

На правах рукописи



Скибина Надежда Петровна

**ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ
ПРОЦЕССОВ В ПРОТОЧНОМ КАНАЛЕ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ
ОБТЕКАНИИ МОДЕЛЬНОГО ТЕЛА**

01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Томск – 2022

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Национальный исследовательский Томский государственный университет».

Научный руководитель: кандидат физико-математических наук, доцент
Фарапонов Валерий Владимирович

Официальные оппоненты:

Карпов Александр Иванович, доктор физико-математических наук, Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Удмуртский федеральный исследовательский центр Уральского отделения Российской академии наук, лаборатория физико-химической механики Института механики, главный научный сотрудник;

Миньков Леонид Леонидович, доктор физико-математических наук, профессор, федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Национальный исследовательский Томский государственный университет», кафедра математической физики, профессор;

Наливайченко Денис Геннадьевич, кандидат технических наук, Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук, лаборатория № 5 «Аэрогазодинамики больших скоростей», заведующий лабораторией.

Защита состоится 30 сентября 2022 г. в 14 час. 30 мин. на заседании диссертационного совета «НИ ТГУ.01.02», созданного на базе физико-технического факультета федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Национальный исследовательский Томский государственный университет» по адресу: 634050, г. Томск, пр. Ленина, 36 (учебный корпус № 2 ТГУ, аудитория 428).

С диссертацией можно ознакомиться в Научной библиотеке и на официальном сайте федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Национальный исследовательский Томский государственный университет» www.tsu.ru.

Материалы по защите диссертации размещены на официальном сайте ТГУ: <https://dissertations.tsu.ru/PublicApplications/Details/49fb9990-52f4-4f6f-a3ce-09ea062236e6>

Автореферат разослан « ____ » августа 2022 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета

Усанина Анна Сергеевна

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность изучения процессов, сопровождающих движение тел с высокими скоростями, обусловлена большими вызовами и приоритетными направлениями развития Российской Федерации. В настоящее время ведутся активные научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы, нацеленные на решение задачи создания перспективных летательных аппаратов различного целевого назначения и поддержку конкурентоспособности в сфере аэрокосмических технологий. Качественные научные и научно-технические разработки способны обеспечить лидирующие позиции в мире, позволят решить проблемы связанности территорий, освоения и рационального использования космического и воздушного пространства.

При изучении процессов теплообмена, динамики и механики полета на высоких скоростях используются экспериментальные и расчетно-теоретические подходы для определения локальных и интегральных аэродинамических характеристик летательных аппаратов и элементов их конструкций. Рассматриваются проблемы создания прямоточных воздушно-реактивных двигателей на твердом топливе, вопросы реализации процессов горения в присутствии сверхзвуковых потоков, задачи управления и тепловой защиты. Аналогичные исследования проводятся в США, Китае, Израиле, Индии и странах Европы, что позволяет использовать опыт иностранных коллег для формирования оптимальной стратегии продуктивного развития.

Экспериментальные исследования с использованием аэродинамических труб широко применяются на практике и позволяют получать количественные и качественные данные, которые в соответствии с критериями подобия могут быть перенесены на реальные объекты и процессы. Однако получение большого объема экспериментальных данных затруднительно и сопряжено с затратами ресурсов, так как набор параметров, которые могут быть зарегистрированы в ходе аэродинамических испытаний, ограничен и требует обязательной статистической обработки. При исследовании процессов в сверхзвуковых потоках возникает необходимость применения специальных высокоточных датчиков, тщательного их подбора и градуировки, а также размещения таким образом, чтобы контактные элементы не оказывали влияния на структуру течения и не приводили к возникновению и развитию возмущений. Для более детального изучения быстротекающих процессов целесообразно применять в исследованиях инструменты математического моделирования, что позволит одновременно развивать оба подхода. Турбулентные сверхзвуковые течения в каналах – сложный объект исследования ввиду большого количества сопряженных процессов. На таких сложных течениях удобно проводить проверку физико-математических моделей, осуществлять отладку оборудования и разрабатывать новые методики измерений.

Сверхзвуковые течения, сопровождающиеся отрывом пограничного слоя, имеют место при работе воздухозаборных устройств, диффузоров, камер сгорания и сопел, при торможении потоков в каналах различной геометрии. Зоны отрыва и рециркуляции в сверхзвуковом потоке приводят к возникновению участков

течения с дозвуковой скоростью и к интенсификации тепломассообмена, вклад и влияние которых необходимо учитывать при изучении нестационарных процессов.

Цель работы: исследование сверхзвукового течения газа, которое формируется в проточном канале при внешнем обтекании модельного осесимметричного тела и тангенциально обтекает поверхность легкоплавкого углеводородного материала.

Задачи исследования:

1. Получение значений газодинамических параметров в характеристическом ромбе АДТ при установившемся обтекании тела в рабочей части, путем математического моделирования аэродинамических испытаний.

2. Вычислительное исследование структуры и газодинамических параметров течения газа в проточном канале модельного осесимметричного тела, формирующегося при внешнем обтекании потоком с числами Маха 5 и 6 в аэродинамической трубе.

3. Исследование аэродинамического нагрева твердого горючего углеводородного материала при тангенциальном обтекании потоком воздуха, который формируется в проточном канале модельного тела при внешнем обтекании потоком с числами Маха 5 и 6.

Научная новизна работы:

1. Численно получены поля газодинамических параметров в сверхзвуковой АДТ МАУ с момента втекания воздуха в форкамеру до выхода на стационарный режим обтекания модели в рабочей части.

2. С использованием результатов математического моделирования и экспериментальных данных описана структура течения газа в осесимметричном проточном канале модельного тела, которое формируется при внешнем обтекании в АДТ МАУ потоками с числом Маха 5 и 6.

3. На примере численного расчета сверхзвукового турбулентного течения газа в проточном канале модельного тела продемонстрировано влияние сопряженного теплообмена через границу раздела «газ – твердое тело» на распределения давления и температуры в пристеночной области, структуру течения и положение вихревых зон, возникающих вследствие отрыва пограничного слоя при взаимодействии с ударными волнами.

4. Численно исследовано взаимодействие сверхзвукового турбулентного потока воздуха в проточном канале с поверхностью твердого углеводородного горючего материала при тангенциальном его обтекании. Определено время обтекания модельного тела в АДТ МАУ, необходимое для достижения температуры плавления полиэтилена без учета горения и химических реакций.

5. Экспериментально подтверждено положение зон рециркуляции в пристеночной области твердого горючего материала возникающих при течении газа в канале, а также их влияние на оплавление поверхности и изменение массы вследствие аэродинамического нагрева.

Теоретическая и практическая значимость работы:

1. Реализованный в работе подход к изучению обтекания тел в сверхзвуковой модельной аэродинамической установке позволяет проводить математическое моделирование нестационарных термогазодинамических

процессов в аэродинамических испытаниях и может быть применен для исследований в других экспериментальных установках.

2. Полученные в ходе исследования новые экспериментальные данные о распределении температуры и давления в пограничном слое на стенке канала с прямым уступом могут быть использованы для валидации результатов математического моделирования.

3. Результаты исследования процесса аэродинамического нагрева твердого легкоплавкого горючего в камере сгорания модельного ПВРД вследствие взаимодействия со сверхзвуковым турбулентным потоком позволят повысить точность описания механизмов пиролиза, абляции и горения.

4. С использованием отлаженной методики исследования нестационарных процессов в проточном тракте ПВРД с учетом сопряженного теплообмена могут быть описаны внутрикамерные процессы при движении в атмосфере. Расширение математической модели для учета химических реакций, пиролиза и горения открывает возможности для изучения процессов, физическое моделирование которых осуществляется на специальных стендах.

Исследования по теме диссертационной работы проводились в рамках следующих проектов:

1. Грант РФФИ 20-38-90108 «Экспериментально-теоретическое исследование нестационарного сверхзвукового течения в осесимметричном канале, моделирующем участок воздушно-реактивного двигателя» (2020-2022 гг., руководитель – Фарапонов В.В.)

2. Государственное задание Минобрнауки России, проект FSWM-2020-0036 «Разработка фундаментальных физико-математических моделей высокоэнергетических теплофизических и физико-механических процессов в природе, технике и технологиях» (2020-2024 гг., руководитель – Крайнов А.Ю.).

Методология и методы исследования.

В работе используются методы математического и физического моделирования. Численные расчеты реализованы в известном и апробированном вычислительном комплексе ANSYS Fluent. Экспериментальные исследования проведены в сверхзвуковой модельной аэродинамической установке кратковременного действия с использованием классических методов измерения давления, температуры, сил и моментов. Измерения осуществлялись на поверенных приборах. Обработка экспериментальных данных проводилась в соответствии с методами статистического анализа. Для визуализации процессов, протекающих при обтекании моделей в рабочей части экспериментальной установки, использовался шлирен метод с современным оборудованием для высокоскоростной видеосъемки.

Положения, выносимые на защиту:

1. Результаты математического моделирования аэродинамических испытаний в сверхзвуковой АДТ МАУ: распределения газодинамических параметров во внутреннем объеме и параметры течения в характеристическом ромбе.

2. Результаты расчетно-экспериментального исследования сверхзвукового турбулентного течения воздуха в проточном канале модельного тела

осесимметричной геометрии, формирующегося при внешнем обтекании потоком с числами Маха 5 и 6 в АДТ кратковременного действия.

3. Результаты численного исследования процесса аэродинамического нагрева твердого углеводородного горючего материала, размещенного на участке проточного канала модельного тела, при тангенциальном обтекании до момента воспламенения и горения.

4. Анализ результатов аэродинамических испытаний модельного осесимметричного тела с проточным каналом при размещении на участке наполнителя из твердого горючего материала.

Достоверность полученных результатов обеспечивается использованием классических методов измерения в аэродинамических экспериментах и измерениями на поверенных приборах. Вычислительные исследования основаны на методе конечных объемов, реализованном в известном и апробированном вычислительном пакете для решения задач гидрогазодинамики *ANSYS Fluent*. Точность численного решения обеспечивается проверкой сходимости, а также строгой валидацией результатов путем сопоставления с экспериментальными данными.

Апробация работы.

Основные результаты исследования доложены на 22 научных конференциях, среди которых: XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Уфа, 2019 г.), V Всероссийский симпозиум по горению и взрыву (Москва, 2020 г.), XI Всероссийская конференция с международным участием Горение топлива: теория, эксперимент, приложения (Новосибирск, 2021 г.), XXII Зимняя школа по механике сплошных сред (Пермь, 2021 г.), Всероссийская конференция с элементами научной школы для молодых ученых «XXXV Сибирский теплофизический семинар» (Новосибирск, 2019 г.), Тепломассоперенос в системах обеспечения тепловых режимов энергонасыщенного технического и технологического оборудования (Томск, 2019 и 2021 г.), 9-я Международная конференция «Космический вызов XXI века. Новые технологии, материалы и приборы для космических и земных приложений» (Ярославль, 2019 г.), XX Международная конференция по методам аэрофизических исследований ICMAR'2020 (Новосибирск, 2020 г.), Всероссийская научно-техническая конференция «Фундаментальные основы баллистического проектирования» (Санкт-Петербург, 2018 г. и 2021 г.), X Всероссийская научная конференция «Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики», посвященная 140-летию НИИ ПММ ТГУ (Томск, 2018 г.), Всероссийская молодежная научная конференция «Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики» (Томск, 2018 г., 2019 г., 2021 г.), Всероссийская конференция молодых учёных по математическому моделированию и информационным технологиям (Кемерово, 2018 г., Новосибирск, 2019 г., 2020 г., 2021 г.), Наука. Технологии. Инновации (Новосибирск, 2019 г.), Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии, Новосибирск–Шерегеш (Новосибирск, 2020 г., 2021 г., 2022 г.).

