

На правах рукописи



**Катаев Андрей Владимирович**

**ДИНАМИКА ТОРМОЖЕНИЯ РАКЕТНЫХ КАРЕТОК  
ПРИ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ТРЕКОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ  
ОПЫТНЫХ ИЗДЕЛИЙ АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ**

Специальность

1.1.7. Теоретическая механика, динамика машин

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Москва – 2025

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», в федеральном казенном предприятии «Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем имени Л.К.Сафронова» (ФКП «ГкНИПАС имени Л.К.Сафронова»).

<b>Научный руководитель:</b>	<b>Бирюков Василий Иванович</b> , доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Инженерная графика», профессор кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института
<b>Научный консультант:</b>	<b>Астахов Сергей Анатольевич</b> , кандидат технических наук, директор ФКП «ГкНИПАС имени Л.К.Сафронова»
<b>Официальные оппоненты:</b>	<b>Попов Виктор Сергеевич</b> , доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Прикладная математика и системный анализ» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Саратовский государственный технический университет имени Гагарина Ю.А.», г. Саратов  <b>Ватутин Николай Михайлович</b> , кандидат технических наук, учёный секретарь – начальник научно-технического отдела федерального казённого предприятия «Национальное испытательное объединение «Государственные боеприпасные испытательные полигоны России», г. Красноармейск
<b>Ведущая организация:</b>	Федеральное государственное унитарное предприятие «Российский Федеральный Ядерный Центр – Всероссийский научно-исследовательский институт экспериментальной физики», г. Саров

Защита диссертации состоится 30 января 2026 года в 13 часов 00 минут на заседании диссертационного совета 24.2.327.13, созданного на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», по адресу: 125993 Москва, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4 и на сайте: [https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT\\_ID=186090](https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=186090)

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2025 г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета  
24.2.327.13, к.т.н.



Орехов Александр Александрович

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

### **Актуальность темы исследования и степень её разработанности**

В настоящее время перспективным направлением в развитии авиационной и ракетной техники является разработка и создание высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА). Влияние факторов полёта на образцы разрабатываемых изделий, их агрегаты и системы можно достоверно оценить только с помощью натурных испытаний, обеспечивающих комплексное моделирование воздействующих аэродинамических факторов. Наиболее эффективным видом испытаний, реализующим условия, максимально приближенные к реальным, являются наземные динамические испытания, проводимые на специальном оборудованном стенде – ракетном треке. Ракетный трек обеспечивает проведение испытаний натурных образцов ЛА, их фрагментов и крупномасштабных макетов на скоростях их применения.

С увеличением скоростных характеристик вновь разрабатываемых образцов ЛА ужесточаются требования к сохранению подвижного испытательного трекового оборудования – ракетных кареток (РК), на которых размещаются испытуемые изделия, комплекс средств бортовой автоматики и регистрации, прочее технологическое оборудование, включая средства торможения. Сохранение РК с приборной частью повышает эффективность и информативность испытаний, существенно снижает стоимость испытаний и время подготовки за счёт повторного использования сохранённой материальной части. Фотография составной монорельсовой трековой экспериментальной установки, состоящей из двух РК, приведена на рисунке 1.



Рисунок 1 – Монорельсовая экспериментальная установка

**Актуальность и новизна** настоящего исследования обусловлена проблемой сохранения подвижного трекового оборудования при проведении динамических испытаний объектов со скоростями от 2 М до 4 М в условиях ограниченной протяженности существующего ракетного трека ФКП «ГкНИПАС имени Л.К.Сафронова».

К основным методам торможения, применяемым на ракетном треке, относятся: гидродинамическое, аэродинамическое, фрикционное и реактивное, которые характеризуются своей эффективностью и безопасностью применения в зависимости от скорости и массы РК. Для каждого способа торможения необходимы методики расчёта, позволяющие спрогнозировать реализуемые режимы движения РК на ограниченном участке торможения и воздействующие на РК, объект испытания (ОИ), тормозное устройство и прочие элементы трекового снаряжения нагрузки.

Проблема сохранения РК, движущихся со скоростями более (2 – 3) М не может быть решена применением только одного метода торможения. Это связано с большим разнообразием условий торможения, таких как скорость, масса и конфигурация РК, динамические ограничения, предъявляемые к используемой конструкции РК или ОИ, особенности трекового пути. При проведенном исследовании было установлено, что для остановки высокоскоростных объектов, целесообразно применять совокупность разных методов торможения, обеспечивающих эффективное торможение во всем заданном скоростном диапазоне. В этом случае, задача по торможению РК делится на связанные части, в каждой из которых рассматривается вопрос об эффективности применения отдельного метода торможения в индивидуальном скоростном диапазоне.

**Актуальной и практически полезной** оказалась задача по повышению эффективности гидродинамического метода торможения за счёт использования новой формы профиля его рабочей части, обеспечивающего расчётные параметры реализуемого тормозного импульса при меньшей длине участка торможения.

Для обеспечения эффективного торможения РК до полной остановки оказалась новой задача моделирования фрикционного торможения в условиях ракетного трека с учётом сопровождающего его теплового износа фрикционных элементов (далее – ФЭ) тормозных устройств. При этом подлежали учёту переменные характеристики материалов ФЭ, зависящие от температуры, и динамические факторы, влияющие на изменение коэффициента трения в процессе торможения.

**Цели работы:** исследование методов и средств торможения ракетных кареток применительно к испытательному стенду «Ракетный трек ФКП «ГкНИПАС имени Л.К.Сафронова»; математическое моделирование рабочих процессов при гидродинамическом торможении ракетных кареток на высоких скоростях их применения с целью повышения эффективности тормозных устройств; математическое моделирование фрикционного торможения ракетных кареток в обеспечение предельных скоростей испытаний новых изделий авиационной и ракетной техники.

В ходе достижения целей решались следующие **задачи**:

- исследование средств торможения ракетных кареток с бортовым измерительным оборудованием при высокоскоростных более (2 – 3) М трековых испытаниях;
- разработка алгоритма эффективного и безопасного торможения ракетных кареток при высокоскоростных испытаниях новых изделий авиационной и ракетной техники в условиях существующего ракетного трека;
- экспериментальное исследование особенностей динамики неустойчивого движения ракетной каретки при гидродинамическом торможении;
- разработка методики расчёта гидродинамического торможения и исследование эффективности тормозных устройств с улучшенной формой профиля рабочей части, обеспечение надежности прогноза расчётных параметров реализуемого тормозного импульса;
- разработка методики расчёта фрикционного торможения при высокоскоростных трековых испытаниях в условиях нагрева и теплового износа фрикционных элементов тормозных устройств, исследование эффективности его применения.

**Объект исследования** – подвижные ракетные каретки и средства их торможения, используемые при высокоскоростных трековых испытаниях опытных образцов авиационной и ракетной техники.

**Предмет исследования** – методики по моделированию процесса торможения высокоскоростных средств испытаний в условиях ракетного трека.

**Научная новизна:**

- разработан критерий качества тормозных устройств, характеризующий их энергетические возможности в части эффективности и безопасности обеспечиваемых ими режимов торможения ракетных кареток;
- предложен новый вариативный алгоритм торможения, предусматривающий применение ряда тормозных устройств разных типов, обеспечивающих эффективное гашение скорости ракетной каретки на ограниченной длине ракетного трека;
- разработана методика расчёта новой формы профиля рабочей части гидродинамического тормозного устройства и реализуемого им тормозного импульса, близкого к заданному условиями испытаний, для уменьшения тормозного пути ракетных кареток в условиях ограниченной длины ракетного трека;
- разработана методика расчёта фрикционного торможения при высокоскоростных испытаниях на ограниченной длине ракетного трека и сопутствующего теплового износа фрикционных элементов тормозных устройств с учётом переменного коэффициента трения и свойств их материала, зависящих от температуры.

## **Теоретическая и практическая значимость работы**

Обобщены и систематизированы сведения об основных методах торможения, применяемых в условиях ракетного трека. Разработаны методики расчёта конструкционных параметров тормозных устройств для проектирования перспективных средств торможения, обеспечивающих сохранение движущихся по ракетному треку объектов при более высоких директивно установленных скоростях применения летательных аппаратов баллистического типа.

