На правах рукописи

САХАРОВ Владимир Игоревич

Моделирование неравновесных течений вязкого газа в индукционных плазмотронах и при обтекании тел

Специальность 01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ диссертации на соискание ученой степени доктора физико-математических наук

Москва - 2011

Работа выполнена в лаборатории физико-химической газовой динамики Института механики Московского государственного университета им. М.В. Ломоносова.

Официальные оппоненты:	доктор физико-математических наук профессор В.А. Полянский
	доктор физико-математических наук профессор Ю.Д. Шевелев
	доктор физико-математических наук профессор В.А. Алексин
Ведущая организация:	ФГУП «ЦАГИ» им. Н.Е. Жуковского (г. Жуковский)

Защита состоится <u>27 мая 2011г.</u> в 15 часов на заседании диссертационного совета Д 501.001.89 при Московском государственном университете им. М.В. Ломоносова по адресу: 119899, г. Москва, Ленинские горы, Главное здание МГУ, аудитория 16–10

С диссертацией можно ознакомиться в Научной библиотеке механикоматематического факультета МГУ им. М.В. Ломоносова

Автореферат разослан «____»____ 2011 г.

Ученый секретарь диссертационного совета Д 501.001.89, доктор физико-математических наук

А.Н. Осипцов

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Несмотря на значительное количество полетов высокоскоростных летательных аппаратов в атмосфере Земли, интерес к задачам газовой динамики, возникающим при их разработке, не ослабевает. Это обусловлено как фундаментальными газодинамическими рассматриваемой проблемы, аспектами так практическими И приложениями, связанными с необходимостью расчетов параметров аэролинамики И теплообмена при проектировании перспективных летательных аппаратов с целью сокращения количества дорогостоящих экспериментов в аэродинамических установках.

Для решения практически важных задач диагностики потоков плазмы в высокотемпературных газодинамических установках и расчета тепловых потоков к исследуемым моделям необходимо комплексное численное моделирование течения и теплообмена в установках и истекающих струях газов. Измерения и расчеты тепловых потоков к моделям необходимы для определения коэффициентов рекомбинации атомов на поверхности металлов и теплозащитных покрытий.

Наконец, экспериментально-теоретические исследования теплообмена важны для валидации компьютерных кодов, предназначенных для расчетов высокоэнтальпийных неравновесных течений химически реагирующих газов и плазмы.

Так же, как и в других областях науки и техники, разработка интегрированных программных комплексов (ИПК) является одним из основных направлений в развитии технологии численного моделирования течений газа и жидкости за последние 10-15 лет. Такие комплексы позволяют существенно сократить время и уменьшить затраты на проведение НИР и ОКР по созданию новой аэрокосмической техники, а также повысить качество и надежность этих работ. Создание и внедрение в высокопроизводительной многопроцессорной практику вычислений вычислительной техники позволяет ставить и решать новые задачи. К настоящему времени за рубежом и в России существует несколько достаточно мощных ИПК, предназначенных для решения широкого круга задач механики жидкости и газа (FLUENT, CFL3D, VULKAN (США), StarCD, ANSYS (Англия), GDT(Россия)). Опыт работы российских специалистов с такими комплексами показывает сильную зависимость пользователей от разработчиков в случае решения новых задач и при необходимости "внедрения внутрь пакета". Специфической особенностью таких пакетов является большой диапазон изменения параметров: скорости, температуры, давления, химического состава и, как следствие, использование большого количества числовых параметров, входящих в описание моделей среды. В перечисленных выше ИПК эти величины определяются на основе анализа справочной и специальной литературы и

входят в «постановку задачи». Кроме того, количество допустимых моделей среды, входящих в упомянутые ИПК, сравнительно невелико.

Разработка проблемно-ориентированного ИПК, предназначенного для проведения расчетов течений газа в рамках уравнений Эйлера, Навье-Стокса Рейнольдса, И включающего В себя, помимо И перечисленных выше составляющих, специализированные базы данных по термодинамическим, кинетическим транспортным И свойствам индивидуальных газов и газовых смесей, а также соответствующий интерфейс, дает возможность существенно сократить объем информации, необходимой для описания моделей газовой среды. Используя модели различной сложности от совершенного газа газовой среды ЛО многокомпонентной термически и химически неравновесной газовой среды, можно создавать для решения конкретных задач оптимальные сочетающие рабочие программы, достаточно полное описание рассматриваемого течения минимальными затратами С ресурсов вычислительных средств. Такой программный комплекс может быть сориентирован на решение ряда актуальных задач внешней и внутренней газовой динамики и открыт для разработчиков в плане внедрения в него математического описания и программной реализации процессов, учет которых необходим для решения задач.

Основные цели работы:

создание методики в рамках разрабатываемой в Институте механики МГУ вычислительной технологии, позволяющей на основе нестационарных Рейнольдса уравнений Навье-Стокса И проводить численные исследования стационарных задач внешнего гиперзвукового обтекания тел и исследовать внутренние течения высокотемпературного газа в трактах высокоэнтальпийных газодинамических установок, используя различные классы моделей газовой среды и специализированные базы данных по термодинамическим, кинетическим транспортным свойствам И индивидуальных газов и газовых смесей;

разработка в рамках создаваемой вычислительной технологии неявной конечно-разностной схемы расчета, имеющей повышенный порядок точности по пространственным переменным и использующей в своей основе точное решение задачи Римана для расчета конвективных потоков, а также характеристические свойства базовых уравнений при построении неявного оператора;

разработка применительно к созданной вычислительной технологии различных классов моделей газовых сред, позволяющих адекватно описывать течения диссоциированного и частично ионизованного высокотемпературного газа с учетом химической неравновесности и колебательной релаксации молекул газовой смеси в потоке;

разработка модели частичного химического равновесия, позволяющей для класса химически неравновесных моделей газовой среды, используя различия в масштабах времен протекающих химических процессов в потоке, заменять часть дифференциальных уравнений диффузии компонентов соотношениями детального химического равновесия, тем самым, упрощая задачу и уменьшая жесткость системы уравнений химической кинетики;

моделирование процессов и течений высокотемпературного газа и плазмы в разрядных каналах индукционных плазмотронов и в истекающих из них до- и сверхзвуковых недорасширенных струях различных газов с использованием однотемпературных и многотемпературных классов моделей газовых сред;

исследование обтекания такими струями моделей, расположенных в рабочих трактах установок;

исследование теплообмена истекающих из разрядных каналов струй различных газов с моделями, установленными в рабочих трактах установок, для определения каталитических свойств материалов их поверхности;

исследование с помощью разработанной вычислительной технологии задач осесимметричного и пространственного гиперзвукового обтекания моделей летательных аппаратов и теплообмена газовых потоков с их поверхностью.

Научная новизна. Разработана модель частичного химического позволяющая решать равновесия, задачу внешнего гиперзвукового обтекания затупленного тела, движущегося по планирующей траектории спуска в атмосфере Земли и Марса, в упрощенной диффузионной постановке и адекватно рассчитывать теплообмен потока С его поверхностью с меньшими вычислительными затратами.

Впервые в рамках термически и химически неравновесных моделей газовой среды проведено широкомасштабное численное моделирование процессов и течений в плазмотроне ВГУ-4 (*ИПМех РАН*) и установке АДТ ВАТ-104 (*ЦАГИ*) в широком диапазоне рабочих параметров, которое позволило с приемлемой точностью воспроизвести экспериментальные значения давления и теплообмена в области точки торможения моделей, установленных в рабочих трактах установок.

Обнаружен и исследован эффект диффузионного разделения химических элементов воздушной плазмы в разрядном канале и подогревателе двух экспериментальных установок (ВГУ-4 и АДТ ВАТ-104), обусловленный различиями в скоростях химических реакций диссоциации–рекомбинации молекул и атомов и отличием скоростей диффузии атомарных и молекулярных компонентов смеси. Новым и важным в практическом отношении результатом является проведенное численное исследование теплообмена дозвуковых струй газов с затупленным по торцу цилиндром для условий экспериментов на установке ВГУ-4 (*ИПМех РАН*), моделирующих тепловые потоки в окрестности точки торможения на траекториях спуска аппаратов PRE-X в атмосфере Земли и MSRO – в атмосфере Марса. На основании сравнения расчетных и экспериментальных данных для равновесной радиационной температуры поверхности образца из SiC определены его каталитические свойства.

Впервые проведено численное исследование в рамках уравнений Навье-Стокса гиперзвукового обтекания и теплообмена пространственной конфигурации, состоящей из связки кругового конуса и треугольной пластины с затупленными кромками. Подтверждено наличие особенностей в теплообмене на наветренной стороне компоновки, обнаруженное ранее в экспериментах для треугольной пластины с затупленными передними кромками, проведенные расчеты теплообмена зонах a В ИХ интенсификации для трубных условий обтекания модели совпали с экспериментальными. Показано, что местоположение этих зон и значения в них относительных тепловых потоков в расчетах для трубных и натурных условий обтекания заметно отличаются.

работы. Разработанная Практическая ценность вычислительная технология позволяет рассчитывать течения высокотемпературного газа и практически важных задачах внутренней И внешней плазмы В алгоритмического на основе единого комплекса. газодинамики использующего различные газодинамические модели течения, модели газовой среды, специализированные базы данных по термодинамическим, кинетическим и транспортным свойствам индивидуальных газов и газовых смесей, а также соответствующий интерфейс.

Разработанная модель частичного химического равновесия позволяет решать задачи внешнего гиперзвукового обтекания затупленных тел, движущихся по планирующим траекториям спуска в атмосфере Земли и Марса в упрощенной диффузионной постановке и адекватно рассчитывать теплообмен потока с их поверхностью с меньшими вычислительными затратами.

Проведенное численное моделирование процессов и течений в плазмотроне ВГУ-4 (ИПМех РАН) и установке АДТ ВАТ-104 (ЦАГИ) в рамках термически и химически неравновесных моделей газовой среды в широком диапазоне рабочих параметров позволило оценить эффективную вероятность рекомбинации атомарных компонентов на поверхности обтекаемых моделей. Исследование теплообмена дозвуковых газовых струй с моделями, установленными в рабочем тракте плазмотрона ВГУ-4,

и моделирующими теплообмен в окрестности точки торможения на траекториях спуска аппаратов PRE-X в атмосфере Земли и MSRO в атмосфере Марса, позволило определить эффективную вероятность рекомбинации атомарных компонентов на теплозащитном материале из SiC, а также оценить снижение температуры его поверхности по сравнению с идеально каталитической поверхностью.

