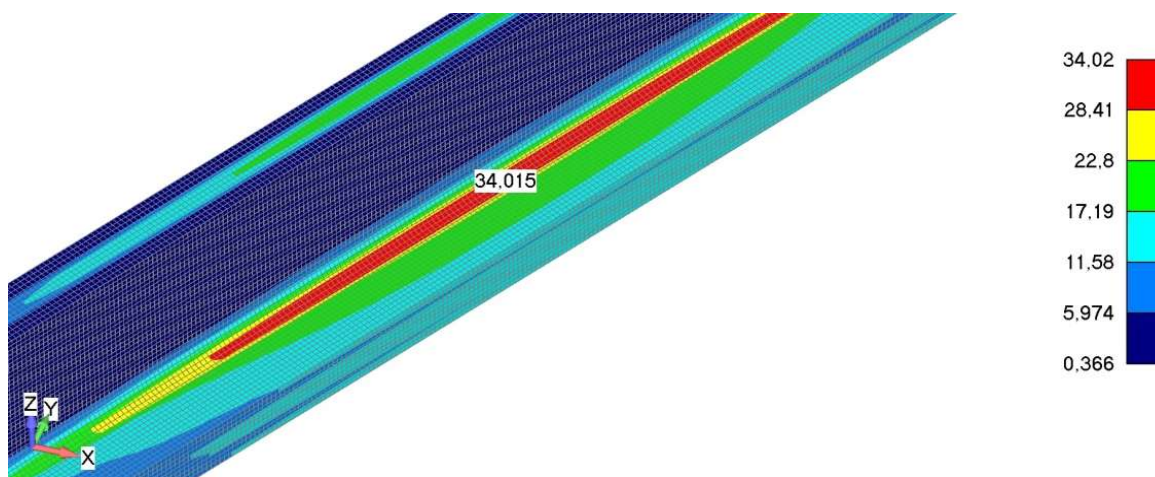


Рисунок 4.5 – Диаграмма эквивалентных напряжений (σ , кН) для малого конструктивного элемента, учитываемого в локальной модели

При конечно-элементном анализе крупногабаритных конструкций возникает противоречие между достижением высокой точности решения и приемлемыми вычислительными затратами. Уменьшение характерного размера элементов обеспечивает точное определение НДС, но приводит к росту времени интегрирования и потребляемых вычислительных ресурсов.

Снижение вычислительной сложности с помощью упрощения геометрии и применения грубых глобальных сеток приводит к потере точности решения уравнений в зонах концентрации напряжений.

Метод субмоделирования обеспечивает точность определения параметров НДС в критических зонах без пропорционального увеличения общих вычислительных затрат. Метод эффективен при конструктивной проработке узлов, содержащих малые геометрические элементы и концентраторы напряжений.

На первом этапе проводится глобальный расчет с умеренно детализированной сеткой, затем выделяется локальная подобласть с более мелкой сеткой, на которой задаются граничные условия, интерполированные из результатов глобального решения.

Алгоритм интегрированного применения субмоделирования и процедур оптимизации конструкций в рамках метода конечных элементов представлен на рисунке 4.6.

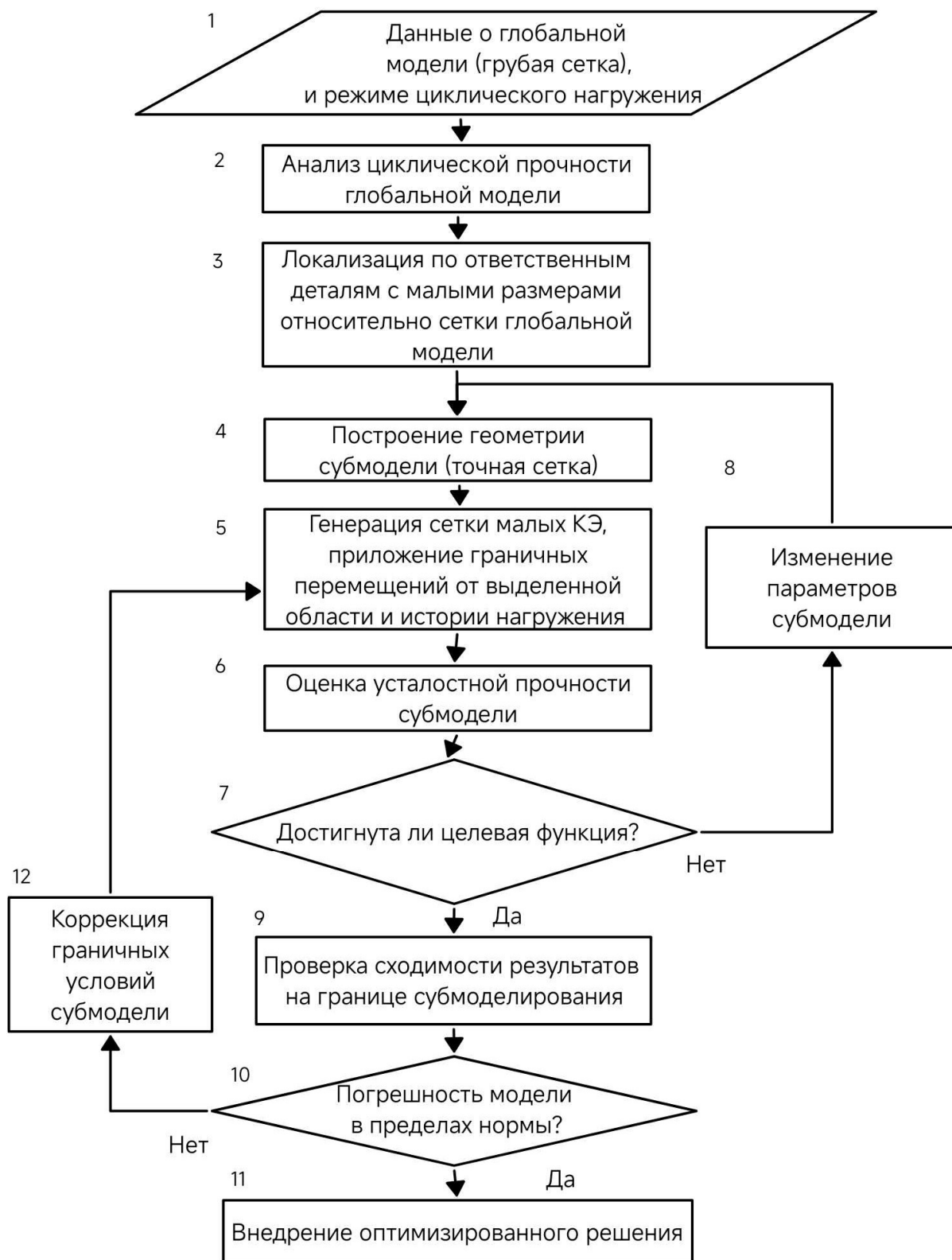


Рисунок 4.6 – Алгоритм интегрированного применения субмоделирования и процедур оптимизации конструкций в рамках метода конечных элементов

4.4 Характеристика моделируемых листов облицовки

Дадим характеристику облицовочных листов газоотражателя [23], испытывающих циклическую газодинамическую нагрузку. Моделируемые листы имели толщину $s = 2$ см. Размер глобальной модели 150X150 см. Размеры локальной модели на плоскости 60X80 см (Рисунок 4.7). Материал листов, закладных элементов и накладок – сталь 10ХСНД, $\sigma_T = 39$ кН/см².

Были исследованы 2 расчетных случая.

1. Отрицательное давление на нижней части плит $P = 0,3 \cdot 10^5$ Па.
2. Давление на верхнюю поверхность листов $P = 2,5 \cdot 10^5$ Па.

Кромки глобальной модели были закреплены по всем степеням свободы.

Закрепление закладного элемента и накладок производилось по торцам по трем степеням свободы (фиксировалось движение по осям X, Y, Z). Листы в модели закреплены по свободным граням шарнирно. Облицовочные листы, закладные элементы и накладки моделировались твердотельными элементами гексагональной формы с размером ребра 3 мм. Болты моделировались балочными элементами.

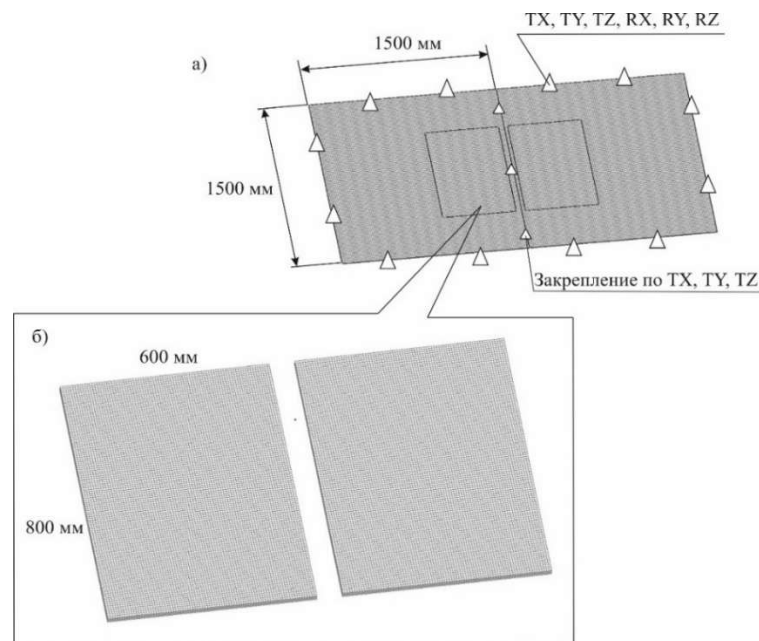


Рисунок 4.7 – Глобально-локальная модель листов отражателя:
а) глобальная модель; б) локальная модель

Во всех случаях нагружения плиты подвергались термической нагрузке. Узловые и элементные значения температур были получены при проведении теплового расчета с использованием МКЭ. Распределение температур по толщине образца представлено на Рисунке 4.8. Значения температур по толщине листа соответствует времени прогрева равному 1 с.

Закрепление глобальной модели листов производилось по торцам по трем степеням свободы (фиксировалось движение по осям X, Y, Z).

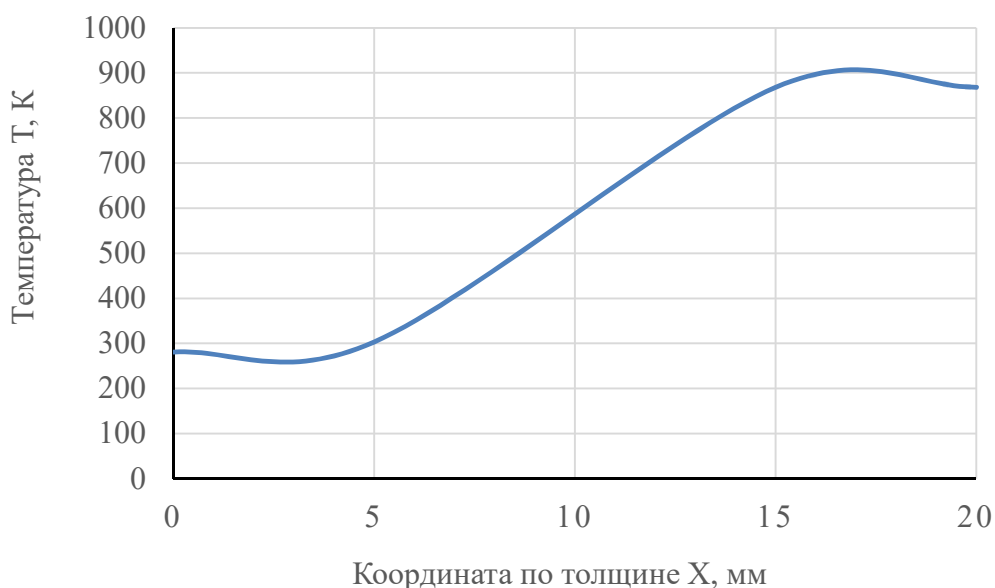


Рисунок 4.8 – Распределение температур по толщине образца ТЗП

4.5 Способы монтажа листов металлооблицовки

Одним из распространенных способов закрепления листов является многоболтовое соединение (Рисунок 4.9).

