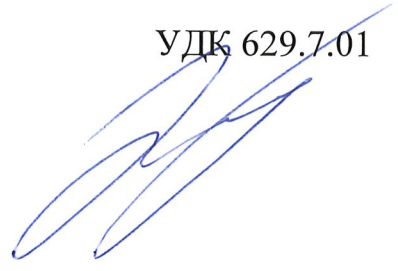


На правах рукописи

УДК 629.7.01



Алиев Азер Алиназар оглы

Расчетно-экспериментальное исследование
теплового состояния конструктивных элементов
высокоскоростных летательных аппаратов
с тепловой защитой из оксидных керамик

Специальность 2.5.14 — Прочность и тепловые режимы
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ ДИССЕРТАЦИИ
на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:

д.т.н., с.н.с.

В.Н. Зимин

Москва – 2024

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана).

Научный руководитель: **Зимин Владимир Николаевич**,
доктор технических наук, старший научный сотрудник,
заведующий кафедрой космических аппаратов и ракет-
носителей
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Официальные оппоненты: **Викулов Алексей Геннадьевич**
доктор технических наук, старший научный сотрудник,
профессор кафедры «Космические системы
и ракетостроение»
ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»

Юранев Олег Александрович
кандидат технических наук, начальник лаборатории
отдела температурно-статической прочности
ФГУП ЦНИИмаш

Ведущая организация: Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Защита состоится «19» декабря 2024 г. в 14 часов 30 минут на заседании диссертационного совета 24.2.331.08 при Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный пер., д. 10, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте <http://www.bmstu.ru/>

Автореферат разослан «_____» _____ 2024 г.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенных печатью учреждения, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета 24.2.331.08.

Ученый секретарь
диссертационного совета 24.2.331.08,
к.т.н., доцент

Луценко А.Ю

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность исследования. Современное развитие аэрокосмической техники позволяет выполнять полеты в околоземном космическом пространстве и тропосфере, решая ряд важнейших практических задач. Однако, несмотря на многолетние исследования, область высот (20...60 км), характеризующаяся относительно высоким содержанием кислорода и плотностью, остается областью экспериментальных исследований в плане создания летательных аппаратов (ЛА), оптимальным образом использующих физические свойства атмосферы на этих высотах.

В соответствии с целями Комплексной программы развития авиатранспортной отрасли Российской Федерации до 2030 года, следует рассматривать возможности применения высокоскоростных аппаратов как средства оперативной доставки полезной нагрузки на дальние расстояния и при проведении спасательных операций, обеспечения авиатранспортной связанности регионов Российской Федерации и мобильности населения, поддержания необходимого уровня безопасности полетов, обеспечения технологического суверенитета в авиатранспортной отрасли Российской Федерации, а также как научно-технический задел для развития межконтинентальной гражданской авиации.

Согласно принципам аэродинамики сверхзвуковых скоростей, летательный аппарат с малым лобовым сопротивлением и высоким аэродинамическим качеством должен иметь форму тонкого клина, что реализовано в известных экспериментальных аппаратах Х-43, Х-51, «Игла». Основной задачей при практическом применении высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) является обеспечение устойчивого режима полета в плотных слоях атмосферы в течение длительного периода времени (0,5–3 ч), что связано с решением ряда сложных научно-технических задач, одна из наиболее значимых — это тепловая защита самого ВЛА и обеспечение рабочего температурного режима всех его систем.

В процессе полета кроме теплового имеет место и окислительное воздействие кислорода воздуха, что может приводить к термоокислительной эрозии аэродинамических элементов конструкции (особенно тонкопрофильных кромок — элементов хвостового оперения, носовой части, профилей воздухозаборника силовой установки), и, следовательно, к изменению их формы и аэродинамической картины обтекания аппарата. При прогнозируемых скоростях полета температура элементов конструкции ЛА достигает 3000 °С. Это требует решения вопроса о разработке систем тепловой защиты.

Существенной проблемой при выборе материалов и конструктивного оформления наиболее теплонапряженного элемента — кромки аэродинамического профиля ВЛА — является достоверность данных о физико-механических свойствах материалов в широком диапазоне температур вплоть до предельно высоких. Поэтому заключение о работоспособности того или

иного варианта конструкции может быть получено только в результате экспериментальных исследований. Так как условия высокотемпературных тепловых и теплопрочностных испытаний образцов материалов и элементов конструкции чаще всего определяются техническими возможностями и по ряду параметров не соответствуют натурным условиям, важной задачей является разработка методов моделирования теплового состояния, методики испытаний и интерпретации экспериментальных данных.

В настоящей работе рассмотрен один из актуальных вопросов обеспечения работоспособности носовой кромки высокоскоростного атмосферного летательного аппарата, в качестве прототипа которого использован ЛА типа Х-43, что обусловлено значительным объемом данных о конструкции и условиях полета, имеющихся в открытом доступе.

Целью диссертационной работы является расчетный анализ теплового состояния теплонапряженного элемента конструкции ВЛА в виде теплопроводного сердечника с термостойкой облицовкой для условий атмосферного полета и модельных тепловых испытаний, разработка и практическая реализация методики физического моделирования в плане обоснования перспектив практического приложения предложенной схемы теплонапряженной кромки.

Задачи диссертационной работы:

- оценка тепловых нагрузок на конструкцию принятого прототипа ВЛА и анализ современных методов тепловой защиты теплонапряженных элементов конструкции ВЛА, обоснование применения многоэлементной сборки кромки аэродинамического профиля;

- обзор и анализ применения различных материалов и их композиций в составе предлагаемой многоэлементной сборки;

- численное исследование теплового состояния теплонапряженных кромок для принятых условий внешнего обтекания высокоскоростным воздушным потоком и моделирующим его высокоскоростным газовым потоком в условиях стендовых тепловых испытаний;

- исследование тепловых характеристик термостойкого покрытия и оценка физических характеристик высокотемпературной изолирующей облицовки;

- разработка методики тепловых испытаний физических моделей кромки, экспериментальное исследование теплового состояния моделей и расчетно-теоретическая интерпретация экспериментальных результатов.

