

На правах рукописи

СИЛЬВЕСТРОВ ПАВЕЛ ВАЛЕРЬЕВИЧ

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОМПЛЕКСА АВТОРСКИХ
КОМПЬЮТЕРНЫХ КОДОВ**

01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва, 2021

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук (ИПМех РАН)

Научный руководитель: **Суржиков Сергей Тимофеевич**
Академик РАН, д.ф.-м.н., профессор

Официальные оппоненты: **Исаев Сергей Александрович**
д.ф.-м.н., профессор, заведующий лабораторией ФГБОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации», г. Санкт-Петербург

Гидаспов Владимир Юрьевич
д.ф.-м.н., ведущий научный сотрудник кафедры Вычислительной математики и программирования, ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва.

Ведущая организация: ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» г. Москва.

Защита состоится __ апреля 2021 года в «15:00» часов на заседании диссертационного совета Д002.240.01 при Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН по адресу: 119526, г. Москва, проспект Вернадского, д. 101, к. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ИПМех РАН
<http://ipmnet.ru/files/diss/2021/2/Silvestrov-diss.pdf>

Ученый секретарь диссертационного совета Д002.240.01

при ИПМех РАН

кандидат физико-математических наук

Сысоева Е.Я.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность. За последние два десятилетия были достигнуты впечатляющие успехи в области прикладных и фундаментальных научных знаний, необходимых для развития гиперзвуковых технологий. Разработанные за это время летательные аппараты можно условно разбить на две основные группы: летательные аппараты, для дальнейшего развития которых преобладают технические проблемы, обусловленные конструктивными особенностями, и летательные аппараты, для создания которых необходимо решить научные проблемы, связанные с неизученными теплофизическими явлениями.

В первой группе большое количество летательных аппаратов приводится в движение воздушно-реактивными двигателями. Ключевые технические проблемы летательных аппаратов этой группы обусловлены вопросами интеграции воздушно-реактивного двигателя, а общие проблемы включают обеспечение эффективности сгорания горючего, понимание поведения и воздействия ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) и неустановившихся ударно-волновых взаимодействий на тепловую нагрузку на конструкцию. В этой группе числа Маха для свободного потока обычно достаточно малы ($M \lesssim 6$), так что эффекты термохимической неравновесности являются незначительными.

Термохимическая неравновесность, возникающая из-за диссоциированной среды при высоких числах Маха, представляет собой основную проблему для группы планирующих летательных аппаратов. Для этих летательных аппаратов генерирование тепловой энергии из возбужденных внутренних состояний определяют термохимические процессы, зависящие от скорости. В этой области взаимодействие между неравновесной газовой средой и поверхностью конструкционных или теплозащитных материалов также становится проблемой, при которой возможности прогнозирования зависят от точного знания скоростей основных термохимических реакций, которые происходят в газе, на границе раздела газ поверхность и в околоповерхностной области материала.

Гиперзвуковые летательные аппараты с двигателями, как правило, представляют собой тела с несущим корпусом, в которых помимо аэродинамики важнейшим элементом является термогазодинамика двигательных установок. Тепловая защита пассивных спускаемых

летательных аппаратов требует сопряженного решения вопросов аэротермодинамики, тепловой защиты и термopрочности.

Научные вопросы развития гиперзвуковых технологий требуют интеграции различных научных дисциплин, включая механику сплошной среды, теплофизику, высокотемпературные материалы, химию и вычислительную науку. Аэротермодинамика определяет граничные условия, которые обозначают научные проблемы и область параметров для многих из этих дисциплин. Таким образом, способность эффективно и точно прогнозировать аэротермодинамические характеристики становится ключевым фактором для проектирования летательных аппаратов.