результатам численного моделирования обтекания По модели космического аппарата на планирующей траектории спуска в атмосфере Земли даны оценки влияния на теплообмен с поверхностью, включая область течения, различных факторов: термической донную неравновесности в потоке, граничных условий скольжения и скачка температуры, а также турбулентности течения.

Численное исследование гиперзвукового обтекания пространственной конфигурации, состоящей из связки кругового конуса и треугольной пластины с затупленными кромками, подтвердило наличие особенностей в теплообмене на наветренной стороне компоновки, обнаруженных ранее для треугольной пластины в экспериментах. Выявлены также области локального повышения тепловых потоков на конусе, связанные с растеканием газа на конической поверхности. Особенности в теплообмене сохраняются и при турбулентном характере течения в пограничном слое около поверхности.

Полученные результаты исследований и разработанные вычислительные технологии используются при решении проблем аэродинамики и теплообмена в ЦКБ «Машиностроения», ЦАГИ им. Н.Е.Жуковского и других КБ.

Апробация работы. Основные результаты работы и отдельные ее части докладывались на следующих международных и всероссийских семинарах и конференциях: конференции по динамике разреженного газа (RGD, Франция, Марсель, 1998); VIII и IX Всероссийских съездах по теоретической и прикладной механике (Пермь, 2001 и Нижний Новгород, 2006); конференции по высокоскоростным течениям (WEHSF, Франция, Марсель, 2002); 24 международном симпозиуме по ударным волнам (Китай, Пекин, 2003); международной конференции по гиперзвуковым течениям (Жуковский, ЦАГИ, 2004); международном симпозиуме по современным исследованиям в гиперзвуковых течениях и ударных волнах 14th AIAA/AHI International Space Planes and (Индия, Бангалор, 2005); Hypersonic Systems and Technologies Conference (Canberra, Australia, 2006); международной школе-семинаре 7-ой по магнитоплазменной аэродинамике (Москва, 2007); 2-ой и 3-ей Европейских конференциях по аэрокосмическим наукам (EUCASS, Брюссель, Бельгия, 2007 и Франция, Версаль, 2009); 5-ом И 6-ом международных симпозиумах по

аэротермодинамике космических аппаратов (Кельн, Германия, 2004 и Франция, Версаль, 2008); 3-ей школе-семинаре по магнитоплазменной аэродинамике (Москва, ИВТАН, 2008); школе-семинаре по аэрофизике и физической механике классических и квантовых систем (Москва, ИПМех РАН, 2008); Всероссийском семинаре по физико-химической кинетике в газовой динамике (Москва, Институт механики МГУ, 2008, рук. акад. В.А. Левин, проф. С.А. Лосев, проф. А.И. Осипов); Ломоносовских чтениях МГУ (Москва, МГУ, 2009, 2010); семинарах Института Механики МГУ имени М.В.Ломоносова (по газовой динамике, рук. акад. Г.Г. Черный и по физиико-химической газовой динамике, рук. проф. Г.А. Тирский); семинаре по аэродинамике ЦАГИ – ИТПМ СОРАН – СПб ГТУ (Жуковский, ЦАГИ, 2010, рук. чл.-корр. РАН И.В. Егоров) ; XVI школе– семинаре «Современные проблемы аэрогидродинамики» (Туапсе, 2010).

Публикации. По результатам работы имеются 34 публикации.

Объем и структура работы. Диссертация состоит из введения, шести глав, заключения и списка литературы из 251 наименования. Результаты работы изложены на 291 странице.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **Введении** сформулирована цель работы; обсуждается ее актуальность, новизна, практическая ценность, апробация и достоверность полученных результатов; кратко описывается содержание диссертации.

В Главе 1 обсуждаются физико-химические процессы, которые необходимо учитывать в расчетах внешнего гиперзвукового обтекания тел или внутренних течений в каналах и рабочих трактах экспериментальных высокотемпературных газодинамических установок.

краткая характеристика процессов, протекающих Дана В возбуждение колебательных высокотемпературном потоке газа: И вращательных степеней свободы молекул, диссоциация (рекомбинация) и ионизация (нейтрализация), возбуждение электронных уровней атомов и молекул, излучение и поглощение лучистой энергии. Отмечено, что все эти процессы в большей степени влияют на теплопередачу к обтекаемому таким высокотемпературным газом телу и меньше на сопротивление.

среды как идеальной В разделе 1.1 строятся модели газовой квазинейтральной смеси совершенных газов из *N* компонентов с соответствующим уравнением состояния, учитывающим возможность различия температуры тяжелых частиц и электронов. Вращения и колебания молекул описываются моделью «жесткий ротатор _ гармонический осциллятор» с больцмановским распределением по энергетическим уровням. Предполагается, что все атомные компоненты находятся в основном электронном состоянии и вращательные степени свободы возбуждены равновесно с поступательными. Излучение газа не учитывается.

Перечислены различные классы моделей газовых сред, разработанные для описания течений, в том числе высокотемпературных химически и термически неравновесных многокомпонентных газовых смесей:

- 1) совершенный газ с постоянным показателем адиабаты ү;
- 2) химически равновесная однотемпературная модель, в которой протекают химические реакции и ионизация в равновесном приближении;
- химически неравновесная однотемпературная модель, в которой протекают неравновесные химические реакции и ионизация с существенно различными скоростями, так что можно выделить быстро и медленно протекающие химические процессы (частичное химическое равновесие);
- 4) химически неравновесная однотемпературная модель, в которой протекают неравновесные химические реакции и ионизация (*1TM*);
- 5) химически и термически неравновесная смесь газов, в которой, наряду с неравновесными химическими реакциями и ионизацией, происходит релаксация колебательных степеней свободы молекул; каждая колебательная степень свободы (осциллятор) имеет собственную колебательную температуру; температура электронов отличается или равна температуре тяжелых частиц (*MTM*);
- 6) химически и термически неравновесная смесь газов, в которой, наряду с неравновесными химическими реакциями и ионизацией, происходит релаксация колебательных степеней свободы молекул; колебательные степени молекул объединены в группы с общей колебательной температурой; температура электронов отличается (*3TM*) или равна температуре тяжелых частиц или общей колебательной температуре (*2TM*).

В разделах 1.2–1.3, используя статистические суммы по состояниям моля газовой смеси, приведен расчет термодинамических параметров многокомпонентных газовых смесей для рассмотренных в работе моделей газовой среды. Выписаны выражения для источниковых членов, входящих в релаксационные уравнения для колебательной энергии возбужденных молекул, в виде суммы скоростей поступательно-колебательных (VT), межмолекулярных (VV) и внутримолекулярных (VV) колебательноколебательных обменов и скорости образования колебательной энергии в химических реакциях (VC). В моделях с температурой электронов, отличной от поступательной температуры тяжелых частиц, добавляются колебательной обменов между энергией молекул скорости И поступательной энергией электронов (eV). В уравнении энергии для электронного газа учтены скорости обмена энергией между электронами и тяжелыми частицами (eT), между электронами и колебаниями молекул (eV) и производство энергии электронов в химических реакциях (eC). Приведены выражения для времен релаксации рассмотренных процессов, следующие из кинетической теории газов.

В разделе 1.4 приведены используемые в расчетах данные по константам скоростей химических реакций и реакций ионизации в многокомпонентных газовых смесях, содержащих соединения атомов С-N-О. Основу используемых баз данных составляют теоретические и экспериментальные исследования, проведенные в Институте механики МГУ (Ибрагимова Л.Б., Смехов Г.Д., Шаталов О.П., Изв. РАН. МЖГ. №1. 1999; Лосев С.А., Макаров В.Н., Погосбекян М.Ю. Изв. РАН., МЖГ. №2. 1995; Park C., Howe J.T., and Jaffe R.L.. J. of Thermophysics and Heat *Transfer. V. 7. № 3. 1993; Person J.C., and Ham D.O.. Radiat. Phys. Chem. V.31. № 1-3. 1988*) и вошедшие в банк данных по физико-химическим «АВОГАДРО». Учтено колебательно процессам _ диссоционное взаимодействие (модель CVDV) в форме, предложенной Кузнецовым (Кузнецов Н.М. Кинетика мономолекулярных реакций. М.: Наука, 1982).

В разделе 1.5 приведена транспортная модель, т.е. модель расчета коэффициентов диффузии, вязкости и теплопроводности компонентов газовой смеси и всей смеси в целом, основанная на использовании модели многокомпонентной диффузии Стефана–Максвелла в однотемпературном и в двухтемпературном приближениях. Для вычисления коэффициентов вязкости и теплопроводности газовой смеси используются приближенные формулы Уилке–Васильевой (*Reid R.C., Prausnitz J.M., Sherwood T.K. McGraw–Hill, N.Y.: 1977*).

В разделах 1.6–1.8 выписана нестационарная система уравнений Навье-Стокса в интегральной форме для расчета химически и термически неравновесных течений вязкого газа В пространственном, квазитрехмерном и двумерном случаях для построенных в разделе 1.3 моделей газовой среды. Для расчета турбулентных течений выписаны осредненные по Рейнольдса/Фавру уравнения Навье–Стокса для описания осредненного турбулентного течения. Для замыкания используется дифференциальная двухпараметрическая *k*- ω модель турбулентности. Рассмотрены различные модификации этой модели (Wilcox D.C. AIAA J. 1988. №26; F.R. Menter AIAA J. 1994. №.8).

В разделе 1.9 приведена модель взаимодействия многокомпонентных газовых смесей с поверхностью, использующая эффективный коэффициент рекомбинации атомарных компонентов на ней. Для учета в расчетах в рамках континуальной модели эффектов разреженности газа выписаны условия скольжения для касательной скорости и скачка температуры на поверхности тела.