В такой схеме каждый лист крепится 8 болтами М18 к закладным элементам стартового сооружения.

В некоторых газоотражателях широко используются сварные соединения листов между собой и закладными элементами (Рисунок 4.10).

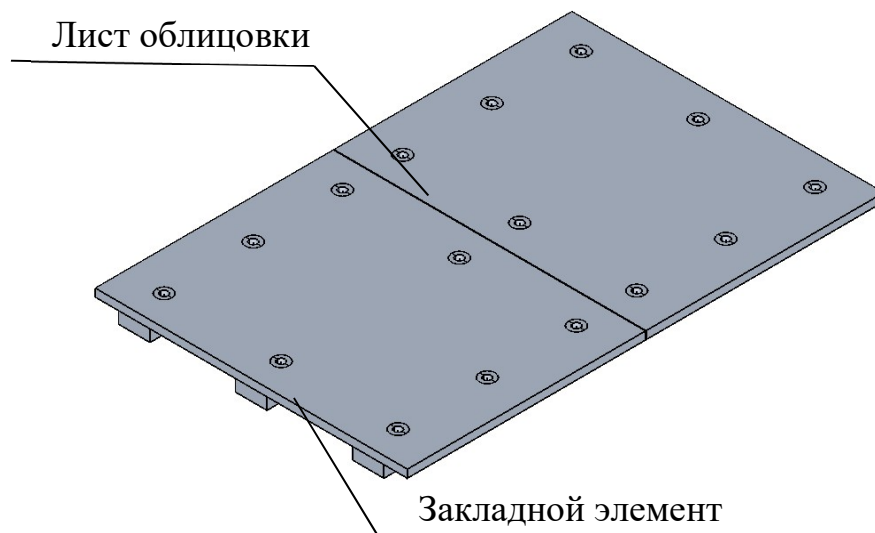


Рисунок 4.9 – Болтовое крепление листов (болты и шайбы не показаны)

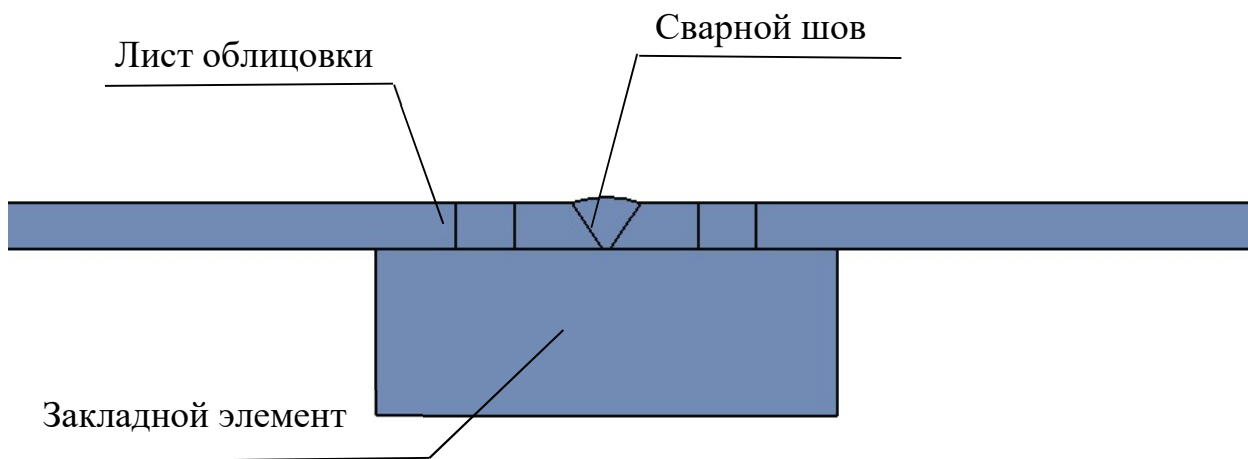


Рисунок 4.10 – Сварное крепление листов

Ниже представлены результаты исследований работы шарнирных схем закрепления листов металлооблицовки. Вариант 1 шарнирного соединения приведен на Рисунке 4.11, вариант 2 соединения приведен на Рисунке 4.12.

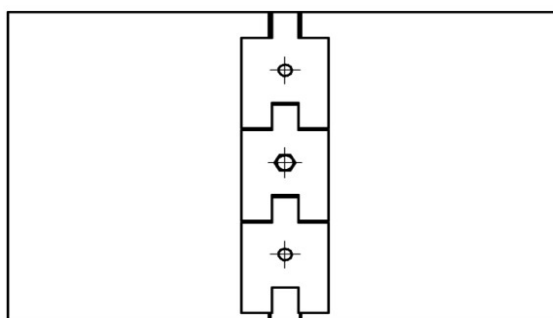


Рисунок 4.11 – Первая шарнирная схема закрепления листов металлооблицовки. Вид сверху (Вариант 1)

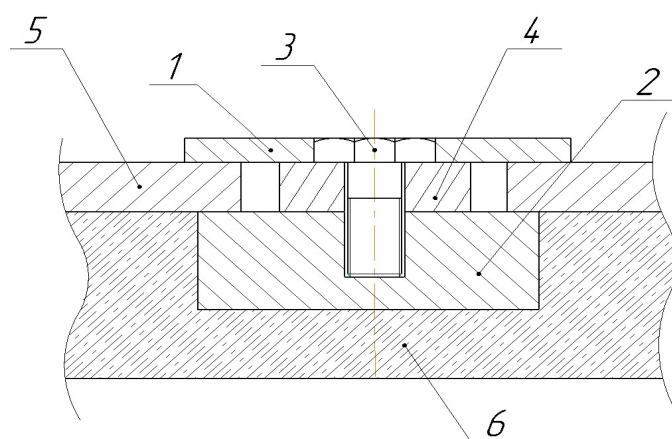


Рисунок 4.12 – Вторая шарнирная схема закрепления листов металлооблицовки (Вариант 2)

Шарнирная схема закрепления листов обеспечивает снятие излишних ограничений на листы при температурном расширении деталей под воздействием газодинамической нагрузки.

Под шарнирным закреплением понимается использование болтов в сочетании с накладными и закладными элементами.

В вариантах шарнирного закрепления листов обеспечивается тепловое расширение деталей в продольном направлении. В варианте 1 (Рисунки 4.11 и 4.12) крепление производится при помощи накладной планки 1. Для обеспечения свободы термических деформаций планки характеризуются малым продольным размером и имеют пазы для центровки соседних планок между собой. Каждая планка крепится к закладному элементу 2 одним болтом 3.

Ширина накладки 1 больше ширины планки 4 на 20–25 мм, а высота планки 4 гарантированно больше толщины листа 5 на 0,2–0,4 мм. Между планкой 4 и закладным элементом 2 устанавливается прокладка, обеспечивающая заданный размер с учетом допусков на толщину листов. Болты 3 рассчитываются на отрицательный перепад давления $0,3 \cdot 10^5$ Па (под листом давление выше). Для закладного элемента в бетонной заливке 6 предусмотрено углубление. Данное крепление позволяет монтировать листы любой толщины. Лист 5 не проворачивается в заделке. Обеспечивается

продольное перемещение листа в направлении деформации при нагреве. Условие выполняется при ширине наклейки от 4 до 10 см. Болты 3 рассчитываются на значение растягивающей силы N , возникающей от момента M в заделке листов.

Для снятия дополнительных напряжений от болтового стыка рекомендуется поджать болты с контролируемой затяжкой не более 5 – 20% от растягивающей силы.

В варианте 2 (Рисунок 4.13) к закладному элементу крепится Т-образная направляющая. К листам облицовки приварены специальные уголки. Для возможности заведения листов в пазы самый крайний от пусковой рамы лист крепится при помощи накладных планок по варианту 1.

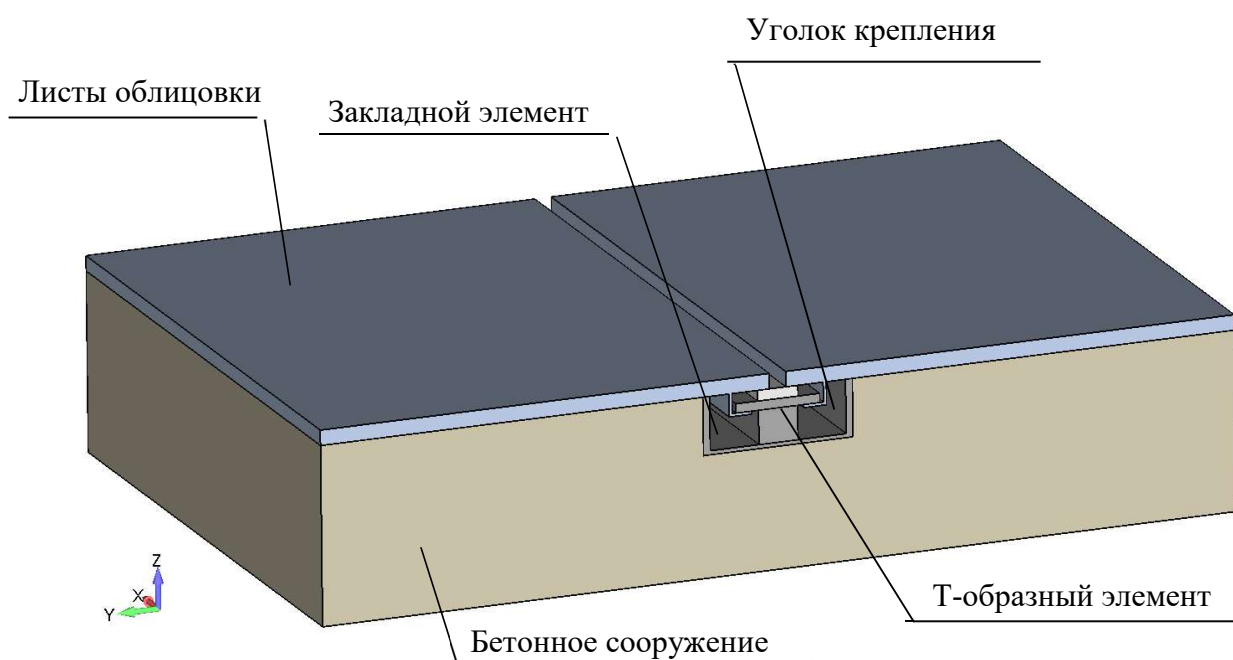


Рисунок 4.13 – Вторая шарнирная схема закрепления листов металлооблицовки (Вариант 2)

4.6 Анализ способов монтажа листов металлооблицовки с учетом нелинейности свойств материала

Результаты прочностного анализа, с учетом пластического деформирования в процессе моделирования, позволяют как определять НДС на всей протяженности рабочего цикла деформирования, так и фиксировать остаточные деформации и амплитуды деформаций при циклическом

нагрузении. Данная информация в дальнейшем обеспечивает возможность проведения оценки длительной прочности каждой из схем монтажа теплозащитного покрытия.

В исследовании принималась история нагружения облицовки, характерная для типового газодинамического воздействия струи продуктов сгорания ракетного топлива. История нагружения давлением и температурой приведена на Рисунках 4.14 и 4.15 соответственно. Представлены данные для точек на верхней плоскости защитных листов, поскольку именно для этих точек характерны наибольшие значения термосилового нагружения.

График распределения температур по толщине образца при максимальном прогреве материала деталей приведен на Рисунке 4.8.

