

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»

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2026

Работа выполнена в Федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: **Шаповалов Руслан Васильевич**
кандидат технических наук

Официальные оппоненты: **Коваль Сергей Всеволодович**
доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник лаборатории цифровых методов управления жизненным циклом изделий машиностроения Федерального государственного бюджетного учреждения науки «Институт машиноведения им. А.А. Благонравова» Российской академии наук ИМАШ РАН, г. Москва

Азаров Андрей Валерьевич,
доктор технических наук, главный научный сотрудник Акционерного общества «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения», (АО «ЦНИИСМ»), МО, г. Хотьково

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное учреждение «Центральный научно-исследовательский институт Военно-воздушных сил Министерства обороны Российской Федерации» (ФГБУ ЦНИИ ВВС МО РФ), г. Москва

Защита диссертации состоится «30» июня 2026 года в 14 часов 00 минут на заседании диссертационного совета 24.2.327.09 в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=187911#

Автореферат разослан «___» _____ 2026 года.

Отзыв на автореферат, заверенный печатью учреждения, просим направлять по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4. Ученый совет МАИ.

Ученый секретарь
диссертационного совета
24.2.327.09, к.т.н., доцент



Стрелец Дмитрий Юрьевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

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). 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.

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 уточнено 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 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, математическое и программно-алгоритмическое обеспечение моделирования проектируемых сборочных единиц стартового комплекса с использованием разработанной методики анализа усталостной прочности.

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 сборочных единиц стартового комплекса.

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 доложены и обсуждены в рамках **восьми** докладов на научно-практических, всероссийских и международных научных конференциях:

- Международные молодежные научные конференции XLVII и XLIX «Гагаринские чтения», 2021 и 2023 годы;
- XLV, XLVI, XLVII, XLVIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева, 2021, 2022, 2023, 2024 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, 2 из них в изданиях, категории К1, которые включены в Перечень Высшей аттестационной комиссии (ВАК) по специальности 2.5.13., 2 статьи в изданиях категорий К1 и К2, которые включены в Перечень ВАК по смежным специальностям.

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.

СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

Во введении обоснована актуальность исследования, представлена степень разработанности темы исследования, сформулированы цель и задачи работы, определены объект исследования и предмет исследования, изложены научная новизна, теоретическая и практическая значимость работы, методология и методы исследования, представлены положения, выносимые на защиту, степень достоверности результатов, личный вклад соискателя, апробация работы, структура и объем диссертации.

Первая глава диссертационной работы посвящена обзору опыта проектирования и эксплуатации различных теплозащитных покрытий и силовых деталей. Определены основные причины разрушения силовых конструкций наземного оборудования и покрытий стартового сооружения. Установлено, что при периодичности газодинамического нагружения от пуска к пуску ракеты космического назначения наличие дефектов в материале деталей приводит к потере работоспособности наземного оборудования, возвратным течениям горячего газа к соплам двигателя и необходимости внепланового ремонта стартовой площадки. Установлено, что наибольшим потенциалом

применения в проектах наземной инфраструктуры для многоразовых ракет-носителей обладают стальные конструкции и облицовки.

Проведен обзор современных исследований малоцикловой усталости при периодическом действии термомеханических нагрузок. В большинстве работ рассмотрены частные вопросы деформирования простейших образцов и не освещены вопросы обоснования закладываемой сопротивляемости габаритных силовых конструкций стартового оборудования, работающих под газодинамическим воздействием, что приводит к ошибкам проектирования при реализации программ с большим числом запусков космических аппаратов на орбиту.

Для быстрого и точного определения ресурса проектируемой конструкции обоснована необходимость разработки методики анализа усталостной прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры при многократных механических и газодинамических воздействиях. В рамках разрабатываемой методики предложено измерять срок службы теплозащитной облицовки газоотражателей в количестве допустимых пусков ракеты-носителя (РН), так как наиболее существенное влияние на срок службы газоотражателей оказывает газодинамическое воздействие.

Вторая глава диссертации посвящена разработке методики оценки прочности конструкций, подверженных циклическому газодинамическому воздействию.

Рассмотрена постановка задачи анализа циклической прочности агрегатов стартового оборудования при действии газодинамического нагружения. Определены основные требования, накладываемые ограничения к модели и основной набор исходных данных для оценки ресурса работы конструкций.

Разработанная методика основана на анализе истории циклического деформирования и амплитуды деформаций для последующего определения числа циклов до наступления предельного состояния материала. В методику анализа усталостной прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры интегрирован метод конечных элементов с программной реализацией.

Для оценки прогнозируемого числа циклов нагружения до наступления предельного состояния проектируемой конструкции использованы температурный цикл и цикл давления. Форма диаграмм изменения параметров по времени тепловой и механической нагрузки, а также длительность циклов совпадает.

Рассмотрен цикл нагружения на примере изменения температурной нагрузки (Рисунок 1). Упрощенный цикл нагружения представлен в виде кусочно-заданной функции (1)

$$T(t) = \begin{cases} f_1(t) = k_1 t - T_{\min}, & \text{если } (t_p - 5) \leq t < t_p \\ f_2(t) = r(t - t_c) + T(t_c) & \text{если } t_p \leq t < t_c \end{cases} \quad (1)$$

где k_1, r – коэффициенты характеризующие функции;

t_p – время достижения пиковой температуры T_{\max} ;

t_c – время (около 40 с), время окончания основной фазы газодинамического нагрева;

T_{\min} – минимальная температура за цикл.