Фундаментальные научные знания в области гиперзвуковых технологий успешно развиваются в России более 80 лет. Среди наиболее значимых для современной гиперзвуковой аэротермодинамики следует отметить работы Г.Г. Черного, создавшего научную школу по гиперзвуковой аэродинамике. Решению задач сверхзвуковой газовой динамики, в том числе, связанных с течениями и процессами в силовых и энергетических установках, созданию теоретических основ газодинамики посвящены работы А.Н. Крайко. Фундаментальные теоретические основы механики сплошной среды, в том числе высокоскоростной аэродинамики, даны в работах Л.И. Седого, создавшего научную школу в области механики сплошных сред, Л.Г. Лойцянского и С.В. Валландера. Современная теория физической механики и гиперзвуковой аэродинамики создана в работах Я.Б. Зельдовича и Ю.П. Райзера. В работах Н.Ф. Краснова и его научной школы обобщены достижения современной аэродинамики высоких скоростей. Развитие работ этой научной школы дано в работах В.Т. Калугина. Основы физико-химической газовой динамики заложены в работах И.П. Гинзбурга. Итоги полувекового развития гиперзвуковой аэродинамики приведены в работах В.В. Лунева и его учеников. Значительный вклад в развитие вычислительной механики внесла школа О.М. Белоцерковского. Важные экспериментальные и расчетные результаты в области гиперзвуковой аэродинамики обобщены в работах ЦАГИ (В.Я. Боровой, Г.И. Майкапар, В.Я. Нейланд и др.). Важные результаты в физико-химической газодинамике многокомпонентных газовых смесей получены в работах Г.А. Тирского и В.П. Стулова. Принципиально важные проблемы теплообмена в аэродинамике больших скоростей подробно рассмотрены школами В.С. Авдуревского и А.И. Леонтьева. Пионерские

работы в области пространственной аэродинамики выполнены Ю.Д. Шевелевым.

Значительный вклад в развитие гиперзвуковой аэрофизики внесли научные школы сотрудников ИПМех РАН Ю.П. Райзера, Л.А. Чудова и С.Т. Суржикова.

Заложенная база позже была развита в работах, посвященных экспериментальному, численному и аналитическому исследованиям обтекания аэродинамических конфигураций летательных аппаратов, которые были опубликованы в ведущих отечественных и зарубежных научных журналах.

Помимо России, исследования в области гиперзвуковых технологий также проводятся за рубежом.

Одна из ключевых целей проекта по изучению аэротермодинамики и турбулентности Управления научных исследований ВВС США (AFOSR) заключалась в идентификации и стимулировании развития новейших достижений в области науки, потенциально способных привести к прогрессу развития гиперзвуковых технологий, и в то же время обеспечении передачи технологий, разработанных в процессе революционных исследований, для применения в программах доработки и усовершенствования гиперзвуковых технологий.

В связи с этим в диссертации дан анализ основных тем исследований AFOSR в области аэротермодинамики и турбулентности в период с 2001 по 2013 гг. К ним относятся (в диссертации приведена подробная библиография):

- Программа HIFiRE (Hypersonic International Flight Research and Experimentation), которая сыграла значительную роль в расширении достижений программ HyShot и HyCAUSE и в формировании современного подхода к экономически эффективным летным исследованиям. Программа использует пирамидальную концепцию, где наземные испытания и численное моделирование обеспечивают основу для расширения базы знаний, а летные исследования являются вершиной и обеспечивают обратную связь для информирования об основных достижениях. В рамках программы была реализована попытка стандартизации как можно большей части конструкции летательного аппарата, что позволило значительно сократить расходы на проведение летных и наземных экспериментов.

- Проект STAR (STability Analysis for Reentry – программа расчета устойчивости при возвращении в плотные слои атмосферы) – был создан для

решения проблемы разработки и перехода передовых численных методов, которые могли бы быть легко внедрены и интегрированы в существующие процессы промышленного проектирования и обеспечили доступность специалистов по аэротермодинамике для прикладных исследовательских организаций и промышленности, поддерживающей программу Falcon создания гиперзвукового летательного аппарата НТВ-2. В дополнение к поддержке программы Falcon НТВ-2 объединенный коллектив специалистов STAR также внес свой вклад в решение основных задач программы создания гиперзвукового летательного аппарата Х-51, а передача разработанных этим коллективом методов способствовала появлению беспрецедентных новых возможностей для специалистов по анализу результатов испытаний. Значительные усилия были направлены на то, чтобы выходной продукт был готов к установке и интеграции в существующие вычислительные средства, а код мог запускаться в режиме обучения или разработки с простым для понимания графическим пользовательским интерфейсом.

В диссертации использован ряд принципиальных достижений отмеченных выше работ.

Целью работы является создание собственной компьютерной программы, реализующей численное интегрирование пространственных уравнений Навье-Стокса для задач гиперзвуковой аэродинамики, а также комплекса трехмерных моделей аэротермодинамики высокоскоростных летательных аппаратов сложной формы, разработанных совместно с учеными ИПМех РАН, и разработка вычислительных методов и компьютерных кодов для проведения численных экспериментов в рамках построенной модели.

