

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель генерального директора –
директор исследовательского центра
«Аэрокосмические двигатели и
ХИММОТОЛОГИЯ»

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова»,

кандидат технических наук



 А.Н. Прохоров

«12» 11 2021 г.

ОТЗЫВ ВЕДУЩЕЙ ОРГАНИЗАЦИИ

Федеральное автономное учреждение «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова» (ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова») по диссертации Харченко Николая Анатольевича на тему: «Численное моделирование аэротермодинамики высокоскоростных летательных аппаратов», представленной на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук по научной специальности 01.02.05 - «Механика жидкости, газа и плазмы»

Диссертация Харченко Николая Анатольевича посвящена исследованиям в области вычислительной аэротермодинамики, направленным на развитие математических моделей и численных методов, используемых при решении задач гиперзвукового моделирования высокоскоростных летательных аппаратов.

Разработка вычислительных моделей, позволяющих проводить расчёты аэротермодинамических характеристик в условиях интенсивного нагрева высокоскоростных летательных аппаратов сложных геометрических форм, движущихся с гиперзвуковой скоростью, в настоящее время имеет большую актуальность. Численное моделирование задач гиперзвукового движения высокоскоростных летательных аппаратов в плотных слоях атмосферы требует учёта в вычислительной модели теплофизических и термохимических свойств высокотемпературного воздуха. Помимо учёта физико-химических процессов немаловажным моментом является построение численного метода для расчёта течений с сильными ударными волнами. Таким образом направление

Отдел документационного
обеспечения МАИ

«15» 11 2021 г.

исследования данной диссертационной работы, выбранной соискателем, представляет значительный научный интерес и практическую значимость.

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

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 решения системы уравнений Навье – Стокса.

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.

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.

Описывается метод позволяющий устранить численную неустойчивость сильных ударных волн при гиперзвуковом обтекании затупленных тел. 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.

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

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.

Проводится 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. 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°.

Проводится сравнение моделей равновесной термодинамики Крайко и химической кинетики 11-ти компонентного воздуха Парка по распределению давления и температуры в сжатом слое на разных типах расчётных сеток.

Показаны распределения массовых концентраций частично ионизированного воздуха и плотности полного теплового потока на поверхности спускаемого аппарата.

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

Научная новизна работы заключается в следующем:

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.

Практической значимостью работы является разработанный компьютерный код ГРАТ (*Гиперзвуковая Ракетная АэроТермодинамика*), имеющий практическое применение при расчёте аэротермодинамических характеристик высокоскоростных летательных аппаратов сложных геометрических форм, что позволяет провести оценку и анализ аэродинамических и тепловых нагрузок сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов.

Достоверность полученных в работе результатов численного моделирования подтверждена проведением тщательной верификации и валидации на соответствие точным аналитическим решениям, сравнением с расчётами других авторов и сопоставлением с экспериментальными данными.

По диссертации имеются следующие **замечания**:

1. Целесообразным представляется показать не только качественное, но и количественное сопоставление результатов численного моделирования, проведенного соискателем, с данными опубликованных экспериментов и расчетов других авторов. Полезным также могло быть сопоставление известных теневых картин сверхзвукового обтекания тел с результатами расчетов.
2. Не представлено сравнение результатов численного моделирования химически неравновесного течения с расчетами термодинамически равновесных течений с переменными теплофизическими свойствами.
3. В диссертации не приведено описание технологии проведения параллельных вычислений с использованием разработанного компьютерного кода. А также не показана методика и не представлены требования к построению расчетных сеток.
4. В качестве рекомендации для дальнейшего развития авторского компьютерного кода можно предложить учесть влияние турбулентности в используемой физико-математической модели.

Сделанные замечания не снижают актуальность и значимость полученных результатов и не влияют на общую положительную оценку работы. Несмотря на имеющиеся замечания, работа выполнена на высоком физико-математическом уровне, а проведенные в работе исследования являются научно-обоснованными и имеют практическую значимость в области вычислительной аэротермодинамики. Диссертация представляет собой завершённую научно-квалификационную работу, удовлетворяющую всем требованиям, предъявляемым ВАК России к кандидатским диссертациям по специальности 01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы, а её автор,

Харченко Николай Анатольевич, несомненно, заслуживает присуждения ему искомой степени кандидата физико-математических наук.

Отзыв рассмотрен и одобрен на заседании НТС отдела «Аэрокосмические двигатели» от «12» ноября 2021 г., протокол № 5.

Заместитель директора по науке и эксперименту
исследовательского центра
«Аэрокосмические двигатели и химмотология»,
ФАУ «Центральный институт авиационного
моторостроения имени П.И. Баранова»,
кандидат технических наук



Александров Вадим Юрьевич

Начальник отдела «Аэрокосмические двигатели»
ФАУ «Центральный институт авиационного
моторостроения имени П.И. Баранова»,
доктор технических наук



Арефьев Константин Юрьевич

Заместитель начальника отдела «Аэрокосмические двигатели»
по научному направлению
ФАУ «Центральный институт авиационного
моторостроения имени П.И. Баранова»,
кандидат физико-математических наук



Гуськов Олег Вячеславович

Контактная информация:
Федеральное автономное учреждение «Центральный институт авиационного
моторостроения имени П.И. Баранова» (ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова»);
Адрес: 111116, Москва, ул. Авиамоторная, д. 2.
Тел/Факс.: +7(499) 763-61-67.
e-mail: info@ciam.ru.
Web-сайт: <https://www.ciam.ru>.