

На правах рукописи



Грибиненко Дмитрий Валерьевич

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОМАССОБМЕНА В
ТЕРМОХИМИЧЕСКИ НЕРАВНОВЕСНЫХ ПОТОКАХ ПРИ ПОЛЁТЕ
ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Специальность

1.3.14. Теплофизика и теоретическая теплотехника

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Москва – 2022

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: доктор технических наук, доцент
Молчанов Александр Михайлович

Официальные оппоненты: **Мартыненко Сергей Иванович**, доктор физико-математических наук, федеральное государственное бюджетное учреждение науки Объединенный институт высоких температур Российской академии наук, ведущий научный сотрудник.

Алексеев Алексей Кириллович, доктор физико-математических наук, публичное акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва», главный научный сотрудник.

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»

Защита состоится «19» декабря 2022 г. в 15:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.06, созданного на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»:

https://mai.ru/upload/iblock/67a/9qqu1q6jwu4trmcfdwmgfnxjc7xaslx1/Dissertatsiya_GribinenkoDV.pdf

Автореферат разослан « ____ » _____ 2022 г.

Учёный секретарь диссертационного
совета 24.2.327.06,
д.т.н., доцент



Краев Вячеслав Михайлович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы и степень её разработанности

Развитие авиационно-космической техники поставило перед наукой множество фундаментальных и прикладных задач. К фундаментальным задачам можно отнести необходимость рассмотрения процессов термодинамической неравновесности: неравновесных химических реакций, теплового дисбаланса между разными степенями свободы молекул газа, а также сложного неравновесного взаимодействия различных физико-химических процессов. К прикладным задачам относятся задачи технического характера, направленные на обеспечение высокой эффективности и надёжности разрабатываемой авиационно-космической техники.

Одним из самых перспективных направлений развития авиационно-космической техники является создание высокоскоростных летательных аппаратов. Для создания такого класса техники необходимо решить ряд проблем, среди которых:

- проблема создания мощных двигательных установок, в том числе сверхзвуковых реактивных двигателей, с организацией процесса горения в сверхзвуковом потоке воздуха. Сверхзвуковое течение газа в таких двигателях имеет сложную волновую структуру с огромными перепадами газодинамических параметров (давления, температуры и т.п.). Важнейшую роль играют процессы турбулентного смешения и неравновесной химической кинетики горения топлив. В камере сгорания должно происходить воспламенение горючего вследствие его смешения с воздухом, нагретым и сжатым во входном устройстве.

- проблема движения высокоскоростных летательных аппаратов в плотных слоях атмосферы при гиперзвуковых скоростях, а также проблема входа космических аппаратов в атмосферу планеты. Диссоциация и ионизация воздуха вызванные повышением температуры не позволяет рассматривать его в качестве идеального газа с постоянной теплоёмкостью при проведении расчётов тепломассообмена и аэродинамики. Также становится необходимым учёт термической неравновесности.

Так как проведение натуральных экспериментов при решении данных проблем сопряжено с огромными финансовыми затратами и техническими сложностями, всё большую роль начинает играть проведение численных экспериментов. Одной из самых актуальных задач становится задача создания расчётных моделей позволяющих проводить моделирование высокоэнергетических течений с неравновесными физико-химическими процессами. Также актуальной является задача реализации данных расчётных моделей в компьютерном коде с применением параллельных вычислений, что позволяет решать большие по объёму задачи со сложной геометрией и высокими требованиями к точности расчёта за приемлемое время.

Цель диссертационной работы заключается в построении математической модели, описывающей физико-химические процессы, протекающие в термодинамически неравновесных потоках возникающих при полёте высокоскоростных ЛА, разработке численного метода, реализующего данную модель, разработке программной реализации данного численного метода с

применением параллельных вычислений для проведения численных исследований.

Основные задачи диссертационной работы:

- Построение математической модели тепломассообмена в нестационарных, вязких, химически реагирующих, термохимически неравновесных течениях;
- Построение численного метода решения системы уравнений газовой динамики, химической кинетики и энергетических переходов на неструктурированной сетке;
- Реализация построенного численного метода в программном коде с использованием параллельных вычислений;
- Валидация численного метода путём сравнения результатов численного моделирования с экспериментальными данными;
- Проведение численных исследований высокоскоростных течений с помощью разработанного программного кода Universe3D;
- Выполнение сравнительного анализа реализованных математических моделей учёта физико-химических процессов в высокотемпературном газе.

Объектом исследования являются высокоэнергетические термохимически неравновесные потоки, возникающие при полёте ЛА на больших скоростях.

Предметом исследования являются процессы тепломассообмена и газовой динамики в термохимически неравновесных потоках.

Методология исследования основана на проведении численного решения осредненной по Рейнольдсу системы уравнений Навье-Стокса. Для преодоления проблемы жесткости системы уравнений применяется специально разработанный численный метод.

Научная новизна работы:

1. Построена математическая модель тепломассообмена в нестационарных, вязких, химически реагирующих, термохимически неравновесных течениях.
2. Построен численный метод решения системы уравнений газовой динамики, химической кинетики и энергетических переходов на неструктурированной сетке.
3. Разработан новый эффективный полностью связанный численный метод решения уравнений движения химически и термически неравновесного газа с жёсткими источниками.
4. На основе построенного численного метода реализован новый компьютерный код на языке Фортран с применением параллельных вычислений, позволяющий проводить расчёт тепломассообмена в термохимически неравновесных течениях.
5. Выработаны методические рекомендации по организации параллельных вычислений при численном решении уравнений механики сплошной среды, направленные на ускорение расчётов.
6. Проведена валидация численного метода путём сравнения результатов численного моделирования с экспериментальными данными и результатами расчётов других авторов.
7. Проведено численное исследование высокоскоростных течений с помощью разработанного компьютерного кода Universe3D. Выполнен сравнительный

анализ реализованных математических моделей учёта физико-химических процессов в высокотемпературном газе.

8. Разработана схема двигателя и рекомендации по созданию двигателя для полетов в атмосфере Юпитера.

Теоретическая и практическая значимость работы

Теоретическая значимость работы заключается в создании математической модели, позволяющей с высокой точностью проводить расчёт процессов тепломассообмена в термодинамически неравновесных потоках.

Практическая значимость работы состоит в том, что разработанный с применением параллельных вычислений компьютерный код Universe3D может быть использован для решения широкого круга возникающих при расчёте высокоскоростных летательных аппаратов задач с высокой точностью и за приемлемое время.

Положения, выносимые на защиту:

1. Метод расчёта тепломассообмена в нестационарных, вязких, химически реагирующих, термодинамически неравновесных течениях. Сопоставление результатов расчётов с данными экспериментальных исследований высокоскоростных течений.
2. Численный метод решения уравнений движения химически и термически неравновесного газа с жёсткими источниками.
3. Рекомендации по созданию гиперзвукового прямоточного двигателя для полетов в атмосфере Юпитера.

Рекомендации по внедрению

Разработанный программный комплекс Universe3D рекомендуется для использования в учебном процессе как альтернатива зарубежным аналогам (Ansys и т.п.), а также для проведения практических расчётов при создании изделий новой техники.

Степень достоверности результатов

Достоверность научных положений подтверждается использованием законов сохранения массы химических компонентов, количества движения и энергии, теории численных методов; всесторонним тестированием разработанных численных методов и алгоритмов, исследованием устойчивости и сходимости решений на последовательности сгущающихся сеток; сравнением результатов расчётов с экспериментальными данными и результатами расчётов тестовых задач другими авторами.

Личный вклад автора

При выполнении диссертационной работы автор принимал непосредственное участие в получении следующих результатов:

- Разработка метода расчёта тепломассообмена в нестационарных, вязких, химически реагирующих, термодинамически неравновесных течениях;
- Сопоставление результатов расчётов с данными экспериментальных исследований высокоскоростных течений;
- Участие в создании численного метода решения уравнений движения химически и термически неравновесного газа с жёсткими источниками;

- Создания высокопроизводительной и масштабируемой по объёму задачи и числу процессорных ядер программной реализации предложенного численного метода;
- Реализации программного кода Universe3D с использованием параллельных вычислений и с учётом особенностей современных вычислительных систем.

Апробация работы

Основные результаты работы докладывались на международных и всероссийских научных конференциях:

- XIII Международная конференция по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (АММАГ'2020), 6–13 сентября 2020 г., Алушта;
- III Международная конференция «Современные проблемы теплофизики и энергетики», 19–23 октября 2020 г., Москва;
- II Международная конференция «Математическое моделирование», 21-22 июля 2021 г., Москва;
- XXII Международная конференция по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2021), 4–13 сентября 2021 г., Алушта;
- VIII Международная конференция «Тепломассообмен и гидродинамика в закрученных потоках», 18-21 октября 2021 г., Москва.

Публикации по теме диссертации

По теме диссертации опубликовано 8 работ, из них в рецензируемых научных изданиях опубликовано 3 работы.

Структура и объём диссертации

Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения и списка литературы. Объём представленной работы составляет 171 лист, включая 101 рисунок и 19 таблицы. Список литературы содержит 201 наименование.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

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

В первой главе проведён анализ развития моделей вычислительной гидродинамики и тепломассообмена в термохимически неравновесных потоках. Описан механизм возникновения физико-химических процессов и влияние на параметры потока в двигателях летательных аппаратов и при входе космического корабля в атмосферу. Выделены основные направления и проблемы в области разработки инструментов численного моделирования гиперзвуковых течений. Приведены основные математические модели турбулентного горения.

