

На правах рукописи



Харченко Николай Анатольевич

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ
ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени
кандидата физико-математических наук

Москва

2021

Работа выполнена на кафедре физической и химической механики федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: **Молчанов Александр Михайлович**
доктор технических наук, профессор кафедры «Авиационно-космическая теплотехника» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Официальные оппоненты: **Козелков Андрей Сергеевич**
доктор физико-математических наук, начальник научно-исследовательского отдела ФГУП Российский Федеральный Ядерный Центр Всероссийский научно-исследовательский институт экспериментальной физики

Горшков Андрей Борисович
кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник Центра прикладных исследований АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»

Ведущая организация: **ФАУ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»**

Защита диссертации состоится «24» декабря 2021 года в 10 ч. 00 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.125.14 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4.

Автореферат разослан « » октября 2021 года

Ученый секретарь
Диссертационного совета Д 212.125.14,
Доктор физико-математических наук



Гидаспов В.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность

На сегодняшний день создание высокоскоростной ракетно – космической техники проводится при постоянном использовании инструментов численного моделирования. Проведение натурных и наземных испытаний при создании такой техники связано с множеством технических трудностей, а результаты, полученные в процессе данных испытаний, имеют ограничения, связанные с невозможностью в полной мере оценить аэротермодинамические характеристики высокоскоростных летательных аппаратов на сверхзвуковых и гиперзвуковых режимах. Поэтому в дальнейшем потребность численного моделирования при создании новых образцов такого рода техники будет только повышаться, а соответственно и совершенствоваться методы физико – математического моделирования.

При гиперзвуковом движении высокоскоростных летательных аппаратов в плотных слоях атмосферы вследствие повышения температуры происходит диссоциация и ионизация воздуха, что приводит к невозможности рассматривать воздух как совершенный газ с постоянными теплоёмкостями. В связи с этим возникает необходимость учёта теплофизических и термохимических свойств высокотемпературного воздуха при проведении расчётов аэротермодинамических характеристик данного типа техники. Разработка вычислительных моделей, позволяющих проводить подобные расчёты для летательных аппаратов сложных геометрических форм, в настоящее время является актуальной задачей, над решением которой интенсивно работают ведущие научные организации в области аэрокосмических исследований как в мире, так и в нашей стране.

Цель работы заключается в построении математической модели, описывающей физико – химические процессы в гиперзвуковых течениях, протекающих в высокотемпературном воздухе при интенсивном нагреве высокоскоростных летательных аппаратов и разработке численного метода,

основанного на решении системы уравнений движения вязкого, химически реагирующего газа для проведения численных исследований в рамках данной модели.

Основные задачи исследования:

1. Построение математической модели вычислительной аэротермодинамики, описывающей трёхмерные, нестационарные, вязкие, химически реагирующие течения гиперзвуковых потоков.
2. Построение и реализация численного метода повышенного порядка аппроксимации по пространству для решения систем уравнений газовой динамики и химической кинетики на базе разработанного компьютерного кода ГРАТ.
3. Адаптация модели аналитического представления термодинамических функций равновесного воздуха для учёта физико – химических процессов в высокотемпературном воздухе.
4. Построение метода, позволяющего устранить численную неустойчивость сильных ударных волн при гиперзвуковом обтекании затупленных тел.
5. Проведение численных исследований высокоскоростного обтекания тел с помощью разработанного компьютерного кода ГРАТ. Выполнение сравнительного анализа реализованных математических моделей учёта физико – химических процессов в высокотемпературном воздухе.

Научная новизна:

1. Построена математическая модель вычислительной аэротермодинамики, описывающая трёхмерные, нестационарные, вязкие, химически реагирующие течения гиперзвуковых потоков.
2. Построен численный метод повышенного порядка аппроксимации по пространству для решения систем уравнений газовой динамики и химической кинетики на неструктурированных сетках. Для

проведения расчётов аэротермодинамических характеристик высокоскоростных летательных аппаратов сложных геометрических форм реализован данный метод на базе разработанного компьютерного кода ГРАТ.

3. Проведена адаптация модели аналитического представления термодинамических функций равновесного воздуха для учёта физико – химических процессов в высокотемпературном воздухе применительно к численному решению задач гиперзвукового обтекания высокоскоростных летательных аппаратов.
4. Построен метод, позволяющий устранить численную неустойчивость сильных ударных волн при гиперзвуковом обтекании затупленных тел. Проведены исследования влияния нерегулярности расчётной сетки на проявление численной неустойчивости.
5. Проведены численные исследования высокоскоростного обтекания тел с помощью разработанного компьютерного кода ГРАТ. Выполнен сравнительный анализ реализованных математических моделей учёта физико – химических процессов в высокотемпературном воздухе.

Практическая значимость работы

Разработанный компьютерный код ГРАТ (*Гиперзвуковая Ракетная АэроТермодинамика*) имеет практическое применение при расчёте аэротермодинамических характеристик высокоскоростных летательных аппаратов сложных геометрических форм, что позволяет в дальнейшем провести оценку и анализ аэродинамических и тепловых нагрузок сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов.

Достоверность полученных в работе результатов численного моделирования подтверждается проведением тщательной верификации и валидации:

соответствия точным аналитическим решениям, сравнением с расчётами других авторов и сопоставлением с экспериментальными данными.

Основные защищаемые положения

1. Метод расчёта трёхмерных, вязких, химически реагирующих течений гиперзвуковых потоков. Сопоставление результатов расчётов с данными экспериментальных исследований высокоскоростного обтекания тел.
2. Адаптация модели аналитического представления термодинамических функций равновесного воздуха для численного моделирования гиперзвукового обтекания высокоскоростных летательных аппаратов.
3. Метод устранения численной неустойчивости сильных ударных волн при гиперзвуковом обтекании затупленных тел.

Апробация работы

Основные результаты работы докладывались на всероссийских научных конференциях:

- Всероссийская школа-семинар «Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем» (АФМ), Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, 2017, 2018, 2019 г.
- 60-я, 61-я, 62-я и 63-я, всероссийская научная конференция МФТИ, Московский физико-технический институт, 2017, 2018, 2019, 2020 г.

Публикации

Основные результаты по теме диссертации опубликованы в 5 работах, из которых 4 в изданиях, рекомендованных ВАК РФ, 3 публикации в трудах конференций.

Структура и объём работы

Диссертация состоит из введения, шести глав, заключения и списка литературы. Объём представленной работы составляет 112 листов, включая 105 рисунков и 3 таблицы. Список литературы содержит 89 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** показана актуальность и практическая значимость работы, формулируются цель и задачи исследования.

В **первой главе** проводится анализ развития моделей вычислительной аэротермодинамики. Описывается механизм возникновения физико – химических процессов и влияние на параметры потока при входе космического корабля в атмосферу. Выделяются основные направления и проблемы в области разработки инструментов численного моделирования гиперзвуковых течений.