Объект исследования — носовая кромка аэродинамического профиля ВЛА, которую предлагается выполнить в виде многоэлементной сборки, содержащей высокотеплопроводный сердечник и термостойкую облицовку из оксидной керамики, геометрические параметры которых выбираются из условий максимального теплооттока от области критической точки при обеспечении предельно допустимой температуры на внешней поверхности облицовки и допустимой по критической температуре сердечника и его химическому взаимодействию с материалом облицовки, что позволит

расширить диапазон допустимых высотно-скоростных параметров длительного полета в атмосфере.

Предмет исследования — тепловое состояние многоэлементной кромки аэродинамического профиля атмосферного ВЛА на основе доступной информации и соответствующих экспериментальных исследований на физических моделях.

Методология исследования основана на численных методах определения тепловой нагрузки на внешний наиболее теплонапряженный элемент конструкции ВЛА и результатах экспериментальных исследований с использованием специально изготовленных физических моделей при их тепловых испытаниях в высокотемпературном газовом потоке.

Научная новизна исследования

1. Исследована проблема обеспечения работоспособности наиболее теплонапряженных элементов конструкции атмосферных высокоскоростных летательных аппаратов — кромок аэродинамических профилей, рассмотрены различные методы их тепловой защиты.
2. Предложена конструктивная схема кромки в виде теплопроводного сердечника и высокотемпературной облицовки из оксидной керамики и обоснован ее выбор.
3. Проведены численные и экспериментальные исследования кромок при различных комбинациях применяемых материалов.
4. Разработана и апробирована методика испытаний и интерпретации экспериментальных данных.

Практическая значимость исследования. Результаты проведенных расчетно-экспериментальных исследований показывают, что применение предложенной конструктивной схемы кромки аэродинамических элементов в перспективе позволит расширить область допустимых режимных параметров полета многоразовых атмосферных ВЛА.

Основные положения диссертации, выносимые на защиту:

1. Результаты комплексного расчетно-экспериментального анализа практической применимости предлагаемой схемы конструктивного исполнения теплонапряженных аэродинамических элементов ВЛА.
2. Методика и результаты экспериментальной оценки тепловых характеристик высокотемпературных материалов.
3. Предложения по выбору материалов при практической реализации предложенной схемы конструктивного исполнения теплонапряженных аэродинамических элементов атмосферных ВЛА многоразового использования, обеспечивающие расширение диапазона допустимых режимных параметров полета.

Рекомендации по внедрению. Результаты диссертационной работы могут быть рекомендованы для использования при проектировании элементов ВЛА в Научно-исследовательском институте конструкционных материалов и технологических процессов МГТУ им. Н.Э.Баумана, входящем в состав НУК «Машиностроительные технологии», а также использованы как научный задел для проектирования перспективных многоразовых ВЛА, предназначенных для оперативной доставки грузов на дальние расстояния (например, в Арктическую зону РФ) и участия в доставке полезной нагрузки в спасательных операциях.

В учебный процесс МГТУ им. Н.Э. Баумана внедрены:

– результаты экспериментальных исследований и методики расчета теплового состояния элементов конструкции летательных аппаратов;

– методика численного моделирования теплового состояния конструктивных элементов ВЛА при движении со сверхзвуковыми скоростями в пакете инженерного анализа SolidWorks (модуль Flow Simulation).

Перечисленные научные материалы используются при чтении лекций и проведении семинаров по курсу «Тепловые режимы летательных аппаратов», в научно-исследовательских, курсовых и выпускных квалификационных работах студентов кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители».

Достоверность и обоснованность результатов подтверждается использованием математических моделей, основанных на фундаментальных законах механики и теплофизики, соответствием результатов теоретических исследований, математического моделирования и стендовых испытаний.

Апробация работы. О результатах проведенных исследований были сделаны доклады на следующих научных мероприятиях: XIII Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов (с международным участием «Будущее машиностроения России» (Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 22–25 сентября 2020 г.); IV Всероссийская научно-техническая конференция «Высокотемпературные керамические композиционные материалы и защитные покрытия (Москва, ВИАМ, 11 декабря 2020 г.); XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 30 марта 2 апреля 2021 г.).

Публикации. Основные положения и результаты диссертационной работы отражены в восьми научных публикациях, в том числе пяти статьях в журналах Перечня ВАК, в одной публикации в журнале, индексируемом в базе данных Scopus, и в трех сборниках конференций.

Личный вклад соискателя:

1. Проведено аналитическое исследование различных концепций высокоскоростных летательных аппаратов и обоснована необходимость обеспечения тепловой защиты наиболее теплонагруженных элементов их конструкции таких, как кромки аэродинамических профилей, обтекаемые высокоскоростным газовым потоком.

2. Обоснован выбор модели кромки носовой части и разработана методика испытаний.

3. Предложены сочетания материалов для изготовления теплоизолирующей облицовки.

4. Проведен комплекс расчетно-теоретических и расчетно-экспериментальных исследований теплонапряженного состояния кромки носовой части конструкции высокоскоростных летательных аппаратов. По результатам исследований сделаны выводы о корректности и перспективах реализации разработанной методики. Все основные результаты работы получены лично автором.

Структура исследования: работа состоит из введения, пяти глав, заключения и списка литературы (178 наименований). Работа содержит 199 страниц машинописного текста, включает 126 рисунков и 17 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во *Введении* обоснована актуальность темы исследования, сформулированы цели и задачи работы, показана научная новизна и практическая значимость результатов. Изложены основные положения, выносимые на защиту, описана структура диссертации.

Первая глава посвящена обзору различных концепций ВЛА и обоснованию выбора объекта исследования. Рассмотрены основные типы высокоскоростных атмосферных ЛА и отмечена актуальность их практической разработки. Проанализированы основные конструктивные особенности этого типа ЛА и показано, что одной из основных проблем является обеспечение термостойкости таких элементов конструкции, как кромки аэродинамического профиля. Приведена числовая оценка тепловых нагрузок для условий полета высокоскоростных летательных аппаратов в воздушной атмосфере.

Проанализированы методы тепловой защиты теплонапряженных элементов конструкции ВЛА. Показано, что применительно к наиболее теплонапряженным элементам в виде клина с малым радиусом затупления наиболее перспективным является метод пассивной тепловой защиты с использованием теплоаккумулирующих материалов с облицовкой из термостойких защитных покрытий в составе систем с перераспределением теплоты.