В разделе 2.1 Главы 2 дан краткий обзор численных методов для решения задач о течении вязкого сжимаемого газа в рамках уравнений Навье–Стокса. Отмечено, что наибольшее распространение получили методы, использующие в качестве пространственной дискретизации метод конечного объема. В свою очередь, среди них широко распространены противопоточные методы, учитывающие перенос возмущений в газовой динамике и включающие в себя схемы, в которых вычисление конвективных потоков (flux-difference splitting) или их частей (flux-vector splitting), расщепленных по тому или иному принципу, происходит в соответствии со знаком собственных значений Якобианов конвективных потоков. К первой группе относятся методы, в которых для расчета конвективных потоков используется точное или приближенное решение задачи о распаде произвольного разрыва (задача Римана).

Наибольшее практическое распространение получили схемы группы TVD, в которых повышение порядка аппроксимации проводится с помощью различных способов осреднения конвективных потоков и введения дополнительных диссипативных слагаемых; при этом часто используются характеристические свойства уравнений («upwind – TVD»). Схемы класса «upwind – TVD» позволяют более точно, по сравнению с симметричными TVD – схемами, рассчитывать течения с ударными волнами в потоке без их выделения, в то время как последние позволяют лучше рассчитывать течения в пограничных слоях и слоях смешения.

Отмечено, что в последнее время в связи с прогрессом в развитии широко применяются неявные алгоритмы вычислительной техники расчета. При их разработке используется линеаризация разностных уравнений относительно значений переменных на текущем временном слое. Решение системы линейных уравнений для приращений искомых переменных может быть получено прямыми (И.В.Егоров, Д.В.Иванов. *ЖВМ и МФ*. 1998. *T*. 38. № 3) или итерационными методами (Chakravarthy S.R. AIAA Paper. 1984. № 84-0165). Прямые методы обладают квадратичной сходимостью при итерациях по нелинейности, но требуют при реализации слишком больших затрат памяти и времени расчета и становятся практически нереализуемыми в пространственном случае. Итерационные методы используют приближенную факторизацию для эффективного обращения матрицы неявного оператора и применяются при решении стационарных задач. Здесь часто используется метод релаксации Гаусса-Зейделя.

Кроме методов решения стационарных задач, использующих принцип установления по времени, в вычислительной аэродинамике применяются итерационные методы решения стационарных уравнений Эйлера и Навье–Стокса и их приближенных газодинамических моделей – упрощенных уравнений Навье–Стокса (УУНС). Одним из приемов

регуляризации задачи Коши при решении эллиптических систем УУНС является метод глобальных итераций (ГИ). Сходимость метода ГИ чрезвычайно высока, и часто требуется при решении задачи всего несколько ГИ для достижения необходимой точности. Однако эффективность такого подхода продемонстрирована только при решении задач внешнего обтекания тел классической формы и расчетах внутренних течений без скачков уплотнения в потоке.

разделе 2.2 разработан численного интегрирования B метод нестационарной системы уравнений Навье-Стокса, относящийся к классу «upwind – TVD» и построенный методом конечного объема на структурированных криволинейных сетках. Система конечно-разностных уравнений состоит из численных аналогов законов сохранения для конечно-разностных ячеек, покрывающих расчетную область, И разностной аппроксимации граничных условий.

Невязкие составляющие потоков через границы ячеек вычисляются на основе точного решения задачи Римана о распаде произвольного разрыва, определяемого граничными значениями параметров в соседних ячейках, в предположении, что все релаксационные процессы в нем заморожены. Для нахождения последних используется неосциллирующее одномерное восполнение исходных физических переменных: давления, температуры, декартовых составляющих скорости внутри ячеек по соответствующим координатным направлениям. Использовано решение задачи Римана для однотемпературной (*1TM*) модели газовой среды с учетом зависимости теплоемкостей газа от температуры. Для случая, когда температура электронов и тяжелых частиц отличаются друг от друга (*3TM*), в работе получено решение соответствующей автомодельной задачи.

Вязкие потоки через внутренние границы ячеек вычисляются с помощью центральных разностей, а через границы, лежащие на поверхности тела, – по односторонним трехточечным формулам второго порядка точности.

Неявная двухслойная конечно-разностная схема получена линеаризацией конечно-разностной системы уравнений относительно вектора консервативных переменных на предыдущем шаге по времени; при этом использованы характеристические свойства матриц Якоби в неявной части оператора.

Приближенное обращение неявного оператора реализуется методом последовательной релаксации Гаусса – Зейделя в линиях с применением *LU* - разложения блочно-трехдиагональных матриц при решении уравнений на каждой линии. Для приближенного решения системы конечно-разностных уравнений привлекаются граничные условия рассматриваемой задачи в линеаризованном виде.

В разделах 2.3 – 2.5 для расчета невязких потоков массы компонентов, импульса и энергии газа через границы конечно-разностных ячеек приведено решение задачи Римана в однотемпературном и многотемпературном газах в предположении, что все релаксационные процессы в них заморожены. Даны формулы для расчета декартовых производных на криволинейных сетках и способ повышения порядка аппроксимации конечно-разностной схемы с сохранением свойства монотонности.

В Главе 3 разработана модель частичного химического равновесия для исследования задач гиперзвуковой аэродинамики в рамках полных уравнений Навье–Стокса; исследован диапазон ее применимости для решения задач в условиях входа тел по планирующим траекториям в атмосферу Земли и Марса в рамках однотемпературной (*1TM*) модели газовой среды.

В разделе 3.1 обсуждаются проблемы, возникающие при численном моделировании гиперзвукового обтекания тел химически реагирующим газом.

Во-первых, постановка задачи включает масштабы времен химических процессов, которые часто много меньше характерного газодинамического времени, связанного с конвекцией и диффузией. Поэтому система уравнений дифференциальных становится жесткой, И требуются специальные приемы для ее численного решения; при этом жесткость системы увеличивается при стремлении реакций к полному равновесию. уравнений химической кинетики и количество Во-вторых, число неизвестных функций (концентраций компонентов и их диффузионных потоков) возрастают по мере усложнения состава смеси. В-третьих, с увеличением числа компонентов возрастает число химических реакций, которые необходимо учитывать, при этом механизмы некоторых из них неизвестны, а необходимые константы скоростей, особенно быстрых реакций, зачастую ненадежны. Эти проблемы ведут резкому К времени расчетов подобных увеличению затрудняют задач И использование их результатов в инженерных разработках, особенно в пространственном случае.

В разделах 3.2–3.3 рассматривается диффузионная часть задачи в полной постановке и в модели частичного химического равновесия. Пусть $\tau_{gj} = \varepsilon_{gj} \tau$ – характерные времена химических реакций; $\tau = R/V^*$ – характерное газодинамическое время, V^* – характерная скорость, R – характерный размер (радиус затупления). Предположив, что реакции в газовой смеси протекают с существенно различными скоростями, выделим группы быстрых R_f ($\varepsilon_{gj} \ll 1$) и медленных R_s ($\varepsilon_{gj} \ge 1$) реакций в смеси ($R_f + R_s = R$), а r_f , r_s – число быстрых и медленных независимых в

стехиометрическом отношении реакций ($r_f < r$, $r_f + r_s = r$), где $r = N - N_e$ – общее число независимых в стехиометрическом отношении химических реакций, N – число компонентов, N_e – число химических элементов. Пусть система из r независимых реакций выбрана таким образом, чтобы r_f было максимальным. Представим ε_{gj} как $\varepsilon_{gj} = \varepsilon (\varepsilon_{gj} / \varepsilon)$ для быстрых реакций ($j \le R_f$). Здесь $\varepsilon \ll 1$ (малый параметр) и ($\varepsilon_{gj} / \varepsilon$) ~1 (конечная величина). Тогда вектор скоростей образования компонентов смеси $\mathbf{w} = (\omega_1, ..., \omega_N)^T$, входящий в уравнения диффузии компонентов смеси примет вид

$$\mathbf{w} = \mathbf{\Gamma} \mathbf{Y}, \quad \mathbf{Y} = \frac{\rho}{\tau m} \begin{cases} \frac{1}{\varepsilon} \mathbf{Y}^1 \\ \mathbf{Y}^2 \end{cases}, \tag{3.1}$$

$$Y_{j}^{1} = \frac{\varepsilon}{\varepsilon_{gj}} v_{j} \qquad (j = 1, ..., R_{f}), \quad Y_{j}^{2} = \frac{1}{\varepsilon_{gj}} v_{j}, \quad (j = R_{f} + 1, ..., R).$$

Здесь $v_j = K_{cj} \left(\frac{\rho}{m}\right)^{v'_j - v''_j} m^{v'_j} \prod_{i=1}^N \gamma_i^{v'_i j} - m^{v''_j} \prod_{i=1}^N \gamma_i^{v''_i j}$ – отклонение реакций от равновесия; v'_{ij} , v''_{ij} – стехиометрические коэффициенты реакций, $v'_j = \sum_{i=1}^N v'_{ij}$, $v''_j = \sum_{i=1}^N v''_{ij}$; $K_{cj} = k_j^f / k_j^r$ – константа равновесия; k_j^f и k_j^r – константы скоростей прямой и обратной j – ой реакции.

