

ОТЗЫВ

официального оппонента на диссертацию Харченко Николая Анатольевича «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»

Работа Харченко Николая Анатольевича посвящена исследованиям в области вычислительной аэротермодинамики и направлена на развитие математических моделей и численных методов для решения задач моделирования обтекания высокоскоростных летательных аппаратов.

Развитие вычислительных моделей, позволяющих оценить аэродинамические и тепловые нагрузки в условиях интенсивного нагрева высокоскоростных летательных аппаратов, движущихся с гиперзвуковой скоростью, в настоящее время имеет большую актуальность. Решение задач обтекания высокоскоростных летательных аппаратов в плотных слоях атмосферы требует учёта в вычислительной модели теплофизических и термохимических свойств воздуха. Кроме учёта физико-химических процессов немаловажным моментом является и построение численного метода для моделирования течений с сильными ударными волнами. Таким образом выбранное автором диссертационной работы направление исследования, представляет значительный научный интерес и практическую значимость.

Объём диссертационной работы составляет 112 листов. Состоит работа из введения, шести глав, заключения и списка литературы. В работе имеется 105 рисунков и 3 таблицы, список литературы содержит 89 наименований.

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

В **первой главе** проводится анализ развития моделей вычислительной аэротермодинамики. Описывается влияние физико – химических процессов 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.

В случае протекания в высокотемпературном газовом потоке неравновесных химических процессов, таких как диссоциация и ионизация частиц, газ рассматривается

Служба документационного
обеспечения МАИ

06.12.2021г.

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 их построения для сложных геометрических форм.

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

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 подход расщепления по физическим процессам. Сначала учитываются вклады источников членов в изменение химических компонент газовой смеси. Потом 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** приведены результаты численного моделирования распределённых и интегральных аэродинамических характеристик на основе численного 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** приведены результаты численного моделирования пристеночных течений на основе решения системы уравнений Навье – Стокса.

В первой части главы показано соответствие точному аналитическому решению результатов 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 аэронавтики 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 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** сформулированы основные выводы и результаты проведенных численных исследований в работе.

Научная новизна диссертационной работы заключается:

1. В построении математической модели вычислительной аэротермодинамики, описывающей трёхмерные, нестационарные, вязкие, химически реагирующие течения гиперзвуковых потоков и численного метода повышенного порядка

аппроксимации по пространству для решения систем уравнений газовой динамики и химической кинетики на неструктурированных сетках, реализованных на базе разработанного автором компьютерного кода ГРАТ.

2. В реализации и сравнительном анализе моделей для учёта физико – химических процессов в высокотемпературном воздухе применительно к решению задач гиперзвукового моделирования.
3. В построении метода, позволяющего устранить численную неустойчивость сильных ударных волн при гиперзвуковом обтекании затупленных тел.

Практической значимостью работы является разработанный автором компьютерный код ГРАТ (*Гиперзвуковая Ракетная АэроТермодинамика*), имеющий практическое значение для расчёта аэротермодинамических характеристик сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов различных геометрических форм.

Достоверность полученных в работе результатов численного моделирования подтверждена на основе проведения подробной верификации и валидации на соответствия точным аналитическим решениям, сравнением с расчётами других авторов и сопоставлением с экспериментальными данными.

По диссертации имеются следующие **замечания**:

1. Непонятно, почему для задач гиперзвукового моделирования, не требующих учёта физико-химических процессов в газе, выбрана модель совершенного газа с постоянной теплоемкостью (формула (19)), тогда как для расчетов с кинетикой используется подход с переменной теплоемкостью. Несмотря на отсутствие диссоциации и ионизации воздуха его теплоемкость может значительно изменяться. Например, теплоемкость воздуха при температурах 300 К и 1600 К увеличивается почти в 1,5 раза, что может оказать существенное влияние на значения температуры и плотности газа в окрестности аппарата.
2. Выбор явной схемы интегрирования по времени в задачах на установление с отрывными течениями требует проверки на сходимость результатов моделирования по разрешению расчетной сетки. Такое сравнение в диссертации не приведено.
3. Автор в работе рассматривает в большей части ламинарные течения, что ограничивает практическую применимость представленной физико – математической модели.
4. Автор не приводит описание принципов распараллеливания вычислений разработанного вычислительного кода.
5. Есть и другие незначительные замечания. Например, при описании способа сохранения численной устойчивости в течении с сильными ударными волнами непонятно, к какому уравнению относится формула (36): следовало бы дать ссылку на формулу (25) и др.

Считаю, что сделанные замечания не снижают актуальности и значимости полученных результатов и не влияют на общую положительную оценку работы. Работа выполнена на высоком уровне, а проведенные в работе исследования имеют практическую значимость для решения задач гиперзвукового моделирования. Диссертационная работа является завершенной научно-квалификационной работой, удовлетворяющей всем требованиям, предъявляемым ВАК России к кандидатским диссертациям по специальности 01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы, а её автор, Харченко Николай Анатольевич, заслуживает присуждения степени кандидата физико-математических наук.

Официальный оппонент
доктор физико-математических наук,
ведущий научный сотрудник
ФГБУН Федеральный исследовательский
центр химической физики
им. Н.Н. Семенова РАН,

Иванов Владислав Сергеевич

03.12.2021

e-mail: ivanov.vls@gmail.com

тел. +7 495 939 7251

Адрес: г. Москва, ул. Косыгина д.4

Сведения о Иванове Владиславе Сергеевиче подтверждаю

Ученый секретарь ФИЦ ХФ РАН

(должность)

(подпись)

Ларичев М.Н.

(Ф.И.О.)