Результаты диссертационной работы используются при подготовке и проведении испытаний изделий авиационной и ракетной техники на ракетном треке ФКП «ГкНИПАС имени Л.К.Сафронова» (получен акт о внедрении).

## **Методология и методы исследования**

Выполнено математическое моделирование динамики торможения РК и получены численные решения с применением программно-вычислительных средств, при этом использовались:

- одношаговые явные методы Рунге-Кутты 4-го и 5-го порядков в модификации Дорманда и Принца (решатель *Matlab – ode45*) для расчёта режима движения объекта путём численного интегрирования;
- преобразование Фурье для обработки сигналов вибрационных ускорений;
- метод вычислительной гидродинамики – *CFD* (от англ. *computational fluid dynamics*) для расчёта обтекания трёхмерной модели гидродинамического тормозного устройства потоками воды и воздуха;
- метод второго порядка аппроксимации производных для расчёта формы профиля рабочей части гидродинамического тормозного устройства путём численного дифференцирования;
- метод конечных разностей на основе неявной четырехточечной схемы первого порядка аппроксимации по времени и второго порядка аппроксимации по пространству для расчёта температурного поля во ФЭ;
- метод простой итерации для решения нелинейной системы дифференциальных уравнений путём итерационного уточнения коэффициентов;
- метод ловли фронта в узел пространственной сетки для расчёта смещения границы ФЭ в процессе теплового износа.

## **Положения, выносимые на защиту:**

- методика расчёта новой формы профиля рабочей части гидродинамического тормозного устройства ракетной каретки для обеспечения тормозного импульса, близкого к заданному условиями испытаний;
- алгоритм применения ряда тормозных устройств разных типов, обеспечивающих эффективное торможение ракетной каретки на ограниченной длине ракетного трека;

- методика расчёта критерия качества тормозных устройств, характеризующего их энергетические возможности в части эффективности и безопасности обеспечиваемых ими режимов торможения ракетных кареток;
- методика расчёта фрикционного торможения в условиях ракетного трека и сопутствующего теплового износа фрикционных элементов тормозных устройств с учётом свойств их материала, зависящих от температуры, и коэффициента трения, зависящего от параметров контакта.

**Степень достоверности результатов**, представленных в диссертации, обеспечивается использованием известных методов построения моделей гидродинамики и механики деформируемого тела, известных методов решения краевых задач, корректностью формулирования математических моделей и строгостью их обоснования, сравнением расчётных значений, полученных на основе разработанных методик, с полученными из достоверных источников данными решения известных задач и экспериментальными данными испытаний, проводимых на ракетном треке ФКП «ГкНИПАС имени Л.К.Сафронова».

#### **Личный вклад автора**

Основные положения диссертации получены автором лично, либо при непосредственном его участии, что подтверждается публикациями. Автор принимал участие в постановке задач исследования, подготовке и проведении экспериментов. Автором проведено исследование различных методов торможения, используемых на ракетном треке, в результате которого были выявлены их возможности и особенности применения, а также определены направления дальнейших исследований. Проведено экспериментальное исследование вибрационного воздействия на РК при гидродинамическом торможении. Разработаны математические модели и реализованы в виде программ на языке программирования *Matlab*, методики и алгоритмы, позволяющие выполнять расчёты требуемых параметров гидродинамических и фрикционных тормозных устройств, в соответствии с заданными условиями.

#### **Апробация работы**

Основные результаты работы были представлены на международных конференциях, таких как 22-я и 23-я международная конференция по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2021) (г. Алушта, 2021 г. и г. Дивноморское, 2023 г. соответственно), 20-я, 21-я международная конференция «Авиация и космонавтика» (г. Москва, 2021 г., 2022 г. соответственно), 28-й, 29-й международный симпозиум «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова (г. Кременки, 2022 г., 2023 г. соответственно), 14-я международная конференция по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (АММАГ'2022), (г. Алушта 2022 г.),

2-я международная научно-техническая конференция «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения» (г. Алушта 2023 г.).

### **Публикации**

По теме диссертации опубликовано 20 научных работ, из них 5 статей [1-5] в журналах, входящих в перечень ВАК РФ, 1 статья [6] в журнале, входящая в систему цитирования - Scopus, 9 тезисов [7-15] международных конференций и симпозиумов, 5 патентов [16-20] на полезную модель.

### **Структура и объем диссертации**

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений, списка литературы и двух приложений. Общий объем составляет 184 страницы, включая 61 рисунок, 13 таблиц. Список литературы, включает 111 наименований.

## **ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** дано обоснование актуальности выбранного направления исследований, сформулированы цели и задачи работы, научная новизна, достоверность и обоснованность результатов, теоретическая и практическая значимость работы. Кратко охарактеризованы методы проводимых исследований, а также изложены основные результаты работы и положения, выносимые на защиту.

**В первой главе** диссертации представлен краткий аналитический обзор основных методов торможения, применяемых на ракетном треке, указаны их достоинства и недостатки, определены диапазоны скоростей их эффективного и безопасного применения [1]. Представлены функциональные возможности трековых испытаний. Определены задачи, решаемые средствами торможения.

К основным методам торможения, используемых при высокоскоростных трековых испытаниях, относятся: аэродинамическое, гидродинамическое, фрикционное и реверсивное. Каждый метод торможения характеризуется диапазоном скоростей применения, который устанавливается исходя из прочностных ограничений тормозных устройств и их способности поддерживать требуемую интенсивность торможения [8, 9].

Для объективной оценки тормозных устройств введены их условные характеристики в виде критериев качества, которые определяют их общее конструктивное качество и энергетические возможности.

Все известные методы торможения, за исключением аэродинамического, неограниченного верхним пределом скорости и неэффективного на низких скоростях, применяются в диапазоне скоростей до 700 м/с. Актуальность настоящего исследования обусловлена проблемой сохранения РК при проведении динамических трековых испытаний со скоростями от 2 М до 4 М [3].



Во **второй главе** диссертации описана математическая модель движения экспериментальной установки по ракетному треку, в том числе на участке торможения. Рассмотрены режимы торможения с основными вариантами ограничивающих условий: 1) по максимальной перегрузке РК, развиваемой при торможении; 2) по максимальной силе, развиваемой средствами торможения.

Обозначены критерии эффективного и безопасного режима торможения [7]:

– критерий эффективности: производимая тормозным устройством работа  $A_T$  на участке торможения  $L_T$  должна стремиться к максимуму, обеспечивая наибольший вклад в работу останавливающих РК сил:

$$A_T = \int_0^{L_T} F_T(x) dx \rightarrow \max; \quad (1)$$

– критерий безопасности: максимальное значение развиваемой тормозной силы должно стремиться к минимуму для предотвращения чрезмерного нагружения тормозного устройства и других силовых элементов РК:

$$F_{T \max} = \max F_T(x) \rightarrow \min, x \in [0; L_T]. \quad (2)$$

Исходя из приведённых критериев идеальному режиму торможения будет соответствовать постоянная тормозная сила, значение которой будет являться теоретическим минимумом, обеспечивающим торможение РК на ограниченном участке в заданных условиях. Для расчёта постоянной силы идеального режима торможения получено выражение [11]:

$$F_{T \text{ пост}} = \frac{\rho_a}{2} C_x S_m \left( \frac{v_0^2 - v_k^2}{e^{\frac{C_x S_m \rho_a L_T}{m}} - 1} - v_k^2 \right) - mgf_6, \quad (3)$$

где  $m$  – масса РК;  $C_x$  – коэффициент аэродинамического сопротивления РК;  $S_m$  – площадь миделя РК;  $v_0$  – начальная скорость РК;  $v_k$  – конечная скорость РК (при остановке  $v_k=0$  м/с);  $L_T$  – длина тормозного участка;  $\rho_a$  – плотность воздуха;  $f_6$  – коэффициент трения опорных башмаков о рельсовые направляющие.