Публикации.

По теме диссертации опубликовано 29 работ, в том числе 7 статей в журналах, включенных в Перечень рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертации на соискание ученой степени кандидата наук, на соискание ученой степени доктора наук (из них 3 статьи в российских научных журналах, входящих в *Scopus*, 2 статьи в белорусском научном журнале, переводная версия которого входит в *Scopus*, 2 статьи в российских научных журналах, входящих в *Russian Science Citation Index*), 3 статьи в сборниках материалов конференций, представленных в изданиях, входящих в *Scopus*, 19 публикаций в сборниках материалов международной и всероссийских (в том числе с международным участием) научных конференций.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, приведены цель и задачи исследования, новизна, теоретическая и практическая значимость работы. Перечислены положения, выносимые на защиту, методы исследования, достоверность и апробация полученных результатов.

Вычислительные аналоги и математические модели аэродинамических труб (АДТ) в настоящее время становятся неотъемлемой частью методики экспериментальных исследований. Компьютерное моделирование применяется для изучения течений в АДТ, служит инструментом для определения оптимального расположения измерительного оборудования и исследуемых тел, используется при проектировании и формировании облика новых установок, а также для создания конструкторской документации. Глава 1 посвящена математическому моделированию экспериментов в сверхзвуковой модельной аэродинамической установке (МАУ) кратковременного действия, которая используется для изучения высокоскоростного обтекания тел и объектов. Аналитический обзор работ авторов из ЦАГИ им. Жуковского (Ртищева А. С., Чистов Ю. И., Дроздов С. М., Боровой В. Я., Босняков С. М., Власенко В. В и др.), МГТУ им. Баумана (Буй В. Т.) и ИТПМ СО РАН (Сидоренко А. А., Кутепова А. И., Аульченко С. М., Галкин В. М., Звегинцев В. И.), отражающий возможности применения вычислительной гидрогазодинамики для проектирования и модернизации АДТ, представлен в п.1.1. В п.1.2 приведены схема АДТ МАУ и геометрические характеристики ее основных элементов (форкамера, сопла, рабочая часть, диффузор). В п.1.3 описаны результаты экспериментальных исследований обтекания модельного тела – конуса с углом полураствора 15° . В ходе экспериментов были измерены: полное давление в форкамере АДТ, статическое давление в точке на боковой поверхности конуса, коэффициент силы лобового сопротивления C_x , также была получена визуализация высокоскоростного обтекания тела.

Математическая модель движения воздуха во внутреннем объеме аэродинамической трубы состоит из системы нестационарных осредненных уравнений Навье-Стокса, которые дополнены уравнениями полуэмпирической модели турбулентности *SST Transition*. Основные уравнения представлены в п.1.4.

Численное решение уравнений математической модели реализуется методом конечных объемов в *ANSYS Fluent*. Для интегрирования уравнений используется неявная численная схема второго порядка точности по времени и схема второго порядка точности против потока по пространству, конвективные потоки через грани расчетных ячеек вычислялись методом Роу (*Roe-FDS*). Шаг по времени $dt=10^{-4}$.

Область решения задачи представляет собой внутренний объем АДТ, где в рабочей части размещен конус. Область покрывается расчетной сеткой, состоящей из четырехугольных ячеек, со сгущением к стенкам внутренней поверхности АДТ и к поверхности конуса для разрешения пограничного слоя ($1 \leq y^+ \leq 8$). Внешний вид расчетных областей приведен в п.1.5. В начальный момент времени статические давление и температура в расчетной области составляют $P_{st} = 10^5$ Па и $T_{st} = 293$ К. Давление на входной границе соответствует полному давлению в форкамере, измеренному в экспериментах, что позволяет проводить валидацию результатов численного решения задачи (п.1.6). На рисунке 1 приведено сопоставление фрагмента кадра теневой визуализации обтекания конуса (сверху) с фрагментом поля плотности (снизу). В эксперименте и в расчете конус располагается в характеристическом ромбе, отчетливо видна ударная волна в головной части, структуры течения вблизи тела качественно согласуются.

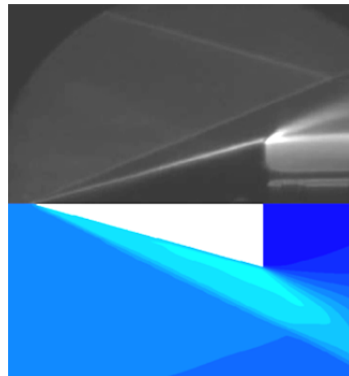
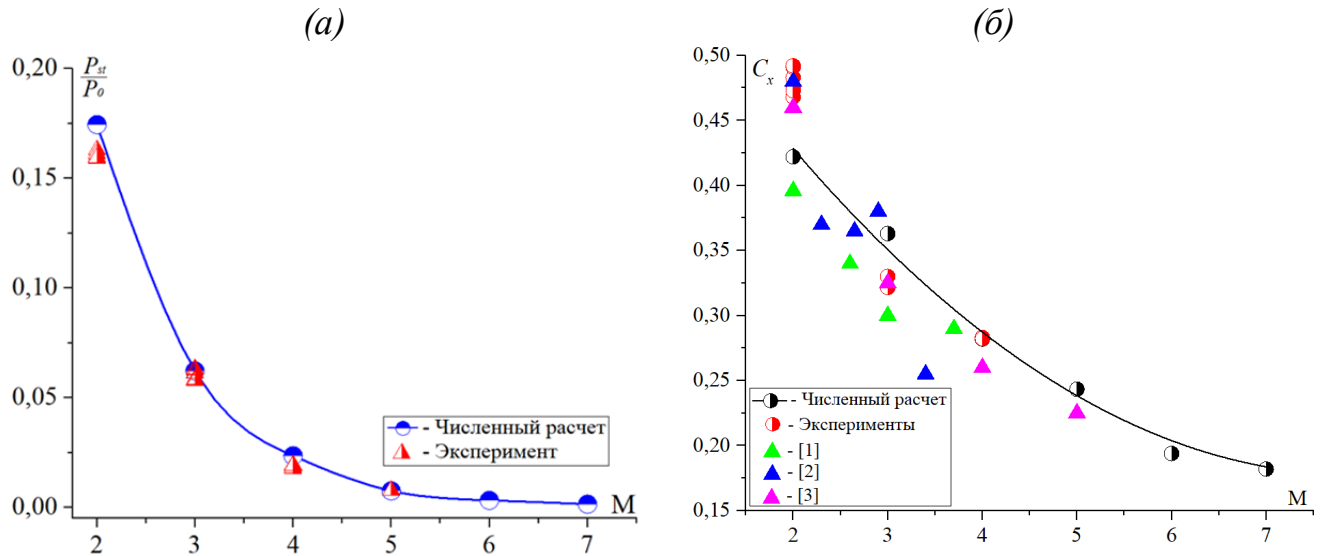


Рисунок 1 – Качественное сравнение результатов эксперимента и численного расчета (число Маха в набегающем потоке 3)

На рисунке 2 представлено сравнение результатов численного решения с экспериментальными данными по величине давления в точке на боковой поверхности конуса (рис.2а) и по коэффициенту силы лобового сопротивления (рис.2б). Изменение давления в зависимости от числа Маха в набегающем потоке представлено в безразмерном виде – как отношение статического давления на теле P_{st} к величине давления в форкамере P_0 . Значения коэффициента C_x , полученные в численном расчете, сопоставлены с измеренными экспериментально значениями и данными других авторов.

Характер изменения $P_{st}(M)$ и $C_x(M)$ в экспериментах и при математическом моделировании качественно совпадают. Количественное рассогласование значений для давления в расчете и в эксперименте в среднем составило 10%, по величине коэффициента силы лобового сопротивления – в среднем 7.6%.

Полученные отличия обусловлены допущениями, принятыми при численном решении задачи, и погрешностями модели.



a – давление на боковой поверхности конуса, b – значения коэффициента C_x

Рисунок 2 – Количественное сопоставление результатов расчета с экспериментальными данными и данными других авторов¹

В ходе численного решения нестационарной задачи о движении воздуха во внутреннем объеме АДТ МАУ производилась запись значений статического давления в рабочей части – на рисунке 3а показано изменение с момента запуска до выхода на режим АДТ с соплом $M=2$. Видно, что уменьшение давления в рабочей части с атмосферного значения 100кПа до величины ~ 26 кПа, сопровождающее выход установки на режим, происходит за время $t \sim 0.05$ с и в расчете, и в эксперименте. На рисунке 3б показаны изменение коэффициента C_x конуса и давления в рабочей части: при достижении давления ~ 26 кПа происходит установление стационарного обтекания, чему соответствует $C_x = 0.442 = const$, что также свидетельствует о выходе АДТ на режим.

В таблице 1 приведены значения статического давления в рабочей части АДТ МАУ, при достижении которых происходит выход установки с различными соплами на режим в численных расчетах. Ранее данные значения определялись экспериментально.

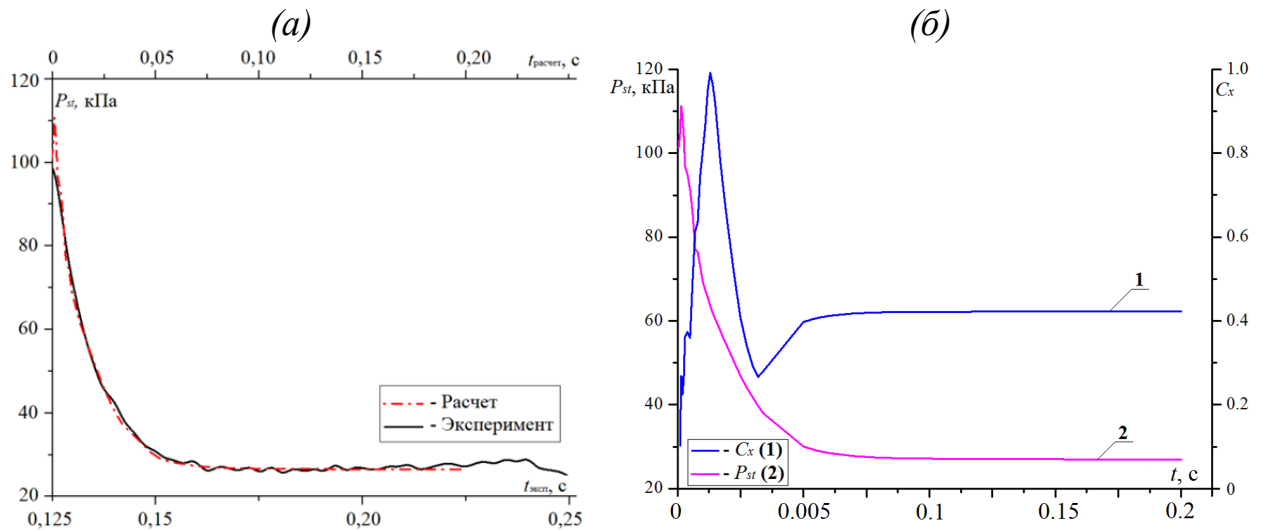
Таблица 1 – Статическое давление в рабочей части АДТ с разными соплами

M	2	3	4	5	6	7
P_{st} , МПа	0.0269	0.0208	0.0234	0.0155	0.0158	0.0071

[1] Артонкин В. Г. Аэродинамические характеристики острых и притупленных конусов при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях / В. Г. Артонкин, П. Г. Леутин, К. П. Петров [и др.] // Тр. ЦАГИ. – 1972. – Вып. 1413. – 92 с.