Во **второй главе** формулируется математическая модель вычислительной аэротермодинамики, описывающая трёхмерные, нестационарные, вязкие, химически реагирующие течения гиперзвуковых потоков в приближении термического равновесия газа.

В случае, когда газ рассматривается как совершенный, ламинарное течение вязкого, теплопроводного, сжимаемого газа описывается системой дифференциальных уравнений Навье – Стокса, выражающей законы сохранения массы, импульса и полной энергии.

В случае протекания в высокотемпературном газовом потоке неравновесных химических процессов, таких как диссоциация и ионизация частиц, газ рассматривается как смесь химически реагирующих газов с конечными скоростями реакций. В решаемой системе уравнений Навье – Стокса, уравнение сохранения массы газовой смеси, записывается относительно сохранения массы химических компонент газа.

Приводятся термическое и калорическое уравнения состояния для замыкания решаемой системы уравнений, соотношения для вычисления

термодинамических свойств и коэффициентов переноса: вязкости, теплопроводности и бинарной диффузии химических компонент газовой смеси.

Формулируются граничные и начальные условия для решаемой системы дифференциальных уравнений.

В **третьей главе** формулируется численный метод повышенного порядка аппроксимации по пространству для решения систем уравнений газовой динамики и химической кинетики.

Решение системы уравнений газовой динамики основано на численном интегрировании методом конечного объёма на неструктурированных сетках, важным преимуществом которых является автоматизация построения для сложных геометрических форм.

Для аппроксимации конвективных потоков системы уравнений газовой динамики используется приближенный метод решения задачи о распаде произвольного разрыва HLLE.

Описывается процедура повышения порядка аппроксимации численной схемы по пространству, основанная на реконструкции линейного распределения газодинамических параметров внутри ячейки. Приводятся используемые ограничители задаваемого распределения для сохранения свойства монотонности численной схемы на газодинамических разрывах.

Аппроксимация вязких потоков проводится на основе численного интегрирования по конечному объёму, состоящему из двух смежных ячеек, относительно центра общей грани.

В решении системы уравнений химической кинетики используется двухшаговый подход расщепления по физическим процессам. На первом шаге учитываются вклады источников членов в изменение химических компонент газовой смеси. На втором шаге учитываются вклады конвективных и диффузионных членов в изменение химических компонент газовой смеси.

Расчёт температуры смеси химически реагирующих газов основан на решении системы нелинейных уравнений, состоящей из аппроксимаций температурной зависимости энтальпий химических компонент газовой смеси.

Приводится численная аппроксимация решаемой системы дифференциальных уравнений и граничных условий на неструктурированных сетках.

В **четвертой главе** проводится численное моделирование распределенных и интегральных аэродинамических характеристик на основе численного решения системы уравнений Навье – Стокса, описанного в главе 1.

В первой части главы представлено сопоставление результатов численного моделирования трансзвукового обтекания реактивного снаряда потоком вязкого совершенного газа по распределению коэффициента давления на поверхности объекта с экспериментальными данными центра авиационных исследований NASA Langley Research Center (рисунки 1 – 4).

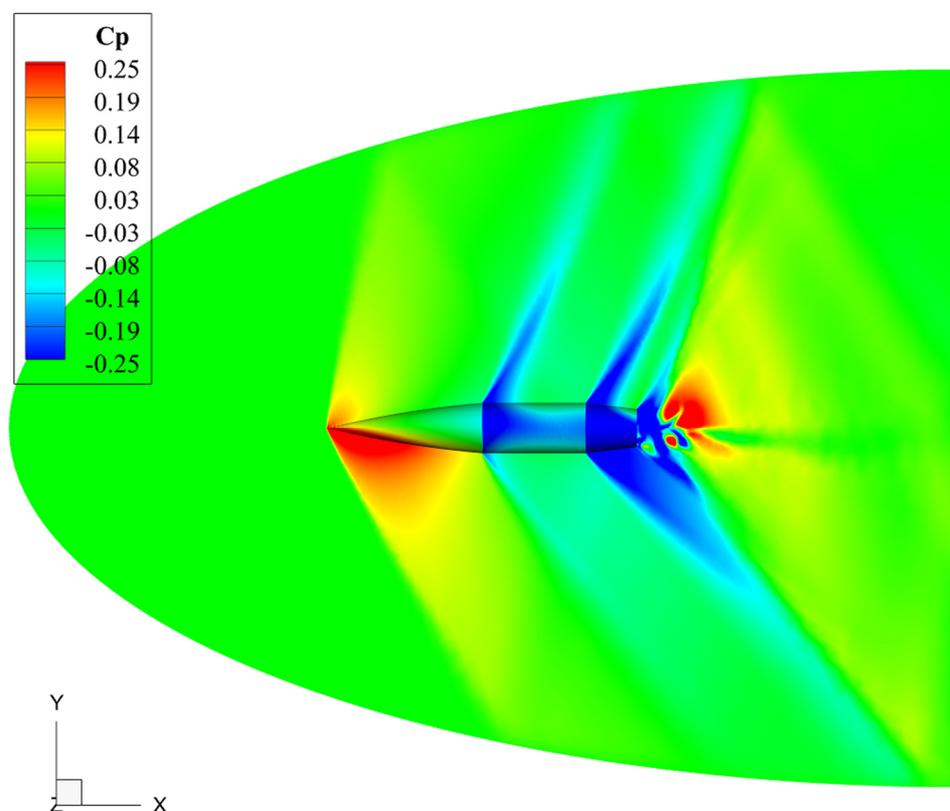


Рисунок 1 – Распределение коэффициента давления в окрестности снаряда, $M = 1.1$, угол атаки $\alpha = 10^\circ$

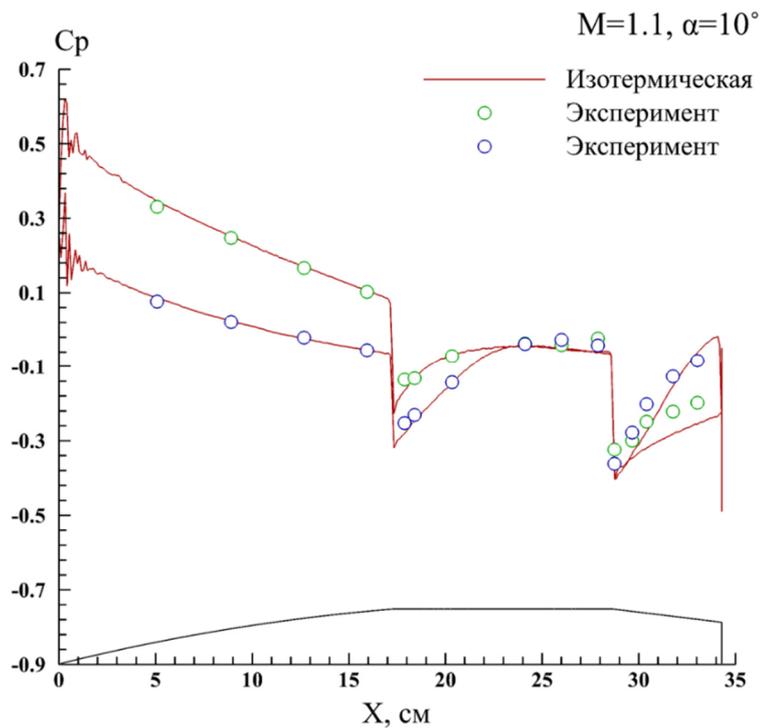


Рисунок 2 – Распределение коэффициента давления на поверхности снаряда, $M = 1.1$, угол атаки $\alpha = 10^\circ$