Первый индекс элемента Γ_{ij} стехиометрической матрицы $\Gamma = \{\Gamma_{ij}\} = \{(v_{ij}'' - v_{ij}')\}$ связан с номером продукта реакции, а второй – с номером химической реакции. Матрица Γ имеет размерность $(r + N_e) \times R$.

$$\boldsymbol{\Gamma} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{R}_{f} & \boldsymbol{R}_{s} \\ \boldsymbol{\Gamma}_{11} & \boldsymbol{\Gamma}_{12} \\ \boldsymbol{\Gamma}_{21} & \boldsymbol{\Gamma}_{22} \\ \boldsymbol{\Gamma}_{31} & \boldsymbol{\Gamma}_{32} \end{bmatrix} \boldsymbol{R}_{f}^{*}, \quad rank \boldsymbol{\Gamma} = r, \quad rank \boldsymbol{\Gamma}_{11} = r_{f} . \quad (3.2)$$

Матрица стехиометрических коэффициентов Γ построена таким образом, что строки блока Γ_{21} являются линейными комбинациями строк блока Γ_{11}

$$\boldsymbol{\Gamma}_{21} = \mathbf{A} \boldsymbol{\Gamma}_{11}, \quad \mathbf{A} = \boldsymbol{\Gamma}_{21} (\boldsymbol{\Gamma}_{11})^T [\boldsymbol{\Gamma}_{11} (\boldsymbol{\Gamma}_{11})^T]^{-1}, \qquad \det[\boldsymbol{\Gamma}_{11} (\boldsymbol{\Gamma}_{11})^T] \neq 0.$$

Проведя преобразования уравнений диффузии (первые *N* уравнений, входящие в систему уравнений Навье–Стокса), умножим их слева на

матрицу **T** (см. ниже). При этом соответствующим образом преобразуется вектор концентраций продуктов реакций $\gamma = (\gamma_1, ..., \gamma_N)^T$.

$$\mathbf{T} = \begin{cases} \mathbf{E}_{1} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ -\mathbf{A} & \mathbf{E}_{2} & \mathbf{0} \\ n_{11} & \dots & n_{1N} \\ \vdots & \dots & \vdots \\ n_{Ne^{1}} & \dots & n_{Ne^{N}} \end{cases} \quad \begin{cases} \mathbf{r}_{f} \\ \mathbf{r}_{s} \\ \mathbf{n}_{e} \\ \end{cases}, \quad \mathbf{\eta} = \begin{cases} \mathbf{\eta}^{f} \\ \mathbf{\eta}^{s} \\ \mathbf{\eta}^{z} \\ \end{cases}, \quad \mathbf{I} = \begin{cases} \mathbf{I}^{f} \\ \mathbf{I}^{s} \\ \mathbf{I}^{z} \\ \end{bmatrix} \end{cases} \quad r_{s} \quad .$$
(3.3)

Покомпонентная форма преобразования будет следующей

 $\eta = T \gamma$,

$$\eta_{i}^{f} = \gamma_{i}, \quad I_{i}^{f} = K_{i};$$

$$\eta_{l}^{s} = -\sum_{i=1}^{r_{f}} \alpha_{li} \gamma_{i} + \gamma_{l}, \quad I_{l}^{s} = -\sum_{i=1}^{r_{f}} \alpha_{li} K_{l} + K_{i}, \quad (\alpha_{li}) = \mathbf{A};$$

$$\eta_{k}^{z} = \sum_{i=1}^{N} n_{k-r,i} \gamma_{i}, \quad I_{k}^{z} = \sum_{i=1}^{N} n_{k-r,i} K_{i}.$$

$$(3.4)$$

$$(i = 1, ..., r_{f}, l = r_{f} + 1, ..., r, k = r + 1, ..., N)$$

Уравнения диффузии в случае частичного химического равновесия вырождаются при $\varepsilon \to 0$ в алгебраические соотношения детального химического равновесия для r_f быстрых независимых реакций.

Итак, постановка диффузионной части задачи в новых переменных включает в себя уравнения диффузии для «медленных» переменных η_l^s , куда входят массовые скорости образования компонентов только в медленных химических реакциях, уравнения для элементов η_k^z и соотношения детального химического равновесия.

В разделах 3.4–3.5 на примере расчетов обтекания сферы вязким химически реагирующим воздухом проведено сравнение численных решений задачи с использованием модели частичного химического равновесия и в полной диффузионной постановке для условий, соответствующих четырем точкам теплонапряженной части траектории спуска корабля многоразового использования "Space Shuttle".

Проведено также сравнение с численным решением, полученным в рамках уравнений полного вязкого ударного слоя (ПВУС –*Афонина Н.Е., Громов В.Г. Препринт НИИМ МГУ. 1996. №17–96*). Использованные в расчетах характеристики набегающего потока и соответствующие им значения определяющих параметров приведены в таблице 3.4.1.

Таблица 3.4.1

Н, км	V_{∞} , км/с	$\rho_{\infty}, \Gamma/cM^{3}$	T_{∞}, \mathbf{K}	M_{∞}	Re∞	R , см
54	456	0.411 ·10 ⁻⁶	268	13.86	5631 56310	5 50
61.9	6.19	0.998 ·10 ⁻⁷	247	19.59	1963 19630	5 50
74.9	7.71	$0.392 \cdot 10^{-7}$	198	25.28	1039 10390	5 50
85	7.56	0.6365 ·10 ⁻⁸	198	26.66	1778	50

Температура поверхности тела предполагалась постоянной $T_W = 1350 K$ или определялась из баланса теплового потока для равновесно излучающей стенки. В расчетах рассматривались 11 нейтральных и ионизованных компонентов воздушной смеси (N = 11): O, N, O₂, NO, N₂, O^+ , N^+ , NO^+ , O_2^+ , N_2^+ и e^- .

Проведенный анализ чисел Дамкелера в ударном слое позволяет выделить либо одну медленную независимую реакцию диссоциации кислорода $O_2 + M = O + O + M$ ($r_f = 7, r_s = 1$), либо две, если считать, что обменная реакция $O + N_2 = NO + N$ протекает также существенно медленнее остальных ($r_f = 6, r_s = 2$). Тогда в первом случае можно ввести одну медленную переменную и ее диффузионный поток

$$\begin{split} &\eta_{1}^{s} = \gamma_{O} + \gamma_{N} + 2 \bigg(\gamma_{NO^{+}} + \gamma_{O_{2}^{+}} + \gamma_{N_{2}^{+}} \bigg) + 3 \big(\gamma_{O^{+}} + \gamma_{N^{+}} \big) \\ &I_{1}^{s} = K_{O} + K_{N} + 2 \bigg(K_{NO^{+}} + K_{O_{2}^{+}} + K_{N_{2}^{+}} \bigg) + 3 \big(K_{O^{+}} + K_{N^{+}} \big), \end{split}$$

либо для второго – добавить еще одну медленную переменную, линейно независимую с первой

$$\begin{split} \eta_{2}^{s} &= \gamma_{N} + \gamma_{NO} + \gamma_{NO^{+}} + \gamma_{N^{+}} + 2 \Big(\gamma_{O^{+}} + \gamma_{N^{+}_{2}} \Big) \\ I_{2}^{s} &= K_{N} + K_{NO} + K_{NO^{+}} + K_{N^{+}} + 2 \Big(K_{O^{+}} + K_{N^{+}_{2}} \Big) \end{split}$$

Полученные системы уравнений в первом и втором случаях названы «первой» и «второй» моделями соответственно. На представленных рисунках результаты, полученные в рамках первой модели, изображены пунктирными линиями, а в рамках второй – сплошными. Треугольные маркеры на всех рисунках соответствуют расчетам в рамках уравнений ПВУС, а кружки – H–C.

Сравнивая полученные решения в целом во всей области течения, можно заключить, что для тела с радиусом R=50см на всей траектории вторая, "точная" модель и решение задачи в рамках уравнений ПВУС дают

близкие результаты по всем параметрам, в том числе и по величинам концентраций ионизованных компонентов, имеющих малые значения во всей области течения.

Решение по первой модели отличается от них даже в значениях основных концентраций диссоциированного воздуха (рис.3.4.1, 3.4.2). Из сравнения концентраций на рис 3.4.2 следует заключить, что в рассмотренных условиях обтекания полное равновесие не достигается.



Рис. 3.4.1 Распределения массовых концентраций компонентов в зависимости от расстояния по нормали к поверхности сферы. H = 61.9 км, R = 50 см, $\theta = 1.8^{\circ}$, поверхность некаталитическая



Рис. 3.4.2 Распределения массовых концентраций компонентов в зависимости от расстояния по нормали к поверхности сферы. H = 61.9 км, R = 50 см, θ = 80.5⁰, поверхность некаталитическая. Точки ■ – равновесные значения

В решениях для сферы при $R = 5 \,\mathrm{cm}$ ($H = 54 - 75 \,\mathrm{km}$) и $R = 50 \,\mathrm{cm}$ ($H = 85 \,\mathrm{km}$) для всех трех моделей соответствующие значения газодинамических параметров в возмущенной области течения близки друг другу, хотя первая модель дает несколько меньший размер возмущенной области. Профили концентраций, полученные по второй модели, располагаются ближе к "точным", чем профили решений по первой модели (рис.3.4.3).

Различия в значениях концентраций диссоциированных компонентов, полученных в рамках первой и второй моделей, характерные как для R = 5 см, так и для R = 50 см, можно объяснить главным образом тем, что обменная реакция ($O + N_2 = NO + N$), влияющая на перераспределение этих компонентов, не является быстрой во всем ударном слое около тела. По этой же причине вторая модель, в которой эта реакция считается идущей с конечной скоростью, дает результаты, наиболее близкие к "точным".





Распределения давления вдоль поверхности сферы идентичны для всех рассмотренных постановок. Совпадение давления на поверхности наблюдается даже тогда, когда в ударном слое эти величины, полученные из решения уравнений полного вязкого ударного слоя и Навье–Стокса, значительно различаются.

Коэффициенты трения, полученные из решения задачи в рамках уравнений полного вязкого ударного слоя, Навье–Стокса в полной диффузионной постановке и с использованием двух моделей частичного химического равновесия, совпадают на всем рассмотренном участке траектории.



Рис. 3.4.4 Распределение безразмерного теплового потока (а,б) и температуры
(в) в зависимости от угловой координаты θ вдоль поверхности сферы.
а) H = 74.9 км, R = 50 см, поверхность идеально каталитическая,
б) H = 54 км, R = 5 см, поверхность некаталитическая,
в) H = 80 км, R = 50 см, поверхность некаталитическая

Модель частичного химического равновесия с одной линейной комбинацией дает при малых размерах тел (R=5 см) завышенные значения тепловых потоков по сравнению с "точными" значениями. Введение в рассмотрение второй медленной переменной (вторая модель) позволяет устранить эти различия (рис. 3.4.4, кривые δ).

На рис. 3.4.4 (кривые *в*) для точки траектории (H = 85 км, R = 50 см) приведена температура вдоль поверхности сферы, рассчитанная с использованием граничных условий для равновесно излучающей стенки для трех моделей: в полной диффузионной постановке и двух моделей частичного химического равновесия.