[2] Шелудько Ю. В. Измерение донного давления осесимметричных тел малого удлинения // Физико-газодинамические баллистические исследования / под ред. Г. И. Мишина. – Л.: Наука, 1980. – С. 68–77.

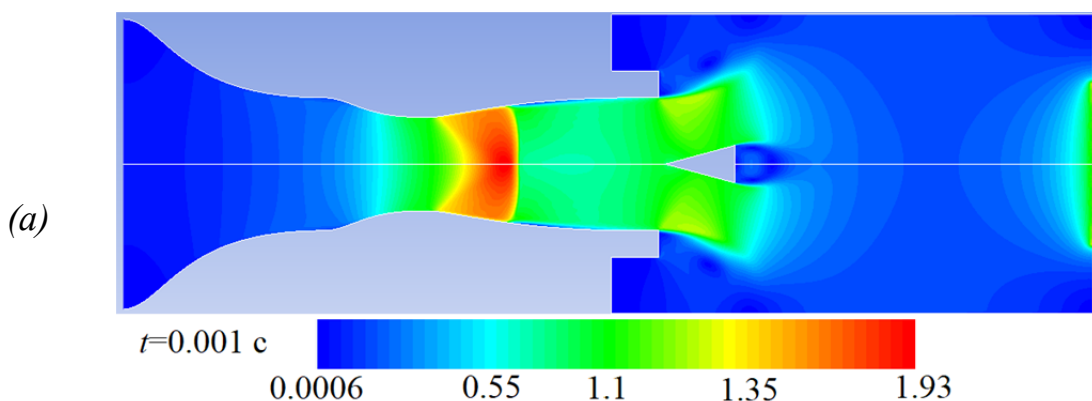
[3] Чорный А. Д. Верификация физико-математической модели для расчета аэродинамических характеристик плохобтекаемых тел, движущихся в воздухе при больших числах Маха / А. Д. Чорный, А. Н. Чичко, Ю. В. Жукова, И. Г. Кухарчук, А. Ф. Мелец, В. А. Малкин // Системный анализ и прикладная информатика. – 2018. – №. 3. – С. 42-47.



a – изменение статического давления в рабочей части, b – изменение статического давления в рабочей части и коэффициента C_x конуса при запуске АДТ и выходе на режим

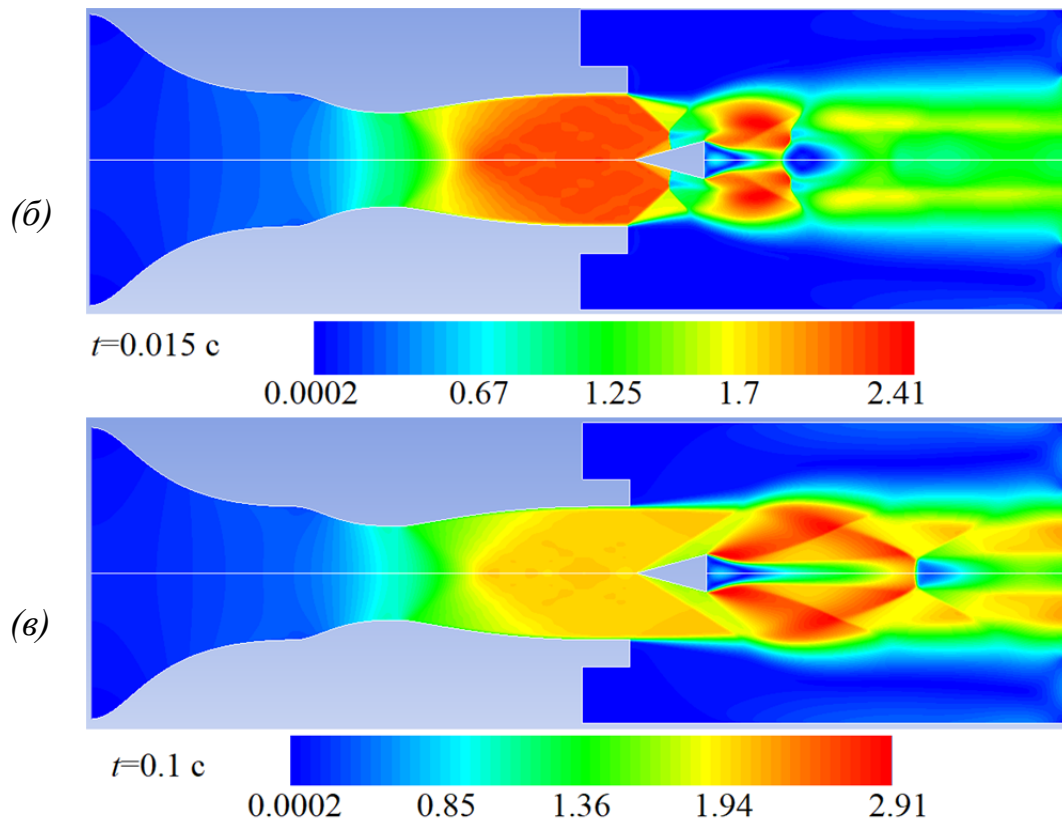
Рисунок 3 – Изменение параметров в АДТ с соплом $M=2$

Результаты численного решения нестационарной задачи изложены в п.1.7. На рисунке 4 представлено полученное изменение поля числа Маха во внутреннем объеме АДТ МАУ с момента втекания воздуха в форкамеру до установления обтекания тела в рабочей части. На рисунке 4а видно, что за критическим сечением сопла происходит разгон потока, а на выходе из сопла формируется рабочая струя газа (воздуха). Поле числа Маха на рисунке 4б соответствует моменту, когда сформировавшийся сверхзвуковой поток воздуха с заданным числом Маха натекает на конус – формируются ударная волна на теле и характеристический ромб. На рисунке 4в поле чисел Маха соответствует квазистационарному обтеканию конуса в эксперименте, когда конус полностью располагается в характеристическом ромбе и структура течения сохраняется неизменной.



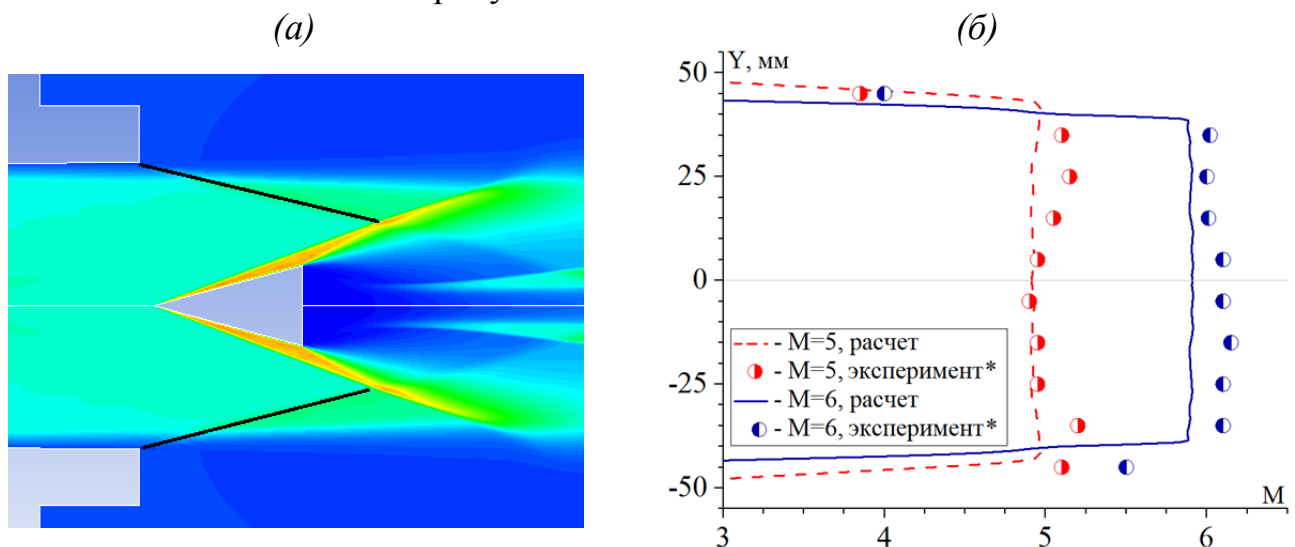
a – формирование струи рабочего газа в сопле

Рисунок 4, a – Движение воздуха в АДТ с соплом $M=2$ при обтекании тела в рабочей части



б – начало процесса обтекания конуса, в – квазистационарный режим обтекания
Рисунок 4, б-в – Движение воздуха в АДТ с соплом $M=2$ при обтекании тела в рабочей части

В вычислительных экспериментах в АДТ МАУ с конусом в рабочей части была получена зона стационарного течения, идентичная характеристическому ромбу в исследуемой установке – рисунок 5а. Сравнение профилей числа Маха на выходе из сопла, полученных в численных расчетах, с данными экспериментальных измерений ИТПМ СО РАН, показало количественное и качественное соответствие – рисунок 5б.



а – границы характеристического ромба в вычислительном эксперименте, б – сравнение профилей числа Маха на срезе сопла

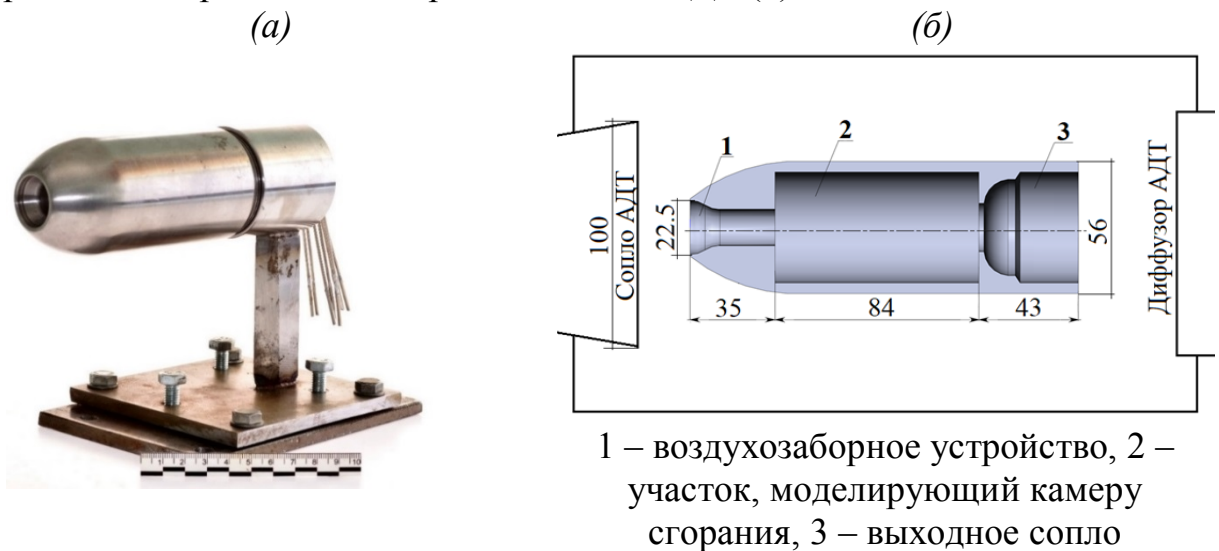
Рисунок 5 – Результаты вычислительного исследования

Относительное рассогласование по числу Маха в характеристическом ромбе в численном расчете и в эксперименте не превышает 3.2%. Полученное описание течения в характеристическом ромбе может быть использовано для анализа обтекания тел в рабочей части АДТ МАУ в упрощенной форме – без необходимости моделирования всех функциональных элементов установки и учета границ рабочей струи.