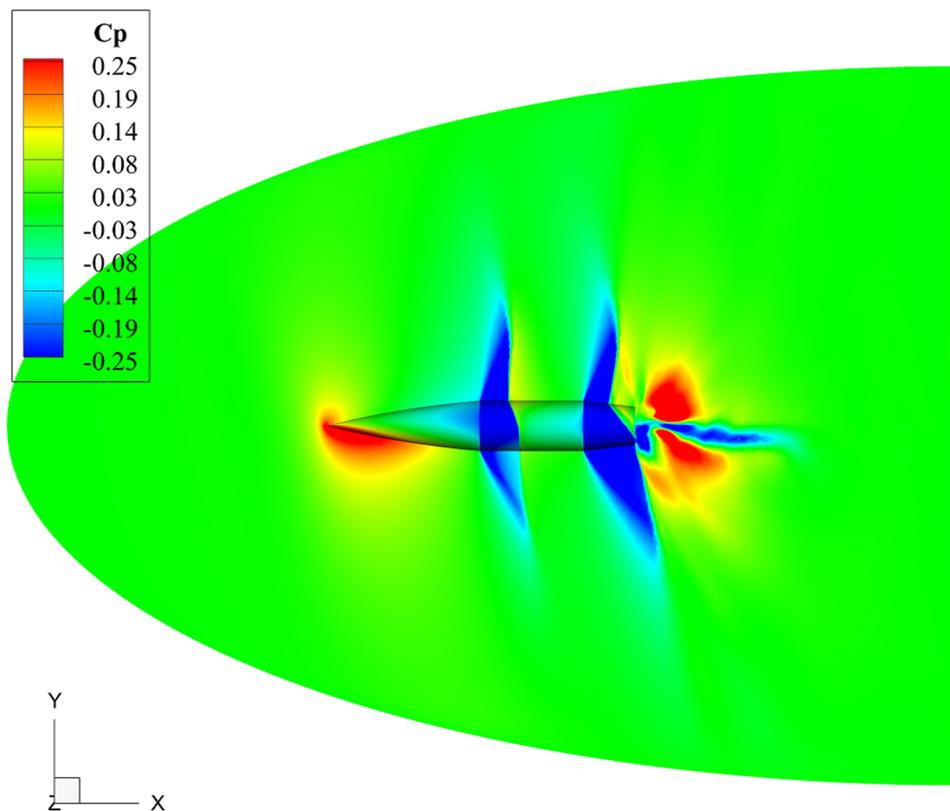


Рисунок 3 – Распределение коэффициента давления в окрестности снаряда, $M = 0.96$, угол атаки $\alpha = 10^\circ$

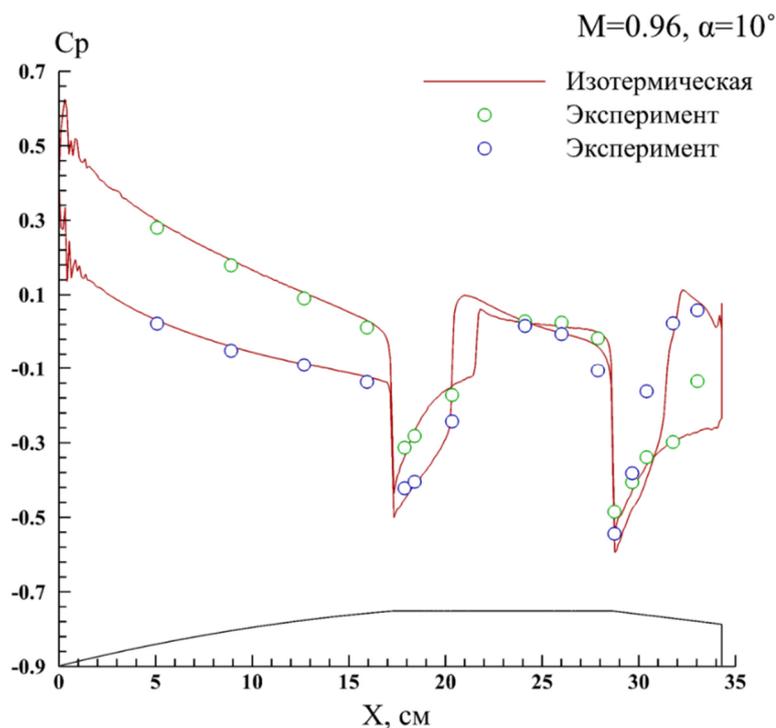


Рисунок 4 – Распределение коэффициента давления на поверхности снаряда, $M = 0.96$, угол атаки $\alpha = 10^\circ$

Во второй части главы представлено сопоставление результатов численного моделирования сверхзвукового и гиперзвукового обтекания сферы потоком вязкого совершенного газа по коэффициенту сопротивления объекта с экспериментальными данными центра авиационных исследований ЦАГИ (рисунки 5 – 7).

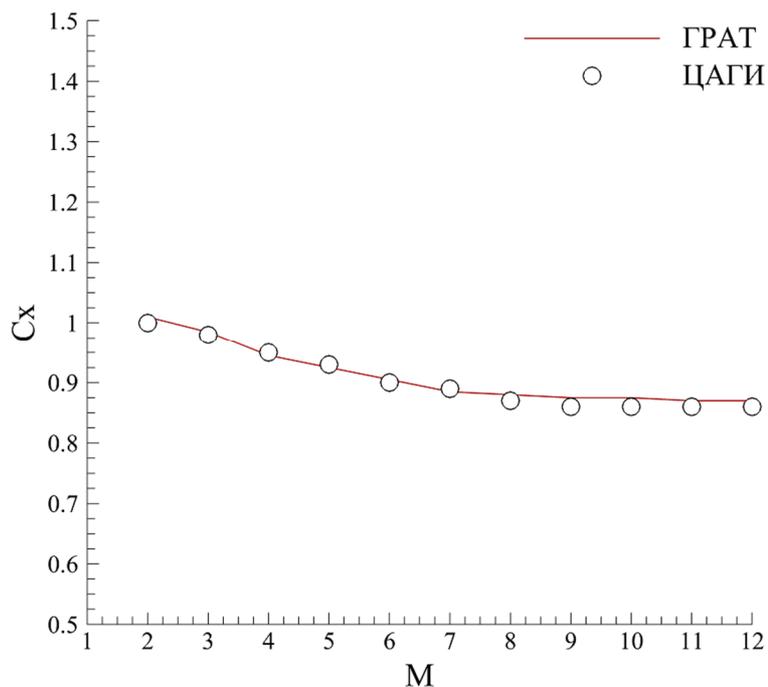


Рисунок 5 – Изменение коэффициента сопротивления сферы в зависимости от числа Маха