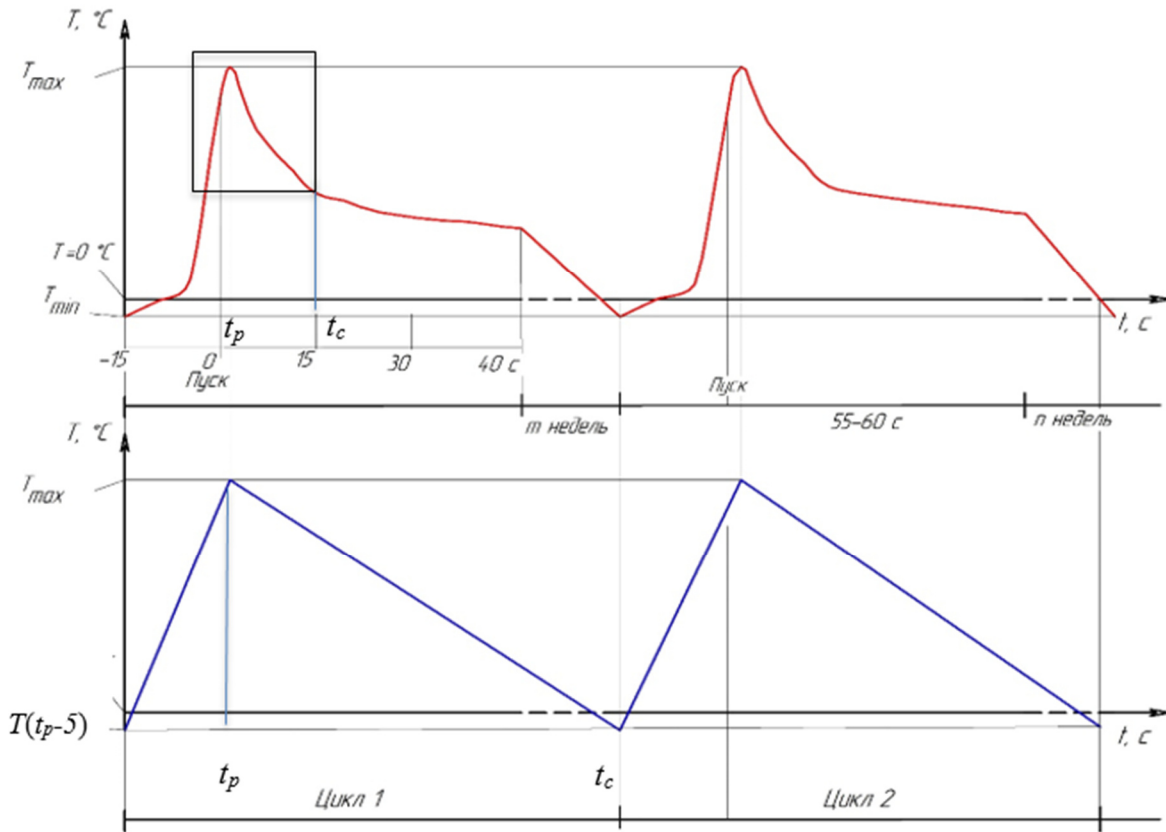


Рисунок 1 – Приведение истории температурного нагружения к серии импульсов для последующего расчета циклической прочности

Предложено формирование сеточной модели изделия на основе геометрических параметров с использованием твердотельных конечных элементов типа SOLID для последующего термомеханического анализа. Поля нагружений температурой и давлением предложено импортировать из газодинамической расчетной модели как табличные данные, а затем экстраполировать между узлами сетки для дальнейшего анализа

$$\tilde{P}(x_j, t) = \sum_{k=1}^K N_k(\xi_j, \eta_j) P_k(t) \quad (2)$$

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.

Термомеханический анализ включает два последовательных этапа: решение задачи нестационарной теплопроводности и задачи механики деформируемого твердого тела. Результаты прогрева конструкции за газодинамический цикл вводятся как исходные данные о тепловом нагружении в задачу механики деформируемого твердого тела.

Для изотропных материалов, используемых в силовых конструкциях, критерием прочности выбран критерий Мизеса:

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

В разработанной методике оценки циклической прочности предусмотрено выполнение анализа как для всех узлов в модели, так и для выбранного набора элементов вокруг критической точки конечно-элементной решетки. Выбор рассматриваемых узлов и элементов предложено производить по следующим критериям:

$$i = \begin{cases} \sigma_i = \sigma_{\max}(t_l) \\ \varepsilon_i = \varepsilon_{\max}(t_l) \end{cases}, t_l = t(T_{\max}, P_{\max}) \quad (4)$$

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;

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

Для экономии вычислительных ресурсов предложено считать анализ циклической прочности квазистатическим. Пренебрегая динамическими эффектами внутри одного цикла, полностью в методике учитываются экстремальные значения деформаций от цикла к циклу без роста вычислительных затрат. Переход к квазистатическому анализу определен выражением:

$$N_k = \frac{\tau_{\text{общ}}}{\Delta t_i} \quad (5)$$

где N_k – число циклов нагружения на исследуемом временном отрезке.

Основным результатом квазистатического анализа является распределение напряжений и деформаций в материале составной части агрегата и изменение напряжений и деформаций при цикле нагрузки и разгрузки, соответствующее циклограмме воздействия газовой струи на поверхность агрегата. Вычисленные параметры деформаций используются при последующем проектном обосновании закладываемой сопротивляемости усталостному разрушению при периодической газодинамической нагрузке.

В результате расчета циклической прочности методом конечных элементов получены циклы деформирования (Рисунок 2). В цикл деформирования включены по одному максимальному и минимальному значению деформаций, что упрощает определение амплитуды деформаций при моделировании (Рисунок 3).

В результате применения метода «дождевого потока» с выделением упрощенных циклов определены два значения величины деформаций, по которым производится оценка циклической прочности элемента: ε_{\max} – максимальная деформация цикла и ε_{\min} – минимальная деформация цикла.