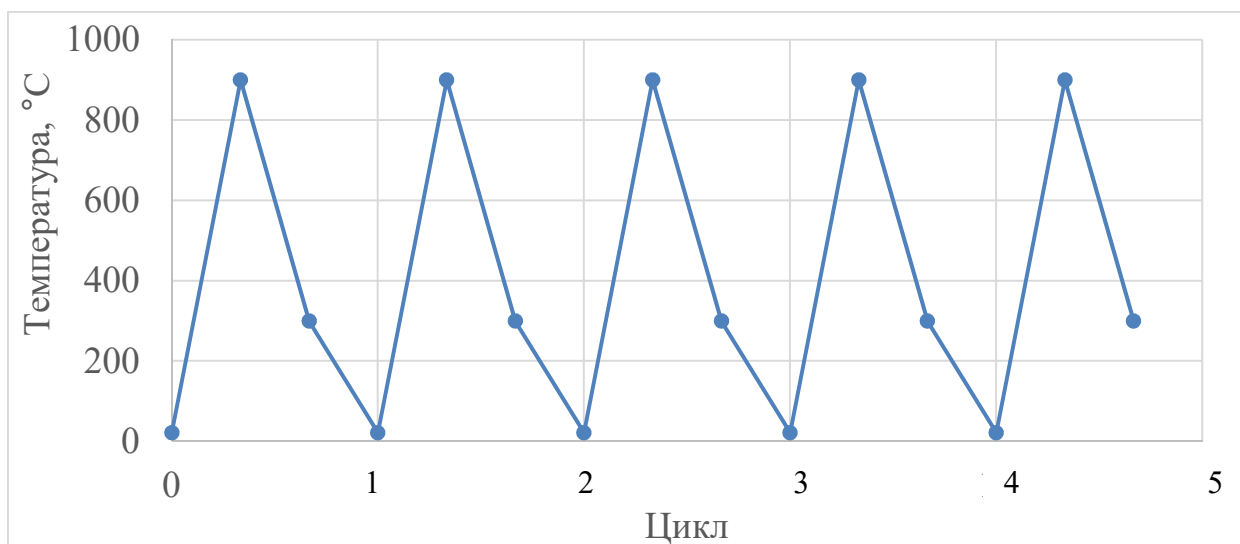


Рисунок 4.14 – История температурного нагружения

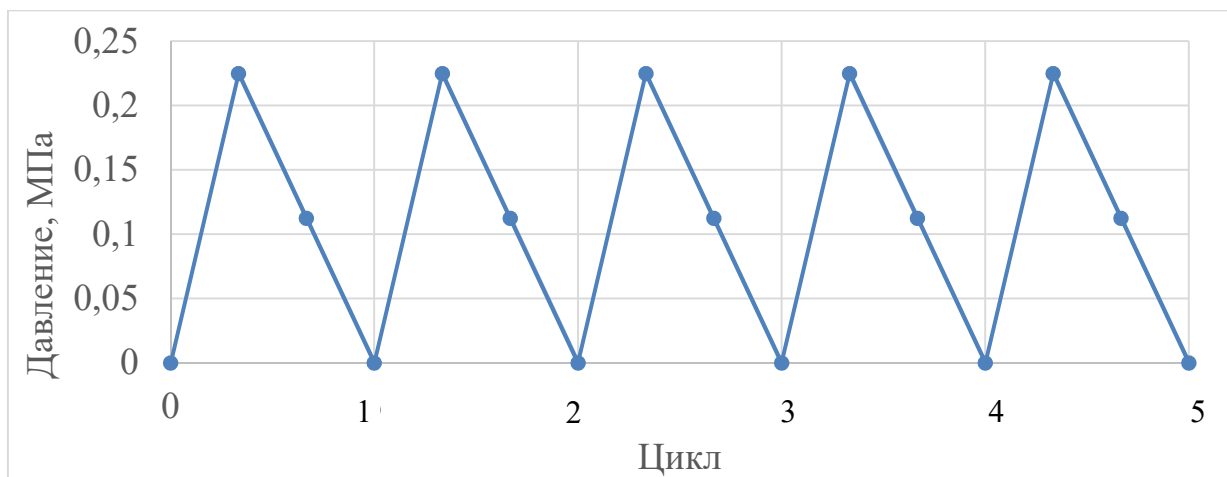


Рисунок 4.15 – История нагружения давлением, МПа

4.6.1 Моделирование циклической прочности глобальной модели листов отражателя

Ниже представлены результирующие диаграммы распределений напряжений и деформаций в рассматриваемых моделях. Напряжения показывают внутренние силы (растяжение, сжатие, сдвиг), их концентрацию в зонах риска и соответствие допустимым пределам прочности, а деформации отражают изменения формы (упругие или пластические смещения, потерю устойчивости). Результаты субмоделирования способствуют рациональному улучшению конструкции, усиливая слабые участки и удаляя избыточный материал. Визуализация через цветовые шкалы и векторные поля упрощает интерпретацию, но точность зависит от качества сетки, граничных условий и выбранной модели материала.

В ходе исследований рассматривалось циклическое деформирование глобальной модели листов отражателя. Параметры глобальной модели приведены в подразделе 4.4.

На Рисунке 4.16 приведена картина максимальной интенсивности напряжений в элементах листов. Поле наблюдаемых максимальных деформаций представлено на Рисунке 4.17.

На Рисунке 4.17 представлено положение контрольной точки, эквивалентной узлу, в котором наблюдаются и максимальные напряжения, и максимальная температура за все время циклической нагрузки.

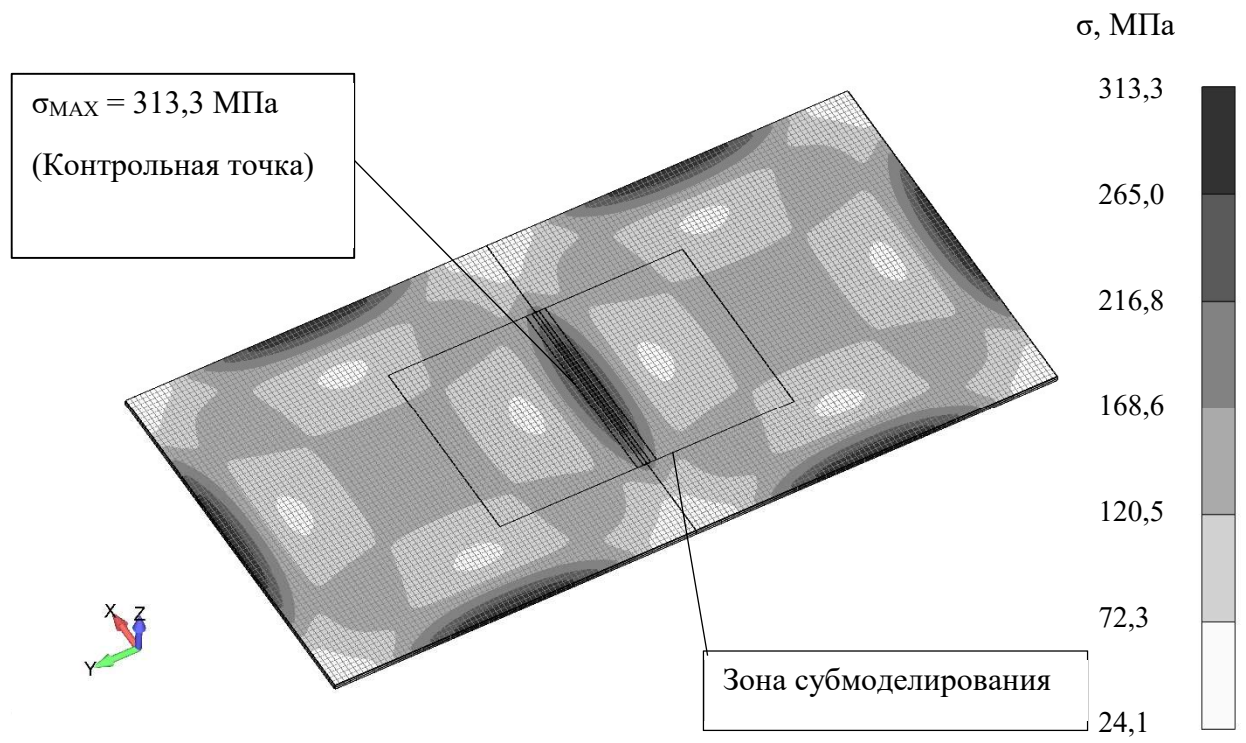


Рисунок 4.16 – Поле напряжений в глобальной модели листов отражателя

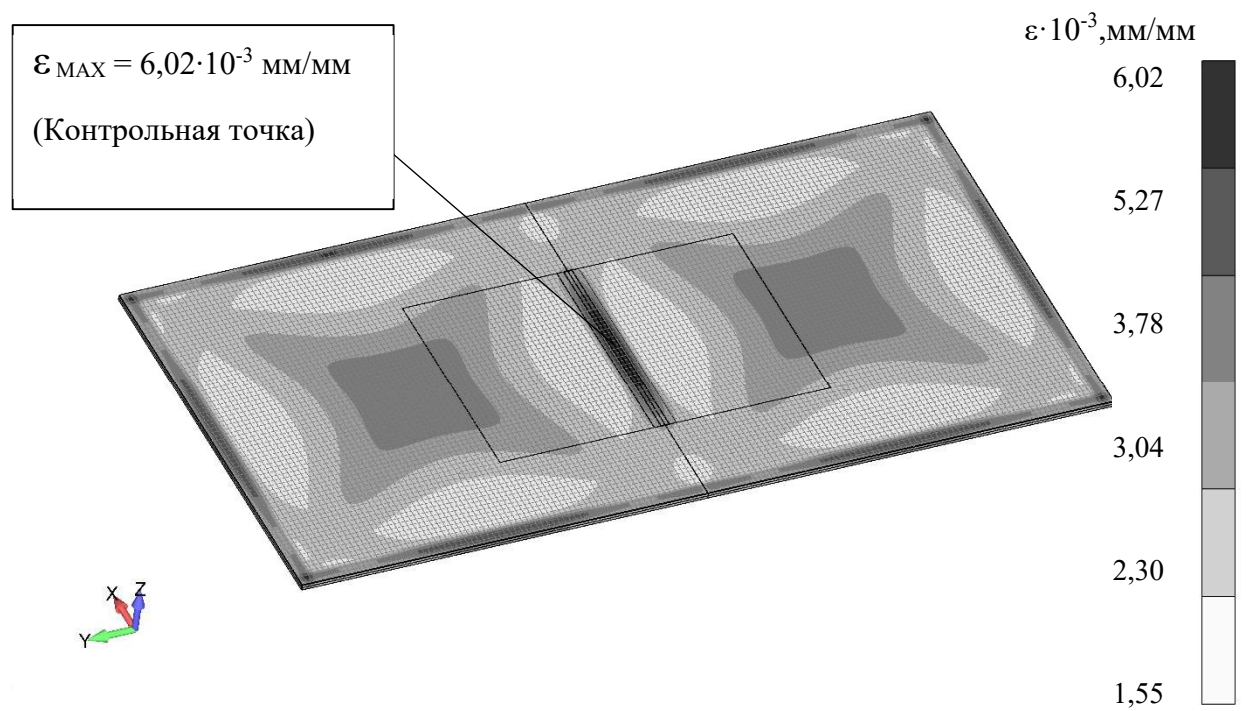


Рисунок 4.17 – Поле деформаций в глобальной модели листов отражателя

4.6.2 Моделирование циклической прочности

локальной модели схемы сварного крепления листов отражателя

На диаграмме эквивалентных напряжений (Рисунок 4.18) представлена максимальная интенсивность напряжений в элементах листов при закреплении между собой и закладным элементом сварным соединением. Деформации для времени пика нагружения газодинамическим потоком, в котором наблюдаются наибольшие значения, представлены на Рисунке 4.19.

Для последующего анализа была выбрана контрольная точка, расположенная вблизи сварного шва, так как максимальные напряжения наблюдаются в зоне соединения шва и листа. Ввиду действия краевого эффекта при субмоделировании наибольшими напряжениями по шкале можно пренебречь.