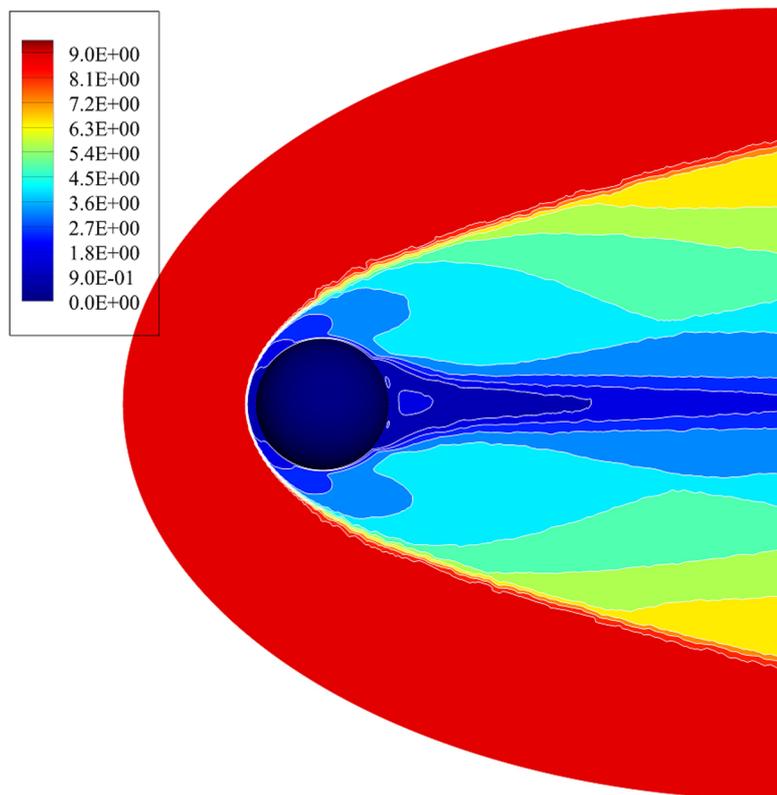


Рисунок 6 – Распределение числа Маха при обтекании сферы гиперзвуковым потоком, $M = 9$

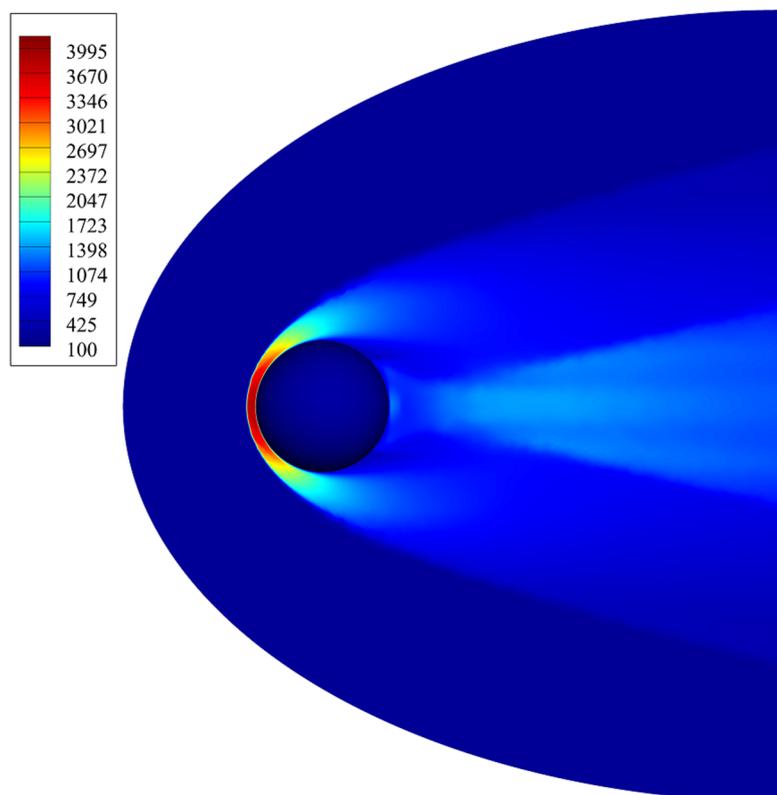


Рисунок 7 – Распределение температуры при обтекании сферы гиперзвуковым потоком, $M = 9$

Проводится оценка соответствия полученной в решении величины отхода ударной волны в области критической точки экспериментальным данным.

Описывается метод позволяющий устранить численную неустойчивость сильных ударных волн при гиперзвуковом обтекании затупленных тел (рисунок 8).