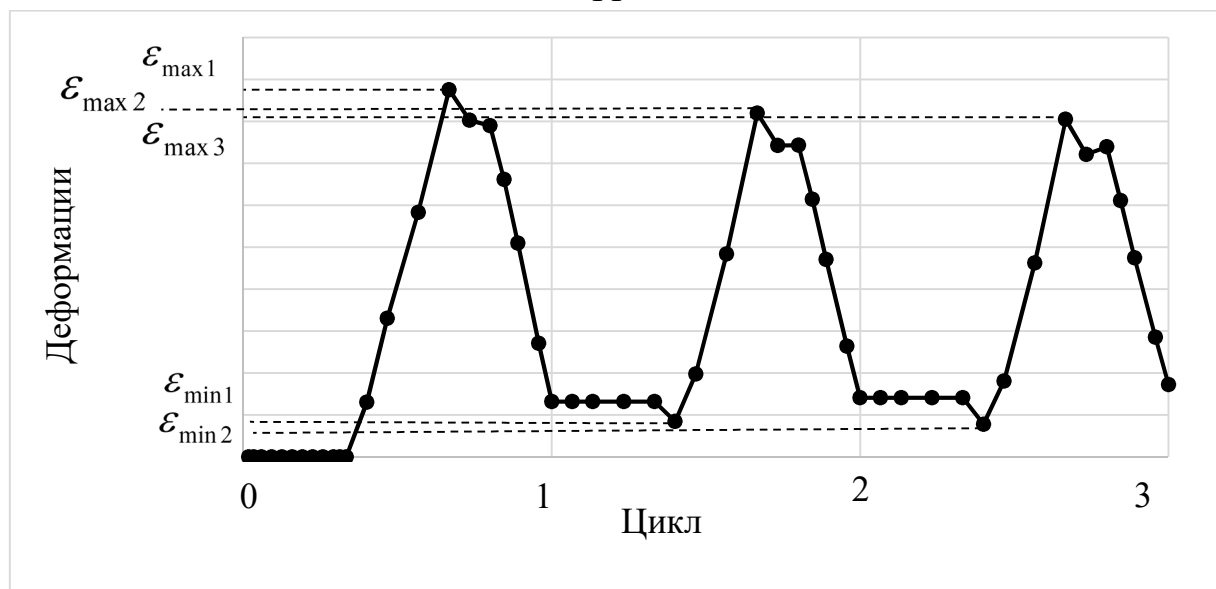


Рисунок 2 – Зависимость деформаций от циклов нагружения по результатам моделирования

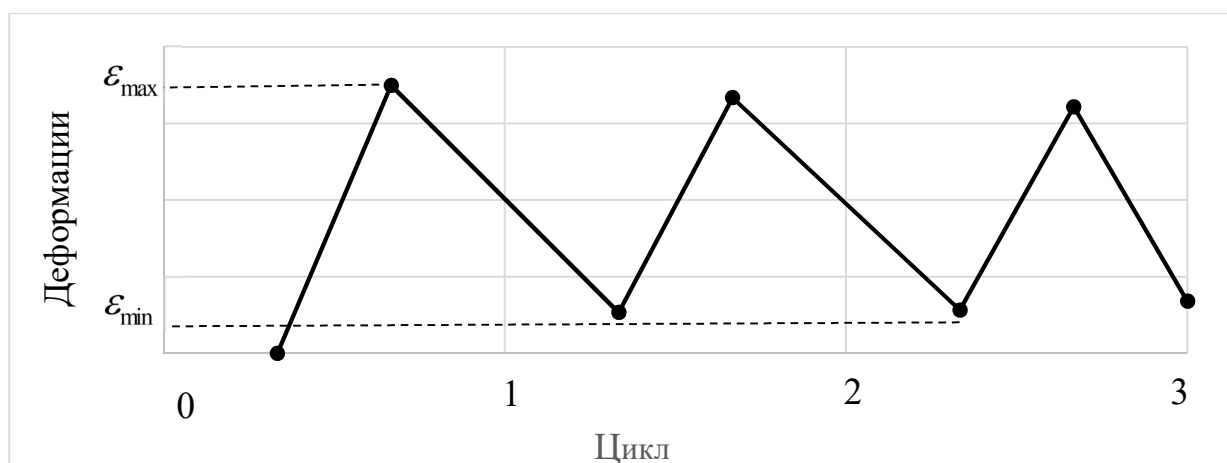


Рисунок 3 – Приведенная зависимость деформаций от циклов нагружения

Амплитуда деформации для выбранного узла i за один цикл нагружения

$$\varepsilon_{ai} = \frac{\varepsilon_{\max i} - \varepsilon_{\min i}}{2}, \quad (6)$$

где $\varepsilon_{\max i}$ и $\varepsilon_{\min i}$ – максимальная и минимальная деформации цикла в узле i .

Параметры $\varepsilon_{\max i}$ и $\varepsilon_{\min i}$ определены исходя из графиков изменения деформации по времени в контрольном узле.

По значению амплитуды и графику с кривыми усталости оопределено число циклов до разрушения N_{fi} по формуле Коффина-Мэнсона-Баскина

$$\varepsilon_a = \frac{\sigma_f'}{E} (2N_f)^b + \varepsilon_f' (2N_f)^c, \quad (7)$$

где E – модуль Юнга;

σ_f' – коэффициент усталостной прочности;

ε_f' – коэффициент усталостной пластичности;

b – показатель усталостной прочности;

c – показатель усталостной пластичности.

Критерий наступления предельного состояния, заключается в достижении критического значения накопленной пластической деформации в зависимости от свойств материала.

Уравнение для определения числа циклов до разрушения N_f , соответствующее выражению (7):

$$f(N) = C_1(2N)^b + C_2(2N)^c - A = 0, \quad (8)$$

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

Численное определение числа циклов до разрушения N выполнено с использованием метода Ньютона, который основан на итерационной формуле следующего вида:

$$N_{k+1} = N_k - \frac{C_1(2N_k)^b + C_2(2N_k)^c - A}{2bC_1(2N_k)^{b-1} + 2cC_2(2N_k)^{c-1}}, \quad (9)$$

где k – шаг приближения.

Определено выражение для расчета запаса ресурса работы конструкции по требуемому значению запусков $[N]$, указанному в техническом задании, путем сравнения значения наименьшего числа циклов из значений N_{fi} , полученных для всех выбранных i узлов:

$$n = \frac{N_{f \min}}{[N]}, \quad (10)$$

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

При значении параметра запаса ресурса $n < 1$ из (10) рекомендована доработка конструкции для обеспечения соответствия требованиям. В случае признания результата моделирования удовлетворительным твердотельная модель конструкции принимается для дальнейшего оформления конструкторской документации (КД) по модели.

Разработанный алгоритм методики оценки циклической прочности конструкций, подверженных газодинамическому воздействию, приведен на Рисунке 4.

Третья глава диссертационной работы посвящена проведению валидации методики оценки прочности конструкций, подверженных циклическому газодинамическому воздействию, и проведению численного моделирования различных проектируемых сборочных единиц стартового комплекса с использованием разработанной методики анализа усталостной прочности.