В разделе 3.6 на примере обтекания сферы химически неравновесным потоком смеси *CO*₂, моделирующей марсианскую атмосферу, проведены расчеты с помощью модели частичного химического равновесия для условий входа спускаемого аппарата по планирующей траектории в атмосферу Марса.

Распределение в ударном слое концентраций диссоциированной 11компонентной смеси СО₂, коэффициенты трения и тепловые потоки вдоль поверхности тела, полученные из решения задачи в полной диффузионной модели использованием частичного химического постановке И С равновесия с двумя медленными переменными, близки на рассмотренном траектории, идеально каталитической, участке как для так И некаталитической поверхностей.

В **Главе 4** представлены результаты численного моделирования процессов и течений воздушной плазмы в индукционном плазмотроне ВГУ-4 (*ИПМех РАН*) в широком диапазоне параметров его работы.

Расчеты проведены в рамках полных уравнений Навье-Стокса в квазитрехмерном приближении химически И термически для неравновесных моделей газовых сред. Проведено сравнение экспериментальных и расчетных данных по давлению и плотности теплового потока в точке торможения на цилиндрической модели при использовании конических звуковых сопел различного выходного диаметра и цилиндрических насадков различной длины, присоединенных к Проанализировано соплу. влияние термической ЗВУКОВОМУ неравновесности на параметры течения в разрядном канале и теплообмен с моделями.

В разделах 4.1 – 4.3 дано описание установки ВГУ-4, обсуждены термохимичсекие модели, применяемые в расчете, выписана постановка задачи в квазитрехмерном случае с учетом выделения Джоулева тепла в потоке и сил Лоренца, действующих на плазму разрядного канала.

В разделе 4.4 дана постановка электрической части задачи. Расчет высокочастотного вихревого электрического поля проводился в локальноодномерном приближении уравнений Максвелла (Васильевский С.А., Колесников А.Ф. Изв. РАН. МЖГ. 2000. № 5; Райзер Ю.П. ПМТФ. 1968. № 3; Семин В.А. Изв. АН СССР. МЖГ. 1981. № 2).

Для всех рассчитанных режимов, независимо от используемых моделей газовой среды, в разрядном канале формируется сложное течение, содержащее две вложенные друг в друга зоны возвратно-циркуляционных течений, примыкающих к торцевой стенке канала, через которую подается рабочий газ. Форма и размеры этих зон зависят, в частности, от размеров выходного сечения звукового сопла D_s , мощности в плазму N_{pl} и расхода поступающего газа G.

На рис. 4.4.1 для различных режимов работы плазмотрона приведены качественные сравнения экспериментальных и рассчитанных картин обтекания недорасширенными струями воздушной плазмы моделей передним торцевым цилиндрических с затуплением, расположенных на различных расстояниях X_m от звукового сопла. На левой части рисунков изображены температурные контуры полей течений, полученные расчетным путем, на правой, ДЛЯ сравнения, экспериментальные цифровые фотографии картин обтекания.

Наблюдается хорошее совпадение не только размеров ударно нагретых слоев газа около переднего затупления, но и сложных картин течения около боковой поверхности, полученных в эксперименте и в расчете.



Рис. 4.4.1 Сравнение рассчитанной и экспериментальной (ИПМех РАН) картин течения недорасширенной воздушной струи около цилиндрической модели: *a)* $P_{\infty} = 8.3 \ rac{1}{a}$, $T_{\infty} = 293 \ K$, $G = 2.4 \ rac{2}{c}$, $N_{pl} = 41 \ kBm$, $D_s = 30 \ mm$, $X_m = 30 \ mm$, *b)* $P_{\infty} = 12 \ rac{1}{a}$, $T_{\infty} = 293 \ K$, $G = 4.8 \ rac{2}{c}$, $N_{pl} = 41 \ kBm$, $D_s = 30 \ mm$, $X_m = 70 \ mm$

На рис. 4.4.2 (а–в) представлено сравнение рассчитанных (для двух газофазных моделей) и экспериментальных данных измерений плотности теплового потока в области передней точки торможения цилиндрической модели для различных значений противодавления в барокамере, т.е. при различной степени нерасчетности струи. Это различие влияет на расположение и протяженность зон сверх- и дозвукового течений в струе и, как следствие, сказывается на теплообмене и давлении в точке торможения модели. Для третьего из представленных вариантов ($P_{\infty} = 10.3$ гПа) на рис. 4.4.2 (г) даны сравнения для давления в точке торможения.

При расположении модели в пределах первой от среза сопла сверхзвуковой зоны струи рассчитанные тепловые потоки и давление торможения практически одинаковы для всех рассмотренных газофазных моделей близки экспериментальным значениям. Различия И К С экспериментом В теплообмене становятся заметными, когда цилиндрическая модель сдвигается вниз по потоку вдоль оси струи, а течение перед торцом модели, вследствие дефекта скорости потока на оси струи, приобретает возвратно-циркуляционный характер.

Эту перестройку можно проследить на вставках линий тока на фоне изомахов течения, помещенных на рисунке 4.4.2. Трехмерная картина течения в струе и около модели, проявляющаяся в эксперименте сильнее на бо́льших расстояниях, и неустойчивость отрывных зон около переднего торца может являться причиной такого рассогласования.



Рис.4.4.2 Сравнение рассчитанных и экспериментальных данных по тепловому потоку и давлению в области точки торможения модели с плоским торцом: $G = 2.4 \ z/c, \ N_{pl} = 29 \ kBm, \ T_{\infty} = 293 \ K, \ D_s = 40 \ mm, \ P_{\infty} = 6.3 \ \Gamma\Pi a$ (a),

 $P_{\infty} = 8.3 \ \Gamma \Pi a$ (б), $P_{\infty} = 10.3 \ \Gamma \Pi a$ (в,г); 1 – эксперимент *ИПМех РАН*; 2 – расчет (термически равновесная модель), 3 – расчет (термически неравновесная модель)

В разделе 4.5 описан и объяснен обнаруженный в расчетах эффект диффузионного разделения химических элементов при течении воздушной плазмы в разрядном канале индукционного плазмотрона ВГУ-4 (*ИПМех РАН*) со звуковым соплом.

Эффект диффузионного разделения химических элементов, связанный с различием в диффузионных свойствах компонентов, впервые был обнаружен и исследован при анализе течения воздушной смеси в многокомпонентном пограничном слое вблизи точки торможения у каталитической стенки (Анфимов Н.А. Изв. АН СССР. Сер. Механика и машиностроение. 1963. № 5; Тирский Г.А. Докл. АН СССР. 1964. Т. 155. № 6). В качестве модели диффузии использованы соотношения Стефана – Максвелла. Из асимптотического исследования решения для многокомпонентного химически неравновесного пограничного слоя у каталитической поверхности в окрестности точки торможения получен эффект разделения химических элементов (Ковалев В.Л., Суслов О.Н. Изв. АН СССР. МЖГ. 1988. № 4). Показано также, что и на некаталитической стенке разделение химических элементов может иметь место из-за

различия в скоростях рекомбинации атомарных компонентов в газовой фазе.

В расчетах, представленных в этом разделе, использовалась термически равновесная (*ITM*) модель газовой среды. На рис. 4.5.1 изображена теневая картина изотерм для двух режимов течения воздушной смеси в разрядном канале плазмотрона: G = 2.4 г/с, N_{pl} , = 29 кВт, D_s =40 мм (режим *I*) и G = 4.8 г/с, $N_{pl} = 41$ кВт, $D_s = 30$ мм (режим *II*).



Рис. 4.5.1 Температурные контуры и линии тока в разрядном канале плазмотрона для режимов *I* (а) и *II* (б). S₁ и S₂ – внутренние точки торможения потока на оси симметрии



0.263

-100

0.256

Белыми линиями изображены линии тока течения. Видно, что внутри разрядного канала формируется сложная картина течения, включающая возвратно-циркуляционные лве вложенные друг В друга 30НЫ, образующиеся перед индуктором. Точки S₁ и S₂ на фигуре соответствуют точкам торможения потока на оси симметрии. Течение газа в окрестности линии симметрии разрядного канала в пределах первой циркуляционной зоны с точкой торможения S₁ качественно сходно с течением вдоль линии торможения в ударном слое около затупленного тела с конечными каталитическими свойствами его поверхности. Различие состоит в том, что в пограничном слое около стенки с низкой температурой происходит рекомбинация атомов, в плазмотроне же наоборот – диссоциация молекул из-за повышения температуры в зоне индуктора, а диффузия возможна во всех направлениях от точки торможения S1. В окрестности этой точки при сохранении происходит диссоциация кислорода концентрации молекулярного Атомы кислорода, обладающие большей азота. подвижностью, диффундируют из области точки S₁ интенсивнее, чем туда поступают молекулярные компоненты, что приводит к «обеднению» потока элементом кислорода (минимальное значение $C_{Q}^{*} = 0.182$).

Таким образом, имеет место разделение химических элементов: концентрация элемента кислорода уменьшается, а азота, наоборот, –

увеличивается. Причина такого разделения связана с различиями в скоростях реакций диссоциации молекул кислорода и азота. Разделительный эффект, возникающий в области точки торможения затупленного тела при его сверхзвуковом обтекании, приводит, наоборот, к увеличению концентрации элемента кислорода и уменьшению – азота.

На рис. 4.5.2 на фоне теневых картин концентрации элемента кислорода изображено векторное поле диффузионных потоков этого элемента в разрядном канале плазмотрона для режимов I и II. Здесь виден разделительный эффект, приводящий к уменьшению концентрации элемента кислорода в области оси симметрии канала (X \approx -300мм) в первой возвратно-циркуляционной зоне.

На рис. 4.5.2 видны и другие зоны, в которых наблюдается разделительный эффект. Накопление химического элемента кислорода вблизи оси симметрии разрядного канала приводит к тому, что обтекание модели, установленной в рабочей части установки, происходит потоком газа с повышенной концентрацией этого элемента, что может усиливать окисление ее поверхности.