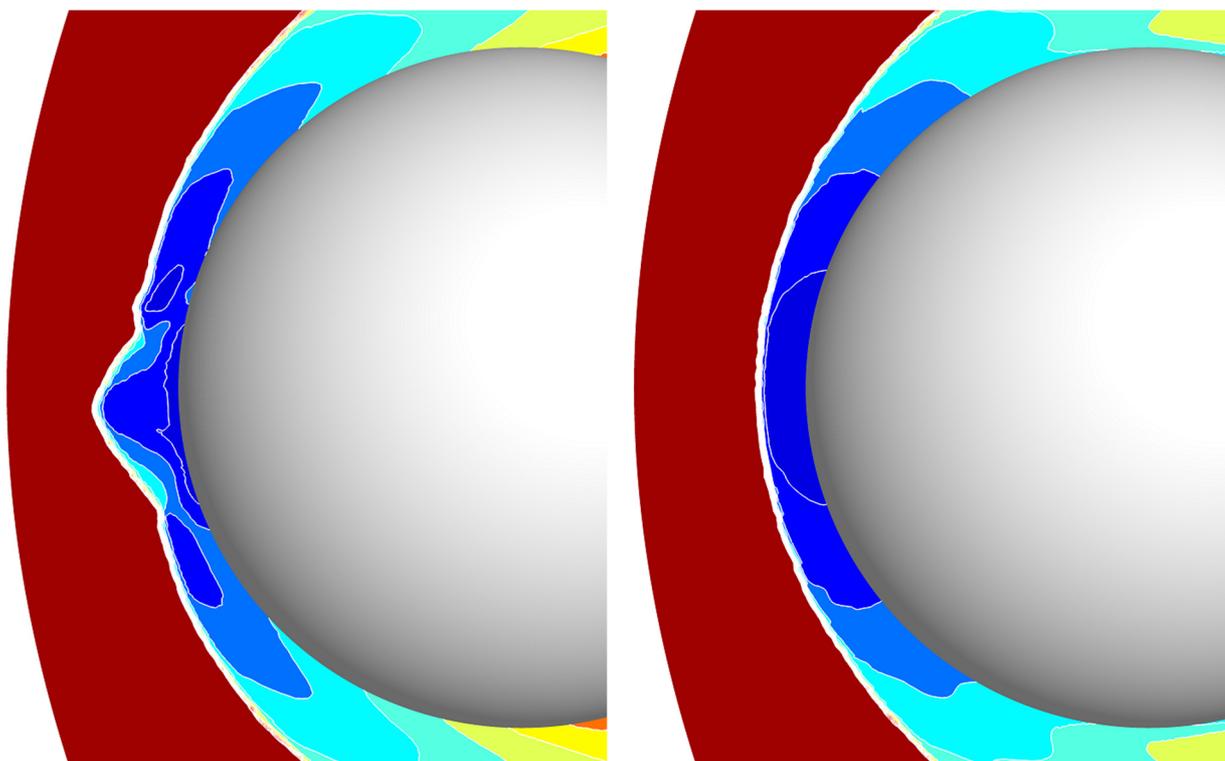


Рисунок 8 – Распределение числа Маха при обтекании сферы гиперзвуковым потоком, $M = 9$

Проводятся исследования влияния нерегулярности расчётной сетки на проявление численной неустойчивости.

В **пятой главе** проводится численное моделирование пристеночных течений на основе численного решения системы уравнений Навье – Стокса, описанного в главе 1.

В первой части главы показано соответствие точному аналитическому решению результатов численного моделирования обтекания плоской пластины сверхзвуковым потоком вязкого совершенного газа, с числом Маха 2 (рисунок 9).

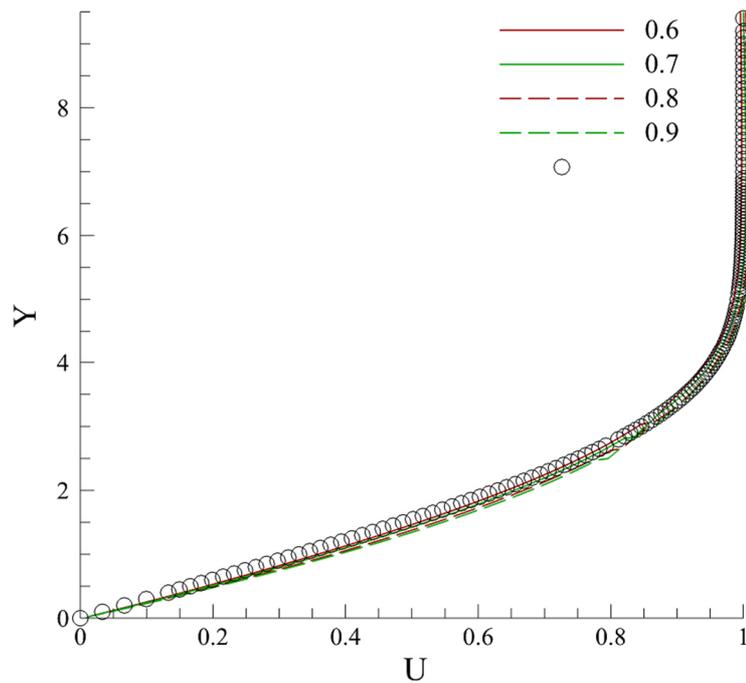


Рисунок 9 – Профиль скорости в пограничном слое, полученный в результате численного решения (сплошная и штриховая линии) и аналитического решения (символьная линия)

Проводится оценка соответствия полученной в решении толщины ламинарного пограничного слоя на плоской пластине аналитической величине.

Во второй части главы представлено сопоставление результатов численного моделирования гиперзвукового обтекания цилиндрически – конического тела и двойного конуса по распределению давления и теплового потока на поверхности объектов с экспериментальными данными центра исследований авионики CUBRC (рисунки 10 – 13).

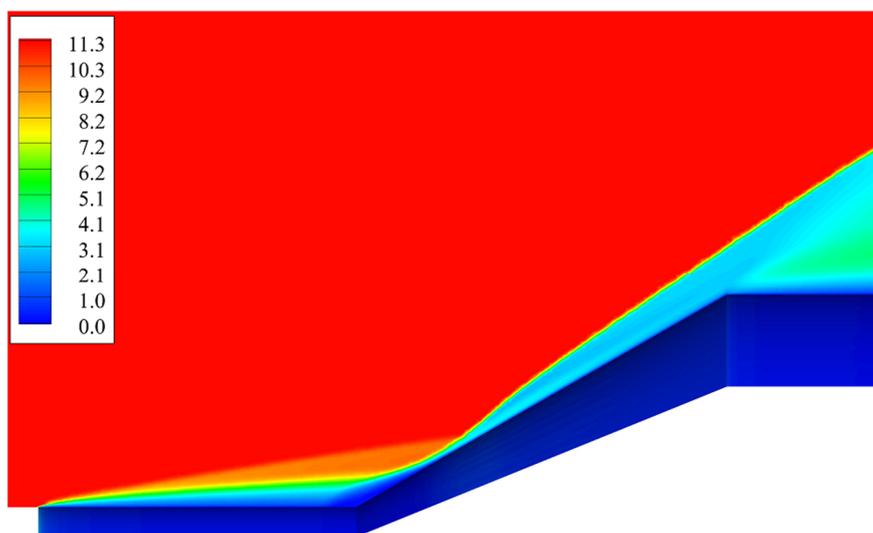


Рисунок 10 – Распределение числа Маха при гиперзвуковом обтекании цилиндрически – конического тела