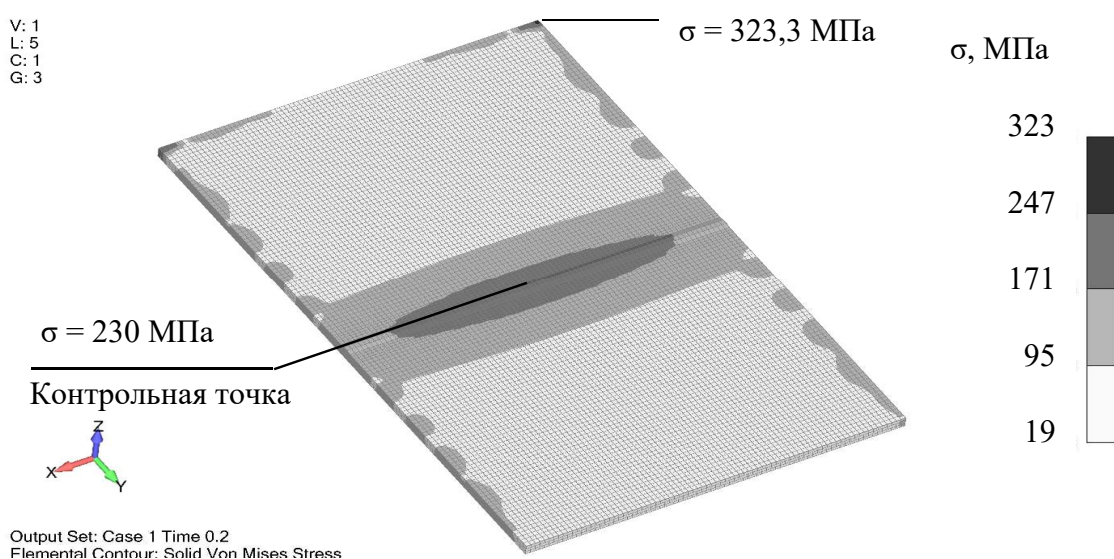


Рисунок 4.18 – Диаграмма эквивалентных напряжений для схемы со сварным креплением листов

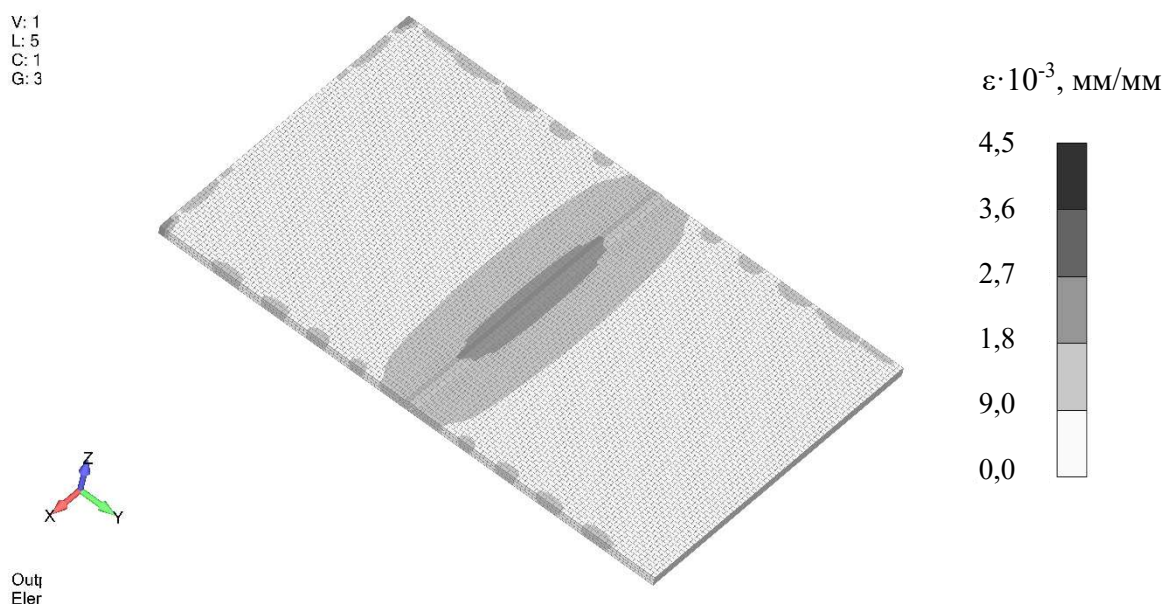


Рисунок 4.19 – Диаграмма деформаций для схемы со сварным креплением листов

4.6.3 Моделирование циклической прочности локальных моделей шарнирных схем крепления листов отражателя

Рассмотрим вариант № 1 шарнирного закрепления листов. На Рисунках 4.20 и 4.21 приведены диаграммы распределения напряжений и деформаций в субмодели с шарнирным креплением листов.

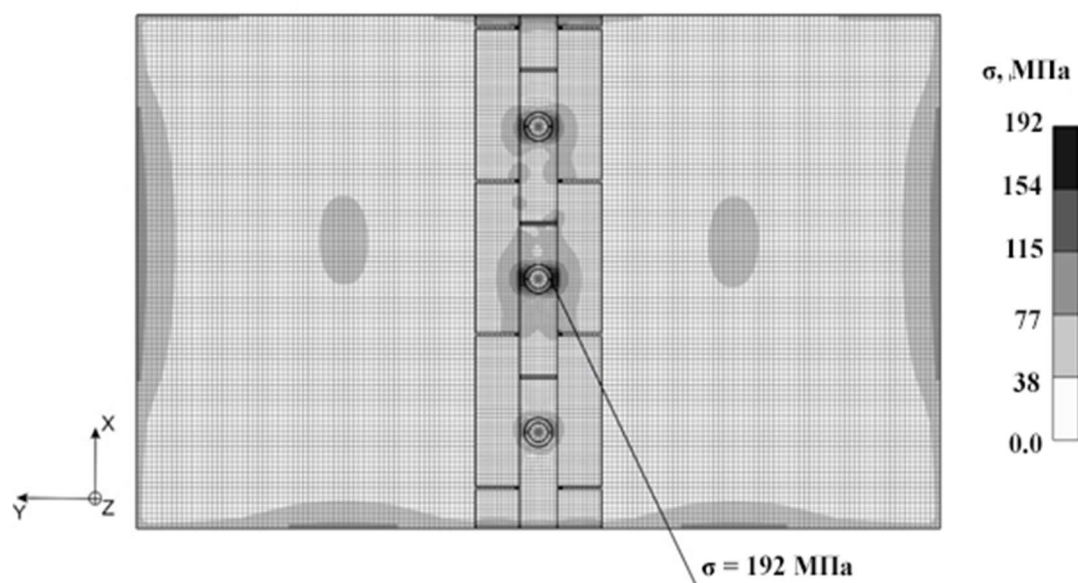


Рисунок 4.20 – Эквивалентные напряжения в элементах модели с шарнирной схемой закрепления листов (вариант № 1)

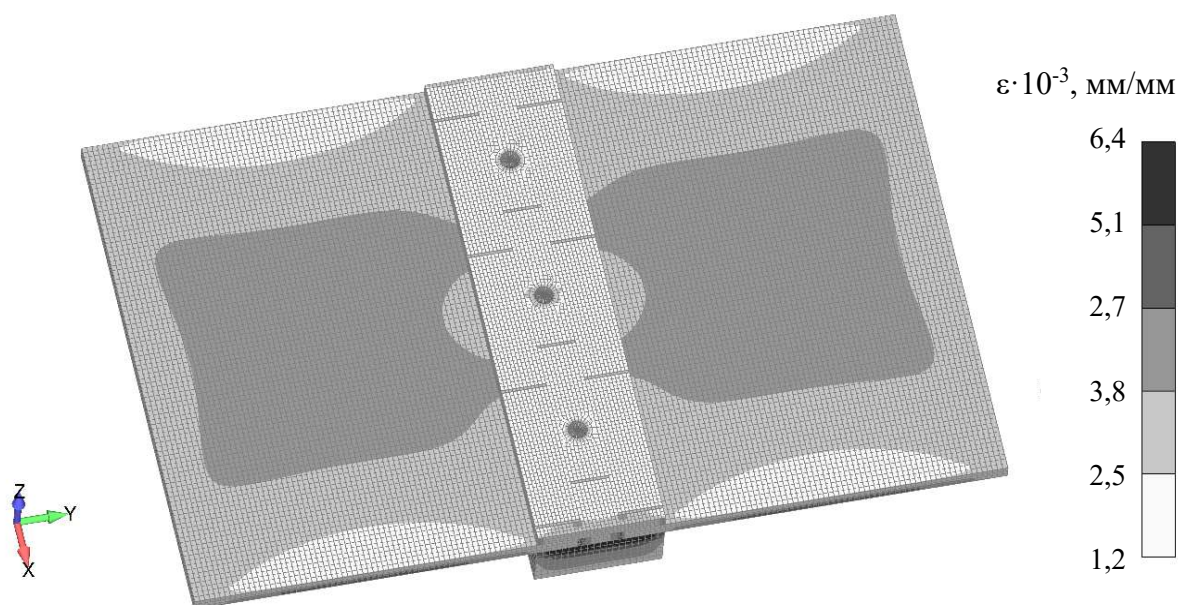


Рисунок 4.21 – Эквивалентные деформации в элементах модели с шарнирной схемой закрепления листов (вариант № 1)

На Рисунках 4.22 и 4.23 приведены диаграммы распределения напряжений и деформаций для второго варианта схемы с шарнирным креплением листов соответственно.

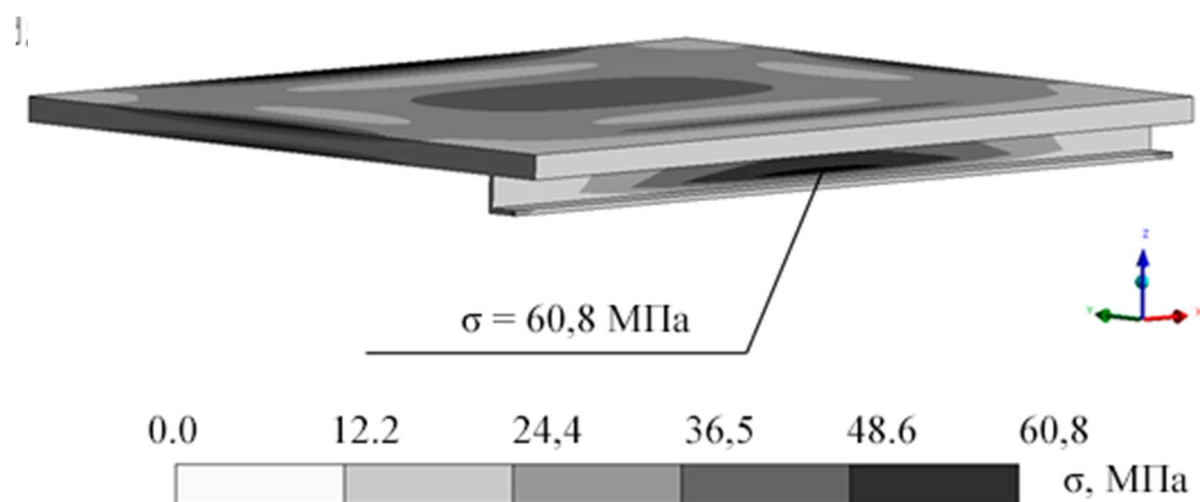


Рисунок 4.22 – Эквивалентные напряжения в элементах модели с шарнирной схемой закрепления листов (вариант № 2)

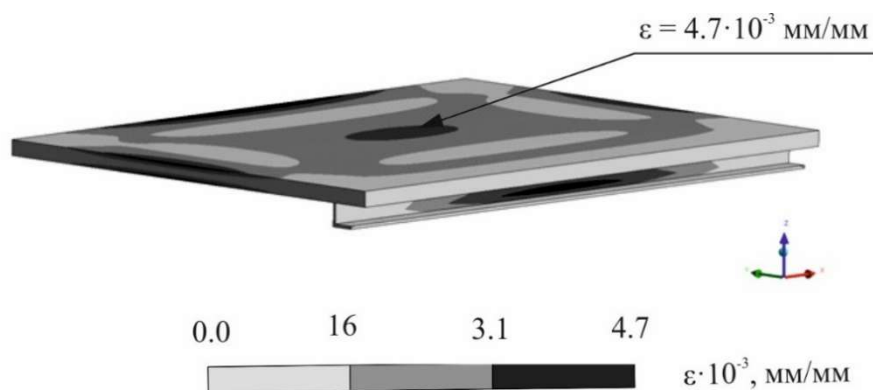


Рисунок 4.23 – Эквивалентные деформации в элементах модели с шарнирной схемой закрепления листов (вариант № 2) в конце третьего цикла

4.6.4 Моделирование циклической прочности локальных моделей болтовой схемы крепления листов отражателя

На Рисунке 4.24 а) приведена максимальная интенсивность напряжений в элементах листов при болтовом креплении. Деформации для наиболее нагруженного момента времени представлены на Рисунке 4.24 б).

При работе схемы с болтовым креплением листов наибольшие напряжения наблюдались в местах установки болтов. Напряжения в листах неравномерно распределены между болтовыми отверстиями.

