

## ОТЗЫВ ОФИЦИАЛЬНОГО ОППОНЕНТА

кандидата физико-математических наук Горшкова Андрея Борисовича  
на диссертацию Харченко Николая Анатольевича

«Численное моделирование аэротермодинамики высокоскоростных  
летательных аппаратов», представленную на соискание ученой степени  
кандидата физико-математических наук по научной специальности  
01.02.05 - «Механика жидкости, газа и плазмы»

Диссертационная работа Харченко Николая Анатольевича посвящена исследованиям в области вычислительной аэротермодинамики и направлена на развитие математических моделей и численных методов в решении задач гиперзвукового моделирования.

Разработка вычислительных моделей, позволяющих провести оценку аэродинамических и тепловых нагрузок в условиях интенсивного нагрева высокоскоростных летательных аппаратов, в настоящее время имеет большую **актуальность**. Решение задач движения высокоскоростных летательных аппаратов в плотных слоях атмосферы требует учёта в вычислительной модели теплофизических свойств и физико-химических процессов, характерных для воздуха при высоких температурах. Кроме того немаловажным моментом является построение численного метода для моделирования течений с сильными ударными волнами. Таким образом, выбранное автором 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** 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,

06-12-2021 г.

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 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 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. 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 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 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** сформулированы основные выводы и результаты проведенных численных исследований в работе.

**Научная новизна** заключается в следующем:

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 летательных аппаратов различных геометрических форм.

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

По диссертационной работе можно сделать следующие **замечания**:

1. На графиках распределения температуры в сжатом слое, представленном в главе 6, наблюдается расхождение в результатах, полученных при решении уравнений химической кинетики с моделью Парка и с использованием термодинамической модели Крайко. Из этих же графиков видно, что сгущение расчетной сетки у поверхности аппарата недостаточное для получения значений теплового потока.
2. При использовании соотношений для описания процессов диффузии, приведенных в главе 2 (закон Фика и формула Уилки для коэффициентов диффузии), сумма диффузионных потоков химических компонент не равна нулю, что может влиять на распределение концентраций компонент в областях, где диффузия существенна.
3. Некоторые библиографические ссылки неполные, в частности на зарубежные научные конференции.

### **Заключение**

Диссертация представляет собой завершённую научно-исследовательскую работу, выполненную на актуальную тему. Работа выполнена автором самостоятельно на высоком научном уровне, её научные положения и выводы достаточно обоснованы. Проведённые исследования имеют практическую значимость в решении задач гиперзвукового моделирования. Результаты работы докладывались на научных конференциях и опубликованы в рецензируемых научных журналах. Указанные замечания не влияют на общую положительную оценку работы и не снижают актуальности и значимости полученных результатов. Диссертационная работа удовлетворяет 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 ученой степени кандидата физико-математических наук.

Официальный оппонент  
кандидат физико-математических наук,  
ведущий научный сотрудник  
Центра прикладных исследований  
АО «ЦНИИмаш»,

*Горшков* А.Б. Горшков

02.12.2021

141074, Московская обл., г. Королёв, ул. Пионерская, 4.  
Тел: 8(495)513-43-73, e-mail: ab\_gorshkov@tsniimash.ru

Сведения о Горшкове Андрее Борисовиче подтверждаю

И.о. главного ученого секретаря  
АО «ЦНИИмаш»,  
доктор технических наук



*[Handwritten signature]*

В.Ю. Ключников

141074, Московская обл., г. Королёв, ул. Пионерская, 4.  
Тел: 8 (495) 513-50-19, e-mail: KlyushnikovVY@tsniimash.ru

Акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», 141074, Московская обл., г. Королёв, ул. Пионерская, 4.  
Тел.: 8 (495) 513-59-51. Факс: 8 (495) 512-21-00, E-mail: corp@tsniimash.ru