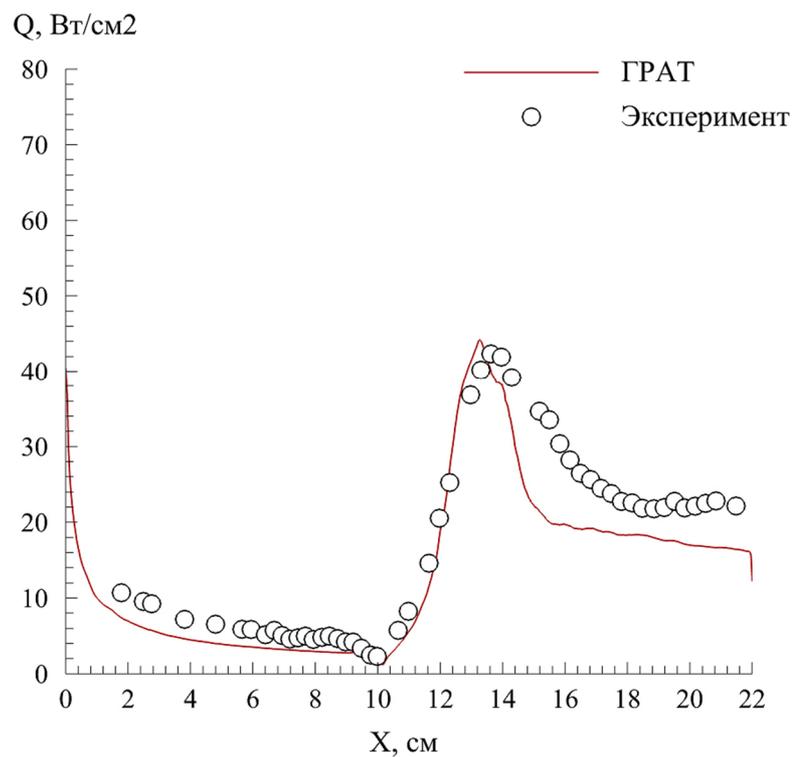


Рисунок 11 – Поверхностное распределение теплового потока при гиперзвуковом обтекании цилиндрически – конического тела

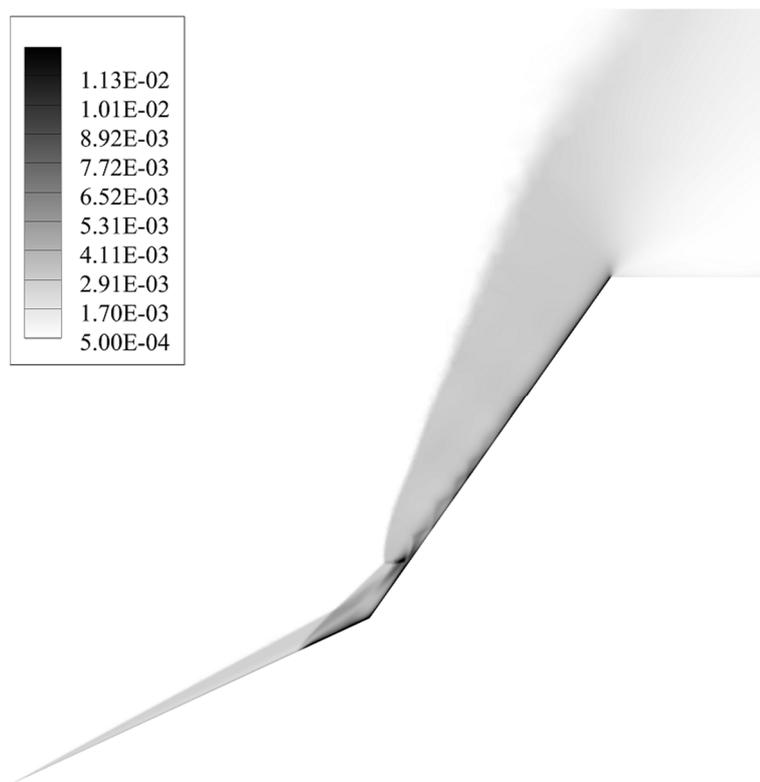


Рисунок 12 – Ударно – волновое взаимодействие при гиперзвуковом обтекании двойного конуса.
Распределение плотности (кг/м^3)

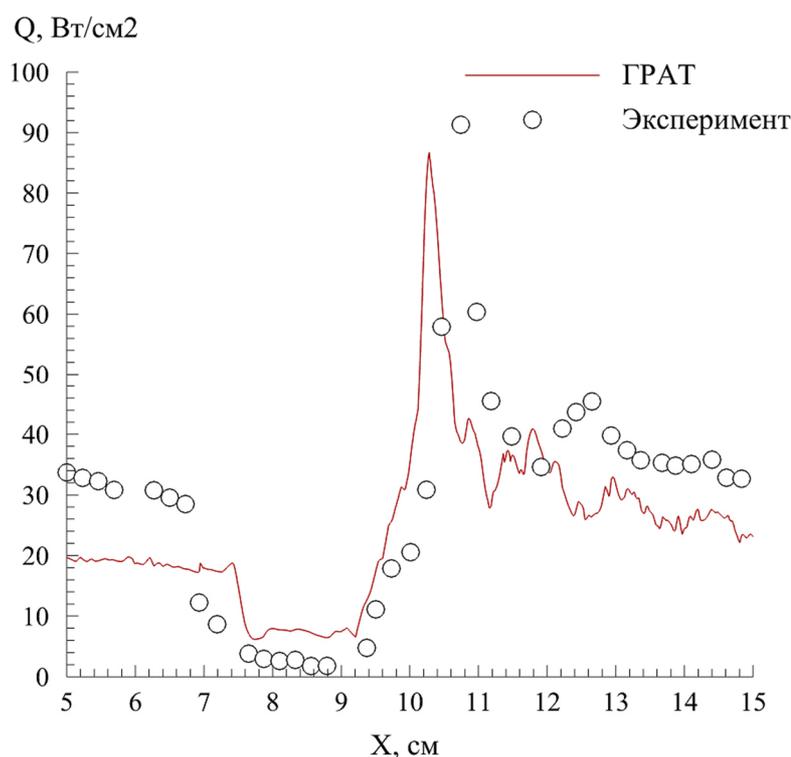


Рисунок 13 – Поверхностное распределение теплового потока при гиперзвуковом обтекании двойного конуса

Проводится оценка влияния расчётной сетки на распределения поверхностных характеристик давления и теплового потока.

Выполнено сравнение результатов численного решения с расчётными данными, полученными компьютерными кодами вычислительной аэротермодинамики NASA: LAURA, DPLR, US3D.

В **шестой главе** представлены результаты численного моделирования компьютерным кодом ГРАТ гиперзвукового обтекания спускаемого космического аппарата Аполлон-4 полученные на основе численного решения систем уравнений газовой динамики и химической кинетики, описанного в главе 1. Представленные результаты соответствуют наиболее теплонапряженному режиму гиперзвукового вхождения космического аппарата в атмосферу, высоте 61 км и скорости более 10 км/с под углом атаки 25° (рисунок 14).

Проводится сравнение моделей равновесной термодинамики Крайко и химической кинетики 11-ти компонентного воздуха Парка по распределению

давления (рисунок 15) и температуры (рисунок 16) в сжатом слое на разных типах расчётных сеток.