Проанализирована возможность использования термостойких материалов разных типов в системах пассивной тепловой защиты и систематизированы данные по их теплофизическим и физико-механическим свойствам. Особо отмечено, что важную роль играют такие свойства материала, как высокая теплопроводность, химическая пассивность по отношению к окислению в воздушной атмосфере и при контактном взаимодействии с материалами сопряженных элементов конструкции.

На основе анализа сделан вывод о перспективности использования оксидных керамических материалов. Для повышения теплозащитной эффективности материалов этого типа отмечена необходимость повышения излучательной способности путем введения зачерняющих добавок.

Во *второй главе* выполнено численное исследование теплового состояния теплонапряженных элементов конструкции ВЛА. В работе в качестве инструмента численного анализа теплового состояния теплонапряженных элементов конструкции ВЛА использован пакет SolidWorks с модулем Flow Simulation, позволяющий оперативно получать необходимые оценки при изменении геометрической формы объекта исследования и характеристик внешнего газового потока.

Расчетные значения температуры в характерных точках модели в стационарном и нестационарном режимах нагрева могут служить подтверждением возможности получения объективных оценок температурного состояния теплонапряженных элементов конструкции ВЛА.

Анализ тепловой картины в клине и полуклине показал, что принципиальных различий в ней нет, поэтому в качестве модели для дальнейшего рассмотрения был выбран симметричный клин. При планировании и проведении тепловых испытаний следует принимать во внимание различие в характеристиках нестационарной стадии нагрева для натуральных и модельных условий.

Установлено, что для рассмотренных условий теплового нагружения модельного объекта следует учитывать его температурное состояние в нестационарной стадии нагрева. Однако при стендовых испытаниях образцов в потоке продуктов сгорания можно обеспечить близкий к натурным условиям режим нагрева только в наиболее термонапряженной области, но нельзя достичь идентичности температурного состояния всего образца. Это следует иметь в виду при оценке термopочностных характеристик испытываемых материалов, используемых для термонапряженных элементов конструкции.

Особо отмечено, что наличие в качестве теплопоглощающего элемента теплопроводного сердечника приводит не только к снижению температуры, но и к увеличению градиента температуры в поверхностном слое, что необходимо принимать во внимание при оценке температурных напряжений.

В результате расчетного анализа установлено, что для обеспечения неизменности геометрической формы кромки аэродинамического профиля высокоскоростного атмосферного ЛА при выведении и крейсерском полете на высотах около 30 км и более возможно использование высокотемпературных оксидов, например оксидов циркония, алюминия, и неорганических соединений, например борида гафния, причем выбор материала должен быть сделан при соответствующем анализе термopочности рассматриваемого элемента конструкции и решении технологических задач.

Существенная неравномерность нагрева внешней поверхности клина (максимальная интенсивность теплового потока в области затупления и существенно меньшая на боковой поверхности) приводит к тому, что даже в стационарном режиме имеет место существенная осевая неравномерность температурного поля. Этим обусловлена тепловая неэффективность исполнения кромок из однородных материалов, устранить которую можно применением конструкции кромки в виде теплового сердечника с высокотемпературной и коррозионностойкой облицовкой (Рис. 1).

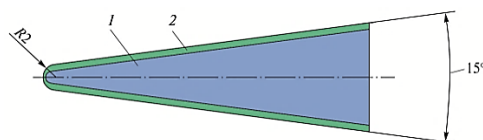


Рис. 1. Профиль сечения кромки с сердечником:

1 — высокотеплопроводный сердечник;
2 — покровный слой оксида

Поскольку в конструкции кромки аэродинамического профиля могут быть использованы материалы с разными физико-химическими свойствами (рассмотрены комбинации сердечник/облицовка $\text{Mo}/\text{Al}_2\text{O}_3$, $\text{Ni}/\text{Al}_2\text{O}_3$, Mo/ZrO_2 , $\text{HfB}_2/\text{ZrO}_2$ ($\text{ZrB}_2/\text{ZrO}_2$), в дальнейшем необходимо исследовать высокотемпературные процессы физико-химического и механического взаимодействия материалов на границе слоев.