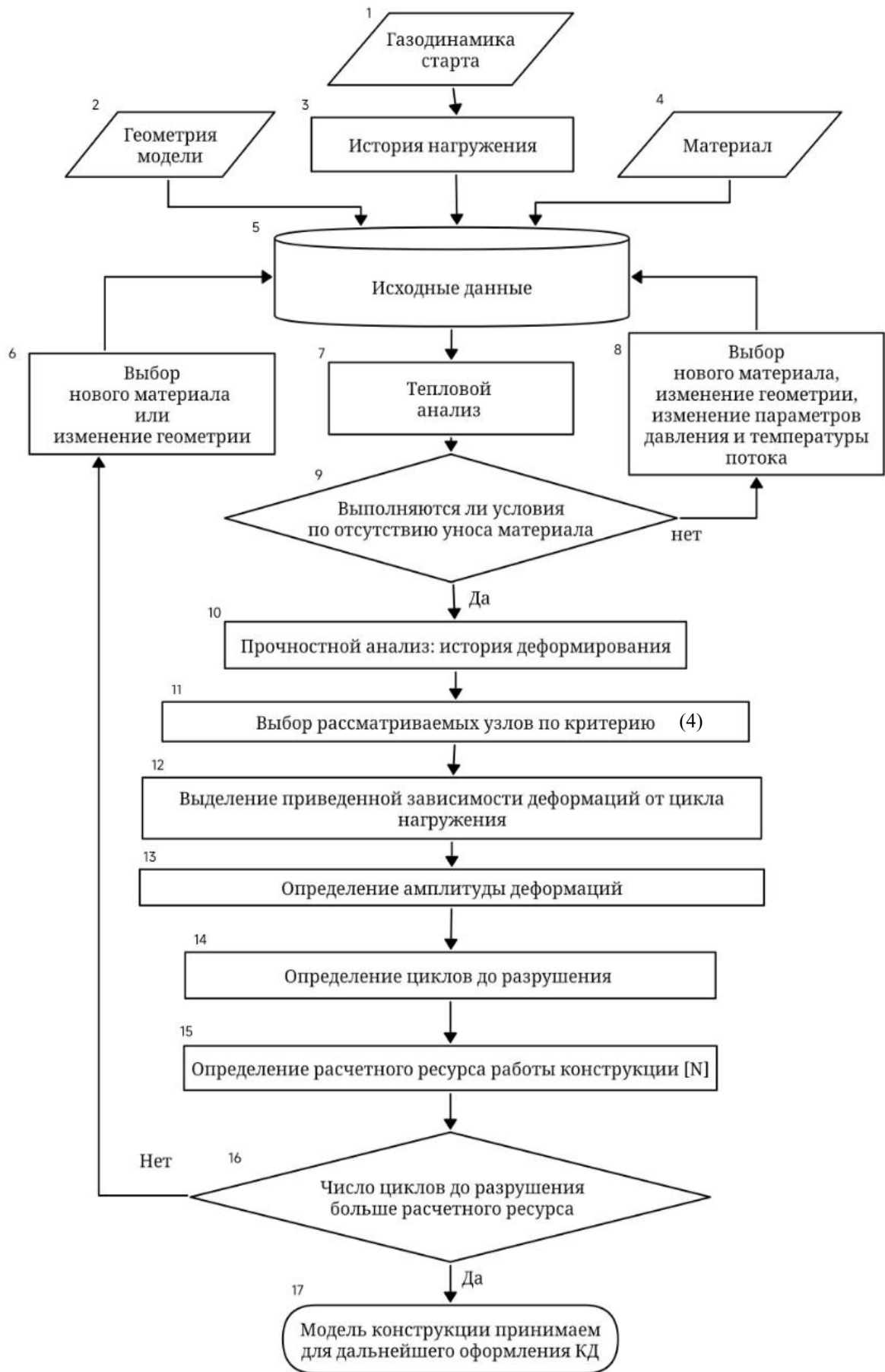


Рисунок 4 – Основные этапы численной оценки ресурса газоотражателей

Общее состояние металлооблицовки газоходов после многолетней эксплуатации охарактеризовано значительным количеством трещин и повреждений около концентраторов напряжений, выгибами и вспучиванием панелей. Повреждения носят критический характер.

Проведено моделирование малоциклового прочностного анализа группы боковых листов с использованием методики анализа усталостной прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры при многократных механических и газодинамических воздействиях. Диаграмма распределения допустимых расчетных циклов газодинамического нагружения для боковой модели газохода представлена на Рисунке 5.

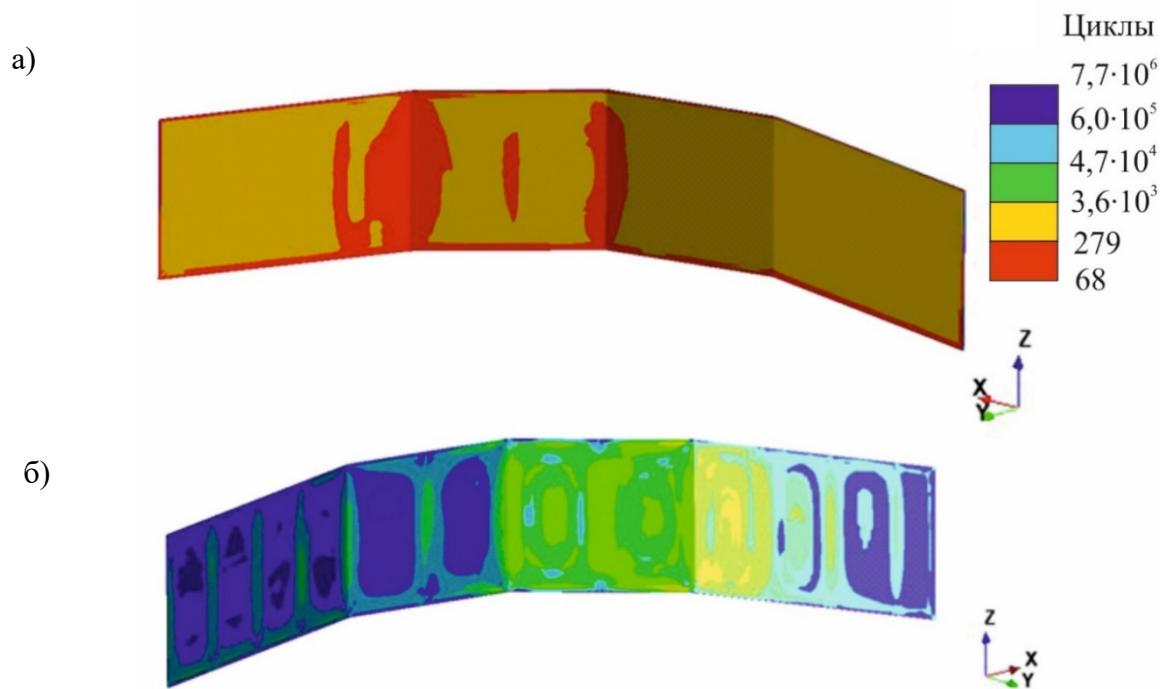


Рисунок 5 – Диаграмма распределения допустимых расчетных циклов газодинамического нагружения:

а) внутренняя сторона панели; б) внешняя сторона панели

Валидация модели проводилась по нескольким параметрам, определенным 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 1.