Во второй главе представлены основные уравнения, описывающие течение вязкого химически реагирующего колебательно неравновесного газа. Рассмотрены вопросы, связанные колебательной релаксацией. Проанализированы основные составляющие полной энергии в химико/термически неравновесных потоках. Введено понятие термодинамической энергии и выведено уравнение ее сохранения. Представлены формулы для вязких напряжений и тепловых/диффузионных потоков. Проанализированы основные реакции горения водорода и окиси углерода в воздухе и кинетика реакций при гиперзвуковом входе

спускаемого аппарата в атмосферу Земли. Представлена методика учёта влияния турбулентности на скорости химических реакций.

В третьей главе формулируется численный метод решения систем уравнений газовой динамики, химической кинетики и энергетических мод. Описаны основные методы расщепления невязкого потока. Получено конечно-объёмное уравнение, учитывающее невязкие члены и вязкие потоки. Описаны методы решения системы алгебраических уравнений с разреженной матрицей. Разработан численный метод решение системы уравнений с ненулевыми жёсткими источниками.

В четвёртой главе проведён анализ современных особенностей вычислительных систем и видов взаимодействия при реализации параллельных вычислений. Описаны архитектурные решения, применённые в последовательной версии программного кода Universe3D, учитывающие современные особенности вычислительных систем. Описаны основные отличия параллельной версии программного кода Universe3D от последовательной. Проведён расчёт сильной масштабируемости параллельной версии программного кода Universe3D, результаты показаны на рисунке 1.

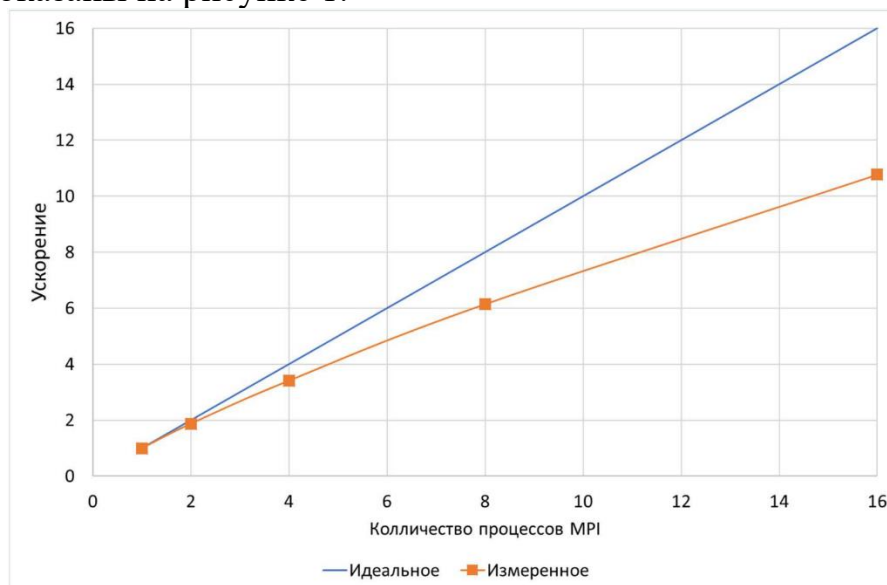


Рисунок 1. График сильной масштабируемости.

В пятой главе на основе разработанной и апробированной в предыдущих главах математической модели высокоскоростных потоков было решено несколько практических задач и выработаны практические рекомендации по совершенствованию изделий новой техники.

Обтекание спускаемого аппарата OREX

Был выполнен расчёт и сравнение с экспериментальными данными эксперимента NASA по входу в атмосферу спускаемого аппарата OREX.

Спускаемый аппарат OREX представляет собой сферически затупленный конус с углом наклона 50° , с радиусом носовой части 1.35 м и диаметром основания 3.4 м, как показано на рисунке 2. Во время входа в атмосферу аэротермические данные были получены примерно с высоты 120 км до примерно 40 км, включая период радиомолчания, когда нагревание максимально. Проводилось измерение теплового потока в передней критической точке и

концентрации электронов.

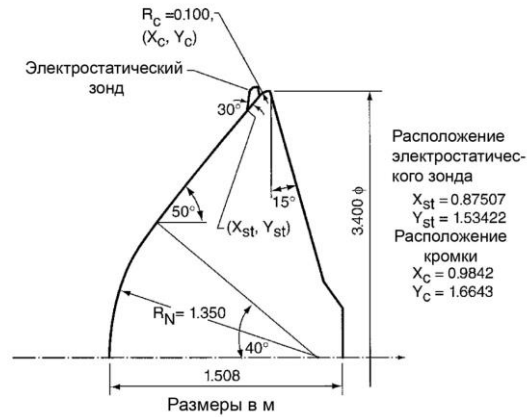


Рисунок 2. Геометрические параметры аппарата OREX.

Расчеты проводились для высот полета $H=79.9, 84, 88.4, 92.8, 96.8$ и 101.1 км. Рассматривалось 6 вариантов расчета. Во всех вариантах задавалась поступательно-вращательная температура на стенке T_W . Остальные условия на стенке представлены в таблице 1. Кроме того, проводились расчеты этих вариантов в предположении термической равновесности ($T = T_{V,N2} = T_{V,O2} = T_{V,NO}$). Некоторые результаты представлены на следующих рисунках.

Таблица 1

211	Для колебательных температур использовалось условие $\left. \frac{\partial T_V}{\partial n} \right _W = 0$	Нулевая каталитическая активность
221	$T_V _W = T_W$	Нулевая каталитическая активность
212 $K_W=1000$	$\left. \frac{\partial T_V}{\partial n} \right _W = 0$	Задана каталитическая активность $K_W=1000$
222 $K_W=10$	$T_V _W = T_W$	Задана каталитическая активность $K_W=10$
222 $K_W=100$	$T_V _W = T_W$	Задана каталитическая активность $K_W=100$
222 $K_W=1000$	$T_V _W = T_W$	Задана каталитическая активность $K_W=1000$

На рисунке 3 представлено изменение плотности теплового потока в передней критической точке в зависимости от высоты полета для двух вариантов расчета: 211 ($\left. \frac{\partial T_V}{\partial n} \right|_W = 0$, нулевая каталитическая активность) и 221 ($T_V|_W = T_W$, нулевая каталитическая активность). Во втором случае тепловой поток несколько больше, однако это различие уменьшается с ростом высоты. Результаты расчета хорошо совпадают с экспериментом.

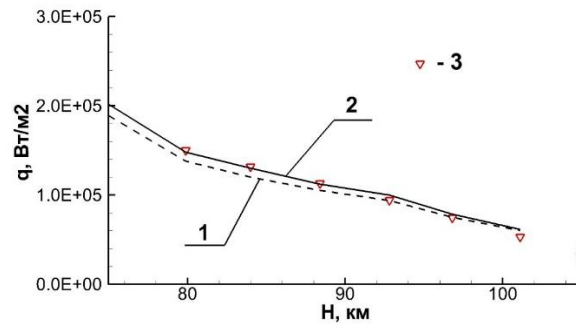


Рисунок 3. Тепловые потоки в критической точке аппарата OREX. Влияние задания граничных условий для колебательных температур на некаталитической поверхности: 1 - расчет 211; 2 - расчет 221; 3 - эксперимент

На рисунке 4 приведено аналогичное сравнение для вариантов 212 ($\left. \frac{\partial T_v}{\partial n} \right|_w = 0$, $K_w=1000$) и 222 ($T_v|_w = T_w$, $K_w=1000$), т.е. для каталитически активной стенки. При задании колебательных температур равными T_w тепловой поток выше, но с ростом высоты различие также уменьшается.

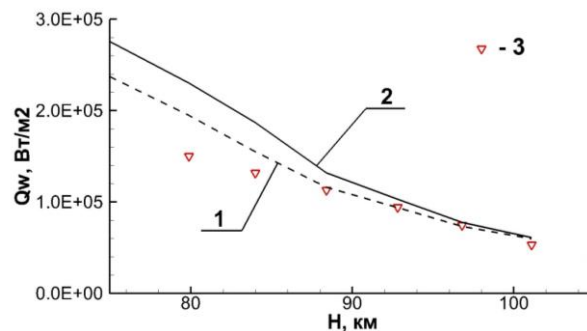


Рисунок 4. Тепловые потоки в критической точке аппарата OREX. Влияние задания граничных условий для колебательных температур на поверхности с высокой каталитической активностью ($K_w=1000$): 1 - расчет 212 $K_w=1000$; 2 - расчет 222 $K_w=1000$; 3 - эксперимент

На рисунке 5 представлено распределение плотности электронов в районе электростатического зонда в зависимости от высоты полета. Сопоставление результатов расчета (вариант 221) с экспериментальными данными показывает удовлетворительное совпадение.

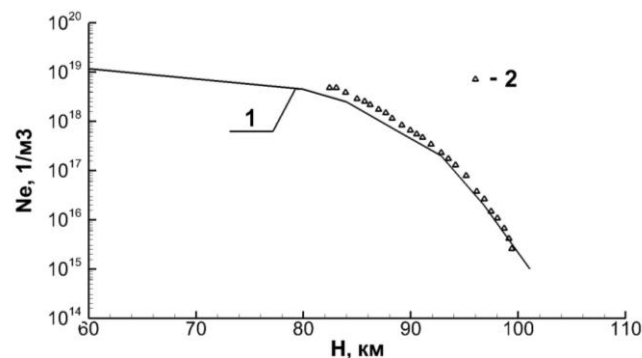


Рисунок 5. Плотность электронов в районе электростатического зонда ($s = 1.9135$ м, $n = 5.8335 \cdot 10^{-2}$ м) в зависимости от высоты полета.
1 - расчет (221); 2 - эксперимент

Обтекание сферы диаметром 1 см высокоскоростным потоком газа с различными числами Маха

Был проведён расчёт обтекания сферы диаметром 1 см высокоскоростным потоком газа с различными числами Маха. Результаты расчета сравнивались с экспериментальными данными, полученными в эксперименте ЦАГИ.