Основные выводы по **главе 1** приведены в **п.1.8**.

Глава 2 посвящена исследованию течения, которое формируется в проточном канале при внешнем обтекании осесимметричного модельного тела в сверхзвуковой АДТ МАУ. В **п.2.1** изложен аналитический обзор научно-исследовательских работ, нацеленных на изучение газодинамики течений в проточных трактах воздушно-реактивных двигателей. Выявлено, что в большинстве работ основным методом исследований является математическое моделирование, так как экспериментальное изучение протекающих процессов трудоемкая и сложная задача. Установлено, что для экспериментальных исследований требуются новые методики измерения, а также есть потребность в получении новых экспериментальных данных для валидации результатов математического моделирования и комплексного описания процессов, сопровождающих движение воздуха в проточных трактах воздушно-реактивных двигателей.

В **п.2.2** представлена постановка задачи для физического и математического моделирования. На рисунке 6 приведены внешний вид модельного тела (*а*), геометрия и схема размещения в рабочей части АДТ (*б*).



а – внешний вид модельного тела, *б* – схема модельного тела и его размещение в рабочей части АДТ

Рисунок 6 – Модельное тело с проточным осесимметричным каналом для физического и математического моделирования

В ходе экспериментов в АДТ МАУ, с использованием измерительных устройств, описанных в **п.2.3**, получены распределения давления и температуры вдоль стенки проточного канала. Численное моделирование обтекания модельного тела изложено в **п.2.4**. Объектом исследования является течение газа, которое

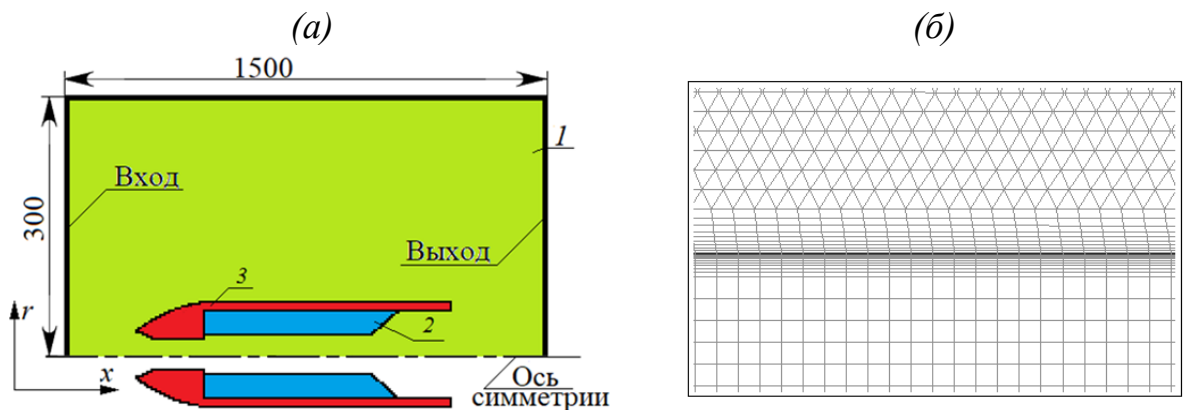
формируется в проточном канале при внешнем обтекании модельного тела в АДТ потоком с числами Маха 5 и 6. Предмет исследования – распределения параметров и структура течения в осесимметричном канале. Численное решение задачи реализовано методом конечных объемов в вычислительном комплексе *ANSYS Fluent*. Рассматривается задача внешнего обтекания модельного тела, где в качестве начальных условий использованы атмосферные параметры, соответствующие экспериментальным условиям, а в качестве граничных условий – параметры течения в характеристическом ромбе АДТ, т.е. осуществляется математическое моделирование квазистационарного обтекания модельного тела в аэродинамических экспериментах.

На рисунке 7а показана схема области численного решения задачи, где указаны ее размеры, обозначены границы и выделены три типа ячеек с различными свойствами: 1 – *fluid* (воздух), 2 и 3 – *solid* (материал выносного модуля измерительного устройства и корпус модели, соответственно). В таблице 2 приведены названия и свойства материалов, из которых выполнены корпус модельного тела и выносной модуль измерительного устройства.

Таблица 2 – Свойства твердотельных элементов

Элементы	Материал	ρ , кг/м ³	C_p , Дж/кг·К	λ , Вт/м·К
Корпус модельного тела	Сталь 45	7769	494	47
Модуль измерительного устройства	Капролон	1160	2500	0.27

Область решения разбивалась на расчетные ячейки четырехугольной геометрии в зонах течения газа со сгущением к поверхности модельного тела для разрешения пограничного слоя. Твердотельные области – корпус модели и выносной модуль измерительного устройства – покрывались ячейками из равновеликих треугольников – рисунок 7б. Настройки решателя, результаты проверки сеточной сходимости, начальные и граничные условия представлены в п.2.4.

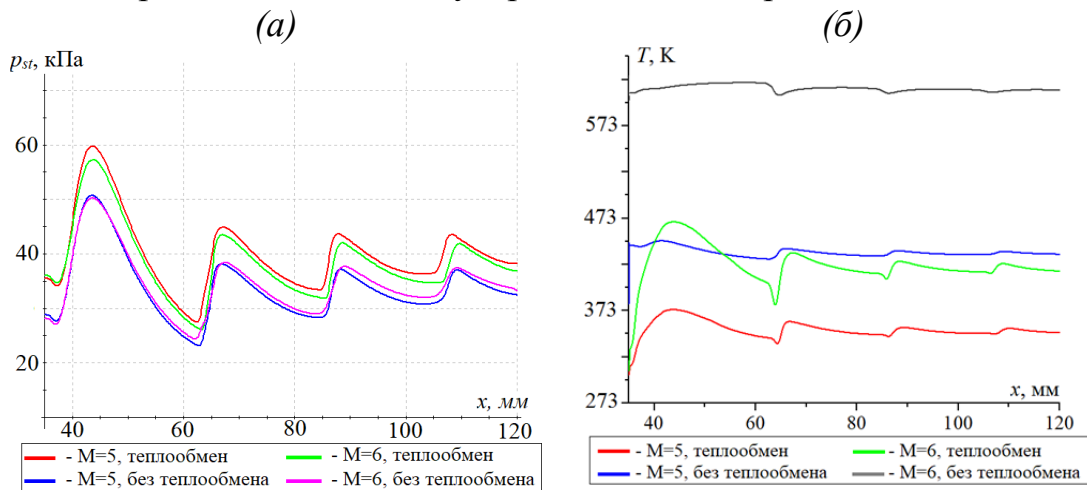


а – схема области решения, б – фрагмент сетки в проточном тракте

Рисунок 7 – Область решения задачи

Результаты экспериментальных измерений, которые были проведены в ходе аэродинамических испытаний, представлены в п.2.5. Установлено, что погрешность измерений в рамках серии экспериментов составляет 2.5% для величины давления и 2.15% для температуры, а характер изменения газодинамических параметров вдоль стенки проточного тракта немонотонный.

В п.2.6 представлен анализ результатов численного решения задачи обтекания модельного тела, стенки которого приняты адиабатическими и учитывают сопряженный теплообмен между потоком газа и твердым телом. Установлено, что характер распределения газодинамических параметров вблизи стенки немонотонный вне зависимости от выполняющегося граничного условия. Однако величина давления вблизи адиабатической стенки канала ~15% ниже давления вблизи стенки, через которую происходит передача тепла от газа к твердому телу. Экстремумы на распределениях давления вблизи стенки (рисунок 8а) возникают при взаимодействии ударных волн с пограничным слоем.



а – давление, б – температура

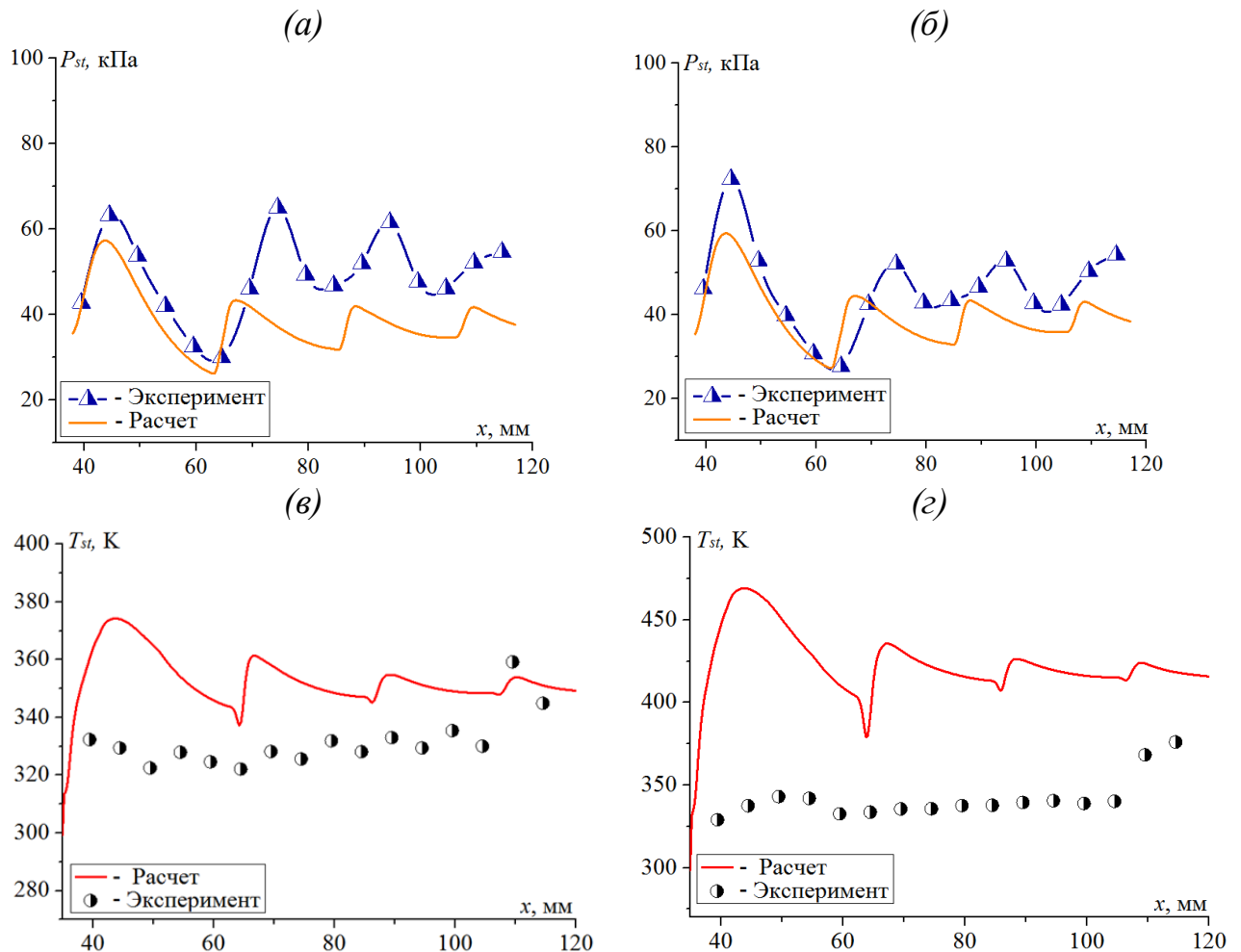
Рисунок 8 – Распределения газодинамических параметров вдоль стенки проточного канала в задаче с адиабатическими стенками и с учетом сопряженного теплообмена