Полная сходимость результатов с экспериментальными данными достигнута при размере стороны элемента 30 мм. Для панели при размерах элемента меньше 20 мм значительно возрастает время расчета без существенного влияния на точность результатов. Данные о сходимости значений напряжений и амплитуд деформаций в зависимости от размера элемента также свидетельствуют о достижении сходимости результатов при размере ячейки 20-45 мм.

Таблица 1 – Оценка погрешности модели

Параметр	Модель газоотражателя	Газоотражатель 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

Модель, построенная с учетом методики оценки усталостной прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры, обладает допустимой сходимостью результатов моделирования со значениями, зафиксированными на эксплуатируемом изделии. Погрешность модели составляет не более 10%, что допустимо при проведении проектировочных расчетов.

Приведены результаты численного моделирования проектируемых сборочных единиц стартового комплекса с использованием разработанной методики анализа циклической прочности. Показаны примеры моделирования гребня двухскатного газоотражателя и защитной решетки.

Разработанная модель гребня двухскатного отражателя со средней толщиной листа 10 мм и углом сгиба 60° прогревается неравномерно от модельной форсированной двигательной установки. В наиболее нагруженной точке лист прогрелся до температур $367 - 734^\circ\text{C}$.

В ходе эксперимента получена картина изменения напряжений и деформаций в зависимости от цикла газодинамической нагрузки. При нагружении наблюдается рост напряжений, что свидетельствует об упрочнении материала при циклической газодинамической нагрузке.

Диаграмма распределения ресурса работы отражателя в циклах нагружения представлена на Рисунке 6. Число циклов до разрушения, определенное с использованием методики анализа циклической прочности, составляет $N_f = 443$ цикла.

Полученный результат признан удовлетворительным, так как соответствует предъявляемым требованиям к модельному газоотражателю. При сроке эксплуатации в 10 лет ($Y = 10$) и допустимом числе запусков в год ($N_{\text{год}}=10$) имеем следующее число допустимых циклов:

$$[N] = N_{\text{год}} \cdot Y = 10 \cdot 10 = 100 \text{ циклов.} \quad (11)$$

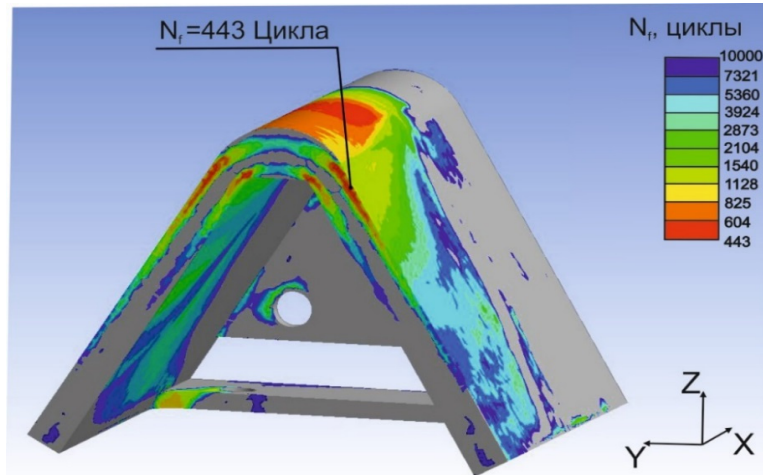


Рисунок 6 – Диаграмма распределения ресурса работы отражателя в циклах нагружения

Исследовано изменение напряженно-деформированного состояния защитной решетчатой конструкции за цикл нагрузки-разгрузки газодинамическим потоком. При проектировании конструкции подход позволил определить оптимальные размеры ячеек в зависимости от испытываемых нагрузок.

Для наиболее нагруженного узла в крестовине решетки получена кривая деформирования при трех циклах газодинамического нагружения на Рисунке 7. Как и в случае с двухскатным газоотражателем, за время циклического нагружения зафиксировано упрочнение материала детали при действии периодической газодинамической нагрузки.

Подобная решетка фиксируется на специальной раме, закрепленной на силовых элементах кабель-заправочной башни.

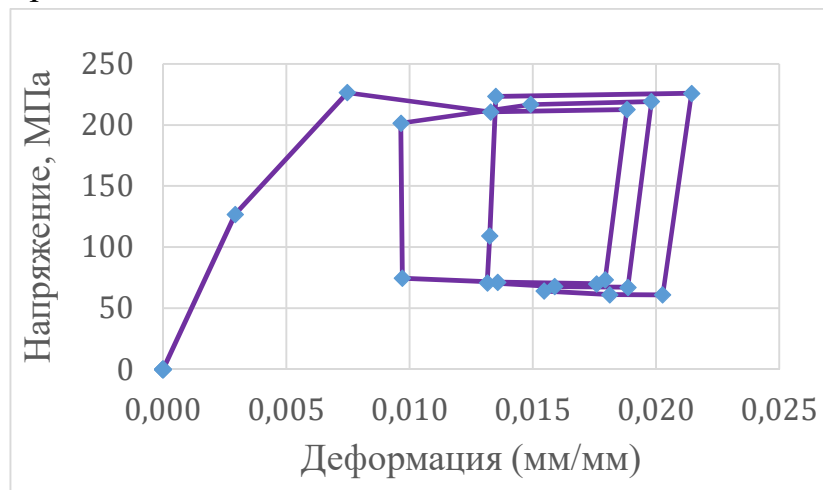


Рисунок 7 – Диаграмма циклического деформирования элемента конструкции

Четвертая глава диссертации посвящена разработке алгоритма обоснования циклической прочности малых конструктивных элементов для габаритных конструкций стартового оборудования. Работа алгоритма продемонстрирована на примере математических моделей элементов схем закрепления листов облицовки на силовой раме или закладных элементах газоотражателя при циклическом газодинамическом воздействии. Дополнительно приведен анализ малоциклового прочностных схем монтажа

листов металлооблицовки газоотражателей при действии газодинамической нагрузки. Работа алгоритма продемонстрирована на примере математических моделей элементов схем закрепления листов облицовки на силовой раме или закладных элементах газоотражателя при циклическом газодинамическом воздействии.