Давление и температура окружающей среды соответствовали параметрам атмосферы на высоте 10 км (температура - 223.252 К, давление - 2.65×10^4 Па. Рассмотренные скоростные режимы приведены в таблице 2.

Таблица 2. Скоростные режимы обтекания

Число M набегающего потока	Скорость набегающего потока u , м/с
1.999	600.
8.32949	2500.
11.661	3500.
14.993	4500.
16.659	5000.
19.99	6000.

Задача решалась в двухмерной осесимметричной постановке с учетом протекания в сжатом слое химических реакций.

На рисунке 6 приведено распределение числа Маха.



Рисунок 6. Поле числа Маха для расчетного режима $M=19,99$

Сравнение с экспериментальными данными (рисунки 7 и 8) показывает, что полученные результаты близки к результатам экспериментальных исследований.

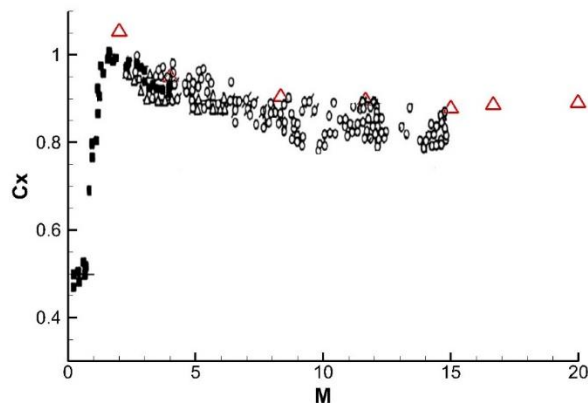


Рисунок 7. Результаты расчетов коэффициента сопротивления в сравнении с экспериментальными данными (Δ - данные расчетов, \bullet - экспериментальные данные)

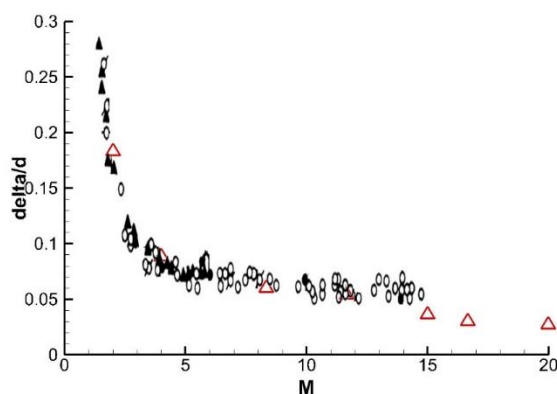


Рисунок 8. Результаты приведенного расстояния отхода ударной волны от поверхности сферы вблизи ПКТ в сравнении с экспериментальными данными (Δ - данные расчетов, \circ – экспериментальные данные)

Течение в донной области ЛА

Был проведён анализ использования различных реализованных моделей турбулентности для расчета течений в донной области и в следе ЛА. При этом учитывается «предыстория», т.е. конфигурация расчетной области максимально приближена к реальной.

Типичная картина течения в донной области ЛА представлена на рисунке 9.

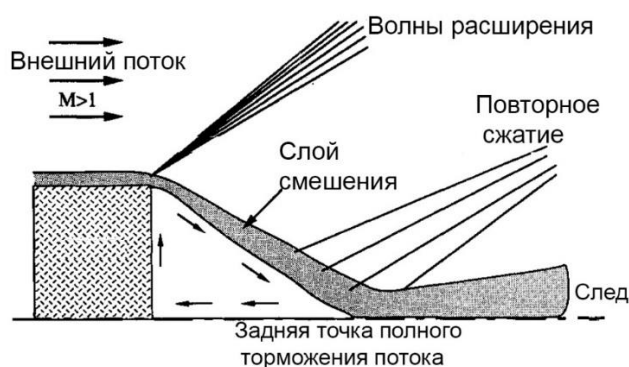


Рисунок 9. Схема течения в донной области летательного аппарата, движущегося со сверхзвуковой скоростью.

В качестве источника данных для проверки метода расчета использовались эксперименты Herrin, Mathur и Catalano. Параметры набегающего потока: $M=2,5$, $T=130\text{K}$, $p=30141\text{ Па}$. Диаметр корпуса=63,5мм.

Расчетная сетка для описания обтекания самолета, течения в донной области и в следе представлена на рисунке 10.

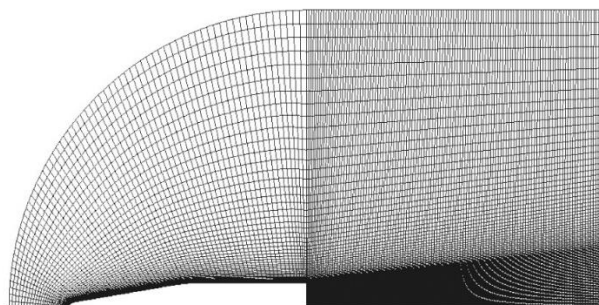
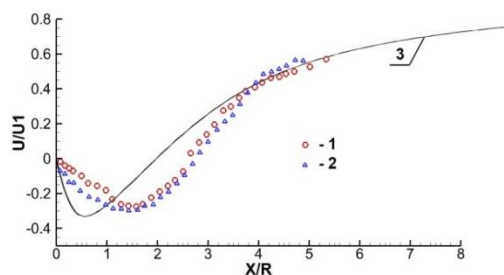
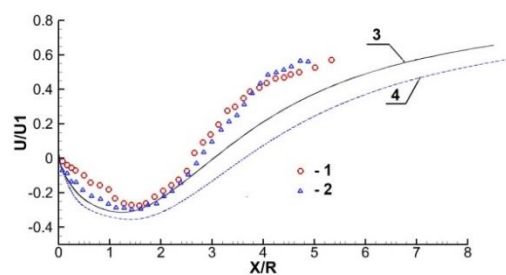


Рисунок 10. Расчётная сетка.

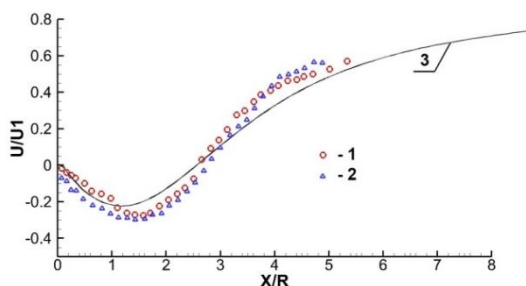
На рисунках 11а-11г показаны результаты расчета скорости по оси в области дна и в следе с использованием различных моделей турбулентности.



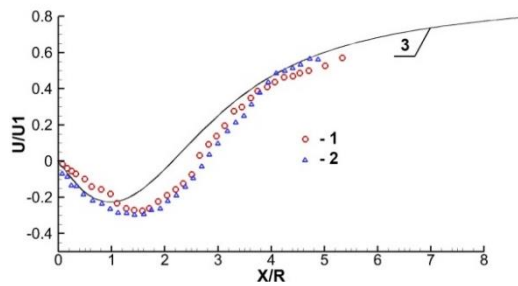
(а) Spalart-Allmares model



(б) k-ε RNG model



(в) Model RS standar



(г) Model RS BSL

Рисунок 11. Распределение осевой скорости в донной области цилиндрической модели в сверхзвуковом потоке $M = 2,5$. 1 - эксперимент Herrin, 2 - эксперимент Mathur; 3,4 – расчеты (3 – без коррекции на сжимаемость, 4 – с коррекцией на сжимаемость)

На рисунке 12 представлена зависимость давления на поверхность днища ЛА от числа Маха набегающего потока набегающего потока (1 – расчет по модели турбулентности SST, 2 – k-ε RNG, 3 – стандартный RS). Стандартная модель RS с этой точки зрения вполне удачна.

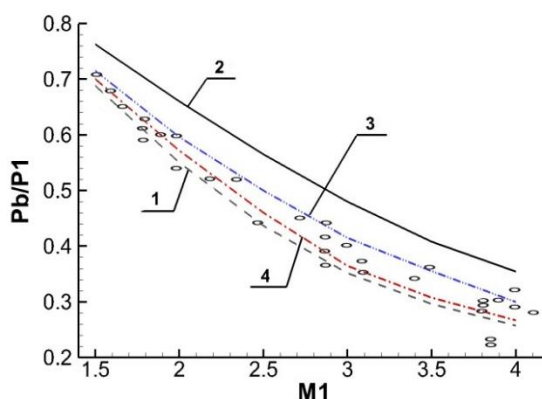


Рисунок 12. Изменение давления на поверхности днища самолета в зависимости от числа Маха набегающего потока. Кружки - экспериментальные данные Catalano
1 - модель турбулентности SST; 2 - модель турбулентности k-ε RNG; 3 - стандартная модель турбулентности RS; 4 – модель турбулентности RS BSL

На основании анализа полученных данных и их сопоставления с экспериментом можно сделать следующие выводы: 1) При расчете течения в районе днища и в следе за самолетом очень важно учитывать «предысторию» обтекания, т.е. рассчитать обтекание всего транспортного средства; 2) Однако для

лучшего описания распределения скоростей в области дна рекомендуется использовать стандартную модель RS, а затем вносить в нее поправки аналогично тому, как это было сделано в модели k-ε.