Научная новизна работы:

1. Развита программная реализация метода расщепления по физическим процессам на трехмерных неструктурированных сетках путем использования приближенного метода расчета распада произвольного разрыва на границах ячеек AUSM PW применительно к расчету аэротермодинамики высокоскоростных летательных аппаратов различной формы.

2. С целью решения пространственной задачи обтекания экспериментальной гиперзвуковой модели HIFiRE-1 был разработан авторский компьютерный код, реализующий модель вязкого сжимаемого теплопроводного газа на трехмерных неструктурированных сетках.

3. Выполнено расчетно-теоретическое исследование аэродинамических характеристик четырех типов гиперзвуковых летательных аппаратов с использованием разработанных авторских компьютерных кодов, реализующих модель вязкого сжимаемого теплопроводного газа, описываемой пространственной нестационарной системой уравнений Навье-Стокса на трехмерных неструктурированных сетках без учета пограничного слоя (в силу относительной грубости расчетных сеток).

4. Создана интерактивная информационно-расчетная система как комплекс компьютерных кодов для моделирования аэротермогазодинамики высокоскоростных летательных аппаратов, обобщающий отечественный и зарубежный опыт разработки предметно-ориентированных компьютерных систем.

Практическая значимость. Построенная в работе компьютерная модель аэротермодинамики гиперзвуковых летательных аппаратов может быть использована для численного моделирования гиперзвукового полета и расчета аэродинамических и тепловых характеристик поверхности летательных аппаратов произвольной формы.

Созданный при выполнении работы программный комплекс, ориентированный на использование неструктурированных расчетных сеток, позволяет решать целый ряд прикладных задач при разработке внешнего облика летательных аппаратов и их силовых установок в автоматическом или полуавтоматическом режиме.

Положения, выносимые на защиту:

1. Алгоритм и программная реализация метода расщепления по физическим процессам на трехмерных неструктурированных сетках с реализацией приближенного метода расчета распада произвольного разрыва на границах ячеек AUSM PW.

2. Результаты численного моделирования распределения газодинамических величин для гиперзвукового обтекания летательных аппаратов различной конфигурации вязким сжимаемым теплопроводным газом с использованием разработанного алгоритма.

3. Результаты расчетно-теоретического исследования аэродинамических характеристик четырех типов гиперзвуковых летательных аппаратов с использованием разработанных авторских компьютерных кодов.

4. Комплекс компьютерных кодов для моделирования аэротермогазодинамики высокоскоростных летательных аппаратов,

обобщающий отечественный и зарубежный опыт разработки предметно-ориентированных компьютерных систем.

Достоверность результатов диссертации подтверждается физической обоснованностью постановок задач и строгим аналитическим характером их рассмотрения с применением современных теоретических концепций и математических средств физической механики, а также достаточно хорошим качественным и количественным соответствием полученных результатов известным экспериментальным данным и численным решениям, полученным с помощью других программных комплексов и другими авторами.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались и обсуждались на всероссийских и международных профильных научных конференциях и семинарах:

Всероссийская школа-семинар «Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем», г. Москва, Институт проблем механики РАН, 2016-2020 гг.

XII Международная конференция по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (NPNJ'2018). 24-31 мая 2018 г., республика Крым, г. Алушта.

XXIX Научно-техническая конференция по аэродинамике, 01-20 марта 2018 г. Московская область, д. Богданиха.

XIII Международная конференция по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (NPNJ'2020). 24-31 мая 2020 г., республика Крым, г. Алушта.

62-я Всероссийская научная конференция МФТИ, 18-24 ноября 2019 г., Москва-Долгопрудный-Жуковский, Московский Физико-Технический Институт.

63-я Всероссийская научная конференция МФТИ, 23-29 ноября 2020 г., Москва-Долгопрудный-Жуковский, Московский Физико-Технический Институт.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 12 научных работ, из них 6 статей в рецензируемых научных изданиях, входящих в перечень ВАК [1-6], 2 статьи в международных научных изданиях [7, 8], включенных в систему цитирования Web of Sciences и Scopus, получено 2 свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ [9, 10].