На рисунке 8б показаны распределения температуры вблизи стенки, построенные по результатам численного решения задачи. Вблизи адиабатической стенки значения температуры на ~50% выше температуры вблизи стенки с граничным условием IV рода. Понижение температуры в пограничном слое при учете сопряженного теплообмена приводит к смещению точек отрыва вниз по потоку (смещение пиков на распределении давления), что отражается на структуре течения и характеристиках отрывного течения в целом. При решении нестационарных задач необходимо производить учет сопряженного теплообмена, так как при отрывах вблизи стенки присутствует локальное повышение температуры, оказывающее влияние на тепловое состояние материала конструкции, модели и др.

Комплексный анализ результатов физического и математического моделирования приведен в п.2.7. На рисунке 9 представлены распределения температуры и давления вдоль стенки проточного канала, полученные в расчетах и в экспериментах. На графиках видны экстремумы, возникающие вследствие

взаимодействия ударных волн с пограничным слоем. Первый экстремум возникает за уступом, три последующих – при отражении ударных волн от стенок канала. Рассогласование по величине статического давления (рисунок 9а и рисунок 9б) обусловлено запаздыванием системы регистрации измерительного устройства, а распределения, полученные в численных расчетах, соответствуют квазистационарному внешнему обтеканию модельного тела в АДТ.

Для выявления причины качественного и количественного (~35% при $M=5$ в набегающем потоке и ~80% при $M=6$) несоответствия по величине температуры, полученной в расчетах и в экспериментах, был проведен анализ теплового состояния выносного модуля измерительного устройства, выполненного из капролона для физического моделирования адиабатического граничного условия на стенке канала.



а – давление, $M=5$, б – давление, $M=6$, в – температура, $M=6$, г – температура, $M=6$

Рисунок 9 – Распределения газодинамических параметров вблизи стенки проточного канала при разных числах Маха набегающего потока

Профили температуры в материале, из которого выполнен каркас выносного модуля измерительного устройства, приведены на рисунке 10. Видно, что в тонком слое капролона ($h=1\text{мм}$) происходит изменение температуры от начального значения 293 К до температуры в пограничном слое на стенке.

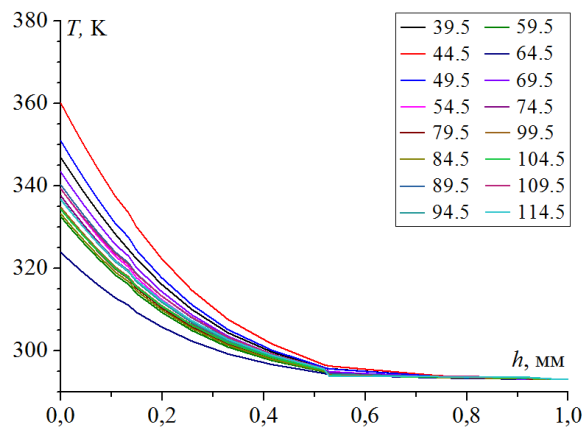
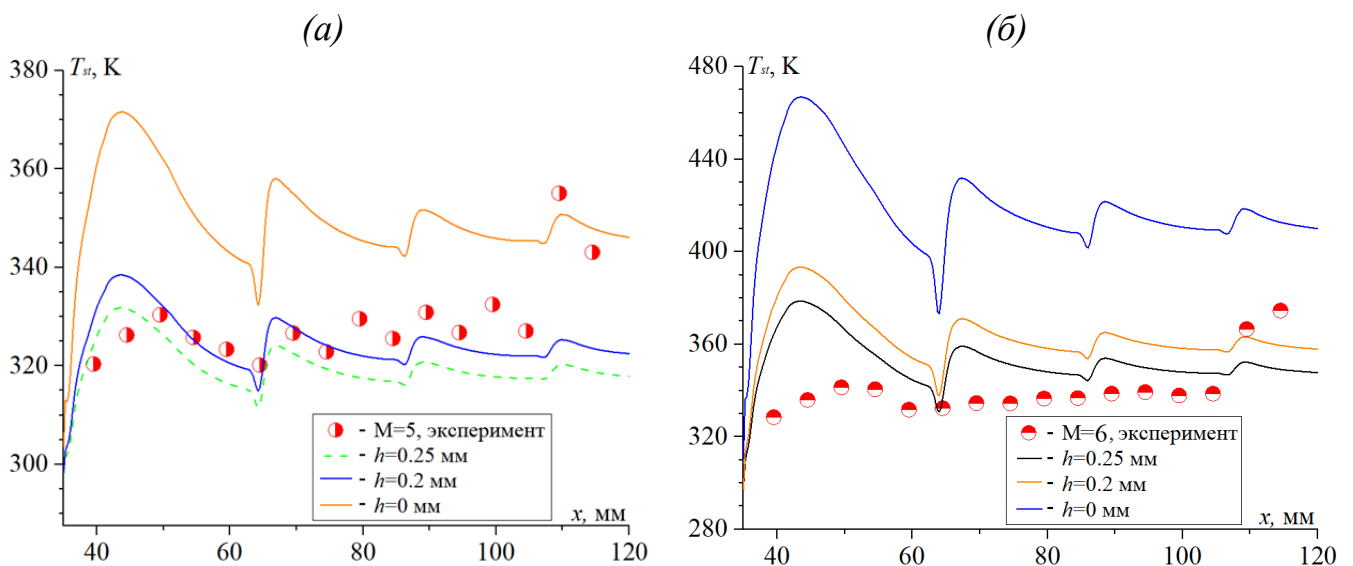


Рисунок 10 – Профили температуры в материале выносного модуля измерительного устройства (капролон), $M=5$

Этот факт свидетельствует о том, что капролон, по свойствам являющийся теплоизолятором, не обеспечивает выполнение адиабатического граничного условия в зоне контакта с газом. При анализе распределений температуры на глубине расположения чувствительного элемента датчика температуры ($h \sim 0.2$ мм) получено уменьшение количественного рассогласования до 11% при обтекании модельного тела внешним потоком с $M=5$ и 9.5% при $M=6$ – рисунок 11.



a – набегающий поток с $M=5$, b – набегающий поток с $M=6$

Рисунок 11 – Распределения температуры в материале выносного модуля измерительного устройства на различном расстоянии от зоны контакта с потоком

Течение газа в проточном канале исследуемого модельного тела сопровождается отрывом пограничного слоя и возникновением локального повышения температуры, вследствие чего происходит аэродинамический нагрев и формирование неоднородного температурного поля в твердом материале (выносном модуле измерительного устройства). Поэтому целесообразно провести оценку интенсивности сопряженного теплообмена, который сопровождает движение воздуха в проточном тракте и проанализировать возможности его

использования для организации процесса горения твердого горючего, размещенного на участке камеры сгорания модельного тела.

В п.2.8 приведены основные выводы по главе 2.

Глава 3 посвящена расчетно-экспериментальному исследованию взаимодействия сверхзвукового потока газа в проточном канале модельного тела с поверхностью легкоплавкого горючего материала, размещенного на участке камеры сгорания. Проточный канал имеет участок, где происходит внезапное расширение, что позволяет рассматривать его как камеру сгорания классической геометрии. По результатам литературного обзора, представленного в п.3.1, установлено, что исследование и разработки высокоэнергетических топливных композиций с легкоплавкими полимерными компонентами в составе – одно из перспективных и ключевых направлений изучения воздушно-реактивных двигателей.

Целью заключительного этапа работы является изучение процессов кондуктивного теплопереноса в системе «газ – твердое тело», возникающего при течении газа и его взаимодействии с поверхностью материала, для прогнозирования процессов прогрева материала, инициирования горения и распространения пламени. Неоднородное температурное поле в твердом материале формируется вследствие аэродинамического нагрева, возникающего при теплообмене между материалом и потоком воздуха в канале, и именно молекулярный теплоперенос является доминирующим механизмом распространения тепла до момента возгорания. Таким образом, тепловое состояние материала, которое формируется вследствие аэродинамического нагрева, определяет положение зон высокой температуры, где в первую очередь будут происходить пиролиз и горение.

В п.3.2 изложена постановка задачи вычислительного и экспериментального этапов исследования, введены ключевые понятия, кратко описаны выбранные легкоплавкие материалы – таблица 3.

Таблица 3 – Теплофизические свойства исследуемых легкоплавких полимерных горючих материалов

Название материала	ρ , кг/м ³	C_p , Дж/(кг·К)	λ , Вт/(м·К)	$T_{пл}$, К
Полиэтилен (PE)	922	2470	0.293	~ 390
Полиоксиметилен (POM)	1410	1500	0.310	~ 440
Полиметилметакрилат (PMMA)	1200	1470	0.190	~ 430

Численные расчеты, направленные на исследование плавления твердых легкоплавких материалов в условиях эксперимента в АДТ кратковременного действия, подробно представлено в п.3.3. На рисунке 12 показаны поля температуры в полиэтилене (PE), формирующиеся к моменту квазистационарного обтекания модельного тела $t=1$ с в АДТ при числах Маха набегающего потока $M=5$

(а) и $M=6$ (б). На распределениях видно увеличение статической температуры потока в пристеночной области, где максимальные значения достигаются за уступом в канале и в областях взаимодействия ударных волн с пограничным слоем, что приводит к формированию прогретого слоя в материале.