Горение водорода в канале. Эксперимент Барроуса-Куркова

Был проведён расчёт эксперимента Барроуза и Куркова, который посвящён экспериментальному исследованию сверхзвукового турбулентного потока воздуха, в который осуществляется параллельный вдув водорода.

Как показано на рисунке 13, звуковая струя водорода впрыскивается тангенциально вблизи стенки в сверхзвуковой искаженный воздушный поток, втекающий в канал с расходящимися стенками. Высота щели струи составляет 0,4 см, а температура стенки удерживается на уровне 298К. Условия эксперимента приведены в таблице 3.

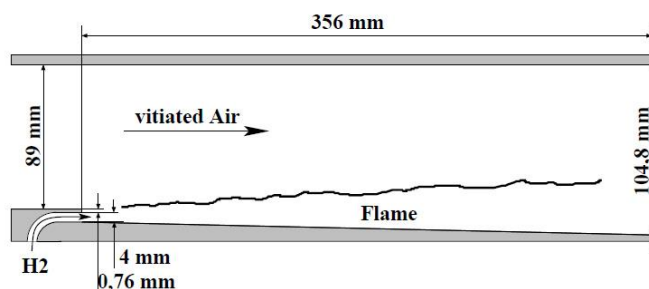


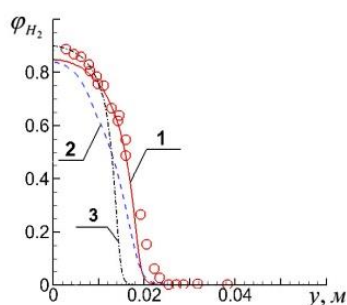
Рисунок 13. Геометрия течения в эксперименте Барроуса-Куркова.

Таблица 3. Условия эксперимента Барроуса-Куркова

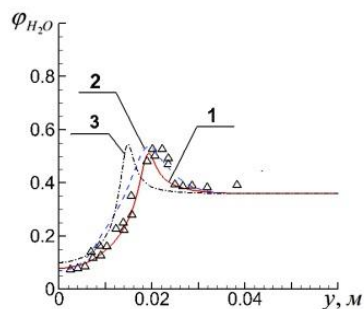
	M	p, Pa	T, K	C_{H_2}	C_{O_2}	C_{H_2O}	C_{N_2}
Air	2.44	10^5	1270	0.0	0.258	0.256	0.486
H₂	1.0	10^5	254	1.0	0.	0.	0.

На рисунках 14-17 представлены экспериментальные и расчетные профили некоторых параметров потока в выходном сечении канала на расстоянии 0,356 м от места ввода водорода при различных условиях расчета.

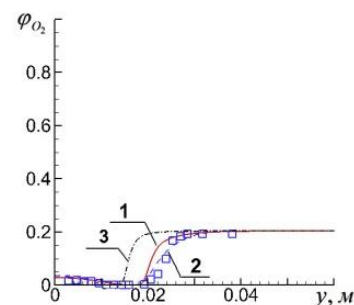
Анализ данных, представленных на рис. 14, 15, показывает, что результаты расчета, полученные с использованием SST- и K-ε-моделей турбулентности и неравновесной химической кинетики, удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными. Исключением является поперечный профиль объемной доли водорода, особенно при использовании K-ε модели турбулентности. Вероятно, это связано с переменностью турбулентных чисел Прандтля и Шмидта. В данной работе использовались постоянные значения: $Pr_T = Sc_T = 0.9$.



(а) – H₂



(б) – H₂O



(в) – O₂

Рисунок 14. Сравнение расчетных поперечных профилей объемных долей компонентов в поперечном сечении на расстоянии 0,356 м от места ввода водорода с экспериментом Барроуза и Куркова. Расчет: 1 - SST модель турбулентности, полная химия; 2 - К-ε модель турбулентности, полная химия; 3 - SST модель турбулентности, модель Eddy Dissipation. Экспериментальные данные представлены символами: кружками, треугольниками и квадратами.

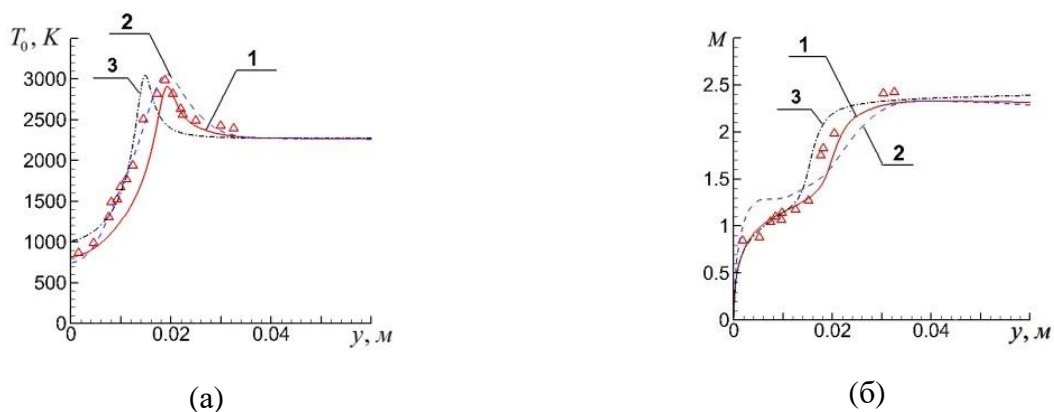


Рисунок 15. Сравнение рассчитанных поперечных профилей полной температуры (а) и числа Маха (б) в поперечном сечении на расстоянии 0,356 м от места вдувания водорода с экспериментом Барроуза и Куркова.

Однако по сравнению с учетом переменности Pr_T, Sc_T значительно большее влияние на результаты расчета оказывает значение интенсивности турбулентности воздушного потока на входе в канал. В большинстве расчетов значение интенсивности составляло $Ti = 2\%$. Для сравнения на рисунке 16 приведены результаты расчета для $Ti = 5\%$. Результаты существенно отличаются как от расчета, представленного на рисунке 14, так и от экспериментальных данных.

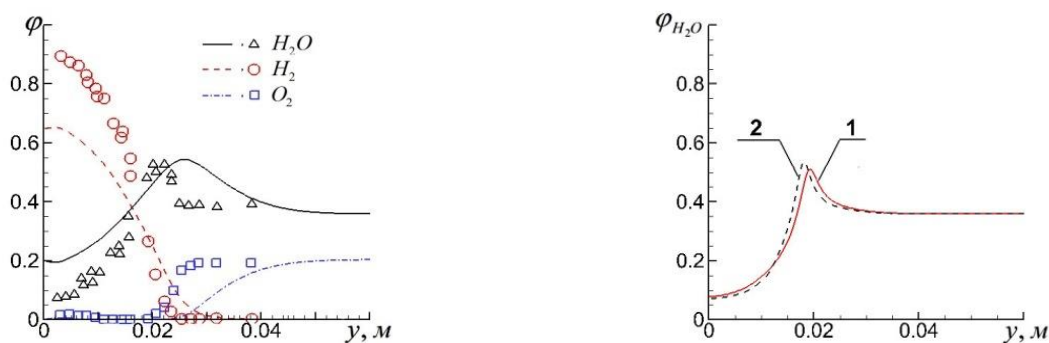


Рисунок 16. Сравнение рассчитанных поперечных профилей объемных долей компонентов в сечении 0,356 м (при повышенной интенсивности турбулентности на начальном участке воздушного потока: $Ti = 5\%$) с экспериментом.

Рисунок 17. Расчетные кросс-профили объемной доли H_2O на сечении 0,356 м с использованием различных моделей неравновесной химической кинетики: 1 – полная модель, 2 – короткая модель.

На рисунке 17 представлено сравнение результатов расчета объемной доли основного продукта горения H_2O с использованием различных моделей неравновесной химической кинетики. Очевидно, что разница незначительна. То

же самое относится и к другим параметрам потока (для краткости они не приводятся).

Модельный проточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД)

Был выполнен сравнительный анализ реализованных математических моделей учёта физико-химических процессов в высокотемпературном газе на основе расчёта модельного проточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД).

Модельный ПВРД представляет собой плоский канал, изображённый на рисунке 18. По центру канала расположен пилон, правый плоский торец которого служит для подачи горючего.

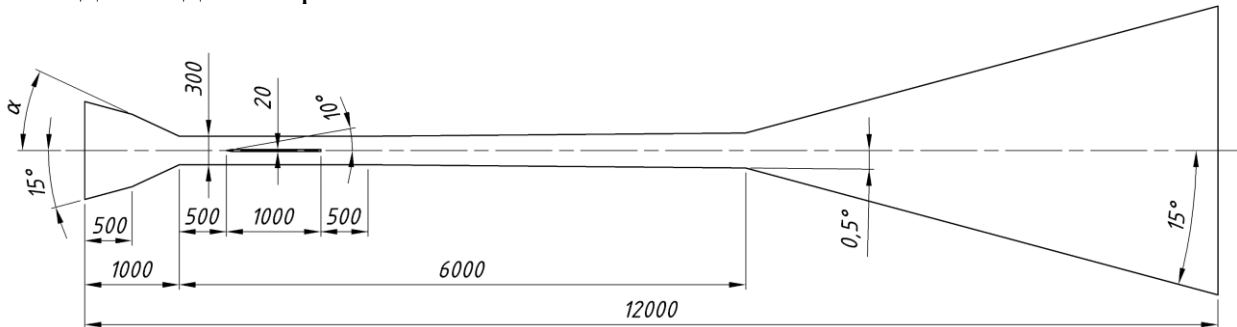


Рисунок 18. Схема модельного ПВРД.