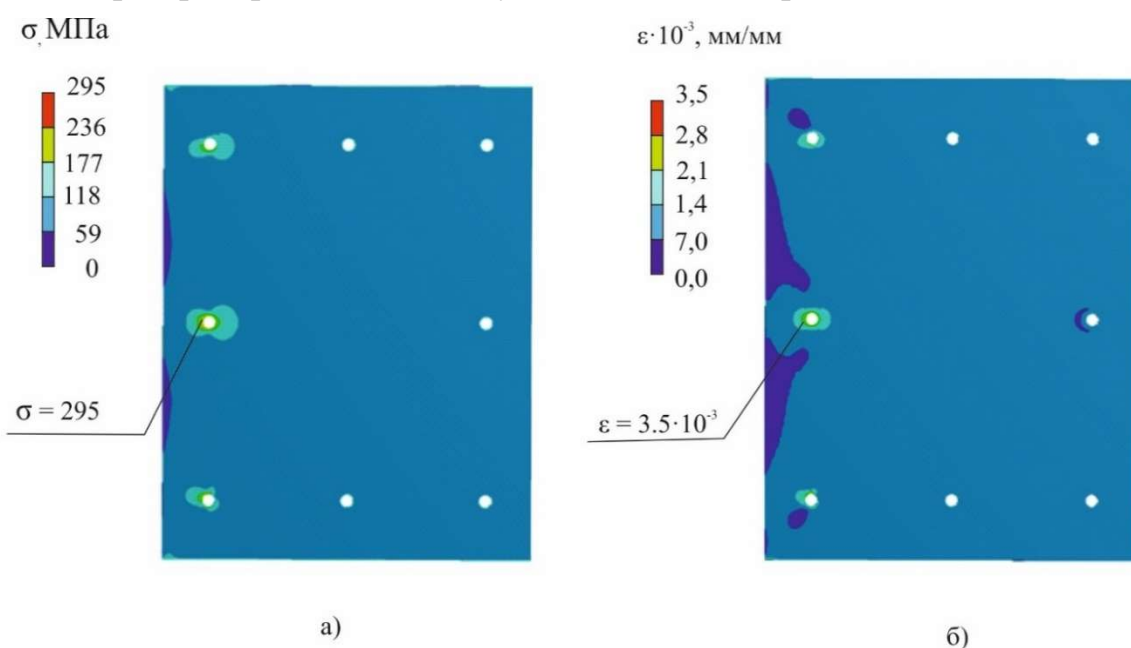


Рисунок 4.24 – Диаграммы распределения для схемы с болтовым креплением листов:
а) эквивалентных напряжений; б) деформаций

4.7 Анализ результатов моделирования

Диаграммы изменения деформаций по циклам нагружения для всех схем монтажа для рассматриваемой точки приведены на Рисунке 4.26. На Рисунке 4.27 приведена диаграмма изменения напряжений в зависимости от числа циклов нагружения.

Результаты моделирования для последующего анализа и сравнения различных вариантов монтажа металлооблицовки представлены в Таблице 4.1.

Определение амплитуд деформации и числа допустимых циклов эксплуатации проводилось по разработанной в процессе исследований методике, представленной в Главе 2 настоящей работы.

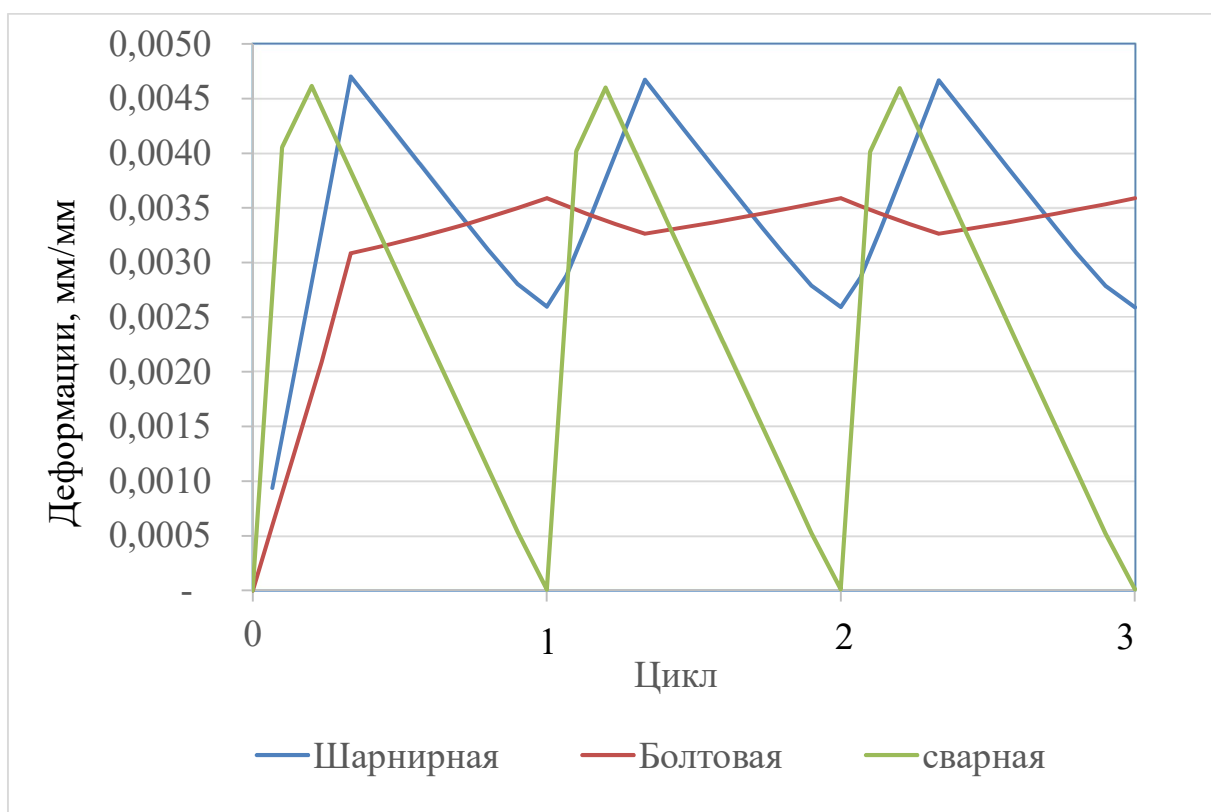


Рисунок 4.25 – Диаграмма изменения деформаций по циклам нагрузки для различных схем закрепления листов

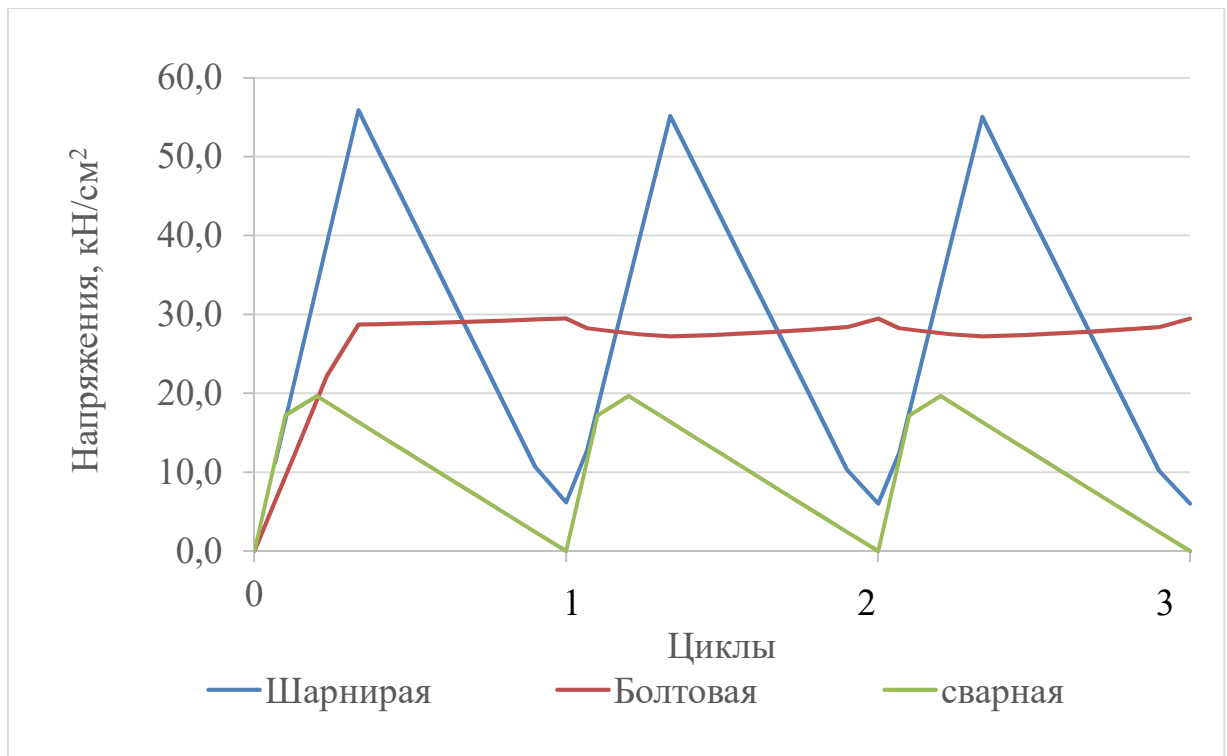


Рисунок 4.26 – Диаграмма изменения напряжений в зависимости от числа циклов нагружения для различных схем закрепления листов

Таблица 4.1 – Сводные результаты моделирования

№ схемы монтажа	$\varepsilon_{max} \cdot 10^{-3}$, мм/мм	$\varepsilon_{min} \cdot 10^{-4}$, мм/мм	$\varepsilon_a \cdot 10^{-3}$, мм/мм	σ_{max} , МПа	N_f , число циклов
сварная	4.6	8.42	1.887	196,5	23041
шарнирная № 1	4.3	7.9	1.755	192,0	28987
шарнирная № 2	4.7	0.9	2.305	60,8	12591
глобальная модель	5.03	1.38	2.444	280,3	10634
болтовая	3.59	33.26	0.132	294,0	77579

По результатам моделирования сформулированы следующие выводы.

1. При работе шарнирной схемы варианта № 2 наблюдалась наибольшая амплитуда деформаций листов за все время цикла газодинамической нагрузки.

2. При работе схем со сварным креплением листов и с болтовым креплением наблюдались наибольшие напряжения. Для болтовой схемы максимальные напряжения концентрируются в местах установки болтов. Минимизация напряжений возможна с помощью контроля момента затяжки болтов.

3. При работе схемы с болтовым креплением листов наибольшие напряжения наблюдались в местах установки болтов. Напряжения в листах неравномерно распределены между болтовыми отверстиями.

4. Шарнирная схема варианта № 1 обеспечивает большее число циклов газодинамического нагружения без нарушения работоспособности, чем шарнирная схема варианта № 2, ввиду простоты форм листов и крепежных элементов. Все модели, базирующиеся на граничных условиях глобальной модели, значительно уступили по живучести болтовой схеме закрепления листов.

5. При использовании схемы с шарнирным креплением листов наибольшие напряжения наблюдались на накладном элементе в районе отверстия под болт. Градиент напряжений по площади листа незначительный, и максимальные значения наблюдаются на накладном элементе. Схема закрепления листов является наиболее рациональной и предпочтительной при сохранении соотношения толщины накладного элемента и размера болта крепления.

Результаты исследования работы различных схем закрепления листов показывают, что при реализации перспективных проектов по созданию агрегатов стартового комплекса целесообразно применять болтовую схему закрепления листов (Рисунок 4.8) или шарнирную схему варианта № 1 (Рисунок. 4.10).

4.8 Заключение по Главе 4

В Главе 4 представлено сравнение шарнирных схем и схем сварного крепления листов. Сравнение производилось по результатам моделирования с идеализированной глобальной схемой крепежа листов к закладному элементу и со схемой болтового крепления.

Сравнительный анализ работы различных схем закрепления защитных листов под эксплуатационными нагрузками показал возможности выбора на этапе проектирования наиболее рациональных конструкторских решений при создании газоотражателей для пусковых установок по критерию максимизации эксплуатационного ресурса при обеспечении требуемой надежности.