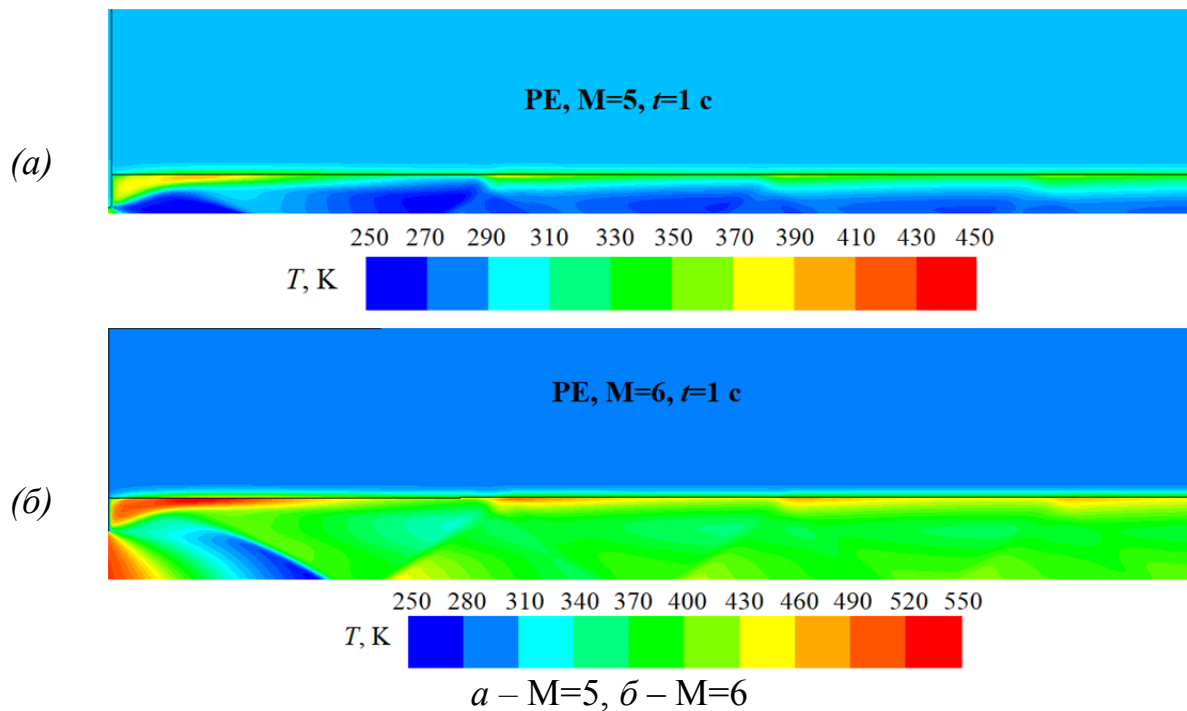


Рисунок 12 – Распределение температуры в наполнителе из полиэтилена и формирование прогретого слоя при внешнем обтекании модельного тела, $t=1$ с

На рисунке 13 показаны профили температуры в полиэтилене, соответствующие полям на рис.12. Аналогичным образом выглядят распределения температуры в других материалах – происходит изменение температуры от величины в пограничном слое до начального значения 293К.

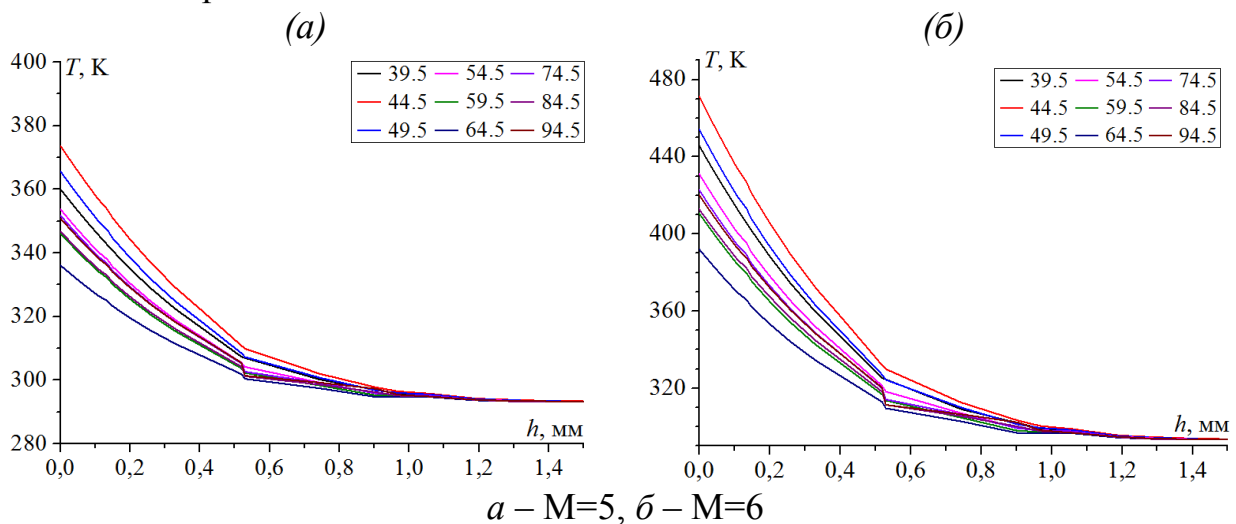


Рисунок 13 – Профили температуры в полиэтилене, $t=1$ с

Для каждого из исследуемых легкоплавких материалов получены: толщина прогретого слоя (расстояние от внутренней поверхности, на котором происходит изменение температуры до начального значения приведены в таблице 4),

распределения температуры вдоль внутренней поверхности и тепловые потоки от воздуха к твердому телу.

Таблица 4 – Толщина прогретого слоя в материале к моменту обтекания модельного тела $t = 1\text{с}$

Название материала	Толщина прогретого слоя, мм	
	M=5	M=6
Полиоксиметилен (ПОМ)	2.57	2.73
Полиэтилен (ПЭ)	2.55	2.73
Полиметилметакрилат (ПММА)	2.45	2.51

При подготовке к экспериментальным оценкам возможности плавления горючих материалов под воздействием сверхзвукового потока в проточном канале был проведен термический анализ образцов закупленных полиэтилена и полиоксиметилена. В п.3.4 описаны результаты термического анализа образцов – термогравиметрии и дифференциальной сканирующей калориметрии (ДСК). Термический анализ позволил установить, что:

1. Диапазоны температуры, при которых происходит плавление материалов: $T_{PE} = 350 \div 470\text{K}$, $T_{POM} = 380 \div 510\text{K}$.

2. Удельная теплота плавления: $Q_{PE} = 91.86\text{ Дж/г}$, $Q_{POM} = 91.14\text{ Дж/г}$.

Результаты экспериментальной части работы, подтверждающей влияние аэродинамического нагрева на формирование неоднородного поля температуры в твердом легкоплавком материале вследствие взаимодействия с потоком в проточном канале модельного тела, изложены в п.3.5. Эксперименты были проведены в АДТ кратковременного действия МАУ, описанной в главе 1. Для полиэтилена и полиоксиметилена по результатам аэродинамических испытаний модельного тела получено изменение диаметра внутреннего канала, показанное на рисунке 14 и рассчитанное по формуле $\Delta l = l_a - l_b$, где l_a – диаметр канала до эксперимента, l_b – диаметра канала после эксперимента.

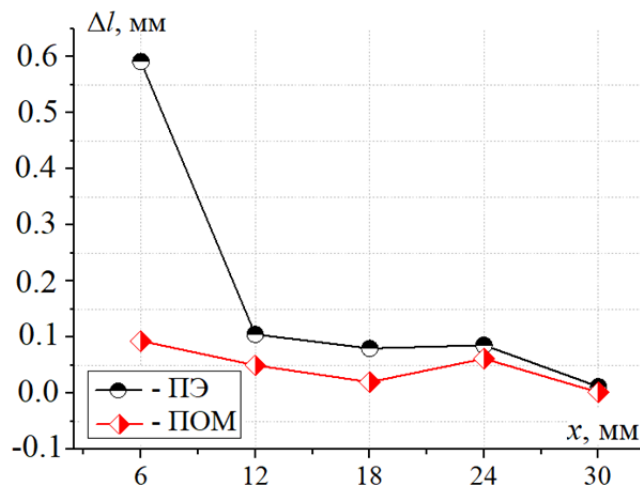


Рисунок 14 – Относительное изменение диаметра канала после эксперимента для полиэтилена (ПЭ) и полиоксиметилена (ПОМ)

Наибольшее изменение диаметра канала при прочих равных условиях эксперимента наблюдается для полиэтилена и составляет 0.5 мм. Измеренные значения согласуются между собой, так как на начальном участке внутреннего канала в пристеночной зоне формируется область рециркуляции. Под воздействием теплового потока от сверхзвукового течения газа в проточном тракте происходит расширение материала и, как следствие, регистрируемое уменьшение диаметра канала.

Для плавления полиэтилена и полиоксиметилена необходимо большее количество теплоты, что затруднительно в рамках экспериментов в трубе кратковременного действия без дополнительного подвода тепла. На рисунке 15 представлен график изменения полного давления и полной температуры в форкамере в эксперименте длительностью $t=5$ с. Скорость изменения температуры выше – после срабатывания электромагнитного клапана в форкамеру втекает нагретый воздух, который поступает через сопло в рабочую часть, а форкамера заполняется менее нагретым воздухом из баллонов, который, помимо затрат энергии на расширение, передает часть энергии на нагрев конструкции АДТ.

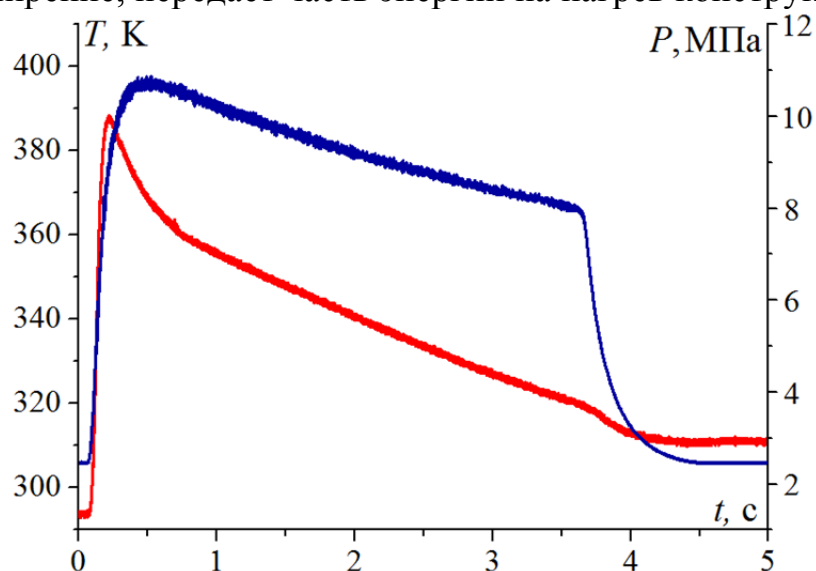


Рисунок 15 – Изменение давления и температуры в форкамере АДТ

В связи с этим для демонстрации влияния аэродинамического нагрева на тепловое состояние материала были проведены эксперименты с парафином марки П2 в качестве легкоплавкого горючего ($T_{пл.}=325\div 327$ K).

По результатам экспериментов с парафином при числе Маха 6 в набегающем потоке получено уменьшение массы материала на $\sim 2\%$, а также оплавление поверхности под воздействием потока в проточном канале – на рисунке 18 приведена развёртка внутренней поверхности наполнителя после единичного эксперимента. Левый торец наполнителя обращен к уступу в проточном канале, правый торец – к выходному соплу модельного тела. На рисунке 16 отчетливо видна граница, отделяющая поверхность материала, которая изменилась вследствие аэродинамического нагрева. На входе в канал видно сужение, возникающее вследствие наплавления парафина, возникающего под воздействием зоны рециркуляции за уступом. Далее по длине канала присутствуют менее выраженные изменения диаметра, а в задней части канала, где отрыва

пограничного слоя и интенсификации теплообмена не происходит, диаметр канала и внутренняя поверхность не изменяются.