При численном исследовании модельного ПВРД использовались следующие исходные данные:

Высота полёта: $H = 30$ км; Давление на высоте: $P_\infty = 1197$ Па; Температура на высоте: $T_\infty = 226.5$ К; Скорость набегающего потока: $V_\infty = 2000$ м/с; Горючее: Газообразный водород; Давление водорода: $P_{H_2} = 54900$ Па; Температура водорода: $T_{H_2} = 151.5$ К; Коэффициент избытка окислителя: 1; Модель турбулентности: SST;

В расчётах варьировалась модель химической кинетики:

- Модель диссипации вихря, (МДВ);
- Концепция диссипации вихря, 1 реакция ($[H_2+O_2=H_2O]$), (КДВ-1);
- Концепция диссипации вихря, 21 реакция, (КДВ-21);

Полуугол раскрытия сверхзвукового диффузора α был равен 25° .

Некоторые результаты представлены на рисунках 19-21.

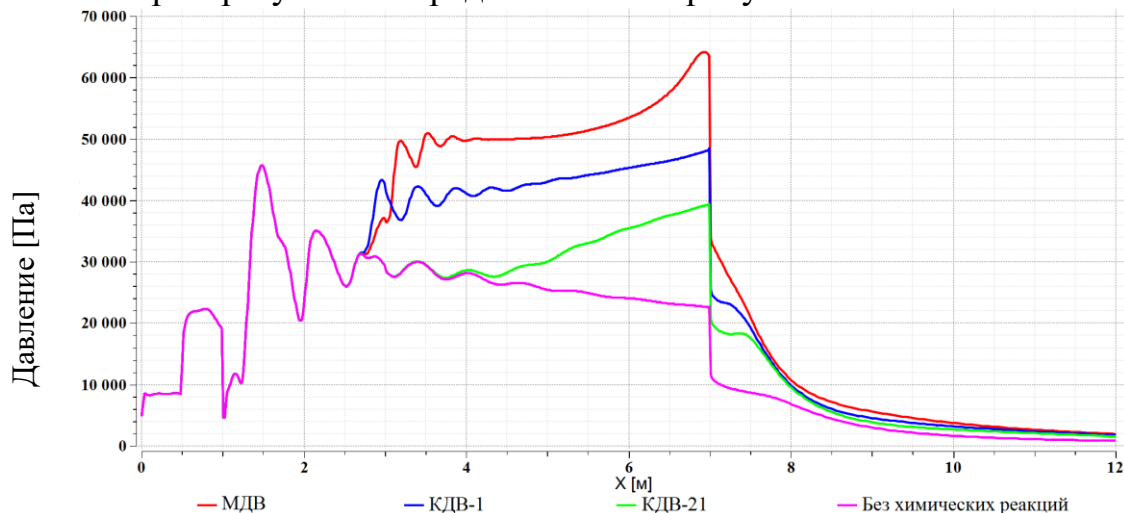


Рисунок 19. Распределение давления на стенке канала.

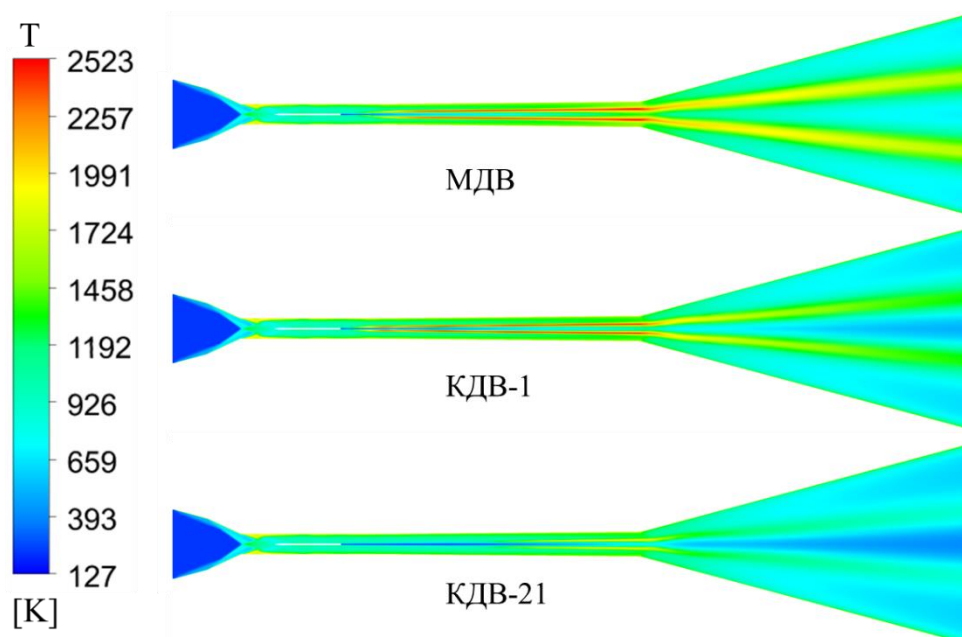
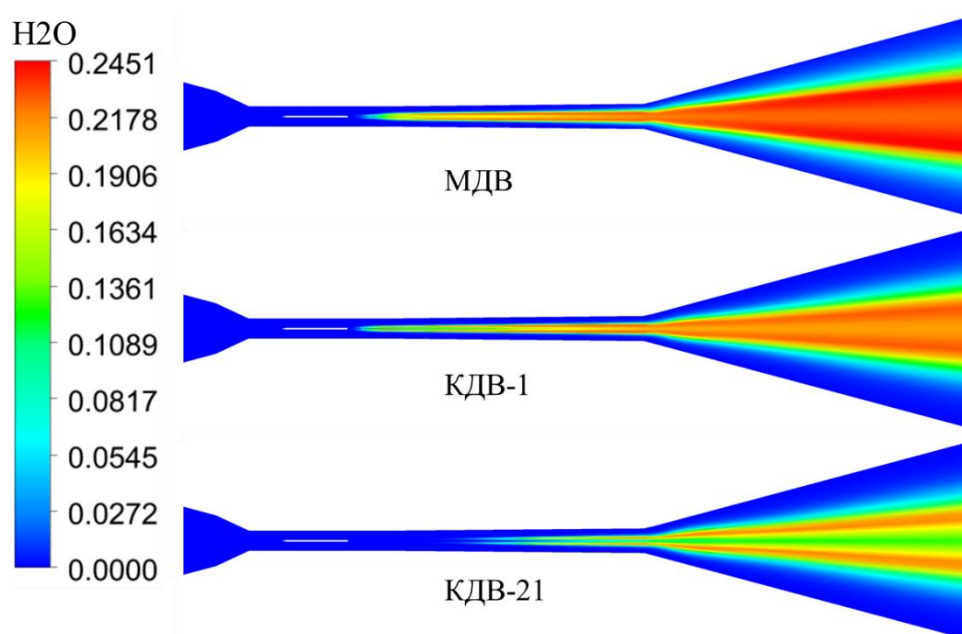


Рисунок 20. Распределение температуры.

Рисунок 21. Распределение массовой доли H₂O.

Модель «Концепция диссипации вихря» с механизмом горения водорода из одной реакции, а также «Модель диссипации вихря», предсказали почти мгновенное воспламенение водорода, модель «Концепция диссипации вихря» с механизмом горения водорода из 21-й реакции предсказала воспламенение водорода ближе к середине камеры сгорания.

Для модели химической кинетики «Концепция диссипации вихря», была исследована зависимость между полууглом раскрытия сверхзвукового диффузора α и воспламенением горючего в камере сгорания. Использовался механизма горения водорода содержащий 21-ну реакцию.

Некоторые результаты представлены на рисунках 22-24.

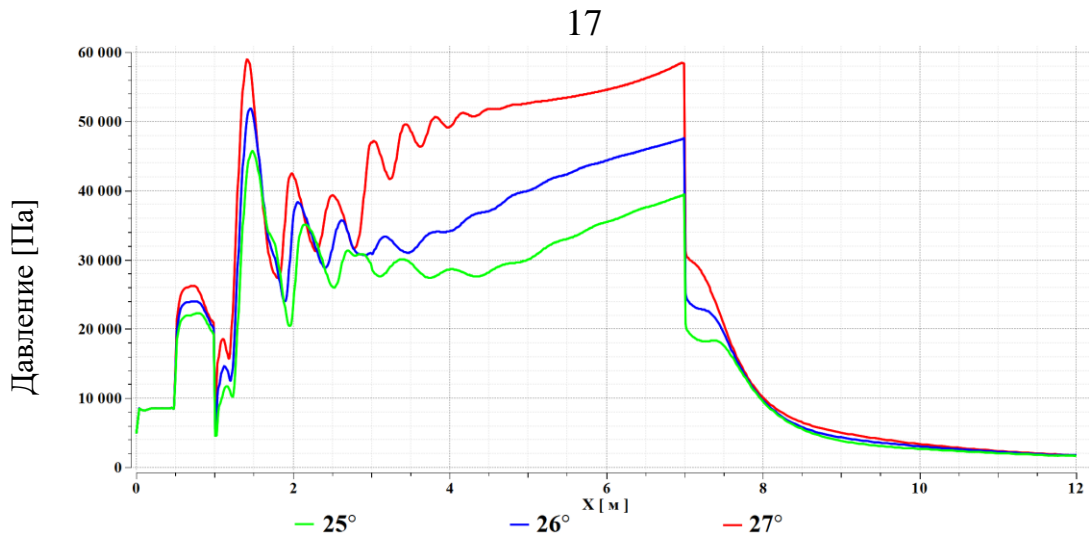


Рисунок 22. Распределение давления на стенке канала.