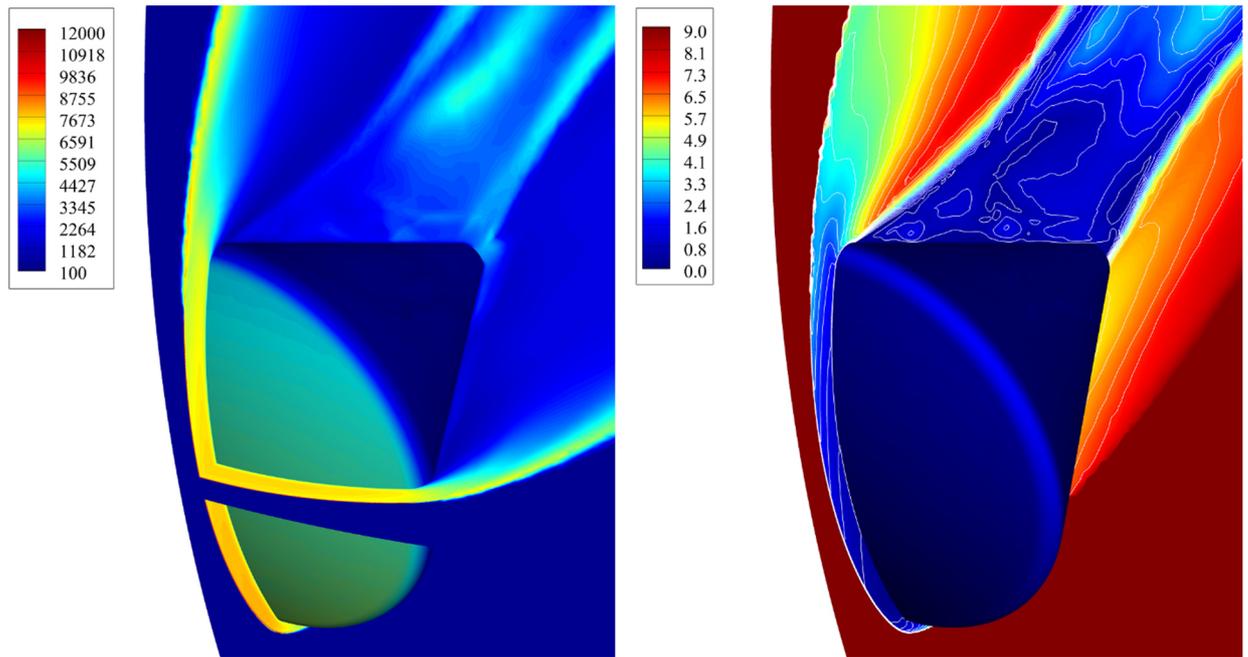


Рисунок 14 – Распределение температуры (К) и и числа Маха в окрестности спускаемого космического аппарата Аполлон-4

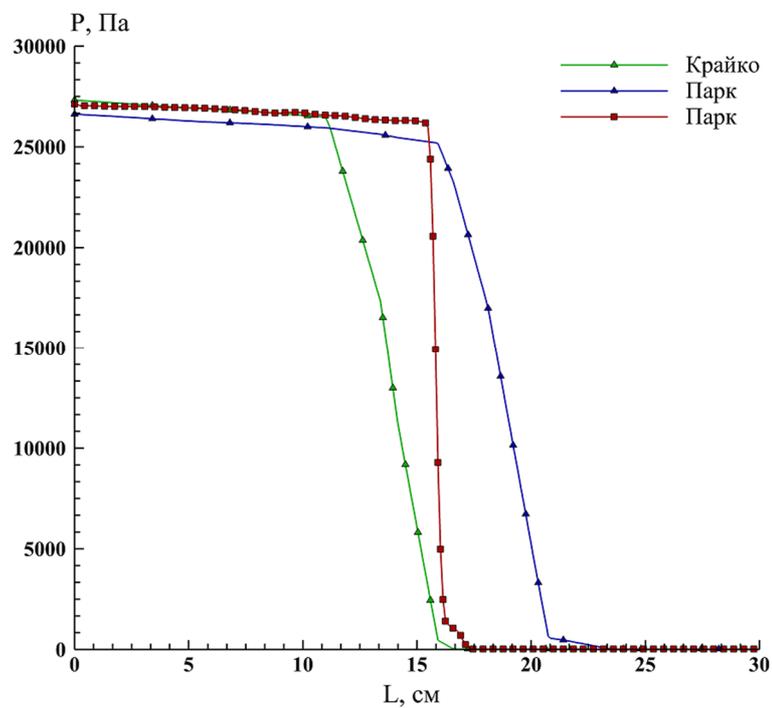


Рисунок 15 – Распределение давления в сжатом слое вдоль критической линии тока

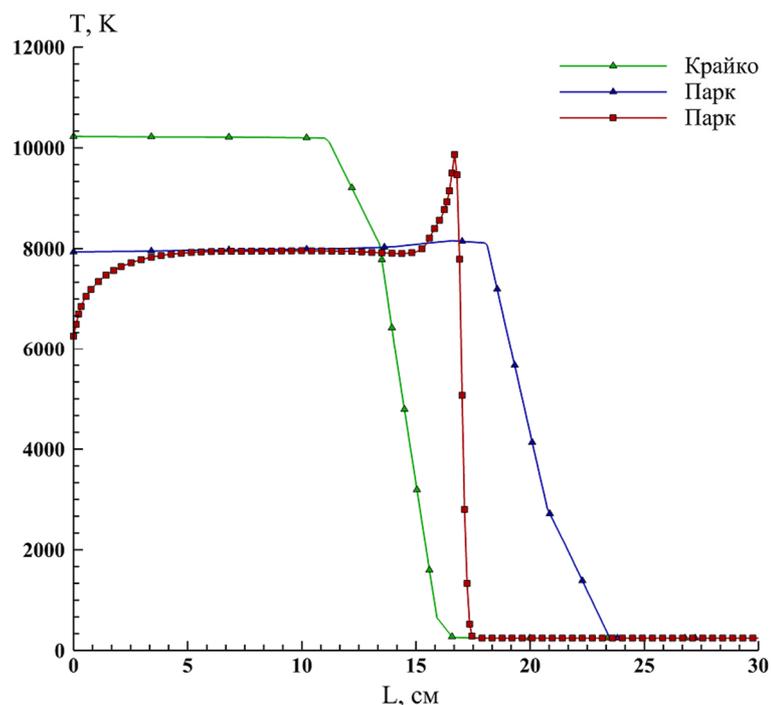


Рисунок 16 – Распределение температуры в сжатом слое вдоль критической линии тока

Показаны распределения массовых концентраций частично ионизированного воздуха и плотности полного теплового потока на поверхности спускаемого аппарата (рисунки 17 и 18).

