



Госкорпорация «Роскосмос»
Акционерное общество
**«ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ
НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ ЦЕНТР имени М.В. ХРУНИЧЕВА»**
(АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»)

Новозаводская ул., д. 18, г. Москва, 121309, тел.: 8 (495) 797-33-33,
Тел.: 8 (495) 797 33 33 доб. 599-34, Тел/факс: +7 (499) 749 92 31, факс: 8 (495) 797-33-33 доб. 506-91,
e-mail: agd@khrunichev.ru, <http://www.khrunichev.ru>, salut@khrunichev.ru
ОГРН 5177746220361, ИНН/КПП 7730239877/773001001

*№ КБС - К600 - 000923 - ИСХ
от 23.06.2026*

Ученому секретарю
диссертационного совета
24.2.327.09 МАИ, к.т.н.,
доценту
Стрельцу Д.Ю.

Уважаемый Дмитрий Юрьевич !

Направляю Вам отзыв на автореферат диссертационной работы Ярославцевой Марии Михайловны «Разработка методики анализа усталостной прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры при многократных механических и газодинамических воздействиях», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.13 – «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов».

Приложение: Отзыв на автореферат на 6 листах, в 2-х экз.

Ученый секретарь
АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»,
к.т.н.

А.А. Белкин

Исп: Пузикова В.А.
тел: +7 (495) 797-33-33 доб. 5-44-34

Вх.№	МАИ
« 24 » 06 2026 г.	01-5773
Кол-во листов док-та	
Приложения	

0000009332805



Госкорпорация «Роскосмос»
Акционерное общество
**«ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ
НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ ЦЕНТР имени М.В. ХРУНИЧЕВА»**
(АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»)

Новозаводская ул., д. 18, г. Москва, 121309, тел.: 8 (499) 749 99 34, факс: 8 (499) 749 51 24

Тел.: 8 (499) 749 83 43, факс: 8 (499) 142 59 00, e-mail: agd@khrunichev.ru,
<http://www.khrunichev.ru>

ОГРН 5177746220361, ИНН/КПП 7730239877/773001001

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный директор
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, к.т.н.

Д.Г. Денискин

«22» 06 2026 г.



**ОТЗЫВ
на автореферат**

диссертационной работы Ярославцевой Марии Михайловны

**«Разработка методики анализа усталостной прочности
агрегатов наземной космической инфраструктуры при
многократных механических и газодинамических
воздействиях»,**

представленную на соискание ученой степени кандидата
технических наук по специальности 2.5.13 - «Проектирование,
конструкция, производство, испытания и эксплуатация
летательных аппаратов»

Диссертация М.М. Ярославцевой посвящена разработке методики анализа усталостной прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры. Силовые конструкции стартовых комплексов, такие как газотражатели, пусковые столы и башни обслуживания подвергаются при старте ракеты-носителя газодинамическому термосиловому воздействию продуктов сгорания ракетного топлива. Такое нагружение приводит к деформированию конструкций и даже их повреждению. В результате необходимо проводить ремонт для восстановления целостности защитного покрытия и деформированных или разрушенных конструкций. В современных условиях при увеличении темпов пусков ракет-носителей это может привести к срыву программ пусков. Следовательно разработка методики анализа усталостной прочности агрегатов наземной космической инфраструктуры является актуальной задачей.

Ранее разработанные методики охватывают частные дисциплинарные вопросы деформирования простейших образцов и не рассматривают в целом работу габаритных силовых конструкций стартового оборудования при циклическом высокотемпературном газодинамическом воздействии. В существующих отечественных методиках циклический характер нагружения не учитывается.

В результате представленного обзора опыта проектирования и эксплуатации различных теплозащищённых покрытий и силовых деталей определены основные причины их разрушения. 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.

В рамках разрабатываемой методики предложено измерять срок службы теплозащитной облицовки газоотражателей в количестве допустимых пусков ракеты-носителя, так как наиболее существенное влияние на срок службы газоотражателей оказывает газодинамическое воздействие.