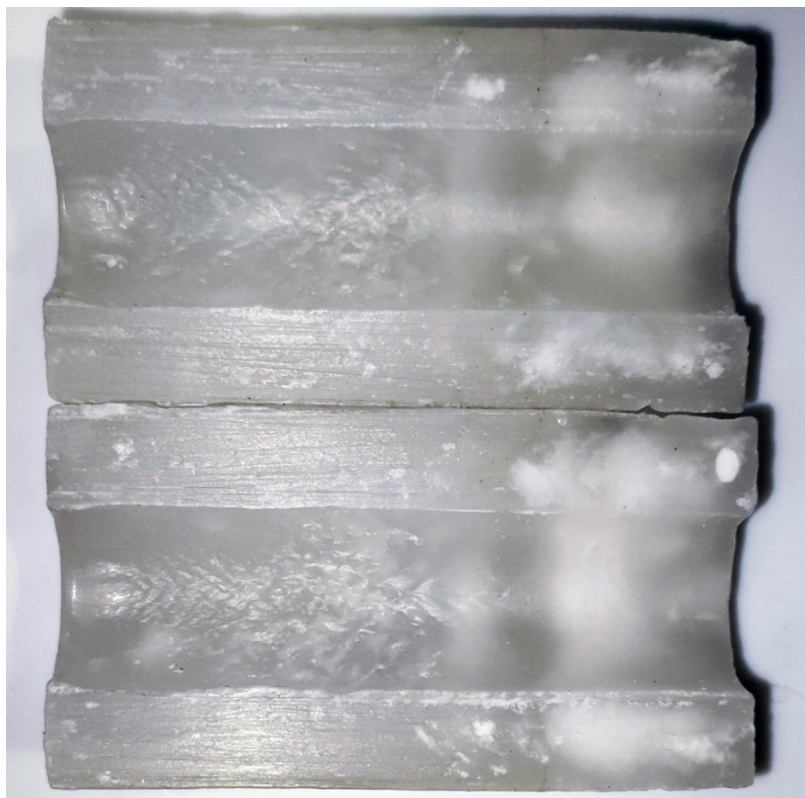


Рисунок 16 – Фотография внутренней поверхности парафина после экспериментов с модельным телом, $M=6$

Помимо зарегистрированного оплавления поверхности наполнителя из парафина П2 было зарегистрировано уменьшение массы на 2%. Таким образом, полученные в результате эксперимента качественные изменения поверхности материала и изменение массы свидетельствуют о влиянии отрывных зон в пограничном слое на формирование неоднородного температурного поля и оплавление материала, а также позволяют судить о корректности результатов вычислительного исследования.

Математическая модель, используемая в численных расчетах, позволяет корректно описывать нестационарный сопряженный теплообмен при течении газа в канале. Аналогичные результаты могут быть получены в АДТ для полиэтилена и других легкоплавких материалов, но для этого необходимо обеспечить соответствующие условия в эксперименте.

Выводы по **главе 3** приведены в **п.3.6**.

В заключении сформулированы основные результаты и выводы, полученные в ходе выполнения диссертационной работы:

1. С использованием современных методов вычислительной гидрогазодинамики впервые проведено математическое моделирование процесса запуска и выхода на рабочий режим сверхзвуковой аэродинамической трубы МАУ. Получено изменение поля числа Маха во внутреннем объеме АДТ с момента втекания воздуха в форкамеру до установления стационарного обтекания модели в

рабочей части. Численно определены величины статического давления в рабочей части, необходимые для запуска АДТ. Наименьшее давление получено для компоновки АДТ с соплом $M=7$ и составляет 0.0071 МПа.

2. Получены новые экспериментальные данные о распределении температуры и давления в пристеночной зоне проточного тракта осесимметричного модельного ПВРД на участке камеры сгорания. Погрешность измерений в рамках серии экспериментов для давления составила 2%, для температуры – 2.15%.

3. Проведено численное исследование аэродинамических испытаний модельного ПВРД, в ходе которых объектом исследования является внутреннее течение газа, формирующееся в проточном тракте при внешнем обтекании потоками с числами Маха 5 и 6. Выявлен немонотонный характер изменения давления и температуры в пристеночной области, обусловленный формированием отрывных зон вследствие взаимодействия ударных волн с пограничным слоем.

4. Установлено, что задание адиабатических граничных условий на стенке внутреннего канала (поверхности проточного тракта), приводит к увеличению температуры в пограничном слое на величину $\sim 50\%$. Вследствие этого возникает физически необоснованное распределение температуры в пограничном слое и происходит искажение структуры течения газа в канале из-за смещения отрывных зон вверх по потоку.

5. С использованием математического и физического моделирования проведен анализ структуры течения в проточном тракте, которое формируется при внешнем обтекании осесимметричного модельного ПВРД потоком с числами Маха 5 и 6. Выявлено смещение точек отрыва пограничного слоя при изменении числа Маха в набегающем потоке с 5 до 6. Определены диапазоны температуры ($T_{st}=338\div 373\text{K}$ при $M=5$ и $T_{st}=378\div 473\text{K}$ при $M=6$) и давления ($P_{st}=25\div 56\text{кПа}$ при $M=5$ и $P_{st}=27\div 70\text{кПа}$) в пристеночной зоне на участке камеры сгорания при аэродинамических испытаниях в АДТ МАУ.

6. Численно исследован нестационарный процесс аэродинамического нагрева твердого горючего в камере сгорания модельного ПВРД. Получены профили и поля температуры в твердом горючем, которые формируются при тангенциальном обтекании внутренней поверхности сверхзвуковым турбулентным потоком воздуха в проточном тракте. Толщина прогретого слоя ТГ составляет $\sim 20\%$ от общей толщины рассматриваемого наполнителя (12 мм).

7. При обтекании модельного ПВРД в экспериментах с $M=6$ зарегистрировано уменьшение диаметра канала, свидетельствующее о расширении рассматриваемых материалов (полиоксиметилен, полиэтилен) под воздействием температуры. Наибольшее изменение диаметра внутреннего канала соответствует расстоянию 6 мм от начала КС и составляет 0.5 мм для полиэтилена, 0.1 мм для полиоксиметилена.

8. Для анализа качественного изменения поверхности ТГ в результате аэродинамического нагрева при взаимодействии со сверхзвуковым потоком воздуха в проточном тракте ПВРД, проведены аэродинамические испытания ПВРД с наполнителем из парафина П2. Получено уменьшение массы наполнителя на 1.7-1.8 г. Зарегистрировано оплавление внутренней поверхности ТГ, и сужение канала

на начальном участке камеры сгорания, где за уступом формируются зоны возвратного течения, приводящие к интенсификации процессов теплообмена. Дальнейшие исследования могут быть направлены на изучение процессов пиролиза, абляции и горения твердых легкоплавких горючих как в лабораторных установках, так и в натурных условиях.

СПИСОК РАБОТ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Статьи в журналах, включенных в Перечень рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук, на соискание ученой степени доктора наук:

1. **Скибина Н. П.** Комплексный подход к решению задачи высокоскоростного обтекания тела в импульсной аэродинамической установке и проверка согласованности полученных результатов / Н. П. Скибина, Н. В. Савкина, В. В. Фарапонов, Е. А. Маслов // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. – 2019. – № 59. – С. 118–129. – DOI: 10.17223/19988621/59/12. – 0,75 / 0,2 а.л.

Scopus: **Skibina N. P.** An integrated approach to solving the problem of high-speed flow around a body in a pulsed aerodynamic facility, and validation of the obtained results / N. P. Skibina, N. V. Savkina, V. V. Faraponov, E. A. Maslov // Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika. – 2019. – № 59. – P. 118–129.

2. **Скибина Н. П.** Математическое моделирование газодинамических процессов в импульсной аэродинамической установке и расчет некоторых параметров потока в рабочей части / Н. П. Скибина // Вычислительные технологии. – 2019. – Т. 24, № 5. – С. 38–48. – DOI: 10.25743/ICT.2019.24.6.004. – 0,7 а.л. (*Web of Science (RSCI)*).

3. **Скибина Н. П.** Численное исследование нестационарного течения газа в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя с учетом процесса теплообмена / Н. П. Скибина // Вычислительные технологии. – 2020. – Т. 25, № 6. – С. 50–61. – DOI: 10.25743/ICT.2020.25.6.003. – 0,75 а.л.

Scopus: **Skibina N. P.** Computational study of unsteady gas flow in the combustion chamber of a ramjet engine with heat transfer / N. P. Skibina // Journal of Computational Technologies. – 2020. – Vol. 25, № 6. – P. 50–61.

4. **Скибина Н. П.** Исследование взаимодействия сверхзвукового течения газа с легкоплавким материалом в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя на твердом топливе / Н. П. Скибина, В. В. Фарапонов // Вычислительная механика сплошных сред. – 2021. – Т. 14, № 3. – С. 278–288. – DOI: 10.7242/1999-6691/2021.14.3.23. – 0,75 / 0,34 а.л.

Scopus: **Skibina N. P.** Analysis of the interaction of a supersonic gas flow with a solid low melting polymer as a ramjet engine propellant / N. P. Skibina, V. V. Faraponov // Computational continuum mechanics. – 2021. – Vol. 14, № 3. – P. 278–288.

5. Ищенко А. Н. Комплексное исследование структуры нестационарного течения с ударными волнами в рабочем тракте гиперзвукового прямоточного

воздушно-реактивного двигателя / А. Н. Ищенко, Е. А. Маслов, **Н. П. Скибина**, В. В. Фарапонов // Инженерно-физический журнал. – 2021. – Т. 94, № 2. – С. 466–473. – 0,5 / 0,13 а.л.

в переводной версии журнала, входящей в Scopus:

Ishchenko A. N. Complex Investigation of Nonstationary Flow with Shock Waves in the Working Path of a Hypersonic Ramjet Engine / A. N. Ishchenko, E. A. Maslov, **N. P. Skibina**, V. V. Faraponov // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. – 2021. – Vol. 94, № 2. – P. 450–457. – DOI: 10.1007/s10891-021-02315-8.

6. **Скибина Н. П.** Экспериментально-теоретическое исследование распределения давления вдоль стенки при движении сверхзвукового потока газа в осесимметричном канале с внезапным расширением / Н. П. Скибина, С. А. Тыртышный, В. В. Фарапонов. Теплофизика и аэромеханика. – 2022. – Т. 29, № 1. – С. 91–101. – 0,7 / 0,23 а.л. (*Web of Science (RSCI)*).

7. Буркин В. В. Разработка условий для входа в воду и обеспечения параллельного движения в ней двух ударников / В. В. Буркин, А. С. Дьячковский, А. Н. Ищенко, **Н. П. Скибина**, В. В. Фарапонов, А. В. Чупашев // Инженерно-физический журнал. – 2022. – Т. 95, № 1. – С. 115–124. – 0,63 / 0,1 а.л.