Для анализа усталостной прочности малых конструктивных элементов в составе габаритных конструкций предложен метод субмоделирования, который позволяет определять параметры напряженно-деформированного состояния в малых подобластях в зависимости от цикла нагружения с необходимой точностью с минимальными затратами вычислительных ресурсов. Субмоделирование применяется для оптимизации и анализа работы различных схем закрепления облицовочных листов. Связь субмоделирования и оптимизации конструкции наземного оборудования на этапе проектирования при анализе усталостной прочности с использованием МКЭ приведена в виде алгоритма поиска оптимизированного решения на Рисунке 8. Определена последовательность операций для создания субмодели малого элемента.

1. Генерация и редактирование сетки глобальной модели, содержащую элементы больших размеров и элементы с меньшим числом узлов.
2. Определение граничных условий и истории газодинамического нагружения для глобальной модели.
3. Проводят анализ квазистатической прочности глобальной модели.
4. Выбор области и малого конструктивного элемента для дальнейшего исследования из условия концентрации напряжений или по выбору специалиста.
5. Определение узловых нагрузок и перемещений вокруг интересующей области малого конструктивного элемента.
6. Генерация подробной сетки элементов для субмодели, содержащую элементы меньших размеров и элементы с большим числом узлов.
7. Задание граничных условий субмодели: переносом граничных нагрузок, или переносом граничных перемещений от глобальной модели на экспортируемые узлы глобальной сетки, которые связываются со субмоделью элементами связи.

Определены условия использования субмоделей для анализа части конструкций на предмет сопротивления циклическому газодинамическому воздействию, и для принятия решений о дальнейшей оптимизации малого конструктивного элемента:

1. Достигнута ли целевая функция в виде удовлетворительного числа нагружений до отказа для выбранного элемента.
2. Находится погрешность перемещений либо нагрузок узлах на границе субмодели в пределах допустимой погрешности.

В случае несоблюдения одного из условий нагрузки и перемещения в граничных узлах субмодели уточняются, либо проводится оптимизация конструкции анализируемого участка.

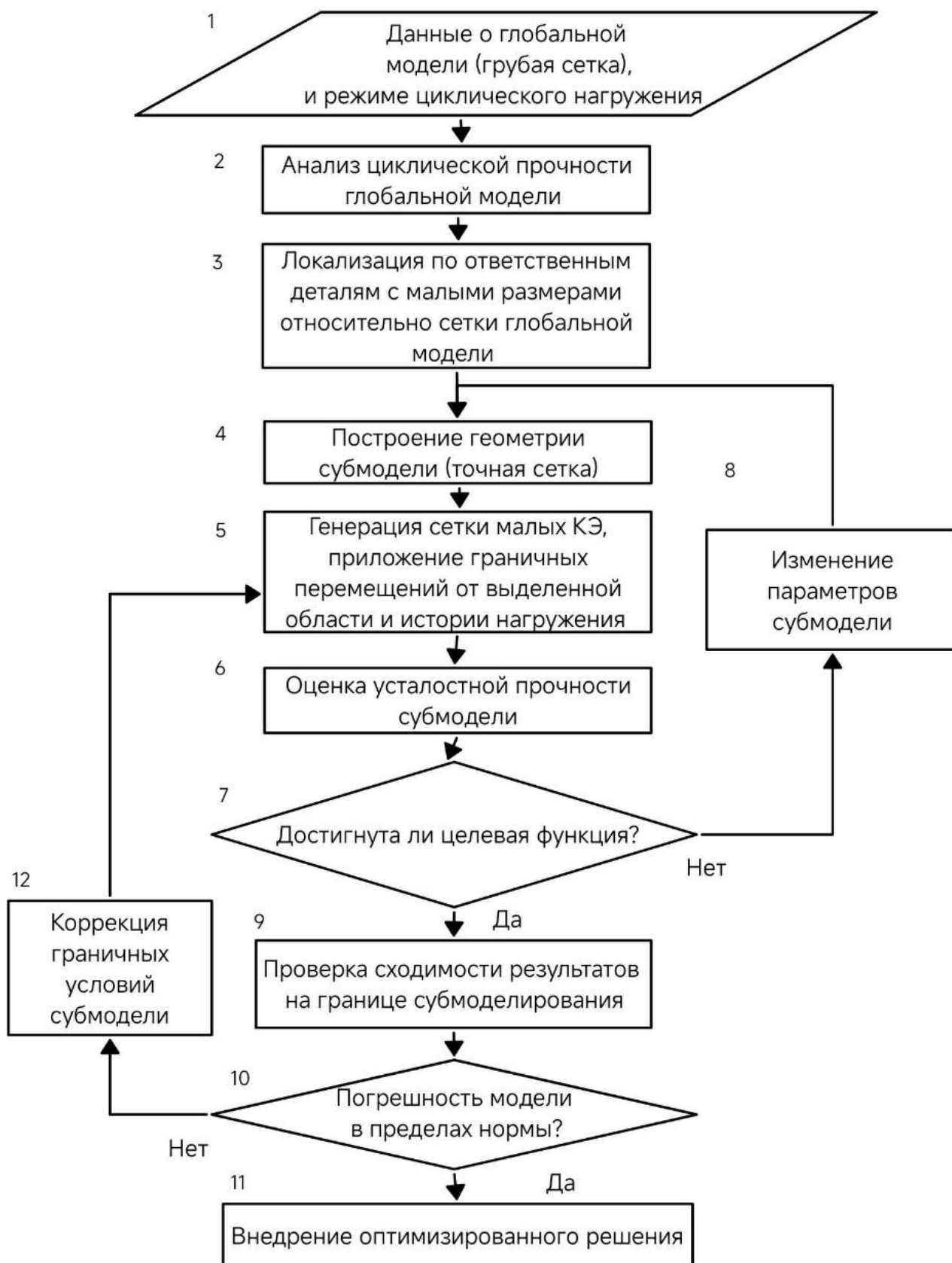


Рисунок 8 – Алгоритм поиска оптимизированного решения с использованием субмоделирования

Рассмотренные схемы монтажа листов анализируются в составе габаритной металлической конструкции. Анализ различных способов крепления защитных листов проведен с целью определения схемы, обеспечивающей длительную работу облицовки.

Толщина моделируемых листов составляет – $s = 2$ мм. Размер глобальной модели – 1500X1500 мм. Локальная модель на плоскости имеет размеры – 600X800 мм (Рисунок 9). Материал листов, закладных элементов и накладок – сталь 10ХСНД, $\sigma_T = 39$ кН/см².