Разработанная методика основана на анализе истории циклического деформирования и амплитуды деформаций для последующего определения числа циклов до наступления предельного состояния материала. Для определения напряженно-деформированного состояния габаритных силовых конструкций стартового оборудования, работающих под газодинамическим воздействием используется метод конечных элементов с программной реализацией.

В результате расчёта циклической прочности методом конечного элемента получены циклы деформирования (рис. 2). В цикл деформирования включены по одному максимальному и минимальному значению деформаций, что упрощает определение амплитуды деформаций при моделировании (рис. 3). Максимальная и минимальная деформации определены исходя из графиков изменения деформации по времени в контрольном узле.

По значению амплитуды и графику с кривыми усталости определено число циклов до разрушения по формуле Коффина-Мэнсона-Баскина.

Численное определение числа циклов до разрушения выполнено с использованием метода Ньютона.

Выражение для расчёта запаса ресурса работы конструкции по требуемому значению запусков, указанному в техническом задании, определяется путём сравнения значения наименьшего числа циклов, полученных для всех выбранных узлов.

При значении параметра запаса ресурса меньше единицы ($n < 1$) рекомендована доработка конструкции. В случае признания результата моделирования удовлетворительным твердотельная модель конструкции принимается для дальнейшего оформления конструкторской документации по модели.

Проведена валидация методики оценки прочности конструкций, подверженных циклическому газодинамическому воздействию. Проведено численное моделирование различных проектируемых сборочных единиц стартового комплекса с использованием разработанной методики анализа усталостной прочности.

При моделировании малоцикловой прочности группы боковых листов валидация оценивалась по погрешности полученных результатов в сравнении с параметрами эксплуатируемого изделия. Показано, что погрешность модели составляет не более 10%.

На основании анализа сходимости значений напряжений и амплитуд деформаций дана рекомендация задания размеров ячейки конечных элементов.

Также проведено моделирование гребня двухскатного газоотражателя и защитной решётки.

Для анализа усталостной прочности малых конструктивных элементов в составе габаритных конструкций предложен метод субмоделирования, который позволяет определять параметры напряжённо-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.

По результатам моделирования сделан следующий вывод. При реализации перспективных проектов по созданию агрегатов стартового комплекса целесообразно применение болтовой схемы закрепления листов и шарнирной схемы в зависимости от способа монтажа. Болтовая схема предпочтительна при закреплении облицовки непосредственно к стартовому сооружению из железобетона, а шарнирная схема предпочтительна, если закрепление производится к стальному каркасу отражателя или агрегата.

Замечания по автореферату диссертации:

1. Отсутствует информация по первоисточникам для теплового анализа.
2. Не объяснено, как проводится проверка условий по отсутствию уноса материала (рис. 4).
3. При описании модели защитной решётки не указан тип конечного элемента аналогично модели газоотражателя.

Диссертация М.М. Ярославцевой является научно-квалификационной работой, в которой содержится решение научной задачи, имеющей прикладное значение для развития ракетно-космической техники. Диссертация обладает внутренним единством, содержит новые научные результаты и положения, выдвигаемые для публичной защиты, и свидетельствует о личном вкладе автора диссертации в науку.

В автореферате излагаются основные идеи и выводы диссертации, показан вклад автора в проведённое исследование, степень новизны и практическая значимость приведённых результатов исследований.

Диссертация соответствует требованиям «Положения о присуждении учёных степеней», утверждённого Постановлением Правительства РФ № 842 от 24.09.2013 г. (редакция 01.10.2018 г.), а её автор Ярославцева

Мария Михайловна заслуживает присуждения учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.13 – проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов.

Отзыв на автореферат одобрен и утверждён на Научно-техническом совете АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева» (протокол № 2625 от 19.06.2026).

Ведущий конструктор, к.т.н.


«15» июня

Сергей
Владимирович
Кудинов
2026 г.

Кандидатская диссертация по специальности
05.07.03 – прочность и тепловые режимы
летательных аппаратов

Ведущий инженер, к.т.н.



Александр
Георгиевич
Бахтин

«15» июня 2026 г.

Кандидатская диссертация по специальности
05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство
летательных аппаратов