На примере численного эксперимента продемонстрированы возможные варианты уменьшения градиента напряжений в листе облицовки с использованием определенных схем закрепления, которые обеспечивают снятие ограничений на деформацию листа, что в свою очередь повышает эксплуатационный ресурс работы ТЗП.

Полученные результаты обладают перспективой применения для определения ресурса малых конструктивных элементов металлооблицовки из композиционных материалов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика анализа усталостной прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры при многократных механических и газодинамических воздействиях.

Новые научные результаты диссертационной работы заключаются в следующем:

1. Проведен сравнительный анализ опыта проектирования и эксплуатации различных теплозащитных покрытий. Конструкционные стали демонстрируют наибольшую стойкость и предпочтительны при длительной эксплуатации в качестве ТЗП, в отличие от огнеупорных бетонов. Рекомендуемая рабочая температура для огнеупорного бетона выше в 2,4 раза, чем для конструкционной стали. Сталь демонстрирует прочность на изгиб при максимальной эксплуатационной температуре газового потока в 5 раз выше, чем бетон.

2. Разработана методика оценки прочности конструкций, подверженных циклическому газодинамическому воздействию. Предложена схема упрощения газодинамического цикла нагружения для расчета допустимого числа циклов до наступления предельного состояния материала конструкции.

3. Проведена валидация методики оценки прочности конструкций, подверженных циклическому газодинамическому воздействию, на примере боковой панели эксплуатируемого газоотражателя. Погрешность числа циклов до наступления предельного состояния, полученного с использованием разработанной методики, составляет 9,68%. Величина погрешности допустима для инженерных расчетов и закладывается в коэффициент запаса. Модель демонстрирует хорошую сходимость результатов при размере конечного элемента 20-40 мм.

4. Проведено численное моделирование проектируемых сборочных единиц стартового комплекса с использованием ранее разработанной

методики анализа циклической прочности. Число циклов газодинамического нагружения при моделировании гребня отражателя превышает номинально назначаемое допускаемое число пусков в 4,43 раза. Вычисленный результат дает более точную прогностическую оценку при назначении срока службы изделия.

5. Разработан алгоритм обоснования циклической прочности малых конструктивных элементов для габаритных конструкций стартового оборудования РКН.

6. Представлены результаты анализа работы различных схем монтажа листов облицовки при циклическом газодинамическом воздействии. Зафиксированы значения амплитуды деформаций, напряжений и числа циклов до предельного состояния. Работу при наибольшем числе нагружений обеспечивает болтовая схема – 77579 запуска ДУ, и шарнирная схема № 1 с накладным элементом – 28987 запусков. При этом шарнирная схема № 1 испытывает меньшие напряжения за всю историю нагружения в 1,5 раза и является наиболее перспективной для последующего применения в будущих проектах наземного оборудования.

В диссертации решена важная научно-техническая проблема для аэрокосмической отрасли, заключающаяся в разработке методики оценки усталостной прочности конструкций, подверженных циклическому газодинамическому воздействию.

Перспективные направления развития исследований:

1. Определение температурных усталостных характеристик для низколегированных конструкционных сталей, широко используемых в конструктивных элементах СК, в частности газоотражателей.

2. Экспериментальные исследования работы различных схем закрепления листов облицовки газоотражателей при циклическом высокотемпературном воздействии. Сравнение с результатами натуральных испытаний, уточнение расчетных моделей.

3. Проведение экспериментов на модельной двигательной установке со стендовыми образцами отражателей с целью уточнения методики анализа усталостной прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры при циклических газодинамических воздействиях.

Проведение исследований в данных направлениях позволит в полной мере учесть природу поведения материала при циклическом термомеханическом воздействии и более точно определять ресурс работы изделий. В приложении к диссертационной работе представлены акты внедрения результатов диссертационной работы в филиале АО «ЦЭНКИ» – НИИСК им. В.П. Бармина и АО «НПО «Обуховский завод».

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

ВАК – Высшая аттестационная комиссия

ДУ – двигательная установка

ЖРД – жидкостный ракетный двигатель

КЭМ – конечноэлементная модель

ЛА – летательный аппарат

МАИ – Московский авиационный институт

МКЭ – метод конечных элементов

МПС – механика поврежденной среды

МСЦКИ – многокамерная стереоскопическая цифровая корреляция изображений

НДС – напряжено–деформированное состояние

ПС – программное средство

ПУ – пусковая установка

РКН – ракета космического назначения

РН – ракета-носитель

СК – стартовый комплекс

ТЗП – теплозащитное покрытие

ЦКИ – цифровая корреляция изображений

NASA – National Aeronautics and Space Administration

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

R_a – радиус сопла на срезе, мм

X/R_a – расстояние от среза сопла, измеряемое в радиусах сопла на срезе

T – температура, К

t – время, с

σ_T – предел текучести, МПа

σ_B – предел прочности, МПа

$\varepsilon_{\text{общ}}$ – Комбинация циклов деформирования

$\varepsilon_{\text{терм}}$ – термические деформации, мм/мм

$\varepsilon_{\text{механ}}$ – механические деформации, мм/мм

E – модуль упругости

ρ – плотность материала, г/мм³

A – размерная постоянная

$T_{\text{пл}}$ – температура плавления, К

G – модуль сдвига

α – Коэффициент теплового расширения

σ_f' – коэффициент усталостной прочности

ε_f' – коэффициент усталостной пластичности

b – показатель усталостной прочности

c – показатель усталостной пластичности

$\varepsilon_{rp}, \varepsilon_{\theta p}, \varepsilon_{zp}$ – компоненты пластических главных деформаций при трехосном напряженном состоянии, мм/мм

$\sigma_r, \sigma_{\theta}, \sigma_z$ – компоненты главных напряжений при трехосном напряженном состоянии, МПа

σ_i – эквивалентное напряжение, МПа

ε_{ip} – эквивалентная пластическая деформация, мм/мм

μ – коэффициент Пуассона
 $\Delta\sigma$ – размах напряжения, МПа
 ε_p – пластическая деформация, мм/мм
 $\Delta\sigma_1$ – размах напряжения, возникающего в части цикла, соответствующий охлаждению, МПа
 $\{\varepsilon_0\}$ – матрица деформаций
 $\{\sigma\}$ – матрица напряжения
 $[D]$ – матрица упругости
 $\{\varepsilon\}$ – матрица полной деформации
 ε_{00} – величина изотропной первоначальной деформации, мм/мм
 dU_x, dU_y, dU_z – перемещения, мм
 t_l – момент достижения максимальных нагрузок, с
 T_{\max} – максимальная температура за цикл нагружения, К
 P_{\max} – максимальное давление на поверхность газоотражателя за цикл, МПа
 i – номер контрольного узла
 σ_i – напряжения в узле i , МПа
 ε_i – деформации в узле i , мм/мм
 $\sigma_{\max}(t_l)$ – максимальное напряжение в узле i в момент времени, соответствующий пику нагружения, МПа
 $\varepsilon_{\max}(t_l)$ – максимальная деформация в узле i в момент времени, соответствующий пику нагружения, мм/мм
 ε_a – амплитуда деформации, мм/мм
 N_k – число циклов нагружения на исследуемом временном отрезке

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абдурашидов Т.О., Бут А.Б., Чупина Е.С. Результаты численного моделирования истечения сверхзвуковой струи // Труды МАИ. – 2023. – № 130: URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=174624>. DOI: 10.34759/trd-2023-130-24 (дата обращения: 01.05.2025).
2. Абдурашидов Т.О., Осипов А.В., Корчагова В.Н., Крапошин М.В., Смирнова Е.В., Стрижак С.В. Применение открытого программного обеспечения для решения задач газодинамики старта ракеты-носителя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2017. – Т. 16, №. 4 – С. 7-20.
3. Адигамов Р.Р., Андреев В.А., Рогачев С.О., Федотов Е.С., Хадеев Г.Е., Юсупов В.С. Проявление эффекта Баушингера при знакопеременной деформации. // Известия вузов. Черная металлургия. – 2022. – Том 65. – № 7. – С. 455-466.
4. Акимов Г.А. Исследования в области прикладной газодинамики // Труды секции истории космонавтики и ракетной техники. СПб: Балтийский государственный технический университет "Военмех". – 2017. – С. 112-120.
5. Антипова М.С., Дядькин А.А., Запрягаев В.И., Крылов А.Н. Компьютерное моделирование истечения холодной сверхзвуковой струи из конического сопла с использованием программного пакета FLOEFD // Космическая техника и технологии. – 2016. – № 1 (12). – С. 5-11.
6. Арутюнян А.Р., Арутюнян Р.А. Приложение энергетических методов к решению проблемы многоциклового усталости // Вестник ННГУ – 2011. – №4(4). – С. 1359-1360.
7. Березин И.Я. Сопротивление материалов. Усталостное разрушение металлов и расчеты на прочность и долговечность при переменных нагрузках. – Челябинск: Издательский центр Южно-Уральского государственного университета, 2003. – 76 с.

8. Бирюков Г.П., Бут А.Б., Хотулев В.А., Фадеев А.С. Газодинамика стартовых комплексов. – М.: Рестарт, 2012. – 364 с.
9. Бирюков Г.П., Кукушкин Ю.Ф., Торпачев А.В. Основы обеспечения надежности и безопасности стартовых комплексов. – М.: Издательство МАИ, 2002. – 260 с.
10. Бледнова Ж.М., Вотинов А.В., Чаевский М.И., Стрелевский Д.А. Пути повышения надежности компенсационных систем технологических трубопроводов // Нефтегазовое дело. – 2005. – № 2. – С. 1-30.
11. Бондарь В.С., Абашев Д.Р. Неупругое поведение и разрушение материалов при изотермических и неизотермических, простых и сложных нагружениях // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2020. – № 4. – С. 107-119.
12. Бондарь В.С., Абашев Д.Р., Петров В.К. Сравнительный анализ вариантов теорий пластичности при циклических нагружениях // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2017. – № 2. – С. 23-44.
13. Мыльников В.В., Романов А.Д., Чернышов Е.А., Шетулов Д.И. Изменение показателей сопротивления усталости некоторых металлических материалов в зависимости от пластической деформации, протекающей в их поверхностных слоях // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. – 2014. – № 9-1. – С. 25-29.
14. Волков И.А., Игумнов Л.А., Коротких Ю.Г. Программная реализация процессов вязкопластического деформирования и накопления повреждений в конструкционных сплавах при термомеханическом нагружении // Проблемы прочности и пластичности. – 2016. – Т. 78 – № 2. – С. 188-207.
15. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Зазимко В.А. Турбулентные струи – статистические модели и моделирование крупных вихрей. – М.: Физматлит, 2013. – 359 с.

16. Гордиенко В.Е. Влияние термической и термоциклической обработки на механические свойства конструкционных сталей // Вестник гражданских инженеров. – 2018. – № 1. – С. 128-133.
17. Горохов В.А. Численное моделирование процессов упруговязкопластического деформирования и разрушения элементов конструкций при квазистатических термосиловых, циклических и терморadiационных воздействиях. / Диссертация на соискание ученой степени доктора физико-математических наук по специальности 01.02.04 "Механика деформируемого твердого тела". – Нижний Новгород: ННГУ им. Н.И. Лобачевского, 2018. – 240 с.
18. Горский В.В., Оленичева А.А., Риш В.Г. Определение физических свойств углеродных материалов по результатам абляционных экспериментов, проведенных в струях газодинамических установок. // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2015. – № 10. – С. 126-140.
19. Горячкин Е.С., Попов Г.М., Матвеев В.Н., Щербань А.И., Кудряшов И.А., Мельников С.А. Газодинамическое и прочностное совершенствование осевой турбины газотурбинного двигателя вертолета // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2022. –Т. 21, № 1. – С. 42-56.
20. ГОСТ 34233.4-2017 Сосуды и аппараты. Нормы и методы расчета на прочность. Расчет на прочность и герметичность фланцевых соединений. – М.: Издательство стандартов, 2019. – 46 с.
21. ГОСТ Р 51282-99. Оборудование технологическое стартовых и технических комплексов. Нормы проектирования и испытаний – М.: Издательство стандартов, 1999. – 24 с.
22. Гудрамович В.С., Сиренко В.Н., Клименко Д.В., Даниев Ю.Ф., Гарт Э.Л. Методология нормативных основ обоснования ресурса конструкций стартовых сооружений ракет-носителей // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2019. – № 1. – С. 28-37.