в переводной версии журнала, входящей в Scopus: Burkin V. V. Development of Conditions for Entry of Two Strikers into Water and Achieving Parallel Motion in it By Them / V. V. Burkin, A. S. Diachkovskii, A. N. Ishchenko, **N. P. Skibina**, V. V. Faraponov, A. V. Chupashev // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. – 2022. – Vol. 95, № 1. – P. 113–122. – DOI: 10.1007/s10891-022-02459-1.

Статьи в сборниках материалов конференций, представленных в изданиях, входящих в Scopus:

8. Maslov E. A. Experimental study of the control agent flow parameters in the channel, simulating the ramjet air flow duct [Electronic resource] / E. A. Maslov, V. V. Faraponov, I. K. Zharova, A. S. Zhukov, E. A. Kozlov, N. V. Savkina, **N. P. Skibina**, N. R. Gimayeva // Journal of Physics: Conference Series. – 2019. – Vol. 1382, is. 1 : 3th Siberian Thermophysical Seminar, STS 2019. Novosibirsk, Russia, August 27–29, 2019. – Article number 012090. – 4 p. – URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1382/1/012090> (access date: 11.04.2022). – DOI: 10.1088/1742-6596/1382/1/012090. – 0,25 / 0,03 а.л.

9. **Skibina N. P.** Mathematical simulation of operating fluid unsteady flow in a pulsed aerodynamic wind tunnel: testing and correction of the calculation methodology [Electronic resource] / N. P. Skibina, N. V. Savkina, V. V. Faraponov // AIP Conference Proceedings. – 2021. – Vol. 2351 : 20 th International Conference on the Methods of Aerophysical Research, ICMAR 2020. Novosibirsk, Russia, November 01–07, 2020. – Article number 040050. – 7 p. – URL: <https://aip.scitation.org/doi/pdf/10.1063/5.0052202> (access date: 11.04.2022). – DOI:10.1063/5.0052202 – 0,44 / 0,15 а.л.

10. **Skibina N. P.** Research of the gas flow in a channel with sudden expansion under conditions of supersonic flow around axisymmetric model [Electronic resource] / N. P. Skibina, V. V. Matskevich, V. V. Faraponov // AIP Conference Proceedings. – 2021. – Vol. 2351 : 20 th International Conference on the Methods of Aerophysical Research, ICMAR 2020. Novosibirsk, Russia, November 01–07, 2020. – Article number

040049. – 5 p. – URL: <https://aip.scitation.org/doi/abs/10.1063/5.0051762> (access date: 11.04.2022). – DOI: 10.1063/5.0051762 – 0,3 / 0,1 а.л.

Публикации в прочих научных изданиях:

11. **Скибина Н. П.** Математическое моделирование газодинамических процессов в импульсной аэродинамической установке и расчет некоторых параметров потока в рабочей части / Н. П. Скибина, В. В. Фарапонов, Н. В. Савкина // Тезисы XIX Всероссийской конференции молодых учёных по математическому моделированию и информационным технологиям. Кемерово, 29 октября – 02 ноября 2018 г. – Новосибирск, 2018. – С. 42–43. – 0,09 / 0,03 а.л.

12. **Скибина Н. П.** Численный расчет газодинамических параметров потока в рабочей части импульсной аэродинамической установки / Н. П. Скибина, Н. В. Савкина, В. В. Фарапонов // Фундаментальные основы баллистического проектирования: сборник материалов VI Всероссийской научно-технической конференции. Санкт-Петербург, 05–10 июня 2018 г. – СПб., 2018. – С. 67–68. – 0,1 / 0,03 а.л.

13. **Скибина Н. П.** Экспериментально-расчетное исследование сверхзвукового обтекания тел в рабочей части импульсной аэродинамической установки и численный расчет газодинамических параметров в потоке / Н. П. Скибина, Е. А. Маслов, В. В. Фарапонов // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики : сборник трудов. Уфа, 19–24 августа 2019 г. – Уфа, 2019. – Т. 2 : Механика жидкости и газа. – С. 437–439. – 0,18 / 0,06 а.л.

14. Жарова И. К. Экспериментально-теоретическое исследование теплообмена при течении рабочего тела в проточном тракте прямоточного воздушно-реактивного двигателя / И. К. Жарова, **Н. П. Скибина**, Е. А. Маслов, В. В. Фарапонов, Н. В. Савкина // Всероссийская конференция с элементами научной школы для молодых ученых XXXV Сибирский теплофизический семинар, посвящённый 75-летию Заслуженного деятеля науки РФ В. И. Терехова : тезисы докладов. Новосибирск, 27–29 августа 2019 г. – Новосибирск, 2019. – С. 51. – 0,12 / 0,02 а.л.

15. **Скибина Н. П.** Исследование нестационарного течения газа в проточном тракте прямоточного воздушно-реактивного двигателя / Н. П. Скибина, В. В. Фарапонов // Наука. Технологии. Инновации : сборник научных трудов. Новосибирск, 02–06 декабря 2019 г. – Новосибирск, 2019. – Ч. 9. – С. 161–164. – 0,12 / 0,06 а.л.

16. **Скибина Н. П.** Математическое моделирование термогазодинамических процессов при обтекании прямоточного воздушно-реактивного двигателя высокоскоростным потоком / Н. П. Скибина, В. В. Фарапонов, Е. А. Маслов // Тезисы XX Всероссийской конференции молодых учёных по математическому моделированию и информационным технологиям. Новосибирск, 28 октября – 01 ноября 2019 г. – Новосибирск, 2019. – С. 43. – 0,06 / 0,02 а.л.

17. **Скибина Н. П.** Численный расчет параметров сверхзвукового обтекания модели в рабочей части импульсной аэродинамической установки / Н. П. Скибина // Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной

механики – 2018 : материалы VIII Всероссийской молодежной научной конференции. Томск, 26–28 ноября 2018 г. – Томск, 2019. – С. 169–172. – 0,18 а.л.

18. **Скибина Н. П.** Численный анализ газодинамических параметров при сверхзвуковом обтекании модели в рабочей части импульсной аэродинамической установки / Н. П. Скибина, Н. В. Савкина, В. В. Фарапонов, Е. А. Маслов // Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики – 2018 : материалы VIII Всероссийской молодежной научной конференции. Томск, 26–28 ноября 2018 г. – Томск, 2019. – С. 32–36. – 0,32 / 0,08 а.л.

19. **Скибина Н. П.** Применение калориметрических методов для оценки распределения температуры на стенке проточного тракта модели РПД в условиях обтекания сверхзвуковым потоком / Н. П. Скибина, Е. А. Козлов, Е. А. Маслов, Н. В. Савкина, В. В. Фарапонов // XV Всероссийский симпозиум по горению и взрыву : тезисы докладов. Москва, 29 ноября – 04 декабря 2020 г. – Черноголовка, 2020. – С. 238. – 0,04 / 0,01 а.л.

20. **Скибина Н. П.** Расчетно-экспериментальное исследование условий и возможности воспламенения твердых легкоплавких горючих при сверхзвуковом обтекании / Н. П. Скибина, Е. А. Козлов, Н. В. Савкина, В. В. Фарапонов // XV Всероссийский симпозиум по горению и взрыву : тезисы докладов. Москва, 29 ноября – 04 декабря 2020 г. – Черноголовка, 2020. – С. 239–240. – 0,13 / 0,03 а.л.

21. **Скибина Н. П.** Комплексное исследование обтекания модели прямого воздушного реактивного двигателя: аэродинамические испытания и численный расчет сверхзвукового течения в канале / Н. П. Скибина, В. В. Фарапонов // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии : тезисы докладов XIV Всероссийской школы-конференции молодых ученых. Новосибирск – Шерегеш, 28 февраля – 06 марта 2020 г. – Новосибирск, 2020. – С. 177–178. – 0,12 / 0,06 а.л.

22. **Скибина Н. П.** Численное исследование влияния турбулентности и теплообмена на структуру течения в тракте модельного прямого воздушного реактивного двигателя / Н. П. Скибина, В. В. Фарапонов, Е. А. Маслов // Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики – 2019 : материалы IX Всероссийской молодежной научной конференции. Томск, 18–20 ноября 2019 г. – Томск, 2020. – С. 194–199. – 0,26 / 0,09 а.л.

23. **Скибина Н. П.** Исследование теплового состояния заряда, выполненного из полимерного легкоплавкого материала, при воздействии сверхзвукового течения газа в проточном тракте ПВРД / Н. П. Скибина, В. В. Фарапонов // Горение топлива: теория, эксперимент, приложения : сборник тезисов докладов XI Всероссийской конференции с международным участием. Новосибирск, 09–12 ноября 2021 г. – Новосибирск, 2021. – С. 124. – 0,1 / 0,05 а.л.

24. **Скибина Н. П.** Расчетно-экспериментальное исследование процесса торможения сверхзвукового течения газа в канале / Н. П. Скибина // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии : тезисы докладов XV Всероссийской школы-конференции молодых ученых. Новосибирск – Шерегеш, 25 февраля – 05 марта 2021 г. Новосибирск, 2021. – С. 212–213. – 0,12 а.л.

25. **Скибина Н. П.** Численное исследование течения газа в канале, моделирующем участок ПВРДТТ [Электронный ресурс] / Н. П. Скибина // XXII Зимняя школа по механике сплошных сред : тезисы докладов. Пермь, 22–26 марта 2021 г. – Электронные данные. – Пермь, 2021. – С. 292. – URL: <https://conf.icmm.ru/event/2/attachments/2/47/>

Книга%20тезисов%20с%20обложкой.pdf (дата обращения: 03.06.2022). – 0,1 а.л.

26. **Скибина Н. П.** Анализ теплового состояния легкоплавкого полимерного горючего в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя / Н. П. Скибина // Тезисы XXII Всероссийской конференции молодых учёных по математическому моделированию и информационным технологиям. Новосибирск, 25–29 октября 2021 г. – Новосибирск, 2021. – С. 31–32. – 0,08 а.л.

27. **Скибина Н. П.** Расчетно-экспериментальное исследование взаимодействия сверхзвукового потока воздуха в проточном тракте воздушно-реактивного двигателя с твердым горючим / Н. П. Скибина // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии : тезисы докладов XVI Всероссийской школы-конференции молодых ученых. Новосибирск, 14–17 марта 2022 г. – Новосибирск, 2022. – С. 124–125. – 0,11 а.л.

28. **Skibina N. P.** Mathematical simulation of operating fluid unsteady flow in a pulsed aerodynamic wind tunnel: testing and correction of the calculation methodology / N. P. Skibina, N. V. Savkina, V. V. Faraponov // International Conference on the Methods of Aerophysical Research. Novosibirsk, Russia, November 01–07, 2020. – Novosibirsk, 2020. – P. 185–186. – 0,12 / 0,04 а.л.

29. **Skibina N. P.** Research of the gas flow in a channel with sudden expansion in a case of supersonic flowed around axisymmetric model / N. P. Skibina, V. V. Matskevich, V. V. Faraponov // International Conference on the Methods of Aerophysical Research. Novosibirsk, Russia, November 01–07, 2020. – Novosibirsk, 2020. – P. 183–184. – 0,12 / 0,04 а.л.

Издание подготовлено в авторской редакции

Отпечатано на участке цифровой печати
Издательства Томского государственного университета
Заказ № 5086 от «5» августа 2022 г. Тираж 100 экз.
г. Томск, Московский тр. 8, тел. 52-98-49