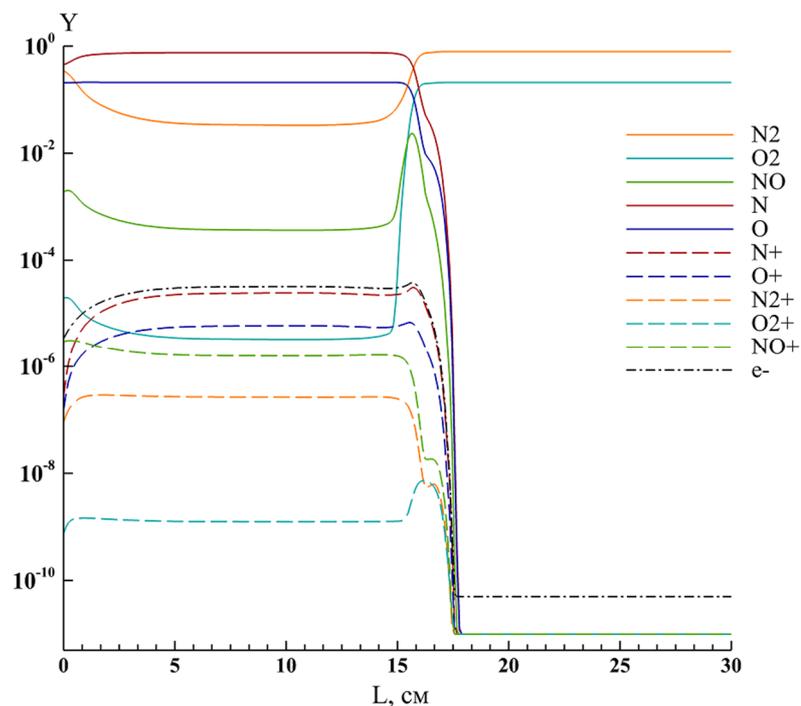


Рисунок 17 – Распределение массовых концентраций в сжатом слое вдоль критической линии тока

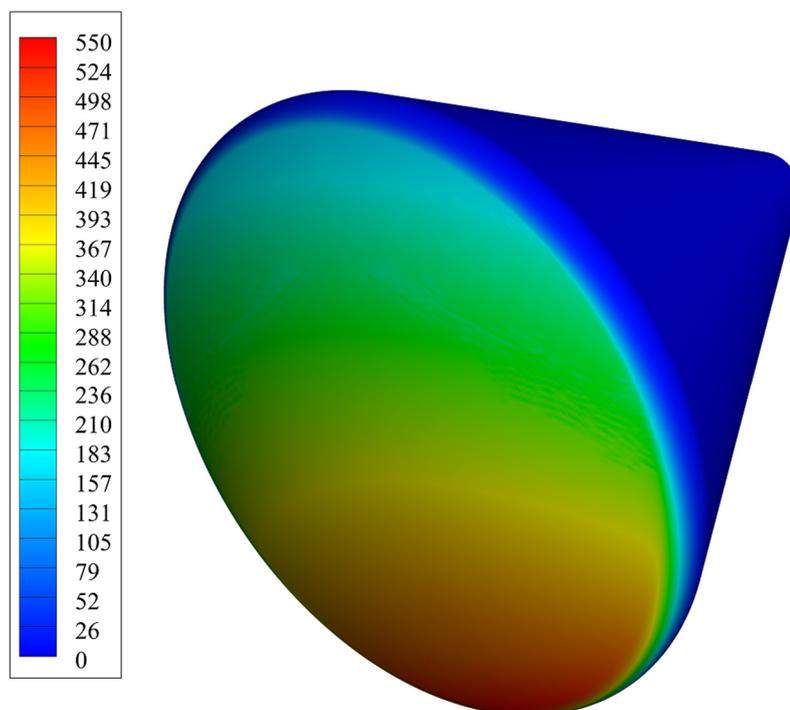


Рисунок 18 – Распределение плотности полного теплового потока ($\text{Вт}/\text{см}^2$) на поверхности спускаемого аппарата Аполлон-4

В **заключении** формулируются основные выводы, проведенных численных исследований в диссертации:

1. Построена математическая модель вычислительной аэротермодинамики, описывающая трёхмерные, нестационарные, вязкие, химически реагирующие течения гиперзвуковых потоков.
2. Построен численный метод повышенного порядка аппроксимации по пространству для решения систем уравнений газовой динамики и химической кинетики на неструктурированных сетках. Для проведения расчётов аэротермодинамических характеристик высокоскоростных летательных аппаратов сложных геометрических форм реализован данный метод на базе разработанного компьютерного кода ГРАТ.
3. Проведена адаптация модели аналитического представления термодинамических функций равновесного воздуха для учёта физико – химических процессов в высокотемпературном воздухе

применительно к численному решению задач гиперзвукового обтекания высокоскоростных летательных аппаратов.

4. Построен метод, позволяющий устранить численную неустойчивость сильных ударных волн при гиперзвуковом обтекании затупленных тел. Проведены исследования влияния нерегулярности расчётной сетки на проявление численной неустойчивости.
5. Проведены численные исследования высокоскоростного обтекания тел с помощью разработанного компьютерного кода ГРАТ. Выполнено сопоставление результатов численного моделирования аэродинамических и тепловых характеристик с экспериментальными данными и с расчётами других авторов.
6. Выполнен сравнительный анализ реализованных математических моделей равновесной термодинамики Крайко и химической кинетики 11-ти компонентного воздуха Парка для учёта физико – химических процессов в высокотемпературном воздухе.
7. Получены распределения массовых концентраций частично ионизированного воздуха и плотности полного теплового потока на поверхности спускаемого аппарата Аполлон-4 при вхождении в атмосферу на гиперзвуковой скорости более 10 км/с.

Благодарность

Автор выражает благодарность коллективу лаборатории радиационной газовой динамики Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН за большой вклад и ценную помощь в научном становлении.

СПИСОК ОПУБЛИКОВАННЫХ РАБОТ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. *Kharchenko N., Kotov M.* Analysis of the High Speed Gas Flow over a Sphere in the Range of Mach Numbers 2–12 // J. Phys.: Conf. Ser. 2018.Vol. 1009, p. 6
2. *Kharchenko N., Kryukov I.* Aerothermodynamics calculation of the EXPERT reentry flight vehicle // J. Phys.: Conf. Ser. 2018.Vol. 1009, p. 8
3. *Kharchenko N., Kotov M.* Aerothermodynamics of the Apollo-4 spacecraft at earth atmosphere conditions with speed more than 10 km/s // J. Phys.: Conf. Ser. 2019. Vol. 1250, p. 10
4. *Макеич Г.С., Харченко Н.А., Крюков И.А.* Расчет аэродинамики и динамики полета спускаемого летательного аппарата EXPERT // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2017. Т. 18, № 2. 19 с.
5. *Бессонов О.А., Харченко Н.А.* Программная платформа для суперкомпьютерного моделирования задач аэротермодинамики // Программная инженерия. 2021. Т. 12, № 6 с. 302 – 310

Личный вклад соискателя в работах с соавторами заключается в следующем:

- [1, 3, 5] – разработка и модификация математической модели, разработка и реализация численного метода;
- [2, 4] – проведение численных исследований и анализ результатов численного моделирования.