Вновь введен критерий качества тормозных устройств – коэффициент неравномерности режима:

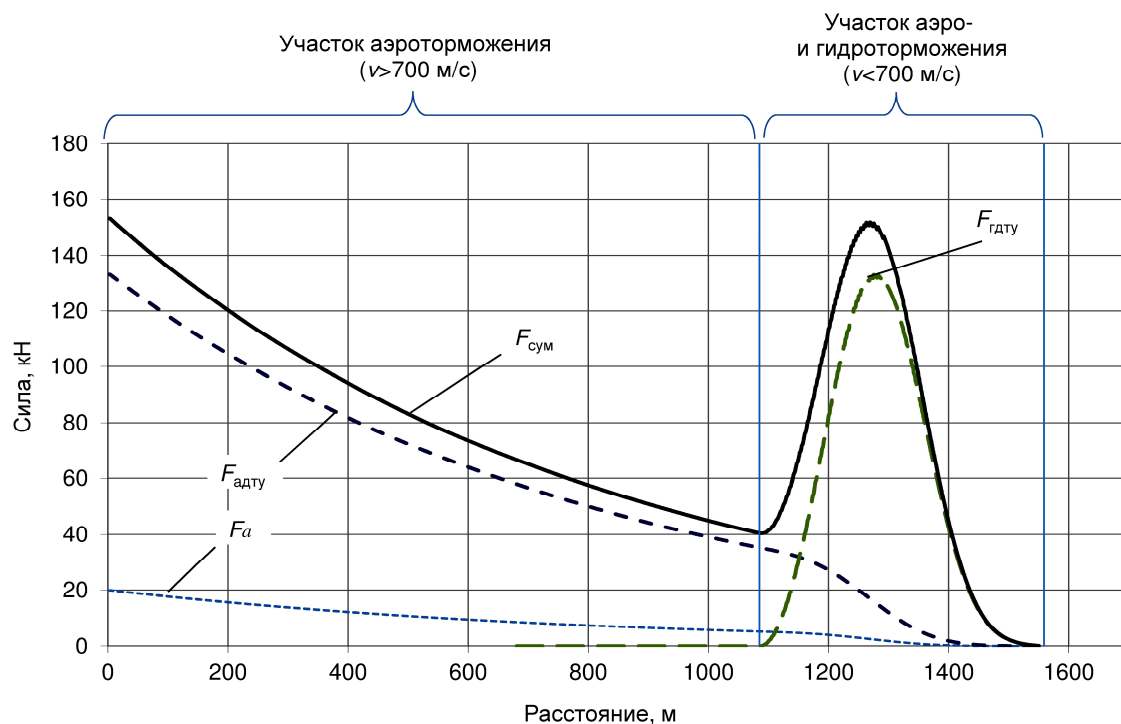
$$\zeta = \frac{F_{T \max}}{F_{T \text{ пост}}}, \quad (4)$$

который дает более точную оценку энергетической эффективности тормозных устройств по сравнению с коэффициентом неравномерности силы. Точность оценки достигается расчётом постоянной тормозной силы идеального режима  $F_{T \text{ пост}}$ , значение которой является принятым эталоном для режимов, реализуемых с помощью оцениваемых тормозных устройств.

Для торможения РК, движущихся со скоростью выше 2 М, предложена комбинированная схема торможения, предусматривающая применение ряда

тормозных устройств разных типов, задействованных в приемлемых для них скоростных диапазонах. Такой подход позволит сохранить требуемую интенсивность торможения в заданном диапазоне скоростей и избежать чрезмерного нагружения конструкции тормозного устройства, силовых элементов РК и ракетного трека [10].

В качестве примера применения комбинированной схемы рассматривается торможение РК ( $m=135$  кг,  $S_m=0,03$  м<sup>2</sup>,  $C_x=0,6$ ) движущейся со скоростью 1360 м/с (~4 М). В скоростном интервале от 1360 до 700 м/с применяется торможение с использованием аэродинамического тормозного устройства (АДТУ) с параметрами  $S_{mT}=0,12$  м<sup>2</sup>,  $C_{xT}=1$ , затем в скоростном интервале от 700 до 0 м/с совместно с АДТУ задействуется ГДТУ II типа с рабочей частью в виде равнобедренного треугольника с вершинным углом  $\beta=22,5^\circ$  и коэффициентом гидродинамического сопротивления  $C_w=2$ . Расчётный режим торможения заданной РК представлен в виде графика на рисунке 2.

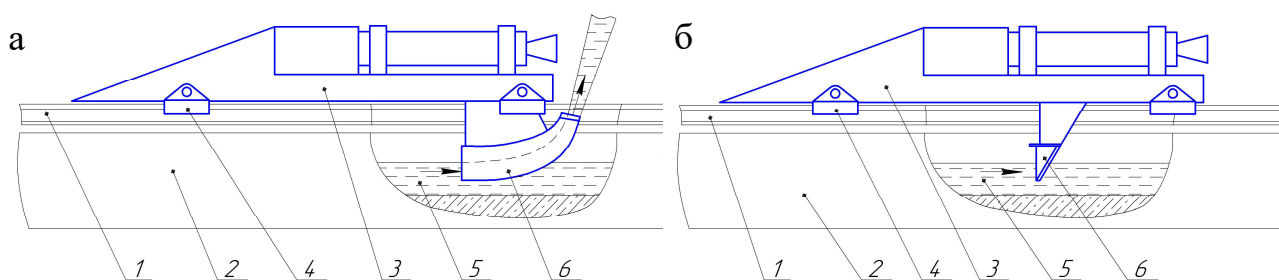


$F_a$  – сила аэродинамического сопротивления РК;  $F_{\text{адту}}$  – сила, развиваемая АДТУ;  
 $F_{\text{гдту}}$  – сила, развиваемая ГДТУ;  $F_{\text{сум}}$  – сила суммарного сопротивления движению РК.

Рисунок 2 – График изменения сил, действующих на РК, по длине пути

Эффективность применения комбинированной схемы зависит от технических характеристик каждого задействованного в ней тормозного устройства.

**Третья глава** диссертации посвящена исследованию гидродинамического метода торможения [12]. Приведено описание гидродинамических тормозных устройств (ГДТУ) двух типов, представленных на рисунке 3.



(а – ГДТУ I типа; б – ГДТУ II типа)

1 – рельсовая направляющая; 2 – ж/б основание; 3 – РК; 4 – багмак; 5 – вода; 6 – ГДТУ.