В разделе 4.6 представлено сравнение экспериментальных И рассчитанных значений тепловых потоков к цилиндрическим моделям с плоским торцом В точке торможения В высокоэнтальпийных недорасширенных струях воздуха, истекающих через цилиндрические удлиненного рабочем диапазоне насадки канала, В параметров плазмотрона ВГУ-4. В целом получено хорошее соответствие экспериментальных и расчетных данных по давлению и плотности теплового потока в точке торможения рассматриваемой модели при цилиндрических различных длинах насадков, присоединенных К коническому звуковому соплу.

Численными расчетами подтверждено полученное в эксперименте уменьшение энтальпии потока и теплообмена истекающих струй с поверхностью модели при использовании цилиндрических насадков; при этом статическое давление в струе и давление торможения меняются значительно меньше, чем тепловой поток.

В разделе 4.7 в рамках однотемпературной (*1TM*) модели газовой среды проведены расчеты течения воздушной плазмы в подогревателе АДТ ВАТ-104 (*ЦАГИ*).

Моделировались два способа подачи рабочего газа в подогреватель: через кольцевое сопло, расположенное в торцевой периферийной части подогревателя с закруткой потока (этот метод используется для подачи рабочих газов в разрядный канал плазмотрона ВГУ-4 (ИПМех РАН)) и при прямоточной подаче, принятой в схеме работы АДТ ВАТ-104 (ЦАГИ).

Показано, что применение прямоточной подачи воздуха в подогреватель

увеличивает на 10% максимальное значение энтальпии в струе на выходе из сверхзвукового сопла подогревателя в области оси симметрии по сравнению с подачей воздуха в подогреватель с закруткой потока.

Результаты численного моделирования обтекания недорасширенной сверхзвуковой струей моделей в рабочем тракте установки АДТ ВАТ-104 (ЦАГИ) показало, что использование некаталитических покрытий на моделях существенно снижает (до 4-х раз в области передней точки торможения) теплообмен с поверхностью; значения тепловых потоков тоже сильно уменьшаются при увеличении расстояния между моделями и срезом сверхзвукового сопла.

В численных расчетах установлено, что при сверхзвуковом обтекании сферически затупленного конуса недорасширенной струей параметры течения и теплообмена в области донного среза, а также размеры и форма отрывной области за конусом существенно отличаются от тех, которые реализуются в условиях гиперзвукового полета.

Подтвержден эффект диффузионного разделения химических элементов воздушной плазмы в подогревателе, обусловленный различиями в скоростях химических реакций диссоциации-рекомбинации молекул и атомов и различием в скоростях диффузии атомарных и молекулярных компонентов смеси.

В Главе 5 проведено численное исследование обтекания цилиндрической модели с плоским торцом для условий экспериментов на установке ВГУ-4 (*ИПМех РАН*), моделирующих теплообмен в окрестности точки торможения на траекториях спуска аппаратов PRE–X в атмосфере Земли и MSRO – в атмосфере Марса, что позволило оценить эффективную вероятность рекомбинации атомарных компонентов на образце ТЗП из SiC, подтвердив его низкую каталитичость для рассмотренных условий движения по траекториям.

В разделе 5.1 в таблице 5.1.1 приведены режимы работы индукционного плазмотрона ВГУ-4 для исследования каталитических свойств материала SiC в воздушном потоке для трех точек вдоль траектории спуска аппарата PRE–X в атмосфере Земли.

Таблица 5.1.1

Номер режима	Давление, гПа	N _{an} , кВт	К.п.д. ВГУ- 4	Расстояние до модели, мм	Модель SiC, T _w ,K (ε=0.85)	Плитка Т _w , К	γw
1	20	45	0.59	200	1496	1471	$1 \cdot 10^{-3} - 2 \cdot 10^{-3}$
2	38	52	0.59	130	1543	1527	$2 \cdot 10^{-4} - 5 \cdot 10^{-4}$
3	78	37.4	0.63	100	1576	1531	~ 0.0

На рис. 5.1.1 приведена карта тепловых потоков, построенная для первого режима обтекания образца (таблица 5.1.1), полученная в рамках модели (1ТМ). Использование термически равновесной при ЭТОМ упрощенной газодинамической модели – уравнений пограничного слоя (ПС) конечной толщины – существенно снизило вычислительные затраты, однако не повлияло на точность определения эффективной вероятности рекомбинации атомарных компонентов на образце из SiC. Данные на внешней границе пограничного слоя, необходимые для решения этой были расчета, задачи, взяты ИЗ единственного проведенного С использованием полных уравнений Н–С.



Рис. 5.1.1. Тепловые потоки к затупленной по торцу цилиндрической модели (D= 140 мм) в потоке воздушной плазмы на плазмотроне ВГУ-4, режим № 1: 1 - уравнения Н-С; 2 – эксперимент ИПМех РАН (плитка); 3 - эксперимент ИПМех РАН (SiC); 4 - уравнения ПС

Температура поверхности T_w , измеренная в эксперименте в области точки торможения модели со вставкой из материала SiC, приведена в *таблице 5.1.1*. Нанесенная на карту температура T_w и значение теплового потока q_w , вычисленное по формуле теплового потока для равновесно излучающей стенки, позволяют определить коэффициент эффективной рекомбинации γ_w .

Контроль точности результатов при использовании упрощенной газодинамической модели осуществлялся сравнением данными, С полученными в рамках полных уравнений Навье-Стокса (крестовые маркеры (1) на карте тепловых потоков). На карту также нанесены экспериментов результаты для материала теплозащиты (плитка), применяемого в ВКС «Буран».

Проведенные расчеты в рамках многотемпературной модели газовой среды показали несущественное влияние колебательной релаксации на определение каталитических свойств ТЗП для условий, моделирующих теплообмен к аппарату.

В разделе 5.2 определены эффективные коэффициенты рекомбинации ТЗП из SiC для условий полета аппарата MSRO в атмосфере Марса.

Проведенные исследования предсказывают низкую каталитическую активность ТЗП из SiC и снижение температуры его поверхности на 300 – 350К по сравнению с идеально каталитической поверхностью для режимов, моделирующих движение аппаратов вдоль траекторий в атмосферах Земли и Марса.

В разделе 6.1 Главы 6 приводится сравнение результатов расчетов гиперзвукового обтекания модели аппарата RAM–C химически и термически неравновесным потоком воздуха с данными работы (Горшков А.Б. Изв. РАН. МЖГ. 2010. № 1). Полученные результаты практически совпадают или близки с результатами цитируемой работы по размерам отрывной области за телом и по значениям газодинамических параметров в ней; близки также распределения давления и теплового потока вдоль донного среза.

Распределения максимальных значений числовых концентраций электронов в ударном слое в зависимости от продольной координаты для двух точек траектории хорошо согласуются со сравниваемыми результатами и приведенными там же экспериментальными измерениями этой величины в ударном слое около аппарата RAM–C.

В разделе 6.2 рассмотрено сверхзвуковое осесимметричное обтекание модели космического аппарата биконической формы движущегося по траектории в атмосфере Земли. Использовались ламинарная и турбулентная газодинамические модели течения и различные модели газовой среды: химически неравновесная и термически равновесная (*1TM*), термически и химически неравновесная (*3TM*).

Получено, что основными факторами, влияющими на теплообмен с поверхностью, являются:

- учет термической неравновесности, приводящий для высоты H = 80 км к увеличению на 6% теплового потока в области передней точки торможения по сравнению с термически равновесной моделью;
- учет граничных условий скольжения, приводящий для высот H = 70
 80 км к уменьшению на 3–5% теплового потока в области передней точки торможения по сравнению с условиями прилипания, а для высоты H = 80км к его уменьшению на 3–5% в области угловой точки донного среза;

• учет турбулентности течения для высот 42км≤ H ≤60км, значительно увеличивающий теплообмен с поверхностью модели КА на его конической части и в области донного среза.

тестирование B разделе 6.3 проведено используемой модели гиперзвукового обтекании сферически турбулентности расчетах В затупленных конусов для различных значений чисел Маха и Рейнольдса при вариации значений параметров модели турбулентности. В качестве модели газовой среды использовалась модель совершенного газа. Дано сравнение с экспериментом и результатами расчетов других авторов.

представлены результаты численных расчетов В разделе 6.4 гиперзвукового обтекания пространственной конфигурации, состоящей из связки кругового конуса и треугольной пластины с затупленными кромками с использованием химически неравновесной модели газовой среды. Расчетная сетка около пространственной конфигурации строилась как набор плоских двумерных сечений, перпендикулярных продольной координате, по методу [1]. Вблизи поверхности тела численно решалась гиперболическая система уравнений с заданным распределением точек на контуре, обеспечивало гладкость сеточных что линий И ИХ ортогональность вблизи контура тела. В процессе интегрирования гиперболической системы уравнений также учитывалось распределение расчетных точек на внешней границе расчетной области.

Параметры используемой в компоновке треугольной пластины и параметры внешнего обтекания близки к условиям эксперимента (Губанова О.И., Землянский Б.А., Лесин А.Б., Лунев В.В., Никулин А.Н., Сюсин А.В. Аэродинамика Воздушно-Космических систем. ЦАГИ. 1992).

При таком обтекании головной скачок от носового затупления взаимодействует с затупленной кромкой пластины, образуя в пристенных областях на наветренной стороне «инерционное» (с малым градиентом давления) растекание потока (Лесин А.Б., Лунев В.В. Изв. РАН. МЖГ. 1994. № 2). Вследствие этого приповерхностные линии тока в некоторой области на наветренной стороне пластины представляют собой слабо расходящийся веер, распространяющийся на значительное расстояние вдоль ее поверхности. В подтверждение этого на рис. 6.4.1 для модели совершенного газа и условий эксперимента представлена картина изолиний относительных тепловых потоков и приповерхностиые линии тока на наветренной стороне пластины и боковой поверхности конуса.

Отмечено совпадение с точностью ~ 10% рассчитанных и экспериментально измеренных пиковых значений тепловых потоков. Место их расположения в расчете и в эксперименте также хорошо совпадает. Заметное отличие расчета и эксперимента наблюдается в плоскости симметрии с наветренной стороны пластины в области минимальных тепловых потоков, где расчет дает значение тепловых потоков в 2 раза ниже. Столь заметное отличие, возможно, связано с погрешностью определения в эксперименте тепловых потоков при их малых значениях (*Kovalev R., Vlasov V. EUCASS. Moscow. 2005*).