Проанализированы два расчетных случая:

- давление на нижней части плит при затекании струи. $P = 0,3 \cdot 10^5$ Па;
- давление на верхний слой листов. $P = 2,5 \cdot 10^5$ Па.

Кромки глобальной модели закреплены по всем степеням свободы.

Закрепления закладного элемента и накладок произведены 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.

Рассмотрены болтовая, сварная (Рисунок 10) и шарнирные схемы (Рисунки 11-12) закрепления металлооблицовок.

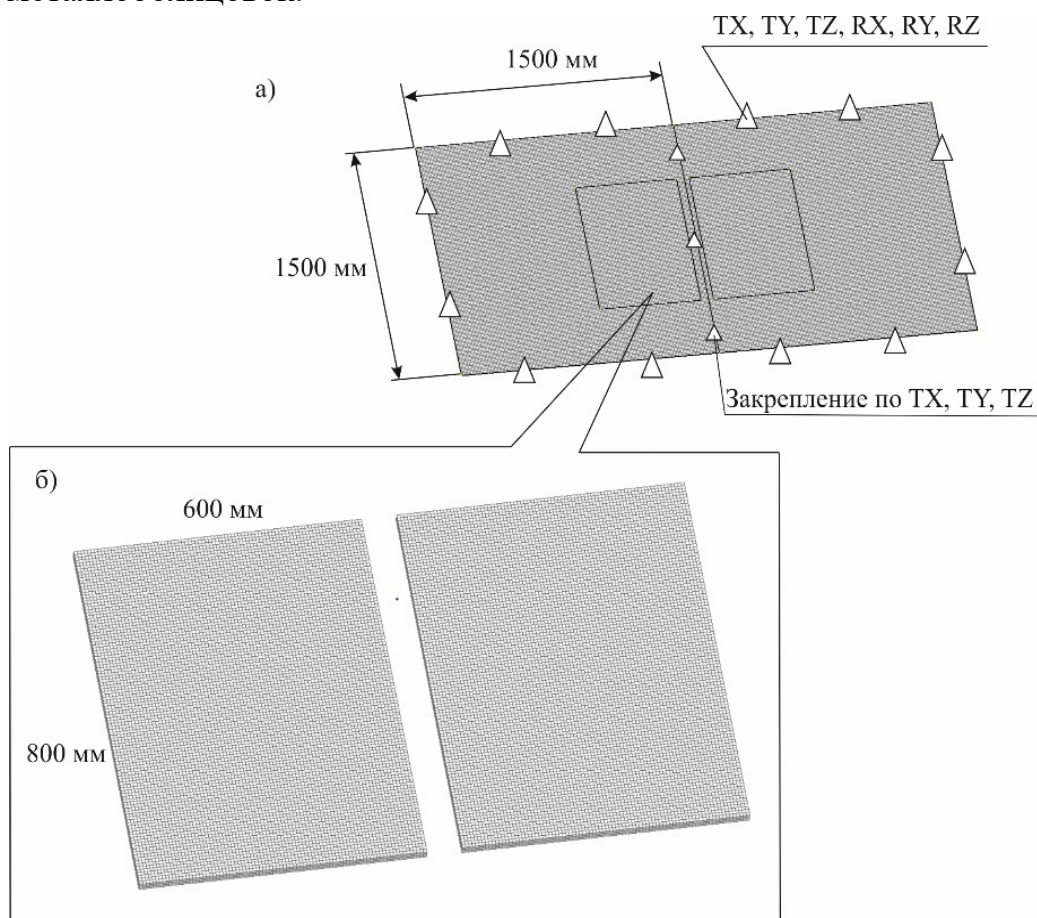


Рисунок 9 – Глобально-локальная модель листов отражателя:
а) глобальная модель; б) локальная модель

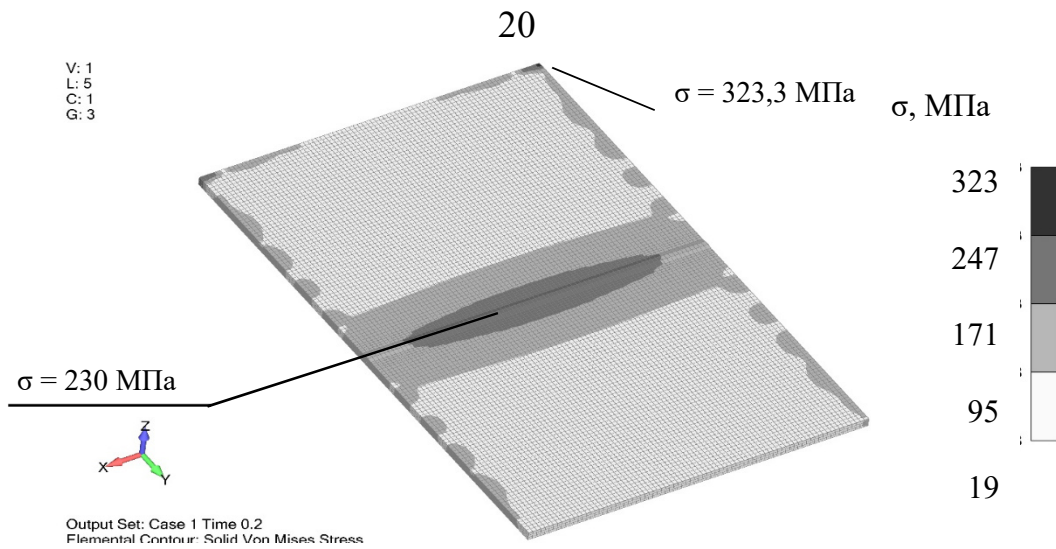


Рисунок 10 – Диаграмма эквивалентных напряжений для схемы со сварным креплением листов