Рисунок 3 – Схема работы гидродинамических тормозных устройств

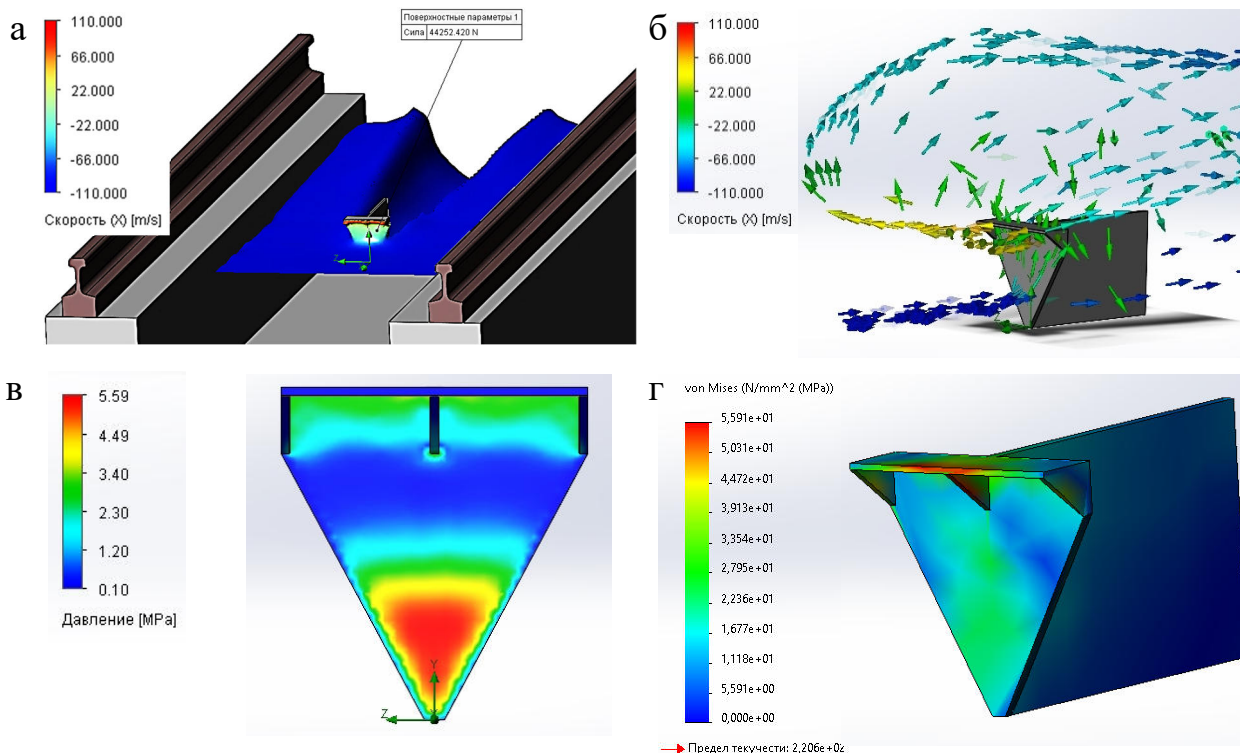
Выражения для расчёта развиваемой тормозной силы ГДТУ [2]:

– для I типа: 
$$F_T = C_w(v, h) \cdot S_w(h) \cdot \rho_w \cdot v^2 \cdot (1 - \cos \alpha); \quad (5)$$

– для II типа: 
$$F_T = C_w(v, h) \cdot S_w(h) \cdot \frac{\rho_w \cdot v^2}{2}, \quad (6)$$

где  $C_w(v, h)$  – зависимость коэффициента гидродинамического сопротивления от скорости РК  $v$  и уровня погружения ГДТУ в воду  $h$ ;  $S_w(h)$  – зависимость поперечной площади водозаборной части ГДТУ от уровня погружения в воду  $h$ ;  $\rho_w$  – плотность воды;  $v$  – скорость РК;  $\alpha$  – угол разворота струи воды.

С помощью средств вычислительной гидродинамики – CFD проведено математическое моделирование процесса функционирования ГДТУ (рисунок 4).



(а – граница раздела двух сред; б – траектории потока воды;

в – эпюра давления на передней поверхности ГДТУ; г – эпюра напряжений ГДТУ)

Рисунок 4 – Результаты моделирования работы ГДТУ

Моделирование проводилось с целью определения рабочих характеристик ГДТУ и возникающих в нем напряжений под воздействием набегающего потока. Поставленная задача относится к классу задач со свободной поверхностью в связи с тем, что ГДТУ находится в потоке двух сред – воды и воздуха: выше 70 мм над нижней точкой ГДТУ – воздух, ниже этой точки – вода.

В результате моделирования при скорости потока 100 м/с был рассчитан коэффициент сопротивления:  $C_w \approx 2,546$ , приемлемый для данной конфигурации ГДТУ II типа. Определено требование к прочности материала исследуемой конструкции ГДТУ: предел текучести  $\sigma_t \geq 335,4$  МПа.

Проведено экспериментальное исследование вибрационного воздействия на конструкцию РК в процессе гидродинамического торможения. В эксперименте применялась разработанная ФКП «ГкНИПАС имени Л.К.Сафронова» двухрельсовая РК с ГДТУ II типа [4, 5, 15]. Автономный регистратор с трехосевым акселерометром *DTS TSR PRO* был установлен на силовой балке РК, справа от задней опоры имитатора ОИ (рисунок 5). Графики виброускорений приведены на рисунке 6.



Рисунок 5 – Двухрельсовая ракетная каретка - 33АВ-НО505 № 2

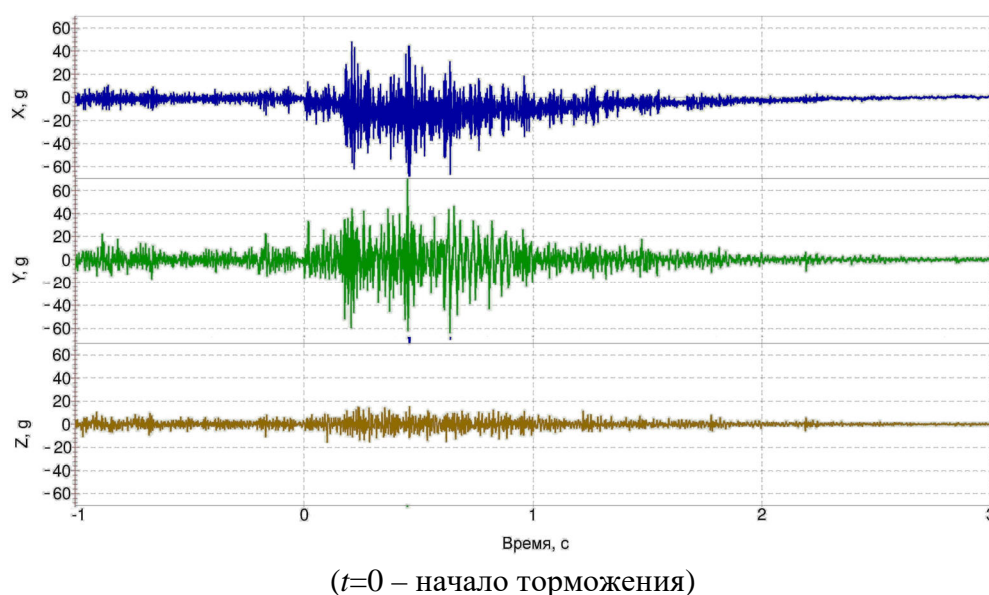


Рисунок 6 – Графики вибрационных ускорений по осям X, Y, Z

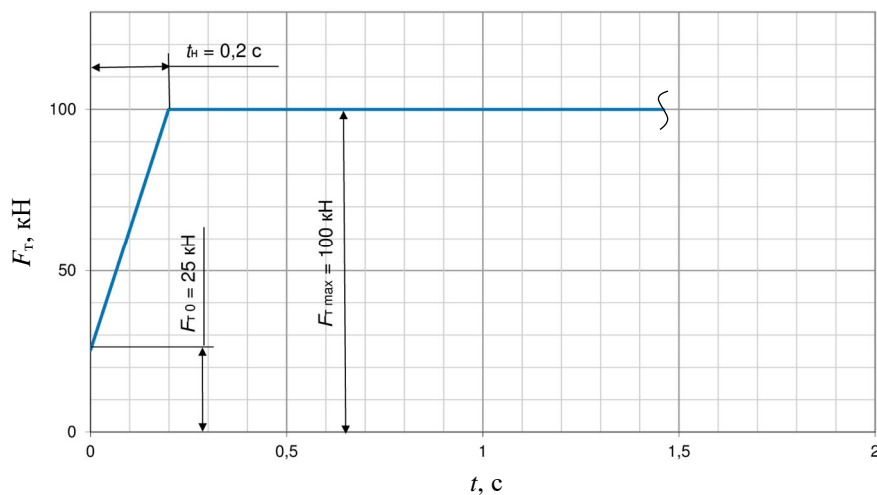
С применением дискретного преобразования Фурье выполнены оценки спектров амплитуды и мощности зарегистрированных сигналов вибрационных ускорений, среднеквадратические значения которых приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Данные среднеквадратических значений виброускорений

Временной интервал	Среднеквадратическое значение виброускорения, g		
	Ось X	Ось Y	Ось Z
[-1; 0]	2,49	3,88	2,55
[0; 1]	14,3	12,6	4,95
[1; 2]	4,08	4,62	2,10
[2; 3]	0,88	1,38	0,76

Эффективность работы тормозного устройства определяется его способностью обеспечивать заданный уровень останавливающей силы в процессе торможения. Регулировка уровня тормозной силы при использовании ГДТУ производится путем изменения поперечной площади взаимодействия его рабочей части с водой. Площадь взаимодействия ГДТУ с водой зависит от формы профиля его рабочей части и от уровня воды в лотке ракетного трека, изменяемого за счёт уклона рельсовых направляющих.