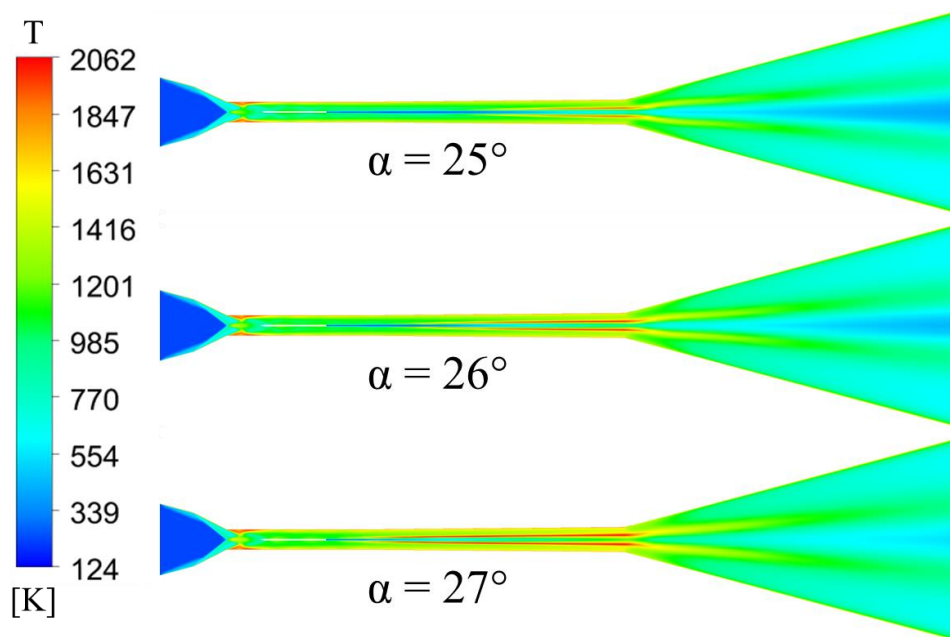


Рисунок 23. Распределение температуры.

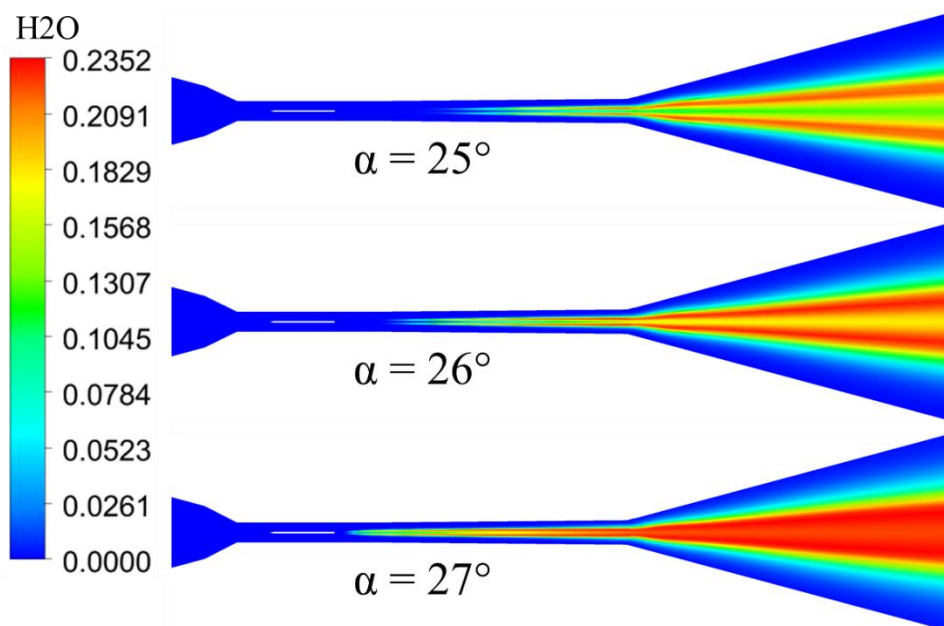


Рисунок 24. Распределение массовой доли H2O.

Добиться воспламенения топлива удалось при $\alpha = 25^\circ$, при $\alpha = 28^\circ$ произошло тепловое запираание потока.

Рабочий процесс в прямоточном двигателе гипотетического космического летательного аппарата, предназначенного для работы в атмосфере Юпитера

Была рассмотрена возможность функционирования прямоточного воздушно-реактивного двигателя в атмосфере Юпитера. Предполагается, что в качестве горючего будет использоваться водород из атмосферы Юпитера, а в качестве окислителя - запасённый в аппарате кислород.

Для тестирования модели проведены расчёты течения в прямоточном водородно-реактивном двигателе, схема течения в котором представлена на рисунке 25. Схему течения по сравнению с земным вариантом пришлось существенно изменить так как молекулярный вес подаваемого топлива, в отличие от земного варианта, существенно превосходит молекулярный вес атмосферного горючего.

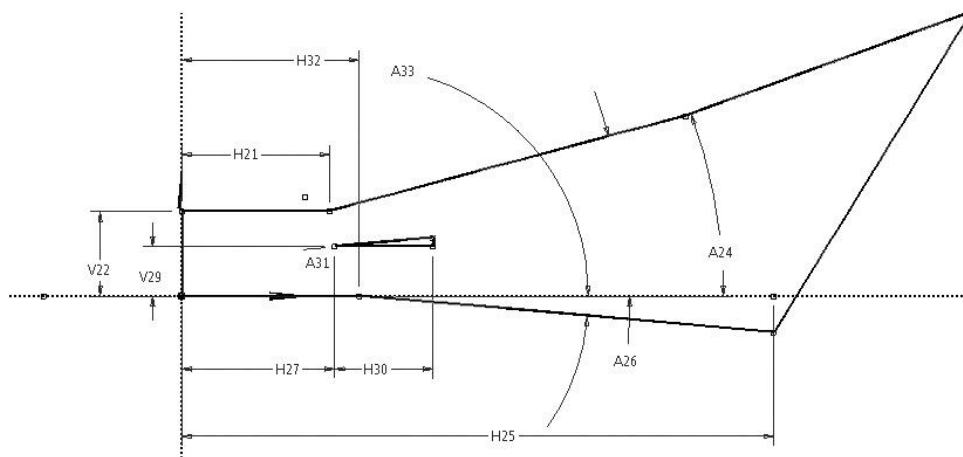


Рисунок 25. Схема течения.

Основные размеры представлены в таблице 4.

Таблица 4. Основные размеры

A24	20°	H27	31 см
A26	15°	H30	20 см
A31	5°	H32	36 см
A33	5°	V22	17.161 см
H21	30 см	V29	10 см
H25	120 см		

Слева в изолятор (isolator) подается газ атмосферы Юпитера, предварительно сжатый во входном устройстве. Параметры на входе представлены в таблице 5.

Таблица 5.

Скорость, м/с	Давление, Па	Температура, К	Массовые доли	
			H ₂	He
2241	621.6	756274	0.863	0.137

Эти параметры соответствуют полету со скоростью 4147 м/с при давлении окружающей атмосферы равном 4374 Па и температуре 122.6 К (число Маха =5).

Параметры атмосферы подобраны в соответствии с данными работы Seiff и др. для высоты полета 60 км от «уровня моря Юпитера» (Jovian Sea Level).

В камере сгорания через расположенный в центре пилон подается предварительно разогретая смесь кислорода с продуктом сгорания – H_2O . Параметры потока представлены в таблице 6.

Таблица 6.

Скорость, м/с	Давление, Па	Температура, К	Массовые доли	
			O_2	H_2O
700.	1200.	656274.	0.8	0.2

Изолятор имеет постоянный вертикальный размер, а камера сгорания имеет некоторое расширение, т.к. при постоянном размере происходит запираение потока. Водород намного легче кислорода и продуктов сгорания, поэтому ему трудно проталкивать их.

Были просчитаны следующие четыре варианта:

1. Номинальный режим (рисунки 26, 27);
2. Расход O_2 увеличен вдвое (рисунки 28, 29);
3. Давление набегающего потока уменьшено вдвое (рисунки 30, 31);
4. Расход O_2 увеличен вдвое и давление набегающего потока уменьшено вдвое (рисунки 32, 33).

Некоторые результаты расчёта представлены на следующих рисунках.