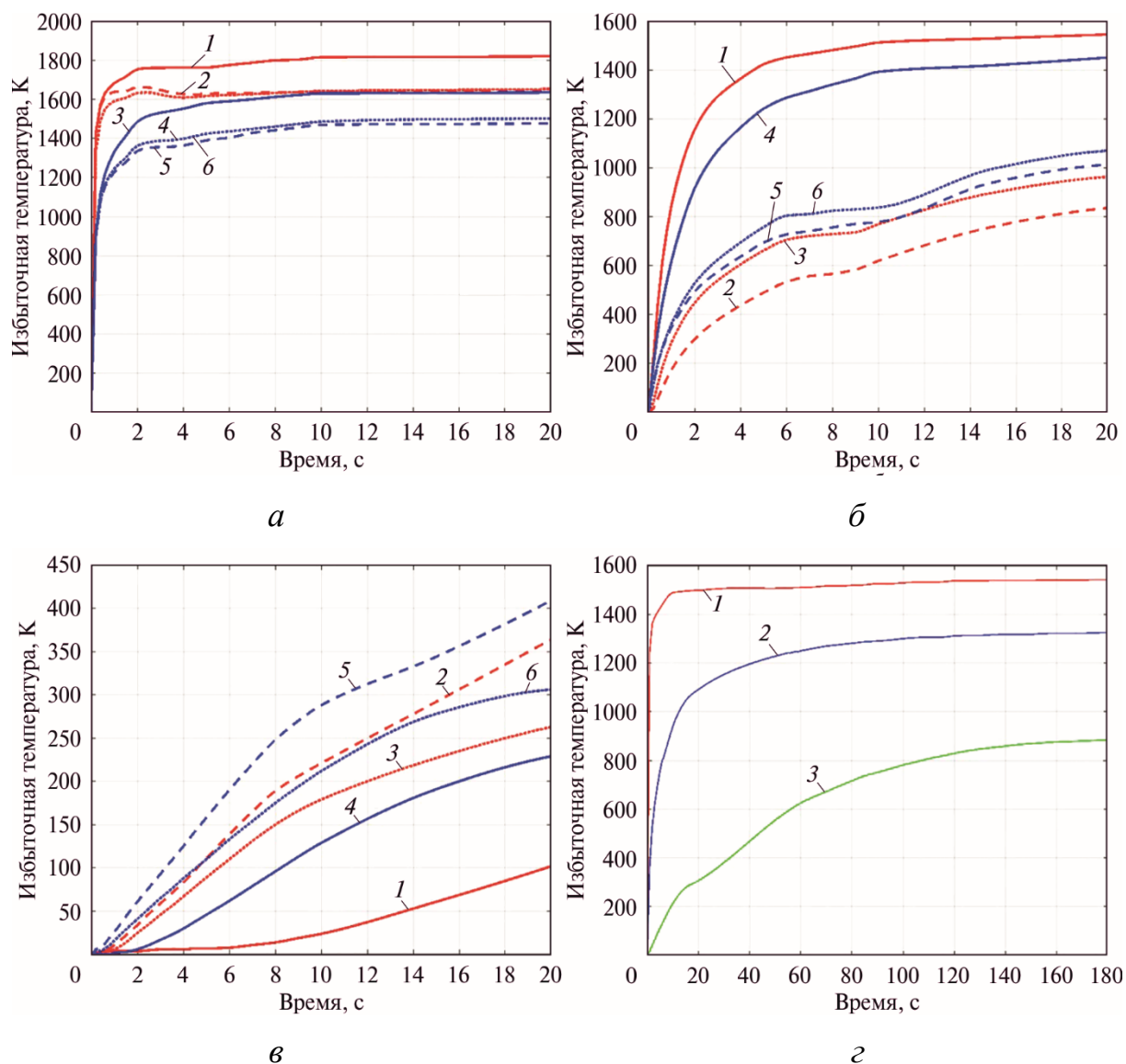


Рис. 2. Зависимость избыточной температуры от времени в контрольных точках клина при разных комбинациях материалов сердечника и облицовки: а, б, в — температуры T_1 в критической точке, T_2 — на стыке сердечника и облицовки и T_3 — на заднем торце соответственно; 1 — однородный клин из оксида циркония и 4 — из оксида алюминия; 2, 5 — молибденовый сердечник с облицовкой из оксида циркония и алюминия соответственно; 3 — сердечник из борида гафния, облицовка — оксид циркония; б — никелевый сердечник с облицовкой из оксида алюминия; г — зависимость температур от времени в характерных точках T_1 (1), T_2 (2) и T_3 (3) клина с никелевым сердечником и облицовкой из оксида алюминия

Показано, что для исследованных комбинаций использование сердечников способствует снижению температуры в критической точке примерно на 100 К, а температура на стыке не превышает допустимой не только для молибденового, но и для никелевого сердечника, что подтверждает эффективность рассматриваемого варианта конструктивного исполнения кромки (Рис. 2).

Конструкция кромки в виде теплопроводного сердечника, защищенного от окислительного воздействия теплоизолирующим термостойким покрытием из термостойких оксидных материалов, допускает возможность определенной оптимизации в целях достижения заявленных тепловых характеристик и может быть использована для ВЛА в широком диапазоне высот и скоростей полета.

Третья глава посвящена экспериментально-теоретическому исследованию тепловых характеристик термостойкой облицовки. Неоспоримый практический интерес представляет оценка физических характеристик облицовки и их корреляция с технологическими параметрами, а также теплостойкость этого конструктивного элемента в высокотемпературном газовом потоке.

Наиболее доступным как с технологической, так и с экономической точки зрения моделью для исследований работоспособности и тепловых характеристик является модель кромки, в которой используется пара «никель (сердечник) — диоксид алюминия (облицовка)», поэтому при экспериментальных исследованиях использована именно эта пара на образцах-свидетелях в виде пластин (Рис. 3).

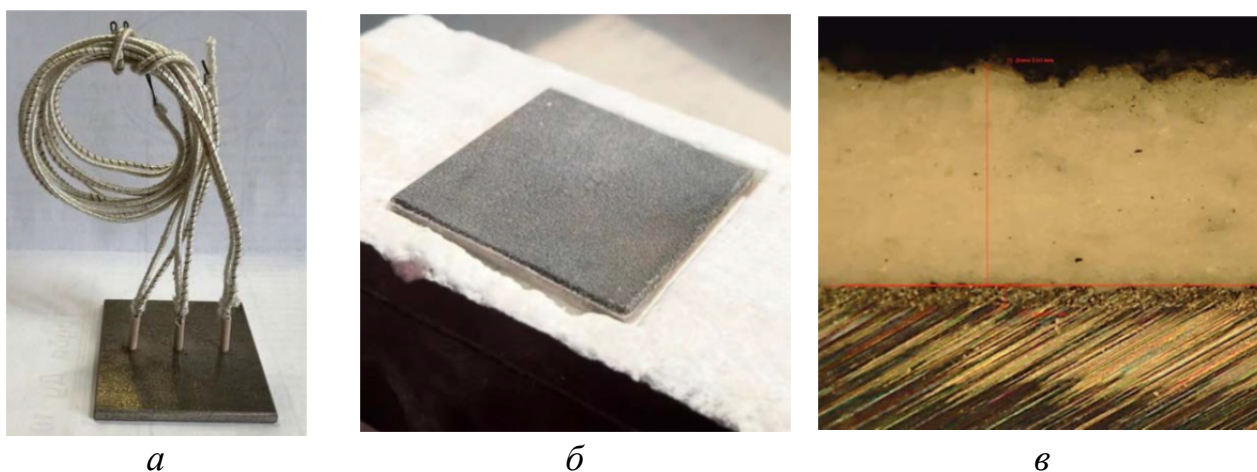


Рис. 3. Внешний вид образца-свидетеля:

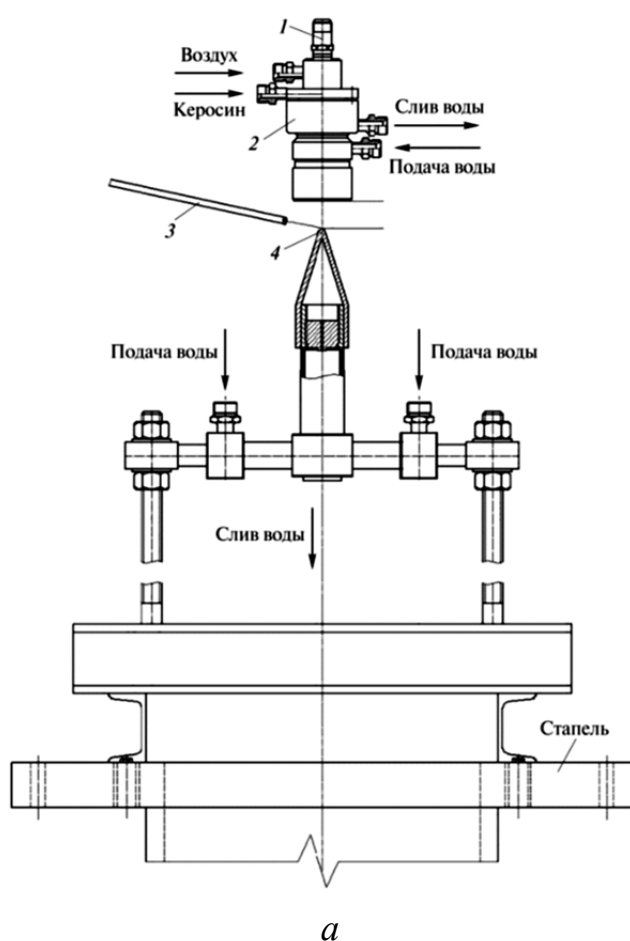
- а* — с тремя установленными на разной глубине термопарами;
- б* — в теплоизоляционном кондукторе перед экспериментом;
- в* — сечение образца-свидетеля

Применение непрямых методов измерений с использованием имеющейся стендовой базы и доступной исходной информации измерений, реализованное в работе, обусловлено ограниченными возможностями существующих установок для теплофизических исследований, а также определенными ограничениями по параметрам образцов.

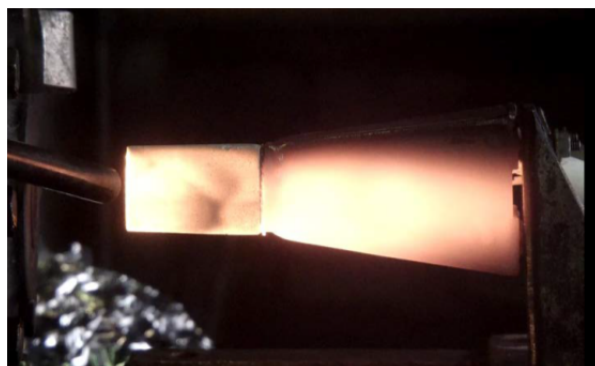
Числовой расчет температурного состояния образца при найденных значениях коэффициентов теплопроводности и излучения и сопоставление полученных данных с результатами независимых экспериментов показывает их хорошее соответствие. Расхождение данных расчета с наиболее объективными экспериментальными данными о нестационарной температуре подложки не превышает 50 К на уровне ~2000 К, что подтверждает достоверность полученных оценок тепловых характеристик высокотемпературной теплоизоляции.

В четвертой главе рассмотрены вопросы моделирования теплового состояния носовых кромок элементов конструкции, обтекаемых высокоскоростным газовым потоком.

В практике тепловых испытаний маломерных моделей и образцов материалов широкое распространение получили плазмотроны, однако применительно к тепловым испытаниям материалов и маломерных моделей схематически более простыми являются установки с химическими источниками энергии — газогенераторы, а фактически жидкостные ракетные двигатели. Схема экспериментальной установки и визуальный фрагмент тепловых испытаний приведены на Рис. 4.



б



в

Рис. 4. Схема рабочего участка стенда (а) (1 — свеча зажигания; 2 — газогенератор высокоэнтальпийного потока ГГВТ-100Пр.00.00.00; 3 — пирометр; 4 — образец) и модель в рабочей зоне газогенератора (б) и в процессе испытаний (в)

Выбор материалов модели определяется рядом факторов, важнейшие из которых — это теплофизические свойства материалов сердечника и облицовки, вместе с тем наиболее критическими параметрами выбора служат доступность технологии и стоимость изготовления. Согласно предварительным оценкам, таким материалом для сердечника может быть никель, а для облицовки — диоксид алюминия.

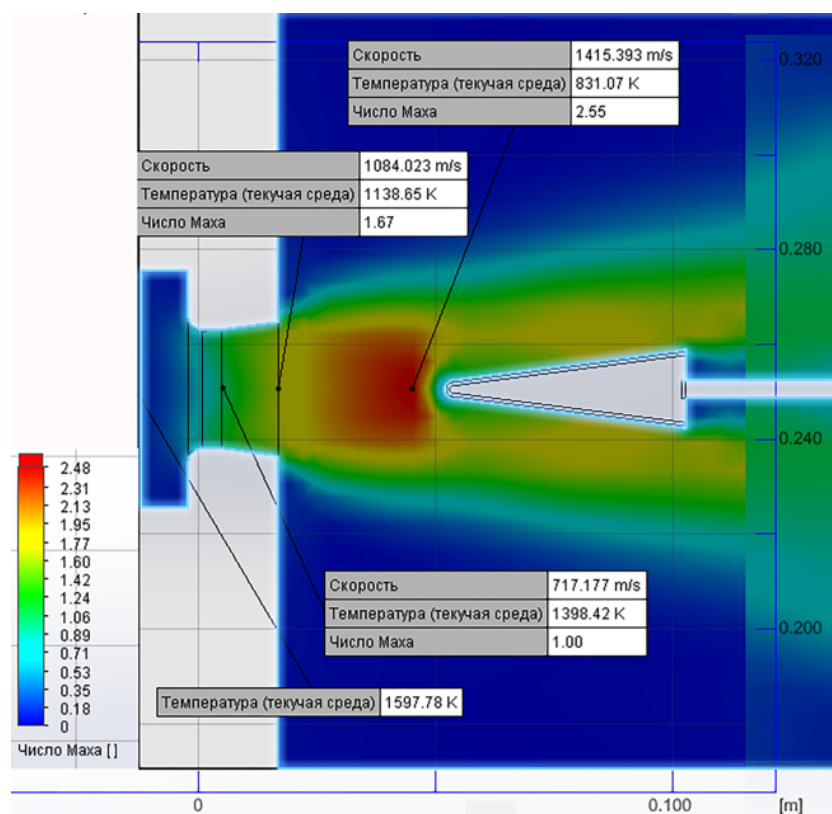
Температурный режим нагреваемого объекта определяется условиями внешнего газодинамического и теплового воздействия, в связи с чем выбор режимов и анализ результатов тепловых испытаний предполагает предварительное исследование характеристик внешнего воздействия при реально реализуемых экспериментальных условиях с учетом конструкции газогенератора.