Личный вклад автора. В работах, опубликованных в соавторстве, личный вклад диссертанта состоит в следующем: в работах [3, 6] разработал программную реализацию метода расщепления по физическим процессам на трехмерных неструктурированных сетках путем использования

приближенного метода расчета распада произвольного разрыва на границах ячеек AUSM PW, провел расчет аэродинамики гиперзвуковых летательных аппаратов X-43 и X-51 и проанализировал полученные результаты; в работах [1, 5, 11] провел расчет аэродинамики треугольного крыла и гиперзвукового летательного аппарата HiFiRE-1 и проанализировал полученные результаты; в работах. В работах [4, 7, 9, 10] разработал программную реализацию комплекса авторских компьютерных кодов и сформировал базу результатов расчетов аэротермодинамики летательных аппаратов различной формы; в работах [2, 8] разработал средства визуализации результатов компьютерного моделирования, интегрированные в комплекс авторских компьютерных кодов. Подготовка к опубликованию полученных результатов проводилась совместно с авторами.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, 5 глав, заключения, списка литературы и приложения. Общий объем работы составляет 257 страниц, включая 130 рисунков и 16 таблиц. Список литературы содержит 225 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность рассматриваемых в работе проблем, сформулирована цель и задачи диссертационной работы, кратко изложена структура диссертации.

В **первой главе** рассмотрены теоретические аспекты компьютерного моделирования аэротермодинамики высокоскоростных летательных аппаратов. В качестве базового подхода для сквозного счета пространственного высокоскоростного обтекания без предварительного выделения поверхностей разрывов реализуется модифицированный метод расщепления по физическим процессам [12]. В основе расчетов лежит модель вязкого сжимаемого теплопроводного газа, которая описывается пространственной нестационарной системой уравнений Навье-Стокса, решаемой на трехмерных неструктурированных тетраэдральных сетках [13, 14].

В качестве базового подхода, реализуемого для расчета потока массы через границы расчетных ячеек, используется метод донорных ячеек [15]. В настоящей работе с использованием базового подхода был реализован альтернативный метод расчета потока на грани в виде одной из схем семейства AUSM (Advection Upstream Splitting Method) алгоритмов [16] – AUSM PW [17].

Главной особенностью AUSM PW является устранение численных неустойчивостей, наблюдаемых в AUSM+ в областях сильных возмущений, путем ввода весовых функций, зависящих от давления. Так, при использовании алгоритма AUSM+ нет эффекта «карбункула» (физической неоднородности в окрестности критической линии тока), но наблюдаются численные неустойчивости в пристеночной области. Алгоритм AUSMD [18] не дает численных неустойчивостей в пристеночной области, но наблюдается эффект «карбункула». Исследованный в диссертации метод AUSM PW использует весовую функцию от давления F для обработки неустойчивостей в пристеночной области и ω для устранения неустойчивостей в областях сильных возмущений.

В качестве граничных условий использовались следующие:

1. На входной границе расчетной области используются условия в набегающем потоке газа.
2. На выходе из расчетной области применяются условия открытой границы.
3. На твердой стенке ставятся условия прилипания для скорости, условия адиабатичности или изотермичности для температуры, для энергии используются условия теплоизолированной или охлаждаемой стенки.
4. В плоскости симметрии применяется условие симметрии потока.

Во **второй главе** проводится взаимное тестирование авторских компьютерных кодов UST3D-AUSMPW [6], UST3D [19], и UG3D [20] на примере летательных аппаратов различной формы. Исходные данные приведены в табл. 1. Авторский компьютерный код UST3D был разработан академиком РАН, д.ф.-м.н., профессором С.Т. Суржиковым, компьютерный код UG3D разработан к.ф.-м.н. И.А. Крюковым. Неструктурированные сетки построены к.ф.-м.н. А.Л. Железняковой.

Таблица 1. Исходные данные

Параметр	Бесконечный клин	X-43	X-51
Число Маха	6	7	6
Давление набегающего потока, Па	1200	1410	393
Температура набегающего потока, К	227	227	51.7
Угол атаки, град	0	2	4
Число элементов сетки	586514	2013902	1986633

Авторские компьютерные коды UST3D и UST3D-AUSMPW реализуют метод расщепления по физическим процессам для решения задачи пространственного гиперзвукового обтекания тела сложной формы. Компьютерный код UG3D использует вариант метода С.К. Годунова с возможностью достижения второго порядка точности.

Результаты расчетов газодинамических параметров обтекания бесконечного клина, полученные с использованием авторских компьютерных кодов UST3D, UST3D-AUSMPW и UG3D, показали, что несмотря на существенные различия в численных моделях, данные кода дают достаточно достоверную картину распределения полей искомых величин. При этом, как видно из рис. 1, при расчете с использованием компьютерного кода UST3D-AUSMPW давление в отрывной зоне течения получается выше, чем в расчете с использованием кода UST3D.