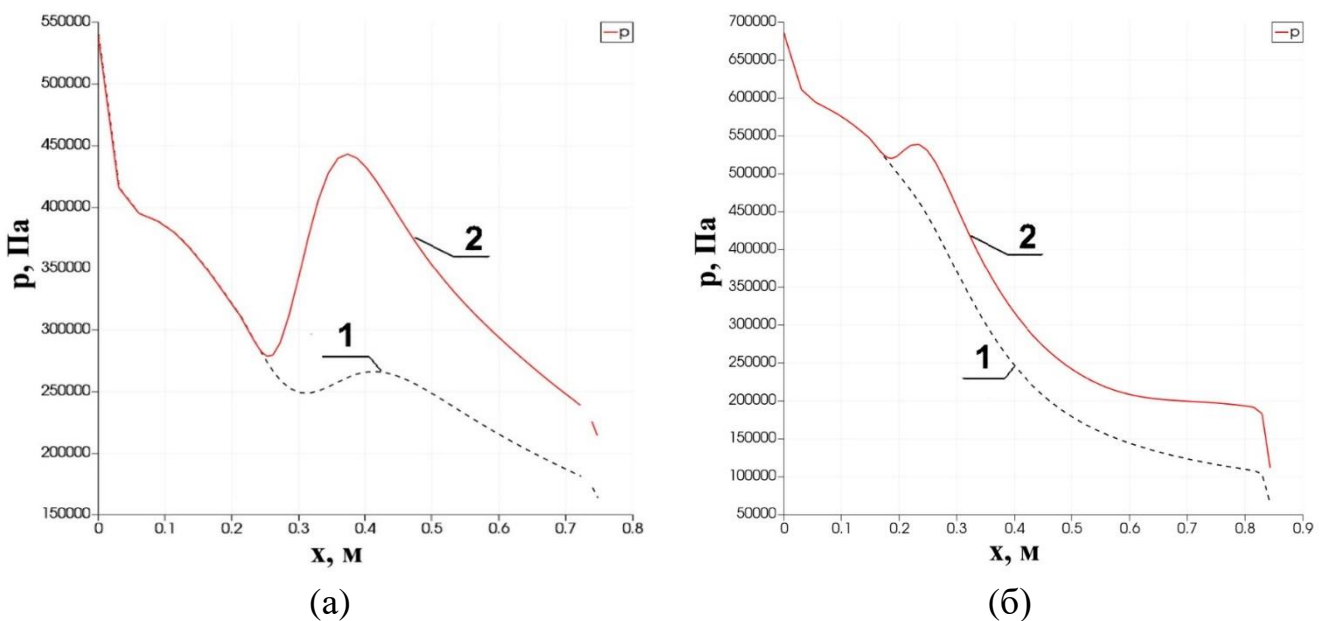


Рисунок 26. Номинальный режим. Давление на верхней (а) и нижней (б) стенках. 1 – без учёта химических реакций, 2 – с учётом химических реакций.

Горение в камере сгорания увеличивает давление на стенках и, соответственно создает тягу двигателя за счет продольной силы. На верхней стенке за счет горения давление увеличивается примерно на 60%, на нижней - несколько меньше.

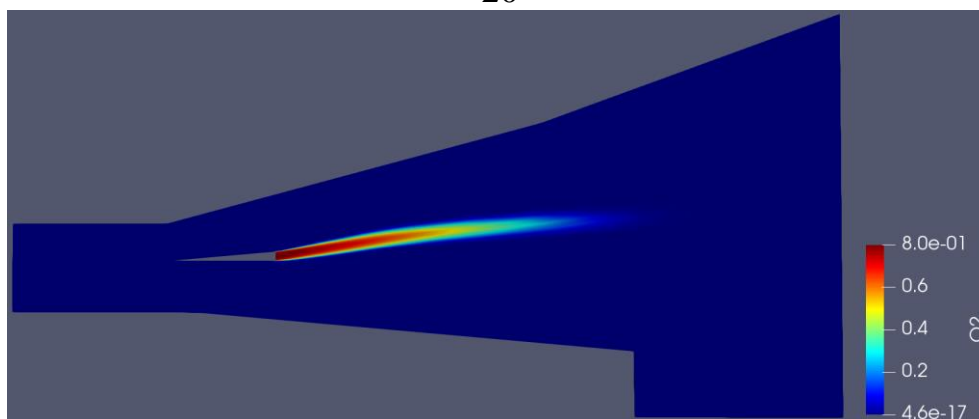


Рисунок 27. Номинальный режим. Распределение O_2 .

Кислород практически полностью выгорает в камере сгорания и начале сопла.

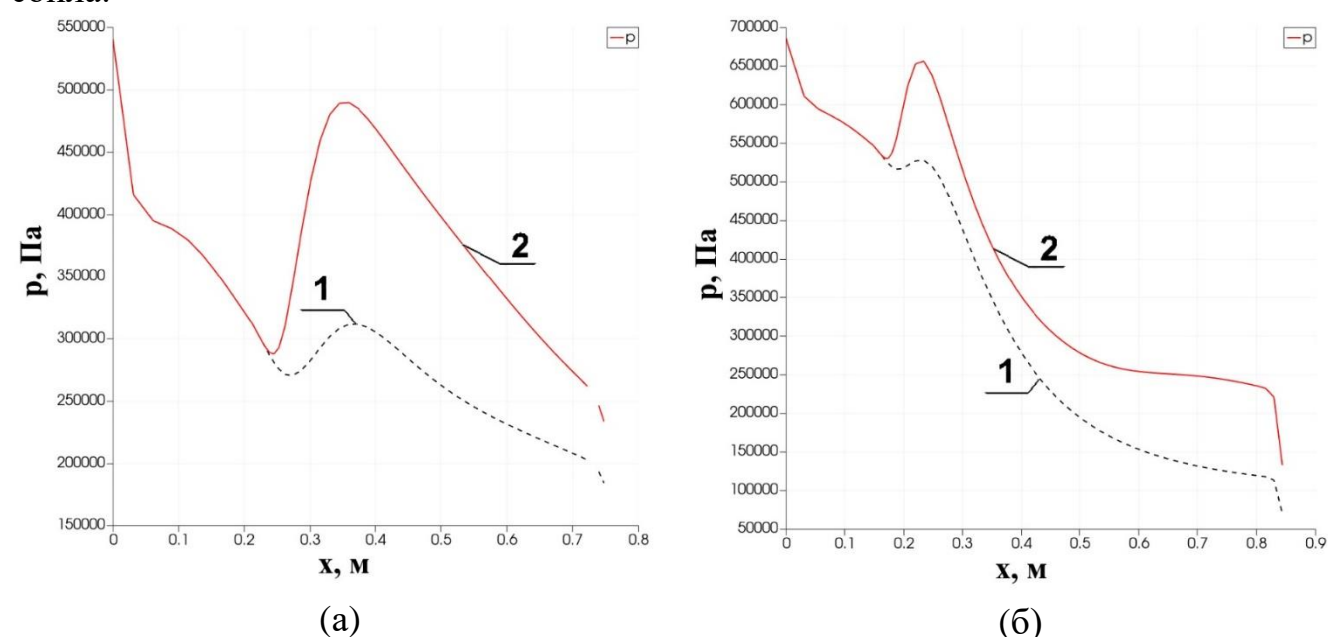


Рисунок 28. Расход O_2 увеличен вдвое. Давление на верхней (а) и нижней (б) стенках.

1 – без учёта химических реакций, 2 – с учётом химических реакций.

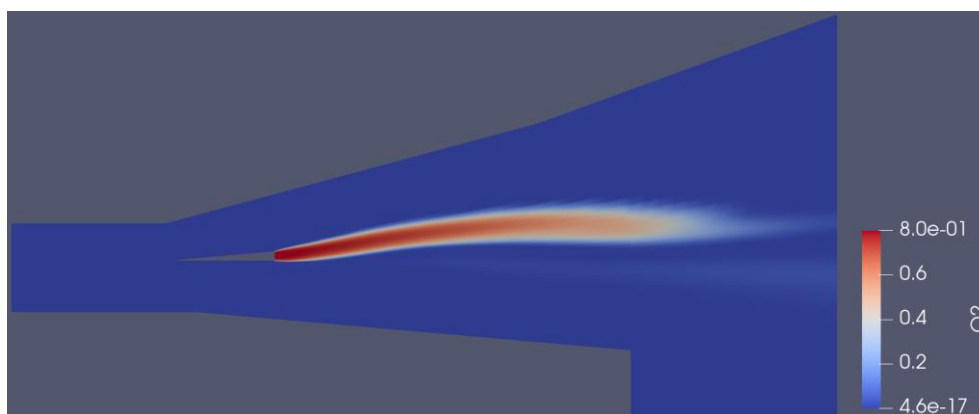
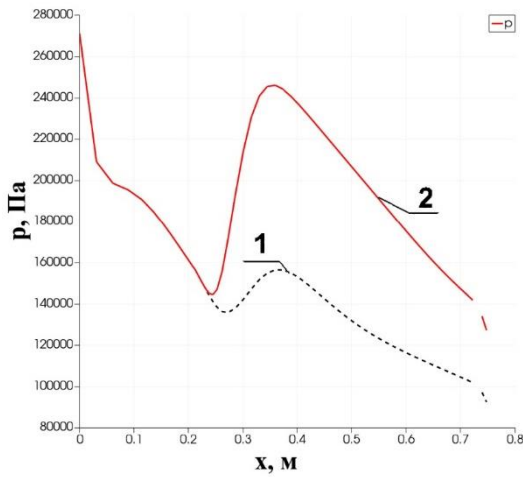
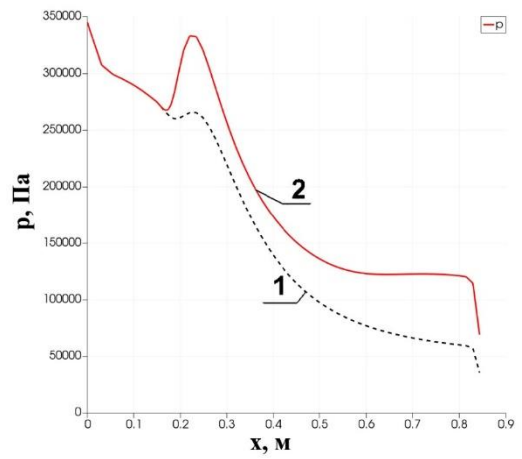


Рисунок 29. Расход O_2 увеличен вдвое. Распределение O_2 .