В данной работе представлена методика расчёта новой формы профиля рабочей части ГДТУ для обеспечения заданного тормозного импульса [12]. Пример тормозного импульса представлен в виде графика  $F_T(t)$  на рисунке 7.



$F_{T0}$  – сила торможения при  $t=0$ ;  $F_{Tmax}$  – максимальная развиваемая сила торможения;  
 $t_n$  – время нарастания силы торможения от  $F_{T0}$  до  $F_{Tmax}$ .

Рисунок 7 – Параметры тормозного импульса

Предварительный расчёт режима торможения РК в условиях заданного тормозного импульса производится путём численного интегрирования.

Начальные условия:  $t=0$ :  $v=v_0$ ;  $x=x_0$ .



$$\left. \begin{aligned} m \frac{dv}{dt} &= -F_T(t) - \frac{\rho_a v^2}{2} C_x(v) S_m - mgf_6(v); \\ \frac{dx}{dt} &= v(t), \end{aligned} \right\} \quad t > 0; \quad x, v \in R. \quad (7)$$

По рассчитанным параметрам режима торможения:  $x_i = x(t_i)$ ;  $v_i = v(t_i)$ ;  $F_{T(i)} = F_T(t_i)$ , где  $i=1, \dots, n$ , определяется зависимость площади рабочей части ГДТУ от обеспечиваемой ей тормозной силы  $S_{w(i)} = S_w(F_{T(i)})$ :

$$\begin{aligned} S_{w(i)} &= \frac{F_{T(i)}}{C_{w(i)} \cdot \rho_w \cdot v_i^2 \cdot (1 - \cos \alpha)} \quad \text{— для ГДТУ I типа;} \\ S_{w(i)} &= \frac{2 \cdot F_{T(i)}}{C_{w(i)} \cdot \rho_w \cdot v_i^2} \quad \text{— для ГДТУ II типа.} \end{aligned} \quad (8)$$

Форма профиля рассчитывается путём численного дифференцирования методом второго порядка аппроксимации производных, в результате чего определяется зависимость ширины профиля от высоты:  $w_i(h_i)$ , где  $w_i = w(t_i)$ ;  $h_i = h(t_i)$ .

Начальные  
условия:

$$w_0 = \frac{S_{w(1)} - S_{w(0)}}{(x_1 - x_0) \cdot \operatorname{tg} \gamma}; \quad h_0 = \frac{S_{w(0)}}{w_0}.$$

Уравнения  
для расчёта:

$$\left. \begin{aligned} h_{i+1} &= h_0 + (x_{i+1} - x_0) \cdot \operatorname{tg} \gamma; \\ w_{i+1} &= \begin{cases} 2 \cdot \frac{S_{w(i+1)} - S_{w(i)}}{h_{i+1} - h_i} - w_i & \text{при } t_i \notin \mathbf{T}_T; \\ \frac{S_{w(i+1)} - S_{w(i)}}{h_{i+1} - h_i} & \text{при } t_i \in \mathbf{T}_T, \end{cases} \end{aligned} \right\} i=0, \dots, N-1, \quad (9)$$

где  $S_w$  – площадь профиля;  $\mathbf{T}_T = [t_T(0), t_T(1), \dots, t_T(l)]$  – точки излома функции  $F_T(t)$ .

Коррекция ширины профиля с учетом ограничения  $w_i \leq w_{\max}$ :

$$w_i > w_{\max} \Rightarrow w_i = w_{\max} \quad \forall i \in [1; N].$$

Для оценки эффективности ГДТУ с новым расчётным профилем рабочей части дополнительно рассчитан вариант режима торможения, реализуемого ГДТУ с треугольным профилем. Контуры нового и треугольного профилей ГДТУ, обеспечивающих режим торможения с ограничением по максимальной развиваемой силе, представлены на рисунке 8.

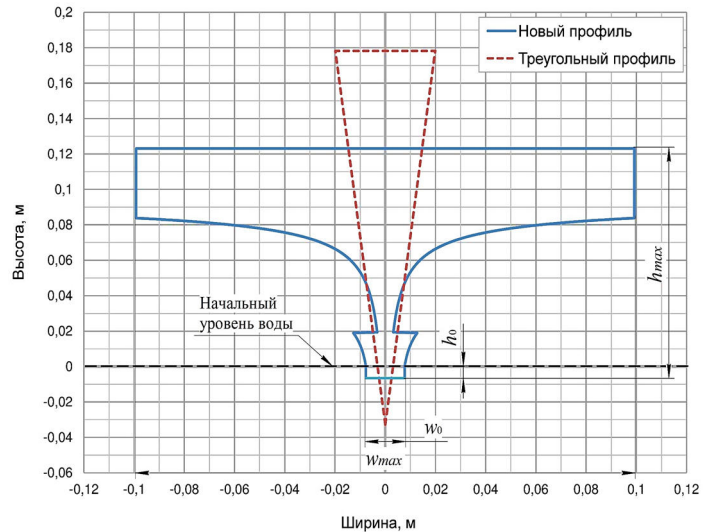


Рисунок 8 – Контуры профилей ГДТУ

Результаты расчета представлены в виде графиков развиваемой тормозной силы от перемещения РК на рисунке 9. Из данного графика видно, что применение ГДТУ с новым профилем позволило сократить тормозной путь РК на 31 %.

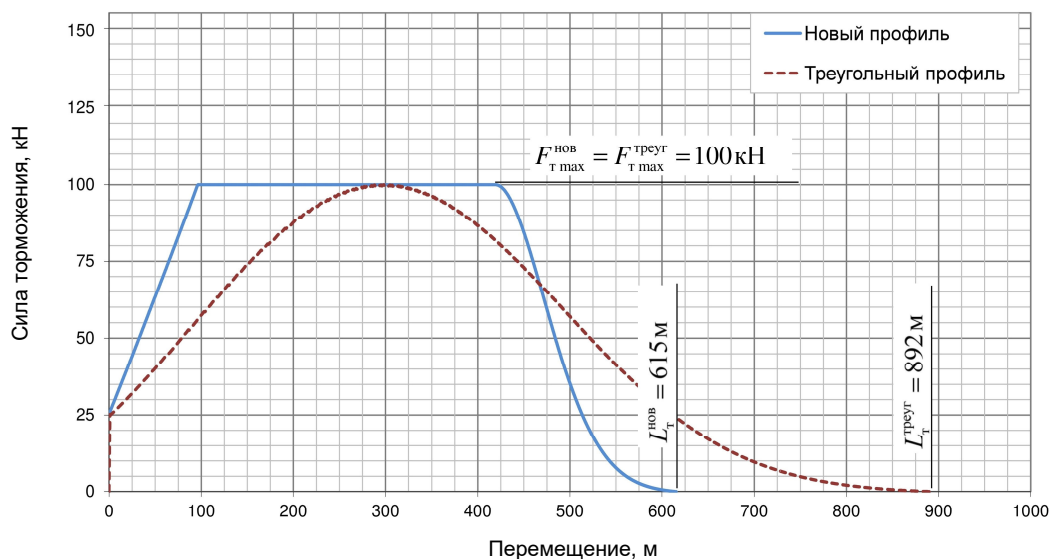
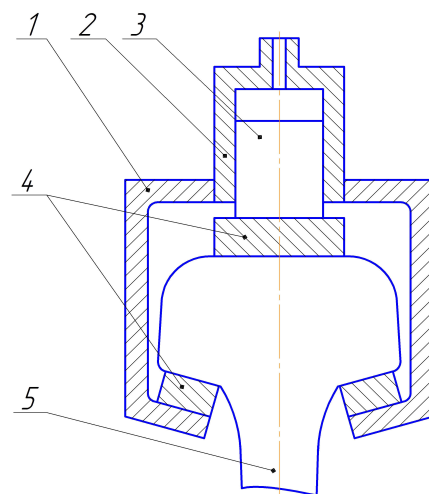


Рисунок 9 – Зависимость развиваемой тормозной силы от перемещения РК

**Четвертая глава** диссертации посвящена исследованию фрикционного метода торможения на ракетном треке. Проведено моделирование режима фрикционного торможения с учётом нагрева и износа фрикционных элементов (ФЭ), в условиях переменного значения коэффициента трения и зависящих от температуры свойств материала ФЭ. Схема фрикционного тормозного устройства (ФТУ) представлена на рисунке 10.