Сложная газодинамическая картина течения в рабочей зоне газогенератора, конечные и сопоставимые размеры поперечного сечения высокотемпературной струи и образца обуславливают необходимость проведения предварительных оценок температурного состояния образца с учетом реальных ограничений по геометрическим параметрам образца и испытательного оборудования.

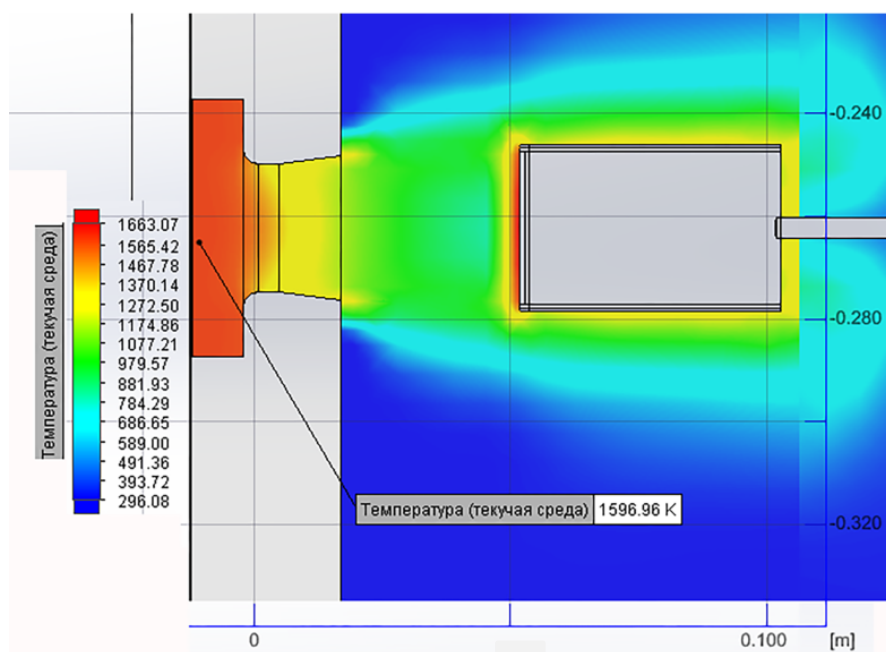
Подготовка испытаний предполагает предварительный анализ параметров внешнего теплового воздействия при известных значениях расхода топливных компонентов, температуры и давления в камере сгорания и геометрических параметрах рабочей зоны, а также отработку реального процесса испытаний на моделях-свидетелях с оценкой их температурного состояния по экспериментальным данным в сопоставлении с результатами теоретического расчета. Модель-свидетель должна отражать основные особенности штатных моделей, подлежащих исследованию, и быть объективно охарактеризована по части теплофизических свойств.

При моделировании теплового состояния моделей теплонапряженных конструктивных элементов и выборе режимов тепловых испытаний на газодинамических установках следует учитывать не только геометрические параметры модели, но и соотношение масштабов воздействующего газового потока и объекта нагрева, а также газодинамическую структуру потока, что что предопределило необходимость предварительного детального анализа влияния этих факторов на ожидаемые результаты экспериментов.

Исследования параметров высокотемпературной струи газогенератора и теплового состояния модели (Рис. 5) в потоке продуктов сгорания показали, что при экспериментальных оценках температурного состояния кромки аэродинамического профиля ЛА, выполненной в виде клина с теплопроводным сердечником и теплоизолирующей облицовки, по результатам тепловых испытаний с использованием газогенератора могут быть использованы образцы конечных размеров без жестких требований по теплоизоляции боковых торцев, что существенно облегчает подготовку образцов и снижает затраты на их изготовление.



a



б

Рис. 5. Поле течения в рабочей зоне газогенератора при испытаниях

Пятая глава посвящена экспериментальному исследованию теплового состояния моделей. Описаны основные параметры исследуемых физических моделей и параметры испытаний, а также газодинамические параметры течения высокотемпературного газового потока в рабочей зоне. Приведены результаты

тепловых испытаний моделей. Для подтверждения расчетной модели и методики расчета теплового состояния проведена серия экспериментов с физическими моделями носовой кромки.

Предварительное расчетное исследование параметров течения высокотемпературного потока продуктов сгорания и нагрева модели в рабочей зоне газогенератора позволило определить реальную картину теплового нагружения моделей с учетом соотношения геометрических параметров модели и распределения газодинамических параметров струи вдоль оси течения и по сечению струи, а также оценить тепловую нагрузку в области затупления.

Предельные условия нагрева модели, представляющей собой никелевый сердечник с облицовкой из оксида алюминия (Рис. 6), соответствуют температуре 1900...2100 К и определяются отслоением облицовки от подложки (Рис. 7).