Рис. 6.4.1 Изолинии теплового потока и приповерхностные линии тока на наветренной стороне пластины и боковой поверхности конуса. M_α=14, Re_∞(1/м)=10⁷, *R*=0.26см, T_∞=30K, α =5⁰

Обнаружена сложная картина взаимодействия потоков газа на подветренной стороне пластины с образованием на ее поверхности линии стекания. Растекание газа в пограничном слое на конической части ведет к увеличению теплообмена вдоль образующей конуса.

Проведено сравнение теплообмена на наветренной стороне пластины в расчетах для трубных испытаний (совершенный газ) и условий гиперзвукового полета с использованием химически неравновесной модели (1ТМ). Обнаруженный в экспериментах для совершенного газа стороне аномального нагрева на наветренной эффект пластины сохраняется и в расчетах для химически неравновесной модели воздуха, однако происходит смещение зоны нагрева к плоскости симметрии пластины и его интенсификация. Это связано с уменьшением отхода головной ударной волны от поверхности тела для условий гиперзвукового полета по сравнению с трубными, и потому более «ранним» (вдоль продольной оси тела) ее взаимодействием с кромкой пластины.

Приведены результаты расчетов обтекания компоновки с использованием различных конечно-разностных сеток, отличающихся друг от друга числом узлов и способом размещения их в различных Определены областях потока. оптимальные расчетные сетки, обеспечивающие вычисление тепловых потоков на поверхности С процентов, точностью нескольких частности, В зонах В ИХ интенсификации.

Приведены результаты сопоставления расчётов и экспериментальных данных по распределению экстремальных значений тепловых потоков на

фрагментах наветренной и подветренной поверхностей модели ЛА. В целом наблюдается удовлетворительное согласие между результатами расчётов и экспериментальными данными.

В разделе 6.5 представлены результаты расчета обтекания компоновки конус-пластина с учетом турбулентности течения. Теплообмен с поверхностью и коэффициент трения при рассмотренных параметрах обтекания возрастают в несколько раз за счет турбулизации течения в пограничном слое. Для рассмотренных турбулентных режимов обтекания обнаружено значительное увеличение аэродинамического сопротивления компоновки (до 21%) по сравнению с ламинарным.

Проведенное сравнение расчетных и экспериментальных значений тепловых потоков при обтекании модели ЛА показало, что совпадение имеет место не на всей наветренной стороне ЛА, а только в области развитого турбулентного течения около его поверхности. Отличие происходит из-за более позднего перехода турбулентности К эксперименте по сравнению с расчетом. Такое различие вполне объяснимо, используемые в расчетах полуэмпирические так как модели турбулентности не могут предсказать положение точки перехода. Оно зависит от уровня кинетической энергии турбулентности в набегающем потоке, задаваемой в расчете. Экспериментальные значения тепловых потоков в области передней кромки совпадают с расчетными значениями для ламинарного случая, что также указывает на ламинарный характер течения в окрестности передней кромки и на более поздний переход к турбулентности в этой области в эксперименте.

В Заключении к диссертации сформулированы основные результаты и выводы работы.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. Разработана вычислительная методика, позволяющая в рамках Навье-Стокса Рейнольдса численное уравнений И проводить моделирование задач внешнего гиперзвукового обтекания тел, исследовать внутренние течения высокотемпературных газов В трактах высокоэнтальпийных индукционных плазмотронов, используя различные классы моделей газовой среды и специализированные базы данных по термодинамическим, кинетическим И транспортным свойствам индивидуальных газов и газовых смесей.

2. Разработана модель частичного химического равновесия, позволяющая для класса химически неравновесных моделей газовой среды, используя различия в масштабах времен протекающих химических процессов в потоке, ввести уравнения диффузии для новых неизвестных

функций – линейных комбинаций концентраций компонентов и их диффузионных потоков, заменив часть дифференциальных уравнений диффузии компонентов соотношениями детального химического равновесия, тем самым упростив задачу и уменьшив жесткость системы уравнений химической кинетики. Точность предложенного подхода подтверждена сравнением с результатами расчетов задач в полной постановке для рассмотренных в работе условий движения затупленного тела по планирующим траекториям спуска в атмосфере Земли и Марса.

В рамках полных уравнений Навье-Стокса, химически и термически 3. неравновесных моделей газовых сред проведено численное моделирование воздушной плазмы в высокоэнтальпийной процессов И течений газодинамической установке ВГУ-4 (ИПМех РАН) в широком диапазоне параметров ее работы. В расчетах при использовании термически неравновесной модели в разрядном канале обнаружен отрыв электронной и колебательных температур от поступательной, особенно существенный в режимах с низким давлением. Рассчитанные тепловые потоки и давление в точке торможения моделей, установленных в рабочей части установки, практически одинаковы для термически равновесной и неравновесной газофазных моделей и близки к экспериментальным значениям для всех рассмотренных параметров экспериментов.

4. Численными расчетами подтверждено полученное в эксперименте уменьшение энтальпии потока и теплообмена истекающих струй с поверхностью модели за счет цилиндрических насадков; получено хорошее соответствие экспериментальных и расчетных данных по давлению и плотности теплового потока в точке торможения на цилиндрической модели при использовании цилиндрических насадков различной длины, присоединенных к коническому звуковому соплу.

5. В рамках уравнений Навье–Стокса и химически неравновесной модели газовой среды проведено численное моделирование течений в подогревателе и в рабочей части АДТ ВАТ-104 (ЦАГИ). Исследовано обтекание недорасширенной сверхзвуковой струей моделей в рабочем тракте установки. Показано, что применение прямоточной подачи воздуха в подогреватель увеличивает на 10% максимальное значение энтальпии в области оси симметрии на выходе струи из сверхзвукового сопла подогревателя по сравнению с подачей воздуха в подогреватель с закруткой потока.

6. Установлено, что использование некаталитических покрытий на моделях, обтекаемых струей из подогревателя АДТ ВАТ-104 (ЦАГИ), существенно снижает (до 4-х раз в области передней точки торможения) теплообмен с поверхностью.

7. Обнаружен эффект диффузионного разделения химических элементов воздушной плазмы в разрядном канале и подогревателе двух

экспериментальных установок, обусловленный различиями в скоростях химических реакций диссоциации-рекомбинации молекул и атомов и различием в скоростях диффузии атомарных и молекулярных компонентов Накопление химического элемента кислорода вблизи смеси. оси симметрии разрядного канала приводит к тому, что происходит обтекание моделей, установленных в рабочих частях установок, потоком газа с повышенной концентрацией этого элемента, что может вызывать усиленное окисление их поверхности. Это необходимо учитывать при планировании экспериментальных работ по моделированию теплообмена в индукционных плазмотронах для условий гиперзвукового полета.

8. Проведенные расчеты тепловых потоков к моделям для условий экспериментов на установке ВГУ-4 (*ИПМех РАН*), моделирующих теплообмен в окрестности точки торможения на траекториях спуска аппаратов PRE–X в атмосфере Земли и MSRO – в атмосфере Марса, подтвердили низкую эффективную вероятность рекомбинации атомарных компонентов на поверхности ТЗП из SiC.

при расчете карты тепловых потоков упрощенной 9. Применение газодинамической модели – уравнений пограничного слоя конечной толщины – существенно снизило вычислительные затраты, однако не повлияло на точность определения каталитических свойств ТЗΠ. Использование термически неравновесной модели газовой среды показало колебательной влияние релаксации несущественное на точность определения каталитических свойств ТЗП для условий, моделирующих теплообмен к аппаратам. Проведенные исследования предсказывают снижение температуры поверхности образца из SiC на 300 -350К по сравнению с идеально-каталитической поверхностью для режимов, моделирующих движение аппаратов вдоль траекторий в атмосферах Земли и Марса.

10. По результатам численного моделирования обтекания модели спускаемого космического аппарата по планирующей траектории спуска в атмосфере Земли даны оценки влияния на теплообмен с поверхностью (включая донную область течения) различных факторов: термической неравновесности в потоке, граничных условий скольжения и скачка температуры, а также турбулентности течения.

11. Численные расчеты гиперзвукового обтекания пространственной конфигурации, состоящей из связки кругового конуса и треугольной пластины с затупленными кромками, подтвердили наличие особенностей в теплообмене на наветренной стороне компоновки, обнаруженные ранее в экспериментах для треугольной пластины с затупленными передними кромками.

12. Проведенные расчеты теплообмена для трубных условий обтекания конфигурации конус – пластина совпали с экспериментальными, однако

местоположение зон экстремальных значений тепловых потоков и сами потоки в расчетах для трубных и натурных условий обтекания заметно отличаются.

13. В некотором диапазоне углов атаки обнаружены области локального повышения тепловых потоков на конической поверхности, связанные с растеканием газа на ней.

14. При турбулентном режиме обтекания теплообмен с поверхностью и коэффициент трения на наветренной стороне пластины возрастают в три и более раз по сравнению с ламинарным режимом.

15. Обнаружено значительное увеличение аэродинамического сопротивления компоновки (до 21%) для турбулентного режима по сравнению с ламинарным при рассмотренных параметрах обтекания.

16. Сравнения, выполненные для экстремальных распределений тепловых потоков на наветренной и подветренной поверхностях модели ЛА при ламинарном режиме обтекания, показали удовлетворительное согласование расчётных и экспериментальных данных.

17. При турбулентном режиме обтекания рассчитанные и экспериментально измеренные значения тепловых потоков совпадают в области развитого турбулентного течения на наветренной поверхности модели ЛА.

Список литературы содержит 34 ссылки, в том числе 15 статей из списка ВАК.

В совместных публикациях по теме диссертации автору принадлежит:

1-2, 6-9, 29 – постановка задач, участие в решении и в обсуждении результатов; 4, 5, 18, 21, 24, 25, 27, 28, 30, 34 – участие в постановке задач, решение задач, участие в обсуждении результатов; 10–17, 19, 20 – участие в постановке задач, участие в решении задач, участие в обсуждении результатов; 3, 31 – участие в решении задач и в обсуждении результатов; 33 – передача комплекса программ для расчета, участие в обсуждении результатов.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Карловский В.Н., Одинцев О.В., Сахаров В.И. Алгоритм построения разностных сеток в задачах сверхзвуковой аэродинамики // в сб. Современные газодинамические и физико-химические модели гиперзвуковой аэродинамики и теплообмена. Под ред. Акад. Л.И. Седова. Ч 2. М.: МГУ. 1995. С. 66–78.