Равномерный износ ФЭ, входящих в состав ФТУ, обеспечивается одинаковым контактным давлением на их поверхностях трения, что обеспечивается соотношением их геометрических параметров.

Для учёта переменного значения коэффициента трения в контактной паре ФЭ – рельсовая направляющая методом аппроксимации экспериментальных данных получена его экспоненциальная зависимость от скорости трения  $v$  и контактного давления  $p$ :



1 – корпус; 2 – цилиндр; 3 – поршень;  
4 – ФЭ; 5 – рельсовая направляющая.

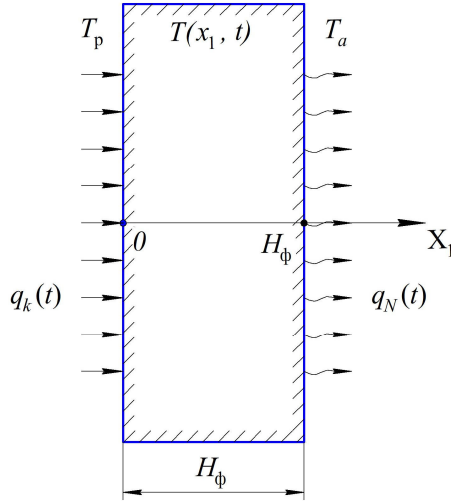
Рисунок 10 – Схема ФТУ

$$\tilde{f}(v, p) = (0,0002 p^2 - 0,0093 p + 0,1902) e^{(0,00002 p^2 - 0,0007 p - 0,0065) v}, \quad (10)$$

$$v \in [30; 140] \text{ м/с}; \quad p \in [2,9; 17,7] \text{ МПа}.$$

Работа ФТУ сопровождается воздействующими на ФЭ большими механическими и тепловыми нагрузками. Чрезмерный рост температуры в поверхностных слоях ФЭ приводит к их износу за счёт температурного разупрочнения, отслаивания и уноса прогретого слоя с поверхности трения. Расчёт режима фрикционного торможения РК в условиях нагрева и теплового износа ФЭ с учётом переменного коэффициента трения и свойств их материала, зависящих от температуры, производится по представленной в данной работе методике [6, 13, 14]. Схема теплофизической модели ФЭ приведена на рисунке 11.

а) при износе ФЭ  $\xi(t)=0$



б) при износе ФЭ  $\xi(t) > 0$

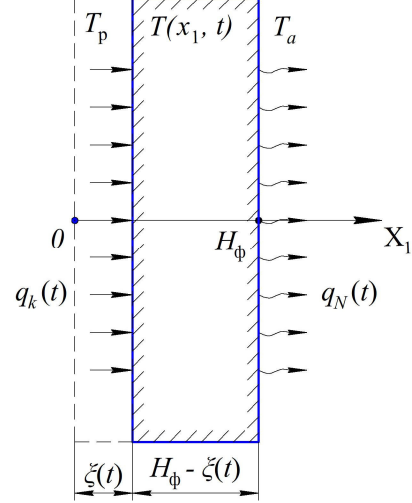


Рисунок 11 – Теплофизическая модель ФЭ

Тепловое состояние ФЭ описывается с помощью дифференциального уравнения теплопроводности для одномерного нестационарного переноса тепла:

$$\rho \cdot c(T) \cdot \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x_1} \cdot \left( \lambda(T) \cdot \frac{\partial T}{\partial x_1} \right), \quad \xi(t) < x_1 < H_\phi, \quad (11)$$

где  $T$  – температура;  $t$  – время;  $\rho$  – плотность;  $c$  – удельная теплоёмкость;  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности;  $H_\phi$  – толщина ФЭ;  $X_1$  – ось распределения температуры по толщине ФЭ;  $\xi(t)$  – величина износа: текущее положение поверхности трения (левой границы) относительно начального положения. В начальный момент  $t = t_0$  времени износ  $\xi(t_0) = 0$ .

На поверхности трения (левой границе) задаются граничные условия II рода исходя из условий неидеального теплового контакта ФЭ с рельсом.

$$q_k(t) = -\lambda(T) \frac{\partial T}{\partial x_1} \Big|_{x_1=\xi(t)} = \alpha_{эТ} q(t) - k_p (T(t) \Big|_{x_1=\xi(t)} - T_p), \quad t > 0, \quad (12)$$

где  $q(t)$  – удельная интенсивность тепловыделения при трении;  $T_p$  – температура рельсовой направляющей;  $\alpha_{эТ}$  – коэффициент распределения энергии трения;  $k_p$  – тепловая проводимость контакта.



На противоположной поверхности трения стенке ФЭ (правой границе) задаются граничные условия III рода, учитывающие теплообмен с окружающим воздухом:

$$q_N(t) = -\lambda(T) \frac{\partial T}{\partial x_1} \Big|_{x_1=H_\Phi} = k_a(T(t)|_{x_1=H_\Phi} - T_a), \quad t > 0, \quad (13)$$

где  $T_a$  – температура воздуха;  $k_a$  – коэффициент теплообмена с воздухом.

Распределение температуры во ФЭ рассчитывается численным методом – путём решения дифференциального уравнения теплопроводности в частных производных методом конечных разностей на основе неявной четырехточечной схемы. После аппроксимации частных производных конечными разностями уравнение преобразуется в систему линейных алгебраических уравнений:

$$\rho \cdot c_i^{n+1} \cdot \frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\tau} = \frac{1}{h} \cdot \left( \lambda_{i+1/2}^{n+1} \cdot \frac{T_{i+1}^{n+1} - T_i^{n+1}}{h} - \lambda_{i-1/2}^{n+1} \cdot \frac{T_i^{n+1} - T_{i-1}^{n+1}}{h} \right), \quad (14)$$

$$i = k + 1, \dots, N - 1; \quad n \geq 0.$$

где  $i$  – текущий узел пространственной сетки;  $n$  – текущий шаг по времени;  $h$  – шаг сетки по толщине ФЭ;  $\tau$  – шаг сетки по времени;  $N$  – количество узлов пространственной сетки.

Конечно-разностные аналоги краевых условий примут вид:

$$\begin{aligned} T_i^0 &= T_0, \quad i = k, \dots, N; \\ -\lambda_k^{n+1} \cdot \frac{T_{k+1}^{n+1} - T_k^{n+1}}{h} &= q_k^n, \quad n > 0; \\ \lambda_N^{n+1} \cdot \frac{T_{N-1}^{n+1} - T_N^{n+1}}{h} &= k_a \cdot (T_a - T_N), \quad n > 0, \end{aligned} \quad (15)$$

где  $k$  – номер узла текущего (с учётом износа) положения левой границы ФЭ.

При описании теплопроводности и удельной теплоёмкости в виде функций, зависящих от температуры, полученная система (14) будет нелинейной и её решение будет производиться путём итерационного уточнения коэффициентов с применением метода простой итерации. Система преобразуется к виду:

$$\rho \cdot c_i^{s+1} \cdot \frac{T_i^{s+1} - T_i^n}{\tau} = \frac{1}{h} \left( \lambda_{i+1/2}^{s+1} \cdot \frac{T_{i+1}^{s+1} - T_i^{s+1}}{h} - \lambda_{i-1/2}^{s+1} \cdot \frac{T_i^{s+1} - T_{i-1}^{s+1}}{h} \right), \quad (16)$$

$$i = k + 1, \dots, N - 1; \quad s, n \geq 0,$$

где  $s$  – номер итерации.