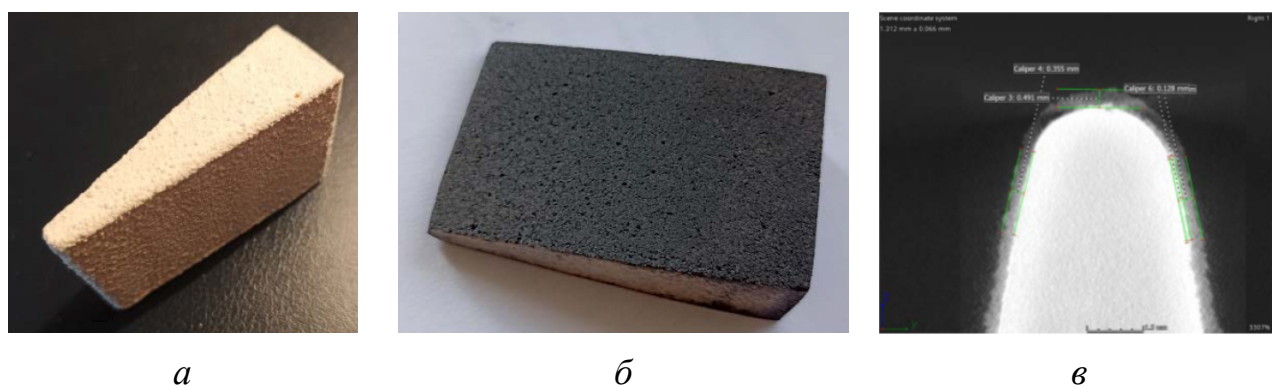


Рис. 6. Образец (модель кромки) с нанесенной облицовкой до (а) и после (б) механической обработки и рентгеновский снимок носовой части (в)

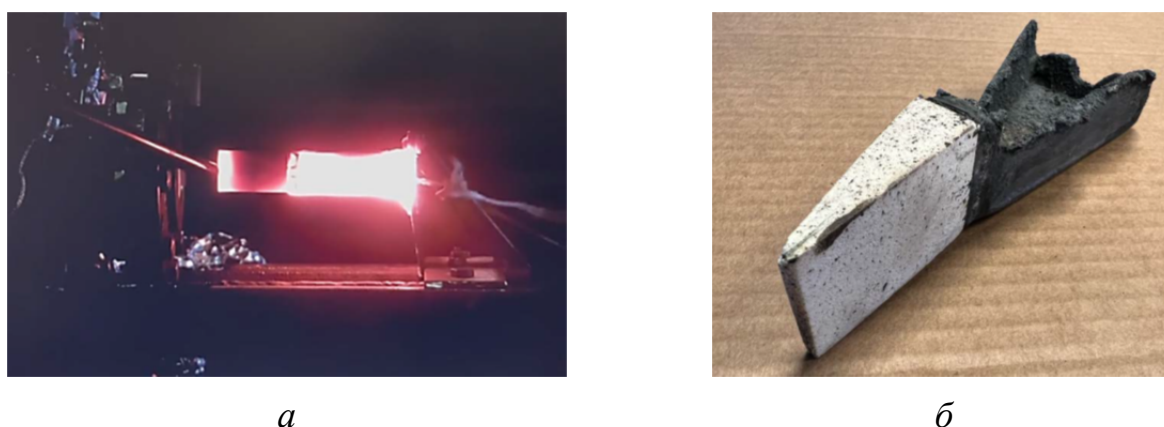
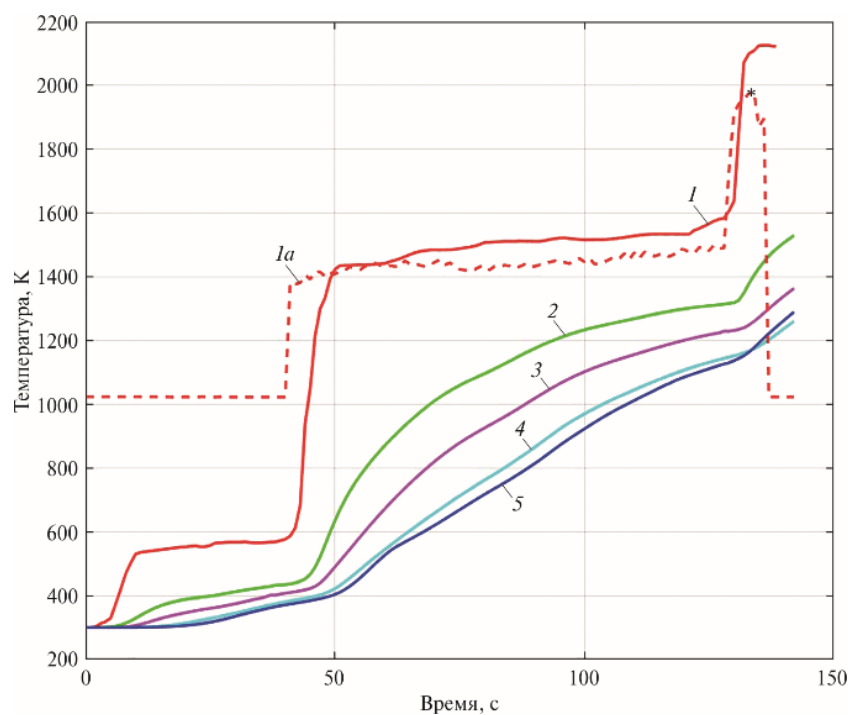
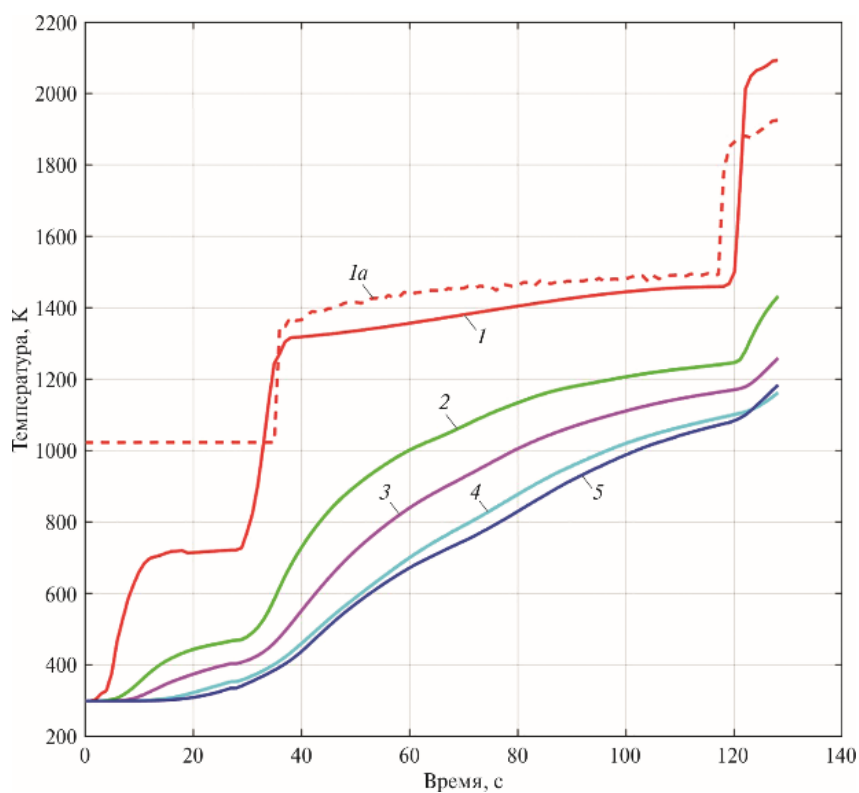