23. Гула Д.Н. Анализ возможных схемных решений закрепления листов металлооблицовки нулевой отметки стартового сооружения универсального стартового комплекса "Ангара" // Фундаментальные исследования. – 2017. – № 1. – С. 44-49.
24. Гула Д.Н. Логико-лингвистическая модель прогнозирования изменения технического состояния металлооблицовки нулевой отметки стартового комплекса // Вооружение и экономика. – 2019. – № 4. – С.30-36.
25. Гула Д.Н., Головчинская Н.В., Миргородский А.Н., Моторин В.М. Исследование применяемых материалов и существующих конструкций теплозащитных покрытий элементов стартового сооружения // Актуальные проблемы военно-научных исследований. – 2020. – № 10. – С. 93-97.
26. Гула Д.Н., Кукушкин И.О., Фроленок М.А. Математическая модель теплового нагружения стартовых конструкций и сооружений // Труды Военно-космической академии им. А. Ф. Можайского. – 2012. – № 636. – С. 16-18.
27. Гула Д.Н., Спесивцев А.В. Нечетко-возможностный подход к прогнозированию технического состояния объектов наземно-космической инфраструктуры // Вооружение и экономика. – 2021. – № 1. – С. 50-59.
28. Гула Д.Н., Типаев В.В. Методика расчета долговечности металлического покрытия стартового комплекса при циклическом нагружении на стадии образования трещины // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2014. – № 643. – С. 92-94.
29. Даненко В.Ф., Гуревич Л.М. Влияние алитирования на свойства углеродистой стали при высоких температурах // Физика и химия обработки материалов. – 2015. – № 4. – С. 92-99.
30. Деркач Б.А., Поршневу П.В., Вучетич И.И. Аналитические зависимости для оценки усталостной прочности деталей и узлов железнодорожных транспортных средств по результатам обработки процессов динамических

- напряжений методом "дождя" // Транспорт Российской Федерации. – 2015. – № (58). – С. 28-30.
31. Десятникова М.А. Оценка усталостной долговечности элементов конструкций при термомеханическом нагружении / Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 01.02.06 «Динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры». – Нижний Новгород: Национальный исследовательский Нижегородский государственный университет им. Н.И. Лобачевского, 2018. – 152 с
32. Дружинина М.Ю., Ульяенков А.В., Бошняк В.А. Исследование напряженно-деформированного состояния узлов несущих конструкций агрегатов стартовых комплексов при задании граничных условий в виде внутренних силовых факторов // Инженерный вестник. – 2014. – № 9. – С. 33-42.
33. Ерасов В.С., Орешко Е.И. Испытания на усталость металлических материалов (обзор). Часть 2. Анализ уравнения Басквина-Мэнсона-Коффина. Методики испытаний и обработки результатов // Авиационные материалы и технологии. – 2021. – № 1(62). – С. 80-94.
34. Еремин В.П., Больших А.А. Глобально-локальное моделирование односрезных болтовых соединений типа композит – металл и композит – композит в конструктивных силовых элементах самолета // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2020. – № 5. – С. 1-11.
35. Жлуктов С.В., Аксенов А.А., Кураносов Н.С. Моделирование турбулентных сжимаемых течений в программном комплексе FlowVision // Компьютерные исследования и моделирование. – 2023. – Т. 15, № 4. – С. 805-825.
36. Жунев К.О. Параметры проведения лабораторных исследований для построения кривых усталости сварных соединений // Вестник Сибирского государственного университета путей сообщения. – 2020. – № 3 (54). – С. 58-65.

37. Зарецкий М.В. Численное моделирование напряженно-деформированного состояния конструкций авиационных изделий при совместной эксплуатации с носителем: специальность 01.02.06 "Динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры": автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук – М.: Московский авиационный институт, 2014. – 25 с.
38. Зверев В.А., Ломакин В.В. Анализ и моделирование штатных и нештатных нагрузок и воздействий на агрегаты стартовой системы для РКН семейства «Союз» // Инженерный вестник. – 2014. – № 9. – С. 150-158.
39. Зверев В.А., Ломакин В.В., Языков А.В. Расчет нагрузок на ферменные конструкции агрегатов стартового комплекса при газодинамическом и ветровом воздействии // Наука и образование МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2013. – №3. – С. 179-190.
40. Зюзликов В.П., Синильщиков Б.Е., Синильщиков В.Б., Ракитская М.В. Газодинамические процессы в газохвосте стартового комплекса малого заглубления для ракет космического назначения легкого класса // Космические аппараты и технологии. – 2017. – № 4 (22). – С. 6-14.
41. Изюмова А.Ю., Вшивков А.Н., Плехов О.А. Развитие экспериментальной методики оценки эволюции усталостной трещины в титановых сплавах на основе энергетического подхода // Физическая мезомеханика. – 2023. – Т. 26. – № 5. – С. 61-70.
42. Калинин, Д.В., Петров Н.И., Лаврентьев Ю.Л. Оценка долговечности подшипников опор сателлитов планетарных редукторов авиационных двигателей с учетом их динамической нагруженности // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2020. – № 3(720). – С. 75-83.
43. Келекеев Р.В. Совершенствование газоотражательных устройств пусковых установок: / Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.06 «Наземные

- комплексы, стартовое оборудование, эксплуатация летательных аппаратов» – Омск: ОмГТУ, 2005. – 144 с.
44. Крыжевич Г.Б., Филатов А.Р. Модель упругопластического деформирования алюминиевых сплавов и критерии малоциклового усталости конструкций // Труды Крыловского государственного научного центра. – 2018. – № S2. – С. 85-95.
 45. Кукушкин И.О., Слатов В.Л., Лагун А.В. Решение задачи оценивания пусковых нагрузок и выбора параметров // Известия ТулГУ. Технические науки. – 2020. – № 6. – С. 51-63.
 46. Кыонг Б.М. Проблемы компьютерного анализа усталостной прочности деталей машин с учетом влияния температуры // iPolytechJournal. – 2009. – № 4 (40). – С. 53-56.
 47. Лукашук О.А. Усталостный расчет металлоконструкций грузоподъемных машин // Инновационное развитие подъемно-транспортной техники: материалы Всероссийской научно-практической конференции – Брянск: Брянский государственный технический университет, 2022. – С. 90-95.
 48. Маштаков А.П., Красильников Р.В. Физические основы пуска: учебное пособие. – СПб.: Балтийский государственный технический университет "Военмех", 2018. – 112 с.
 49. Мосолов С.В. и др. Моделирование интенсивного теплосилового воздействия газовой среды для испытаний образцов в широком диапазоне параметров // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2020. – № 12 (108). – С. 1-15.
 50. Мэнсон С. Температурные напряжения и малоцикловая усталость. – М.: Машиностроение, 1974. – 344 с.
 51. Никушкин Н.В., Кацура А.В., Васильев Р.П. Критерий усталостного разрушения металлов при мало- и многоцикловом нагружении // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. – 2006. – № 6(13). – С. 34-38.

52. Новости космонавтики – URL: https://novosti-kosmonavtiki/test_range/oiich_019.html (дата обращения: 30.04.2025).
53. Павлов В. Ф., Кирпичев В. А., Кочерова Е. Е., Злобин А. С. Оценка малоцикловой усталости на основе использования зависимости Мэнсона-Коффина при отнулевом цикле "мягкого" нагружения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2017. – Т. 16, № 1. – С. 129-136.
54. Полоник Е.Н., Суренский Е.А., Федотов А.А. Автоматизация расчетов усталостной долговечности элементов авиаконструкций с геометрическими концентраторами напряжений // Труды МАИ. 2016. № 86. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=67799>.
55. Полупан А.В. Повышение безопасности эксплуатации металлоконструкций ракетно-космической техники. – СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2006. – 278 с.
56. Попов В.А. и др. Оптимизация конструктивных решений облицовки стен газоотводных каналов стартового сооружения, предназначенного для запуска ракеты-носителя "Протон" в условиях его реконструкции // Труды Военно-космической академии им. А. Ф. Можайского. – 2014. – № 643. – С. 135-140.
57. РД 50-345-82 Методические указания. Расчеты и испытания на прочность. Методы механических испытаний металлов. Определение характеристик трещиностойкости (вязкости разрушения) при циклическом нагружении. – М.: Издательство стандартов, 1983. – 96 с.
58. Рябов А.А., Мохов К.Ю., Воронков О.В., Кудрявцев А.Ю., Мусеев А.А. Особенности моделирования устойчивого роста трещин малоцикловой усталости в основных деталях авиационного газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2022. – Т. 21. – № 3. – С. 127-140.
59. Салов П.Н. Прогнозирование и рациональное восстановление ресурса инженерно-строительных элементов стартового комплекса // Труды

- Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2011. – № 633. – С.73-77.
60. Суриков В.И. и др. Применение метода конечных элементов при расчете на малоцикловую усталость элементов конструкции неподвижной опоры трубопроводов для участков надземной прокладки нефтепровода «Заполярье – НПС "ПУР-ПЕ"» // Вестник МГСУ. – 2014. – С. 47-56.
61. Темис Ю.М., Азметов Х.Х. Математическое моделирование циклического деформирования // Известия МГТУ МАМИ. – 2011. – № 2 (12). – С. 195-202.
62. Темис Ю.М., Азметов Х.Х., Факеев А.И. Моделирование малоциклового усталости при неизотермическом нагружении // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2013. – № 4 (16). – С. 1-13.
63. Титов Е.И., Серебрянский С.А. К вопросу проектирования конструкции слабых звеньев навески основных опор шасси // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2023. – № 6 (138). – С. 1-10.
64. Ульяненок А.В. Формирование облика конструкции пусковой установки для ракет космического назначения со стартово-стыковочным блоком // Аллея науки. – 2017. – Т. 5, № 16. – С. 864-876.
65. Феоктистова Е.П. Оценка остаточного усталостного ресурса металлических балок сталежелезобетонных пролетных строений автодорожных мостов // Транспортные сооружения – 2019. – Т. 6 – № 3. – С. 13-23.
66. Хлыстов А. И., Сульдин В. В. Повышение физико-термических показателей жаростойких бетонов за счет применения дисперсного армирования // Традиции и инновации в строительстве и архитектуре. Строительные технологии. – Самара: Самарский государственный архитектурно-строительный университет, 2017. – С. 32-35.
67. Чедрик В.В., Туктаров С.А. Глобально-локальный подход к оптимизации силовых конструкций самолетов // Сборник статей научно-технической конференции. «Труды ЦАГИ» – Жуковский: Центральный

- аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, 2018. – С. 15.
68. Шаповалов Р.В., Ярославцева М.М. Анализ тенденций развития технологий монтажа теплозащитных покрытий газоотражателей пусковых устройств // Космонавтика и ракетостроение. – 2021. – № 6 (123). – С. 134-144.
69. Шестаков А.М., Хасков М.А., Сорокин О.Ю. Неорганические волокна на основе кремнийорганических полимерных прекурсоров для высокотермостойких композиционных материалов (обзор) // Труды ВИАМ. – 2019. – № 1 (73). – С. 74-91.
70. Эртман Л.В., Ерофеев М.Ю. Оценка технического состояния силовых металлоконструкций стартовых комплексов космодрома Плесецк // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2019. – № 8 (713). – С. 45-50.
71. Юдаев Б.Н., Михайлов М.С., Савин В.К. Теплообмен при взаимодействии струй с преградами. – М.: «Машиностроение», 1977. – 248 с.
72. Ярославцева М.М. Анализ местной прочности эксплуатируемых силовых конструкций агрегатов стартовых комплексов при действии газодинамической нагрузки // Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции XLVII Гагаринские чтения 2021. – М.: Перо, 2021. – С. 834-835.
73. Ярославцева М.М. Исследование прочности стартовой системы при газодинамическом нагружении от двигательной установки перспективной ракеты-носителя // Материалы 55-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. – Т. 2. – Калуга: ИП Стрельцов И.А., 2020. – С. 112-115.
74. Ярославцева М.М. Оценка ресурса работы схем монтажа металлооблицовки при циклическом газодинамическом воздействии // «Гагаринские чтения – 2023»: Сборник тезисов докладов. – М.: Издательство МАИ, 2023. – С. 736-737.