На каждой итерации система (16) является линейной относительно  $T_i^{s+1}$ , что позволяет определить поле температуры используя метод прогонки. Прогоночные коэффициенты  $\alpha_k$ ,  $\beta_k$  определяются путём аппроксимации граничных условий для левой границы  $i=k$  ( $x_1=\xi(t_n)$ ) с погрешностью  $O(\tau, h^2)$ :

$$\left. \begin{aligned} \alpha_k &= \frac{(\lambda_k^s + \lambda_{k+1}^s) \cdot \tau}{\rho \cdot c_k^s \cdot h^2 + (\lambda_k^s + \lambda_{k+1}^s) \cdot \tau} \\ \beta_k &= \frac{\rho \cdot c_k^s \cdot h^2 \cdot T_k^n + 2 \cdot \tau \cdot h \cdot q_k}{\rho \cdot c_k^s \cdot h^2 + (\lambda_k^s + \lambda_{k+1}^s) \cdot \tau} \end{aligned} \right\}. \quad (17)$$

Температура  $T_N$  определяется путём аппроксимации граничных условий для правой границы  $i=N$  ( $x_1=H_\Phi$ ) с погрешностью  $O(\tau, h^2)$ :

$$T_N^{s+1} = \frac{\rho \cdot c_N^s \cdot h^2 + 2 \cdot \tau \cdot h \cdot k_a \cdot T_a + (\lambda_N^s + \lambda_{N-1}^s) \cdot (\alpha_{N-1} T_N^{s+1} + \beta_{N-1}) \cdot \tau}{\rho \cdot c_N^s \cdot h^2 + (2 \cdot h \cdot k_a + \lambda_N^s + \lambda_{N-1}^s) \cdot \tau}. \quad (18)$$

Тепловой износ ФЭ происходит при достижении его поверхностью такого значения температуры, при котором предел прочности его материала станет ниже напряжений, образованных в нём под действием сил трения и сжатия. Для теплового расчёта износа ФЭ применяется метод ловли фронта в узел пространственной сетки (рисунок 12).

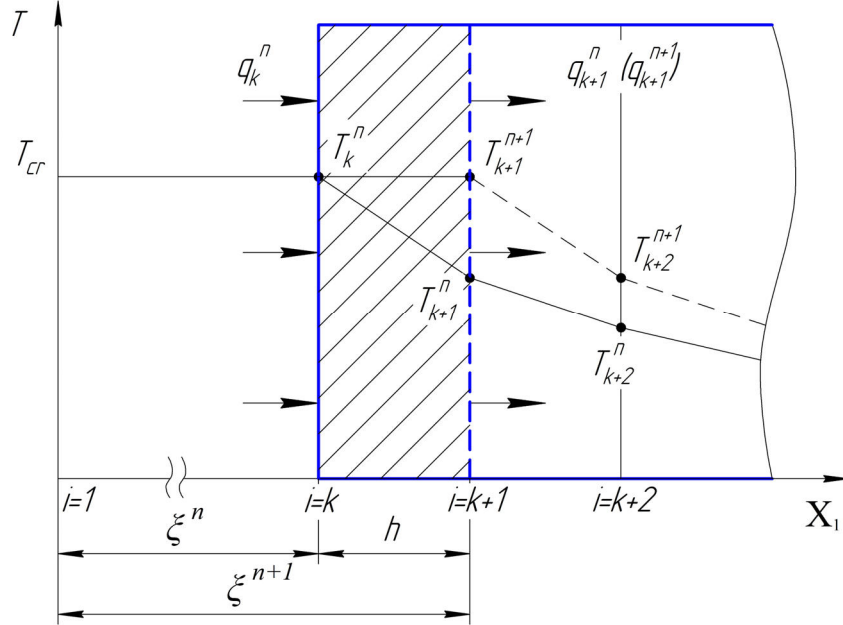
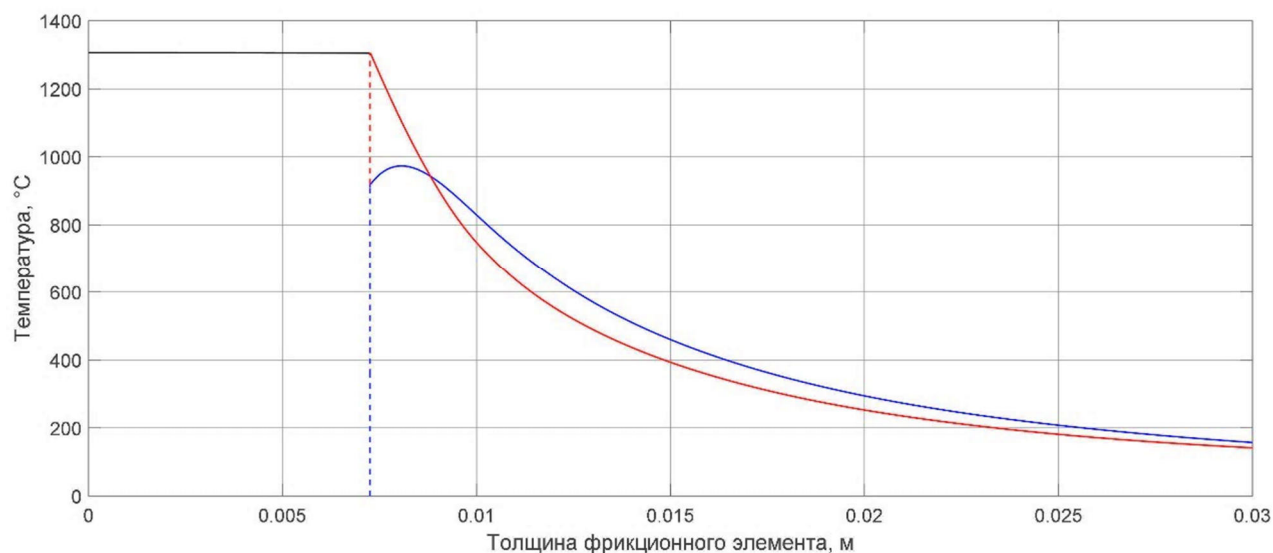


Рисунок 12 – Температурное поле поверхностного слоя ФЭ в процессе износа

Шаг сетки по времени  $\tau_{n+1}$  определяется так, чтобы граница ФЭ в результате износа сдвинулась на один шаг пространственной сетки  $h$  за счёт прогрева поверхностного слоя до критической температуры  $T_{cr}$ :

$$\tau_{n+1} = \frac{h^2 \cdot \rho \cdot c_{k+1/2}^n \cdot (T_k^n - T_{k+1}^n)}{q_k^n \cdot h - 0.5 \cdot \lambda_{k+1}^n \cdot (T_k^n - T_{k+2}^n)}. \quad (19)$$

В результате расчёта по представленной методике определяются параметры режима движения РК по ракетному треку в процессе фрикционного торможения, величина износа и распределение температуры по толщине ФЭ. Распределение температуры по толщине ФЭ и величина износа представляются в виде графика, пример которого приведён на рисунке 13.



Обозначения:

- - температура в момент завершения износа;
- - температура в момент остановки РК;
- - температура поверхности трения при износе;
- - - - положение границы ФЭ после завершения износа.

Рисунок 13 – Распределение температуры по толщине ФЭ

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлен вариативный алгоритм применения ряда тормозных устройств разных типов для торможения на ограниченной дистанции ракетных кареток, движущихся со скоростями от 2 М до 4 М.

Для оценки энергетической эффективности тормозных устройств в части реализации заданного режима торможения впервые введен критерий качества тормозных устройств – коэффициент неравномерности режима.

С помощью средств вычислительной гидродинамики проведено моделирование работы гидродинамического тормозного устройства, при этом были определены его рабочие характеристики и требования к его прочности.

Проведено экспериментальное исследование вибрационного воздействия на ракетную каретку при гидроторможении, выполнены оценки спектров амплитуды и мощности зарегистрированных сигналов виброускорения.