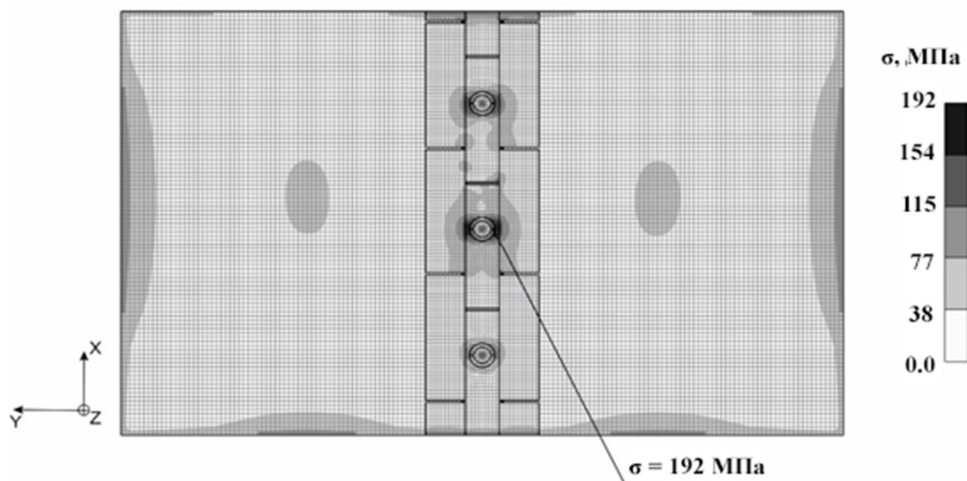


Рисунок 11 – Эквивалентные напряжения в элементах модели с шарнирной схемой закрепления листов (Вариант №1)

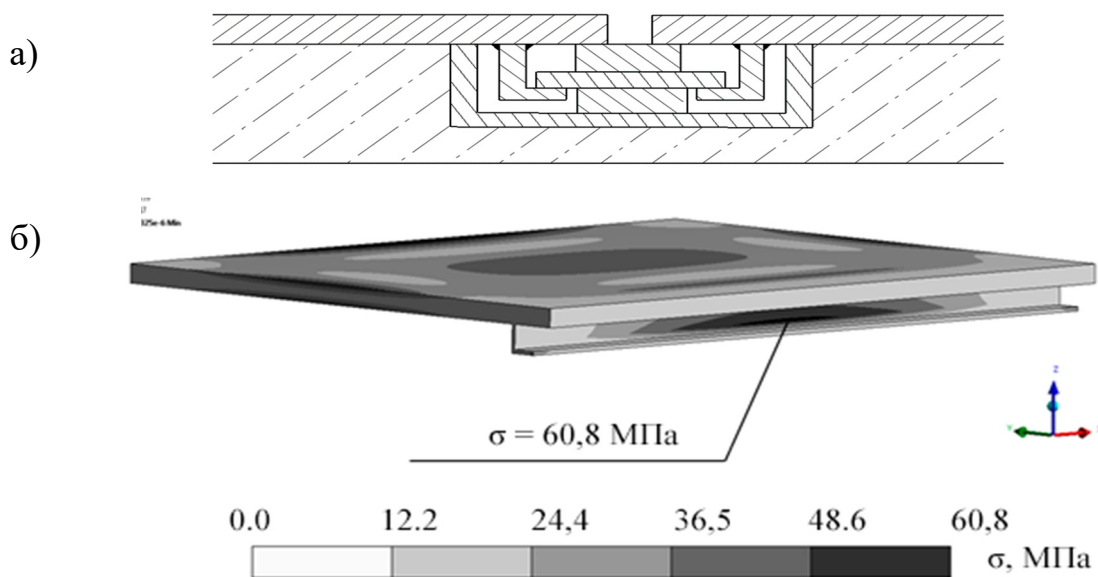


Рисунок 12 – Шарнирная схема закрепления листов (Вариант 2):
а) общий вид; б) диаграмма напряжений

В Таблице 2 представлены результаты анализа напряженно-деформированного состояния и сопротивления малоцикловому усталостному разрушению набора конструктивных схем монтажа листов металлооблицовки газоотражателя при квазистатическом газодинамическом нагружении.

По результатам моделирования сформулированы следующее заключение:

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

2. При работе схем со сварным креплением листов и с болтовым креплением наблюдаются наибольшие напряжения. Для болтовой схемы максимальные напряжения концентрируются в местах установки болтов. Для болтовой схемы минимизировать напряжения можно с помощью контролируемой затяжки болтов.

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

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

5. При использовании схемы с шарнирным креплением листов наибольшие напряжения наблюдаются на накладном элементе в районе отверстия под болт. Шарнирная схема закрепления листов наиболее предпочтительна при оптимальном подборе толщины накладного элемента и размера болта крепления.

Таблица 2 – 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

При реализации перспективных проектов по созданию агрегатов стартового комплекса целесообразно применение болтовой схемы закрепления листов и шарнирной схемы № 1 в зависимости от способа монтажа. Болтовая схема предпочтительна при креплении облицовки непосредственно к стартовому сооружению из железобетона, а шарнирная схема предпочтительна, если крепление производится к стальному каркасу отражателя или агрегата.

Используя методику анализа циклической прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры при многократных механических и газодинамических

воздействиях, представляется возможным определять наилучшее конструктивное исполнение схем монтажа металлооблицовки для газоотражателей ракет-носителей с интенсивной программой пусков.

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 теплозащитного покрытия, 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 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 уточненную 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 задача для аэрокосмической отрасли, заключающаяся в разработке методики оценки усталостной прочности конструкций, подверженных циклическому газодинамическому воздействию.

Перспективы дальнейшей разработки темы

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 натурных 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 перечисленных 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».

Основные научные результаты диссертации изложены в работах, опубликованных соискателем учёной степени:

Научные статьи в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, входящих в Перечень Высшей аттестационной комиссии Российской Федерации
Специальность 2.5.13.

1. Ярославцева М.М. Оценка срока службы газоотражателей в условиях циклического газодинамического нагружения // Космонавтика и ракетостроение. – 2023. – № 2 (131). – С. 140-149.
2. 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.

Научные статьи в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, входящих в Перечень Высшей аттестационной комиссии Российской Федерации
Смежные специальности

1. 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>

2. Ярославцева М.М., Торпачев А.В. Моделирование и модернизация устройства подвода коммуникаций к изделию аэрокосмической техники // Технология машиностроения. – 2020. – № 7. – С. 51-54.

Материалы международных и всероссийских научных конференций

1. 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.

2. Ярославцева М.М. Оценка ресурса работы схем монтажа металлооблицовки при циклическом газодинамическом воздействии // «Гагаринские чтения – 2023»: Сборник тезисов докладов. – М.: МАИ, 2023. – С. 736-737.

3. 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.

4. 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.

5. Ярославцева М.М. Сравнительный анализ теплозащитных покрытий и способов их монтажа // Молодежь. Техника. Космос: труды четырнадцатой общероссийской молодежной научно-технической конференции. – Т. 1. – СПб.: Балтийский государственный технический университет "Военмех", 2022. – С. 199-200.

6. 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 «Королевские чтения». Сборник тезисов. – Т. 2. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. – С. 436-438.

7. 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.

8. 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.