75. Ярославцева М.М. Оценка срока службы газоотражателей в условиях циклического газодинамического нагружения // Космонавтика и ракетостроение. – 2023. – № 6 (123). – С. 140-149.
76. Ярославцева М.М. Применение метода субмоделирования для оценки напряженно-деформированного состояния наземного технологического оборудования при действии газодинамической нагрузки // XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства: сборник тезисов – Том 2. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. – С. 436-438.
77. Ярославцева М.М. Сравнительный анализ теплозащитных покрытий и способов их монтажа // Молодежь. Техника. Космос: труды четырнадцатой общероссийской научно-технической конференции. – СПб.: Балтийский государственный технический университет «Военмех», 2022. – Т. 1. – С. 199-200.
78. Ярославцева М.М., Абдурашидов Т.О. Оценка теплозащитных покрытий стартовых сооружений // XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева «Королевские чтения». Сборник тезисов. – Т. 2. – М.: МГТУ им. Баумана, 2022. – С. 481-482.
79. Ярославцева М.М., Торпачев А.В. Моделирование и модернизация устройства подвода коммуникаций к изделию аэрокосмической техники // Технология машиностроения. – 2020. – № 7. – С. 51-54.
80. Чупина Е.С., Ярославцева М.М., Абдурашидов Т.О. Проектирование решетчатых конструкций для защиты устройств отвода быстроразъемных соединений от газодинамических нагрузок при старте ракеты космического назначения // Труды МАИ. 2024. № 138. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182934>
81. Чупина, Е.С., Ярославцева М.М. Проектирование решетчатых конструкций для защиты устройств отвода быстроразъемных соединений от газодинамических нагрузок при старте РКН // XLVIII Академические

чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева «Королевские чтения». Сборник тезисов – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2024. – С. 115-117.

82. Ярославцева М.М. Численная оценка долговечности элемента газоотражателя при длительной эксплуатации стартового комплекса // XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева «Королевские чтения». Сборник тезисов – Т. 2. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023. – С. 220-221.
83. ASTM E 740-03 Standard for Fracture Testing with Surface-Crack Tension. / ASTM International. – West Conshohocken, 2003. – 9 p.
84. Boyer H.E. Atlas of fatigue curves. – Ohio: American Society for Metals, 2006. – 534 p.
85. Cai H., Nie W., Guo K., Zhou S. Influence of deflector on impact properties of multi-nozzle LOX/kerosene engine exhaust plume // 8th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE) – Prague: Institute of Electrical and Electronics Engineers. 2017. – P. 296-300.
86. Calle L.M., Hintze P.E., Parlier C.R., Coffman B.E., Sampson J.W., Kolody M.R., Curran J.P., Perusich S.A., Trejo D., Witten M.C., Zidek J. Refractory Materials for Flame Deflector Protection System Corrosion Control: Similar Industries and/or Launch Facilities Survey – Texas: NASA, 2009. – 78 p.
87. Campbell A. Lunar PAD-On the Development of a Unique ISRU-Based Planetary Landing Pad for Cratering and Dust Mitigation // AIAA Scitech 2021 Forum. – 2021. – P. 356-377.
88. Cox S. Processing and characterization of continuous basalt fiber reinforced ceramic matrix composites using polymer derived ceramics. Orlando: University of Central Florida, 2014. – 119 p.
89. Dai J. Experimental investigations of coaxial injectors in a laboratory-scale rocket combustor // Aerospace Science and Technology. – 2016. – Vol. 59. – P. 41-51.

90. Ian E. Jehn, P.E., S.E., Christopher B. Dreyer A Design Methodology for Flat Slab Lunar Landing and Launch Pad Systems // *Acta Astronautica*. – 2025. – P. 48-58.
91. Jaształ M., Ręgowski M. of article: "Analiza trwałości zmęczeniowej połączeń śrubowych z wykorzystaniem oprogramowania ANSYS" ("Fatigue life") // *Mechanik*. – 2018. – Vol. 91. – № 7. – P. 600-602.
92. Sracic M.W., Elke W.J. Effect of boundary conditions on finite element submodeling // *Nonlinear Dynamics, Volume 1: Proceedings of the 36th IMAC, A Conference and Exposition on Structural Dynamics 2018*. – Cham: Springer International Publishing, 2018. – P. 163-170.
93. Volkov K. N., Hoffmann T. Fondu Fyre historical liberation. Engineering review board – Texas: NASA, 2008. – 8 p.
94. Yang X., Liu Z., Xie H. A real time deformation evaluation method for surface and interface of thermal barrier coatings during 1100° C thermal shock // *Measurement science and technology*. – 2012. – Vol. 23, № 10. – P. 1-12.
95. Zhang M., Jiang Y., Deng Y. Research on convective cooling and thermal protection characteristics of integrated dual-sided deflector system // *Aerospace*. – 2024. – Vol. 11, № 7. – P. 501.
96. Zhou Z. Cooling of rocket plume using aqueous jets during launching // *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*. – 2022. – Vol. 16. – № 1. – P. 20-35.
97. Zhou Z., Lu C., Zhao C., Le G. Numerical simulations of water spray on flame deflector during the four-engine rocket launching // *Advances in Space Research*. – 2020. – Vol. 65, № 4. – P. 1296-1305.
98. Zhou Z., Zhang L., Le G. Numerical study for the flame deflector design of four-engine liquid rockets // *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*. – 2020. – Vol. 14, № 1. – P. 726-737.

ПРИЛОЖЕНИЕ

Акты внедрения диссертационной работы



АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
"СЕВЕРО-ЗАПАДНЫЙ РЕГИОНАЛЬНЫЙ ЦЕНТР
КОНЦЕРНА ВКО "АЛМАЗ-АНТЕЙ" – ОБУХОВСКИЙ ЗАВОД"

192012, Россия, Санкт-Петербург, вн.тер.г. муниципальный округ Рыбацкое, пр-кт Обуховской Обороны, д. 120, стр. 19, помещ. 1 Н, №708
ОКПО 07513234, ОГРН 1037825058732, ИНН/КПП 7811144648/785050001, тел.: (812) 363-93-40, тел./факс: (812) 363-98-11, e-mail: dou@goz.ru

№ _____
УТВЕРЖДАЮ

На № _____ от _____



Заместитель генерального директора –
генеральный конструктор

А.В. Васильев

«26» 02 2025 г.

АКТ

о реализации научных результатов диссертации
на соискание учёной степени кандидата технических наук
Ярославцевой Марии Михайловны

Комиссия в составе:

председателя – научного руководителя, кандидата технических наук,
доцента Щеглова Д.К.;

членов комиссии: начальника бюро, кандидата технических наук
Типаева В.В.,
начальника лаборатории, кандидата технических наук
Фёдорова Д.А.,
главного специалиста, кандидата технических наук
Макавеева А.Т.,

составила настоящий акт о том, что в деятельности АО «Обуховский завод» использованы следующие результаты диссертационной работы Ярославцевой М.М. на тему «Разработка методики анализа усталостной прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры при многократных механических и газодинамических воздействиях», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук:

- алгоритм проведения расчётного анализа для оценки циклической прочности агрегатов, подверженных тепловому воздействию газодинамической струи;
- методики оценки усталостной прочности конструкций, подверженных циклическому газодинамическому воздействию, на этапе проектировочного анализа напряженно-деформированного состояния конструкции по динамике деформаций.

Научные результаты диссертационной работы Ярославцевой М.М. имеют существенную теоретическую и практическую значимость в вопросах создания стартовых комплексов ракетных и ракетно-космических систем, для которых особенно актуальна задача сохранения работоспособности при многоцикловом термомеханическом асимметричном нагружении продуктами горения. Для подобных объектов крайне важно определить проектный ресурс наиболее нагруженных

034117

конструктивных элементов при различных режимах их эксплуатации. Указанная задача является не менее актуальной при проектировании объектов атомной энергетики.

Использование разработанных в диссертационном исследовании моделей и алгоритмов позволили:

- уменьшить сроки проведения расчетов циклической прочности и усталостной прочности при проектировании стартовых комплексов ракетных и ракетно-космических систем для объектов РВСН, ВМФ и ВКС, а также элементов наземной космической инфраструктуры, таких как кабель-заправочная башня 14И325 ракетно-космического комплекса «Ангара»;

- повысить точность и достоверность указанных расчетов прочности, что в свою очередь обеспечило повышение надежности создаваемой и модернизируемой техники;

- прогнозировать наступление отказа в работе элементов стартовых комплексов испытывающих многоцикловое термомеханическое нагружение, с целью их своевременной замены или проведения ремонтно-восстановительных работ.

Научные и практические результаты, полученные в ходе диссертационных исследований, могут быть использованы при формировании облика вновь разрабатываемых стартовых комплексов, а также при анализе технического состояния находящихся в эксплуатации термонагруженных конструкций в части обеспечения поддержания их в работоспособном и безопасном состоянии при различных режимах целевого применения.

Председатель:
Научный руководитель,
кандидат технических наук, доцент

Д.К. Щеглов

Члены комиссии:

Начальник бюро,
кандидат технических наук

В.В. Типаев

Начальник лаборатории,
кандидат технических наук

Д.А. Фёдоров

Главный специалист,
кандидат технических наук

А.Т. Макавеев

УТВЕРЖДАЮ

Директор филиала

АО «ЦЭНКИ» - НИИ СК

А.А. Юргелис

инициалы, фамилия

«20» января 2026 г.

АКТ

о реализации научных результатов, полученных в диссертации
Ярославцевой Марии Михайловны на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Результаты диссертационной работы Ярославцевой Марии Михайловны, выполненной на тему по специальности 2.5.13 «Разработка методики анализа усталостной прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры при многократных механических и газодинамических воздействиях», и представляемой на соискание ученой степени кандидата технических наук, использованы при поиске направлений исследования вопросов конструирования наземного технологического оборудования, подверженного высокому газодинамическому воздействию.

В деятельности филиала АО «ЦЭНКИ» – НИИ СК были использованы следующие научные положения и результаты исследования диссертанта, выносимые на защиту:

1. Методика оценки усталостной прочности конструкций, подверженных циклическому газодинамическому воздействию, на этапе проектного анализа напряженно-деформированного состояния конструкции по динамике деформаций.
2. Построение математических моделей изменения напряженно-деформированного состояния гребня двухскатного газоотражателя и защитной решетки в зависимости от увеличения числа циклов газодинамического нагружения.

Полученные результаты имеют теоретическую и практическую значимость при решении актуальной задачи сохранения целостности и работоспособности агрегатов наземной космической инфраструктуры, подверженных циклическому воздействию горячих струй продуктов сгорания ракетного топлива.

Благодаря проведенному исследованию появилась возможность

определения проектного ресурса конструкций агрегатов стартового комплекса, испытывающих циклическое газодинамическое воздействие при запусках ракет космического назначения.

Перечисленные выше основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, вошли в стандарт организации СТО 40059405.383-02-2025 «Обоснование циклической прочности агрегатов пусковых установок при действии периодической газодинамической нагрузки». Использование результатов диссертации Ярославцевой М. М. при создании современной базы документов по стандартизации проектировочных расчётов позволили повысить надёжность изделий, разрабатываемых филиалом АО «ЦЭНКИ» – НИИ СК.

Результаты, полученные в ходе исследований Ярославцевой М. М., обеспечены достоверностью, так как имеют достаточную сходимость с эксплуатационными данными ряда ответственных агрегатов наземной космической инфраструктуры, разрабатываемых нашей организацией:

– кабель-заправочная башня и газоотражатель для РКН «Ангара-А5» на космодроме «Восточный»;

– газоотражатель для стендовой отработки по проекту стартового комплекса сверхтяжёлой ракеты-носителя «Енисей»;

– газоотражатель и пусковая установка созданного на космодроме «Восточный» стартового комплекса ракеты-носителя среднего класса «Союз-2»; и другие объекты наземной космической инфраструктуры.

Главный конструктор

Н.А. Абросимов

Начальник отделения
конструкторских работ (03)

А.Ю. Украинский

Начальник управления
стандартизации,
метрологии и оценки
надёжности

И.Ю. Игнатьев

Начальник отдела 043

О.Н. Герчиков

Начальник отдела 032

Б.К. Левин