Получена аппроксимационная экспоненциальная зависимость коэффициента трения от скорости трения в интервале 30–140 м/с и контактного давления в интервале 2,9–17,7 МПа в паре трения: фрикционный элемент – рельс.

Разработана методика расчёта новой формы профиля рабочей части гидродинамического тормозного устройства, применение которого, по сравнению с тормозным устройством треугольного профиля, позволяет снизить воздействующую на него нагрузку на 36 % или сократить тормозной путь на 31 %.

Разработана методика расчёта фрикционного торможения в условиях нагрева и износа фрикционных элементов с учётом зависящих от температуры свойств их материала и переменного коэффициента трения.

Представленные методики позволяют производить расчеты конструктивных параметров проектируемых тормозных устройств гидродинамического и фрикционного типа при значительно меньших финансовых затратах по сравнению с их экспериментальной отработкой.

Результаты исследования используются на ракетном треке ФКП «ГкНИПАС имени Л.К.Сафронова» (получен акт о внедрении) при решении практической задачи по сохранению ракетной каретки, движущейся со скоростью от 2 М до 4 М, в условиях ограниченной протяженности тормозного пути.

## **СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

*Научные статьи, опубликованных в изданиях, входящих в перечень, рекомендованных ВАК Министерства образования РФ*

1. Катаев, А. В. Оценка эффективности различных методов торможения сохраняемого оборудования на ограниченной длине при высокоскоростных трековых испытаниях изделий авиационной и ракетной техники / С. А. Астахов, В. И. Бирюков, А. В. Катаев // Вестник Московского авиационного института. – 2022. – Т. 29. – № 2. – С. 20-34.

2. Катаев, А. В. К вопросу об эффективности гидродинамического торможения при высокоскоростных испытаниях на ракетно-рельсовом треке / С. А. Астахов, В. И. Бирюков, А. В. Катаев // Сибирский аэрокосмический журнал. – 2022. – Т. 23. – № 4. – С. 641-656.

3. Катаев, А. В. Моделирование аэродинамического взаимодействия при трековых испытаниях изделий авиационной техники / С. А. Астахов, В. И. Бирюков, С. Ф. Тимушев, А. В. Катаев // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2023. – № 72. – С. 5-20.

4. Катаев, А. В. Методика определения характеристик вибропрочности конструкции при высокоскоростных трековых испытаниях авиационной техники / С. А. Астахов, В. И. Бирюков, А. В. Катаев // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2023. – № 72. – С. 75-90.

5. Катаев, А. В. Экспериментальное определение проводимости вибраций элементами конструкции ракетной каретки при высокоскоростных трековых испытаниях авиационной техники / С. А. Астахов, В. И. Бирюков, А. В. Катаев // Сибирский аэрокосмический журнал. – 2023. – Т. 24, № 1. – С.44-63.

***Научные статьи, опубликованные в изданиях, индексируемых в базе данных SCOPUS***

6. А. Катаев. Features of the Application of Friction Braking in High-Speed Track Tests/ S. Astakhov, V. Biryukov, A. Kataev // 2nd International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2023), E3S Web of Conferences. – 2023. - Vol. 446, No. 04004.

***Прочие публикации по теме диссертации***

7. Катаев, А. В. Исследование эффективности методов торможения на ограниченной длине при высокоскоростных трековых испытаниях изделий авиационной и ракетной техники / С. А. Астахов, В. И. Бирюков, А. В. Катаев // Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред: Материалы XXVIII Международного симпозиума им. А.Г. Горшкова, Кремёнки, 16–20 мая 2022 года. – М.: ООО "ТРП", 2022. – С. 137-153.

8. Оценка силовых воздействий на конструкцию трековой каретки при торможении ракетным двигателем во время высокоскоростных испытаний авиационной и ракетной техники на ограниченной длине пути / С. А. Астахов, В. И. Бирюков, А. В. Катаев, А. В. Черных // Материалы XXII Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2021): Материалы конференции, Алушта, 04–13 сентября 2021 года. – М.: Изд-во МАИ, 2021. – С. 593-595.

9. Катаев, А. В. Поиск решений проблемы сохранения материальной части ракетных кареток и средств измерения при трековых испытаниях изделий авиационной и ракетной техники при скорости (1200- 1500) м/с на ограниченной длине / А. В. Катаев, С. А. Астахов, В. И. Бирюков // Авиация и космонавтика: Тезисы 20-ой Международной конференции, Москва, 22–26 ноября 2021 года. – М.: Издательство "Перо", 2021. – С. 37-38.

10. Катаев, А. В. Оценка эффективности методов торможения на ограниченной длине при высокоскоростных трековых испытаниях изделий авиационной и ракетной техники / С. А. Астахов, В. И. Бирюков, А. В. Катаев // Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред: Материалы XXVIII Международного симпозиума им. А.Г. Горшкова, Кремёнки, 16–20 мая 2022 года. – М.: ООО "ТРП", 2022. – С. 10-12.

11. Катаев, А. В. Методы повышения эффективности торможения на ограниченной длине при высокоскоростных трековых испытаниях / С. А. Астахов, В. И. Бирюков, А. В. Катаев // Материалы XIV Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (АММАГ'2022), 4–13 сентября 2022 г., Алушта. — М.: Изд-во МАИ, 2022. – С. 265-267.

12. Катаев, А. В. Эффективность средств гидродинамического торможения при проведении высокоскоростных трековых испытаний

Катаев А. В., Астахов С. А., Бирюков В. И. // *Авиация и космонавтика: Тезисы 21-ой Международной конференции, Москва, 21–25 ноября 2022 года.* – М.: Изд-во "Перо", 2022. – С. 38-39.

13. Астахов С. А., Бирюков В. И., Катаев А. В. Оценка применения фрикционного торможения при высокоскоростных испытаниях на ракетно-рельсовом треке // *Материалы XXIX Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова, Кремёнки, 15–19 мая 2023 года.* – Т.1 – М.: ООО «ТРП», 2023. – С. 16-18.

14. Астахов С. А., Бирюков В. И., Катаев А. В. К вопросу о применении фрикционного торможения при высокоскоростных трековых испытаниях // *Тезисы 2-й Международной научно-технической конференции «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения» (HSTD 2023), Алушта, 29 августа – 3 сентября 2023 г.,* – М.: Изд-во «Перо», 2023. – С. 157-158.

15. Астахов С. А., Бирюков В. И., Катаев А. В. Методика определения характеристик виброустойчивости конструкции при высокоскоростных трековых испытаниях авиационной техники // *Материалы XXIII Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2023), 4–10 сентября 2023 г., Дивноморское,* – М.: Изд-во МАИ, 2023. — С. 558-560.

### ***Патенты на полезную модель***

16. Устройство для высокоскоростных трековых испытаний материалов и конструкций на эрозионную стойкость в условиях аэродинамического теплового воздействия: патент № 97827 U1 Российская Федерация. № 2010123845/28, заявл. 15.06.2010; опубл. 20.09.2010. – 8 с.

17. Рельсовый стенд для моделирования ударных воздействий: патент № 111655 U1 Российская Федерация. № 2011131400/28, заявл. 28.07.2011; опубл. 20.12.2011. Бюл. № 35. – 9 с.

18. Стенд для испытаний материалов, защитных устройств и элементов конструкций при воздействии высокоэнергетических обломков газотурбинных двигателей: патент № 111656 U1 Российская Федерация. № 2011131402/28, заявл. 28.07.2011; опубл. 20.12.2011. Бюл. № 35. – 9 с.

19. Рельсовый стенд для динамических трековых испытаний материалов и конструкций на ударные воздействия: патент 117182 U1 Российская Федерация. № 2011147749/28, заявл. 25.11.2011; опубл. 20.06.2012. Бюл. № 17. – 9 с.

20. Устройство для торможения высокоскоростных монорельсовых ракетных тележек: патент 136573 U1 Российская Федерация. № 2013133055/11, заявл. 17.07.2013; опубл. 10.01.2014. Бюл. № 1. – 10 с.