Рис. 7. Модель в потоке продуктов сгорания (а) и после испытаний (б)

Использование более совершенных технологий нанесения покрытия может повысить этот предел и допустимую тепловую нагрузку.



a



б

Рис. 8. Зависимости температуры от времени трехстадийного нагрева в контрольных точках моделей 2 (*a*) и 3 (*б*) на расстоянии от затупления 0; 1,25; 15; 35 и 50 мм вдоль оси соответственно (*1, 1a*); 2; 3; 4; 5; штриховая кривая — экспериментальные значения; значком * отмечен момент начала разрушения

По результатам выполненной работы можно предположить, что конструкция кромки аэродинамического профиля в виде теплопроводного никелевого сердечника с облицовкой из диоксида алюминия работоспособна при температуре торможения до 2000...2100 К (Рис. 8) в воздушной среде при скоростях до $M = 5 \dots 6$.

В *заключении* сформулированы основные результаты диссертационной работы.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Выполнен обзор различных концепций высокоскоростных летательных аппаратов и дано обоснование выбора объекта исследования.

2. Дан анализ тепловых нагрузок на элементы конструкции высокоскоростных летательных аппаратов, выявлены наиболее теплонагруженные элементы конструкции и выполнен обзор методов их тепловой защиты. Рассмотрены свойства термостойких материалов и композиций, а также различные способы модификации излучательных характеристик теплозащитных покрытий.

3. Выполнено численное исследование теплового состояния элемента конструкции ВЛА — кромки аэродинамического профиля. На примере высокоскоростного летательного аппарата исследован модельный траекторный тепловой режим указанного элемента конструкции и дана сравнительная оценка температурного состояния кромки из оксидной и бескислородной керамики. Изучены возможности повышения термостойкости кромки.

4. Проведено экспериментально-теоретическое исследование тепловых характеристик термостойкой облицовки. Описаны эксперименты по определению тепловых характеристик покрытий, дана оценка физических характеристик теплоизолирующей облицовки, оценена корректность полученных характеристик. В качестве возможного конструктивного варианта кромки предложено использовать теплопроводный сердечник с облицовкой из термостойкого материала, обладающего малой теплопроводностью.

5. Выполнено моделирование теплового состояния носовых кромок элементов конструкции в виде затупленного клина, обтекаемого высокоскоростным газовым потоком. Проведено исследование газодинамических характеристик поля течения, выполнен предварительный анализ температурного состояния клина с металлическим сердечником и теплоизолирующей облицовкой. Изложена методика экспериментальных исследований и обоснован выбор режимов тепловых испытаний.

6. Проведено экспериментальное исследование теплового состояния физических моделей. Обоснованы основные параметры исследуемых физических моделей и рассмотрены особенности организации испытаний. Выполнены расчеты газодинамических параметров течения газового потока в рабочей зоне.

7. Показано, что конструкция кромки аэродинамического профиля в виде теплопроводного никелевого сердечника с облицовкой из диоксида алюминия работоспособна при температурах торможения до 2000...2100 К. Разработанная расчетно-экспериментальная методика может быть использована при оценке работоспособности предложенного конструктивного решения многоэлементной кромки с применением высокотермостойких керамик.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Сравнительная оценка теплового состояния клина с термостойким покрытием в высокоскоростном воздушном потоке / А.А. Алиев [и др.] // Вестник Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2022. № 1. С. 4–23 (1,3 п.л. / 0,325 п.л.).

2. Алиев А.А., Товстоног В.А. Оценка температурного состояния элементов тепловой защиты аэродинамического профиля высокоскоростного атмосферного летательного аппарата // Сборник тезисов XLV Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: в 4 т. Москва, 2021. Т. 1. С. 105–108 (0,33 п.л. / 0,165 п.л.).

3. Моделирование температурного состояния образцов высокотемпературных керамических материалов / А.А. Алиев [и др.] // Вестник Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. 2021. № 2. С. 85–101 (1,3 п.л. / 0,325 п.л.).

4. Тепловое состояние аэродинамического профиля летательного аппарата, обтекаемого высокоскоростным потоком воздуха / А.А. Алиев [и др.] // Вестник Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2021. № 3. С. 4–24 (1,63 п.л. / 0,326 п.л.).

5. О некоторых особенностях температурных режимов при тепловых испытаниях высокотемпературных керамических материалов в высокоскоростных газовых потоках / А. А. Алиев [и др.] // Сборник докладов IV Всероссийской научно-технической конференции «Высокотемпературные керамические композиционные материалы и защитные покрытия». Москва, ВИАМ, 2020. С. 113–125 (1,06 п.л. / 0,212 п.л.).

6. Алиев А.А. Прогнозирование температурного состояния кромки из диоксида циркония в условиях гиперзвукового аэродинамического нагрева // Сборник трудов XIII Всероссийской конференции молодых ученых и специалистов (с международным участием) «Будущее машиностроения России»: в 2 т. Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. Т. 2. С. 3–6 (0,33 п.л.).

7. Алиев А.А. Расчетная оценка длительной прочности циркониевой керамики // Известия высших учебных заведений. Сер. Машиностроение. 2020. № 11. С. 83–88 (0,49 п.л.).

8. Оценка теплового состояния затупленного клина в высокоскоростном газовом потоке/ А. А. Алиев [и др.] // Вестник Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2019. № 3. С. 29–40 (0,98 п.л. / 0,49 п.л.).