2. Глазков Ю.В., Сахаров В.И., Талипов Р.Ф. Решение задач сверхзвукового обтекания затупленных тел вязким газом на основе

полных и упрощенных уравнений Навье-Стокса // Вестник МГУ. Серия Математика и Механика. 1996. № 2. С. 62–69.

3. Сахаров В.И., Суслов О.Н., Фатеева Е.И. Исследование течений около затупленных тел в условиях частичного химического равновесия в рамках уравнений ламинарного пограничного слоя // Изв. РАН. МЖГ. 1997. № 2. С. 96–102.

4. Брыкина И.Г., Сахаров В.И. Сравнение приближенных аналитических и численных решений для тепловых потоков при сверхзвуковом обтекании тел вязким газом // Известия РАН. МЖГ. 1996. № 1. С. 125–133.

5. Брыкина И.Г., Сахаров В.И. Применение метода подобия для расчета тепловых потоков и напряжения трения в окрестности плоскости симметрии затупленных тел в рамках полных уравнений Навье-Стокса // Известия РАН. МЖГ. 1997. № 4. С. 9–16.

6. Sakharov V., Fateeva E. Hypersonic viscous gas mixture flow over blunt bodies using chemical partial equilibrium model // Proc. of the Eighth Annual Thermal and Fluids Analysis Workshop. Spacecraft Analysis and Design. University of Houston - Clear Lake. Houston. TX. 1997. P. 15-1 – 15-8.

7. Sakharov V.I., Fateeva E.I. Chemical partial equilibrium model in gasdynamics problems. In book: Scientific Computing in Chemical Engineering II (Computational Fluid Dynamics, Reaction Engineering and Molecular Properties). Springer. 1998. P. 409–416.

8. Громов В.Г., Сахаров В.И., Фатеева Е.И. Численное исследование гиперзвукового обтекания затупленных тел вязким химически реагирующим газом // Изв. РАН. МЖГ. 1999. № 5. С. 177–186.

9. Громов В.Г., Сахаров В.И., Фатеева Е.И. Применение модели частичного химического равновесия для исследования задач гиперзвуковой аэродинамики. Препринт № 58–2000. М: Институт механики МГУ. 2000. 90с.

10. Егорова Л.А., Осипцов А.Н., Сахаров В.И. О границах режима инерционного осаждения частиц и теплообмене при сверхзвуковом обтекании тел вязким газом // Изв. РАН. МЖГ. № 6. 2001. С. 111–124.

11. Афонина Н.Е., Васильевский С.А., Громов В.Г., Колесников А.Ф., Першин И.С., Сахаров В.И., Фатеева Е.И., Якушин М.И. Течение и теплообмен в недорасширенных струях воздуха, истекающих из звукового сопла плазмотрона. Препринт № 672. М.: ИПМ РАН. 2001. 52с.

12. Gilinsky M., Blankson I.M., Gromov V.G., Sakharov V.I. Corrugated and Composite Nozzle-Inlets for Thrust and Noise Benefits // AIAA Paper № 01-1893. AIAA/NAL-NASDA-ISAS. 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technology Conference. Kyoto. 2001. Japan. 11p.

13. Gilinsky M., Blankson I.M., Sakharov V.I., Shvets A.I. Shock Waves Mitigation at Blunt Bodies using Needles and Shells against a Supersonic Flow // AIAA Paper № 01-3204. 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Salt Lake City. UT. USA. 2001. 12p.

14. Афонина Н.Е., Васильевский С.А., Громов В.Г., Колесников А.Ф., Першин И.С., Сахаров В.И., Якушин М.И. Течение и теплообмен в недорасширенных струях воздуха, истекающих из звукового сопла плазмотрона // Изв. РАН. МЖГ. 2002. № 5. С. 156 –168.

15. Osiptsov A.N., Egorova L.A., Sakharov V.I., Wang Boyi Heat

Transfer in Supersonic Dusty-Gas Flow Past a Blunt Body With Internal

Particle Deposition Effect. // Progress in Nat. Sc. 2002. V.12. № 12. P.22–27. 16. Sakharov V.I., Gromov V.G., Kolesnikov A.F., Pershin I. S., Vasil'evskii S.A., Yakushin M.I. CFD Model and Code-to-Experiment Validation for An Under-Expanded Nonequilibrium Plasmatron Jet Over A Butt-End Probe. West East High Speed Flow Field 2002 // CIMNE Barselona, Spain. 2003. P. 144–150.

17. Егорова Л.А., Осипцов А.Н., Сахаров В.И. Аэродинамическая фокусировка полидисперсных частиц при обтекании тел запыленным газом // Доклады РАН. 2004. т. 395. № 6. С. 1–5.

18. Sakharov V.I., Gromov V.G. CFD Modelling of Thermally and Chemically Nonequilibrium Flows in Discarge Channel and in Under-Expanded Plasmatron Jet Over a Butt-End Probe // Proc. 5th Europ. Symp. Aerothermodyn. Spase Vehicles. Cologne, Germany, 2004. SP 563. ESTEC, Noordwijk, The Netherland. 2005. P.323–328.

19. Afonina N.E., Gromov V.G., Sakharov V.I. HIGHTEMP technique for High Temperature Gas Flows Simulations // Proc. 5th Europ. Symp. Aerothermodyn. Space Vehicles. Cologne, Germany, 2004. SP 563. ESTEC, Noordwijk, The Netherland. 2005. P. 119–123.

20. Verant J.-L., Perron N., Gerasimova O., Balat-Pichelin M., Kolesnikov A., Sakharov V., Omaly P. Microscopic and macroscopic analysis for TPS SiC material under Earth and Mars re-entry conditions // Proceedings of 14th AIAA/AHI International Space Planes, Hypersonic Systems and Technologies Conference. Canberra. Australia, 6–9 November. 2006. 25 pp. www.aiaa.org.

21. Sakharov V.I., Gromov V.G., Kolesnikov A.F., Gordeev A.N. CFD Modeling of Thermally and Chemically Nonequilibrium Air Flows in Discharge Channel and in Under-Expanded Plasmatron Jets Over a Butt-End Probe // Proc. 2nd conference for aerospace science (EUCASS). Brussels, Belgium, 2007. CD–ROM.

22. Сахаров В.И. Численное моделирование термически и химически неравновесных течений и теплообмена в недорасширенных струях индукционного плазмотрона // Изв. РАН. МЖГ. 2007. № 6. С. 157–168.

23. Сахаров В.И. Численное моделирование течений в индукционном плазмотроне и теплообмена в недорасширенных струях воздуха для условий экспериментов на установке ВГУ-4 (ИПМех РАН) // Физикохимическая кинетика в газовой динамике. 2007. Том 5. http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2007-05-03-001.pdf.

24. Колесников А.Ф., Гордеев А.Н., Сахаров В.И. Течение и теплообмен в сверхзвуковых струях воздушной плазмы: эксперимент на ВЧ-плазмотроне и математическое моделирование // Сб. Научных трудов «Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем». АФМ–2007. ИПМех РАН. Москва. 2007. С. 23–28.

25. Sakharov V.I., Gromov V.G., Kolesnikov A.F., Gordeev A.N. CFD modeling of non-equilibrium flow in an under-expended plasmatron air jets over a flat–end cylindrical model // Proc. 7th international workshop on magneto-

plasma aerodynamics in aerospace applications. M.: JVTAN. 2007. P. 45-50.

26. Сахаров В.И. Численное моделирование течений в индукционном ВЧ плазмотроне и теплообмена в недорасширенных струях воздуха // Вестник МГУ. Серия Математика и Механика. 2008. № 3. С. 61–63.

27. Гордеев А.Н., Колесников А.Ф., Сахаров В.И. Течение и теплообмен в сверхзвуковых струях воздушной плазмы: эксперимент на ВЧ-плазмотроне и численное моделирование // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Том 7. <u>www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-09-01-003.pdf</u>.

28. Sakharov V.I, Kolesnikov A.F., Gordeev A.N. & Vérant J.-L. CFD modeling of thermally and chemically nonequilibrium flows in discharge channel and in subsonic plasmatron jets around of the flat-face model // Proc. 6th Europ. Symp. Aerothermodyn. Space Vehicles. Versailles, France, 2008. CD–ROM.

29. Сахаров В.И., Котенев В.П., Полежаев Ю.А. Особенности теплообмена при сверхзвуковом обтекании конфигурации затупленный конус – треугольная пластина с притупленными кромками // в сб. Проблемы современной механики. К 85-летию со дня рождения Г.Г. Черного. М.: МГУ. 2008. С. 476–491.

30. Sakharov V.I., Kolesnikov A.F., Gordeev A.N., Vérant J.-L. The methodology for determination of catalytic properties of SiC samples for specified PRE–X and MSRO conditions // Proc. 3rd Europ. Conference for Aerospace Sciences (EUCASS). Versailles, France, 2009. Editor the von Karman Institute for fluid dynamics. CD–ROM.

31. Братчев А.В., Ватолина Е.Г., Забарко Д.А., Коробков А.А., Сахаров В.И. Вопросы теплотехнического проектирования перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов аэробаллистического типа // Известия ИИФ. 2009. №2(12). С. 42–49. 32. Сахаров В.И. Об эффекте диффузионного разделения химических элементов в разрядном канале плазмотрона // Изв. РАН. МЖГ. 2010. № 4. С. 153 –163.

33. Голубкина И.В., Осипцов А.Н., Сахаров В.И. Взаимодействие головной ударной волны с косым скачком уплотнения в гиперзвуковом потоке запыленного газа // Изв. РАН. МЖГ. 2011. № 1. С. 70–84.

34. Гордеев А.Н., Колесников А.Ф., Сахаров В.И. Течение и теплообмен в недорасширенных неравновесных струях индукционного плазмотрона // Изв. РАН. МЖГ. 2011. № 3. С. 113-125.