При увеличении расхода O_2 вдвое, прирост давления становится больше, а кислород тоже практически весь выгорает в камере сгорания и частично в сопле.



(a)



(б)

Рисунок 30. Давление набегающего потока уменьшено вдвое. Давление на верхней (а) и нижней (б) стенках.

1 – без учёта химических реакций, 2 – с учётом химических реакций.

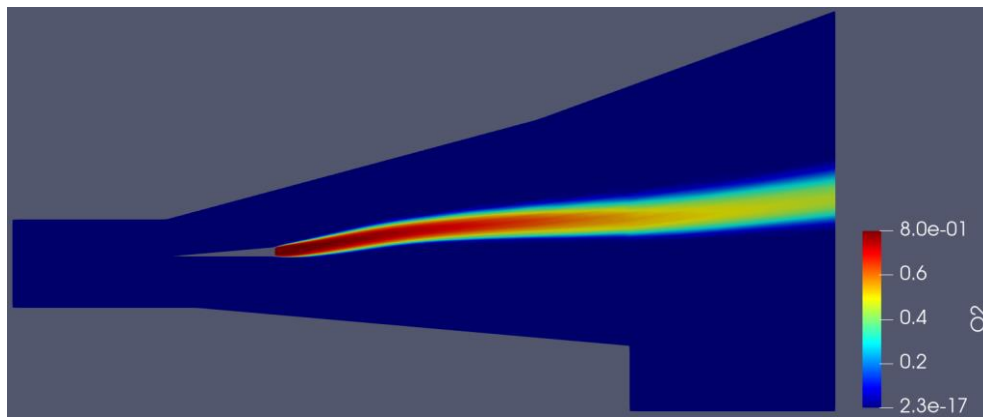
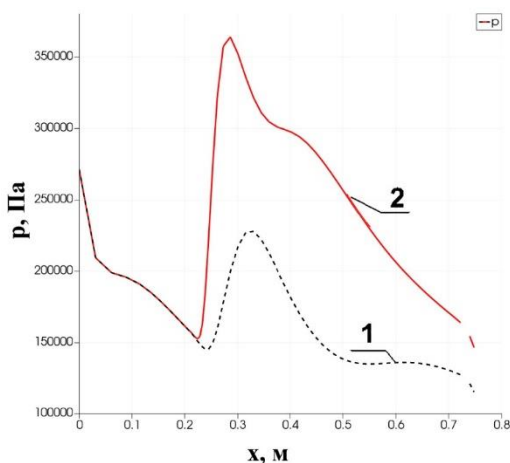
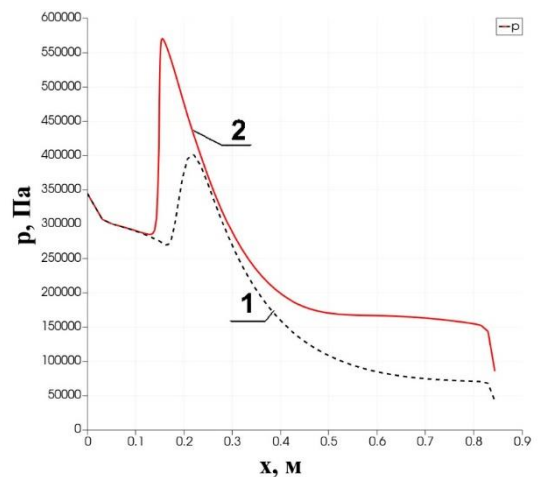


Рисунок 31. Давление набегающего потока уменьшено вдвое. Распределение O_2 .

При уменьшении давления набегающего потока вдвое, наблюдается существенно приращение давления за счет горения, но существенное количество кислорода не догорает. Для повышения эффективности двигателя необходимо либо удлинить камеру сгорания, либо интенсифицировать процесс смешения горючего и окислителя, например, увеличив число пилонов, через которые подается окислитель.



(a)



(б)

Рисунок 32. Расход O_2 увеличен вдвое и давление набегающего потока уменьшено вдвое. Давление на верхней (а) и нижней (б) стенках.

1 – без учёта химических реакций, 2 – с учётом химических реакций.

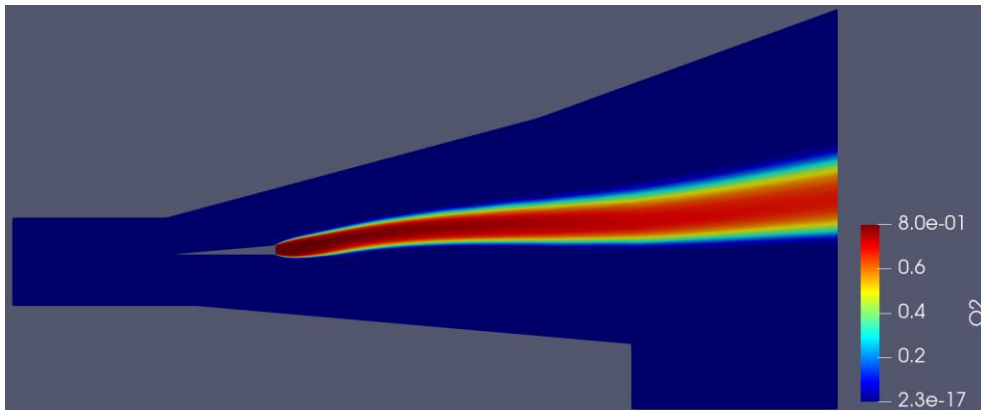


Рисунок 33. Расход O_2 увеличен вдвое и давление набегающего потока уменьшено вдвое. Распределение O_2 .

Аналогичные результаты получены для случая, когда давление набегающего потока уменьшено вдвое по сравнению с номинальным режимом, и расход O_2 увеличен вдвое по сравнению с номинальным режимом.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам исследований, проведенных в представляемой диссертационной работе можно сформулировать следующие основные выводы:

1. Построена математическая модель вычислительной гидродинамики, описывающей трёхмерные, нестационарные, вязкие, химически реагирующие, термодинамически неравновесные течения.
2. Построен численный метод решения системы уравнений газовой динамики, химической кинетики и энергетических переходов на неструктурированной сетке.
3. Разработан новый эффективный полностью связанный численный метод решения уравнений движения химически и термически неравновесного газа с жесткими источниками.
4. Создана новая программа на языке Фортран для расчета течений химически и термически неравновесного газа, основанная на реализации разработанного численного метода и использовании параллельных вычислений.
5. Проведена валидация численного метода путём сравнения результатов численного моделирования с экспериментальными данными и результатами расчетов других авторов.
6. Проведено численное исследование высокоскоростных течений с помощью разработанного компьютерного комплекса Universe 3D. Выполнен сравнительный анализ реализованных математических моделей учёта физико-химических процессов в высокотемпературном газе
7. Выработаны методические рекомендации по организации параллельных вычислений при численном решении уравнений механики сплошной среды, направленные на ускорение расчетов.

8. Разработана схема двигателя и рекомендации по созданию двигателя для полетов в атмосфере Юпитера.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых научных изданиях

1. Молчанов А.М., Грибиненко Д.В., Янышев Д.С. Численное моделирование воспламенения горючего в камере сгорания ГПВРД // Тепловые процессы в технике. 2021. Т.13, №4. С. 148-155.
2. Грибиненко Д.В. Численное моделирование обтекания сферы высокоэнергетическим потоком газа // Тепловые процессы в технике. 2022. Т.14, №1. С. 30-34.
3. Gribinenko D.V., Molchanov A.M., Siluyanov M.V., Yanyshv D.S. Utilization of parallel computing for mathematical modeling of high-enthalpy flows // Journal of Physics: Conference Series. 2022. V. 2308, No. 1. Art. 012010. P. 1-6. URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/2308/1/012010/pdf>

Другие публикации

4. Грибиненко Д.В., Молчанов А. М. Разработка и реализация программного комплекса «Universe2d», предназначенного для расчета газовых и гетерогенных высокоэнтальпийных неравновесных течений // Материалы XIII Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (АММАГ'2020), 6–13 сентября 2020 г., Алушта. М.: Изд-во МАИ, 2020. С.478-480.
5. Грибиненко Д.В., Молчанов А. М. Математические методы и особенности реализации программного комплекса «Universe», предназначенного для численного расчета высокоэнтальпийных неравновесных течений // Современные проблемы теплофизики и энергетики (19–23 октября 2020): материалы III международной конференции. М.: Издательство МЭИ, 2020. С.72-74.
6. Грибиненко Д.В., Мякочин А.С., Молчанов А.М., Янышев Д.С. Математическое моделирование рабочего процесса в прямоточном двигателе гипотетического космического летательного аппарата, предназначенного для работы в атмосфере Юпитера // II Международная конференция «Математическое моделирование». 21-22 июля 2021 года. Москва. Тезисы. М.: Издательство «Перо», 2021. С.38-39.
7. Грибиненко Д.В., Молчанов А.М., Силуянова М.В., Янышев Д.С. Применение параллельных вычислений при математическом моделировании высокоэнтальпийных течений // Материалы XXII Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2021), 4–13 сентября 2021 г., Алушта. М.: Изд-во МАИ, 2021. С.348-350.
8. Молчанов А.М., Янышев Д.С., Грибиненко Д.В. Влияние закрутки на устойчивость горения в струйном диффузионном пламени // Теплообмен и гидродинамика в закрученных потоках (18-21 октября 2021): материалы VIII международной конференции. М.: Издательство МЭИ, 2021. С.176-178.