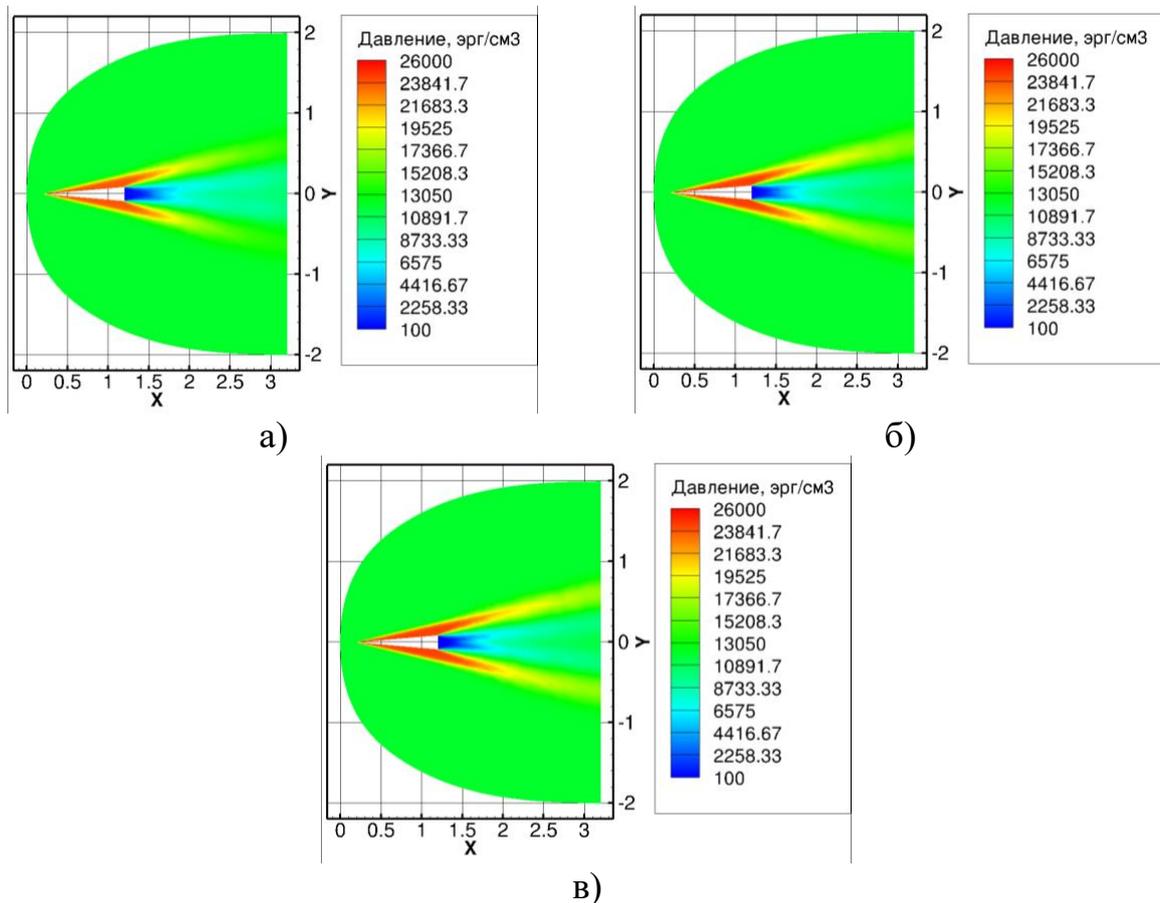


Рисунок 1. Двумерное распределение давления (в эрг/см³) вдоль поверхности клина с использованием расчетного кода: а) UST3D; б) UST3D-AUSMPW; в) UG3D

На рис. 2 показаны двумерные распределения числа Маха вдоль поверхности летательного аппарата X-43, полученные с использованием авторских компьютерных кодов UST3D, UST3D-AUSMPW и UG3D. Как

видно из рисунков, взаимодействие ударных волн, образующихся в носовой части аппарата и на входе в воздухозаборник, полученные с использованием данных компьютерных кодов, практически не отличаются. Однако, из рис. 2 видно существенное отличие в распределениях числа Маха в отрывной зоне течения – в расчете с использованием кода UST3D-AUSMPW числа Маха в отрывной зоне выше, чем в расчете с использованием других кодов.

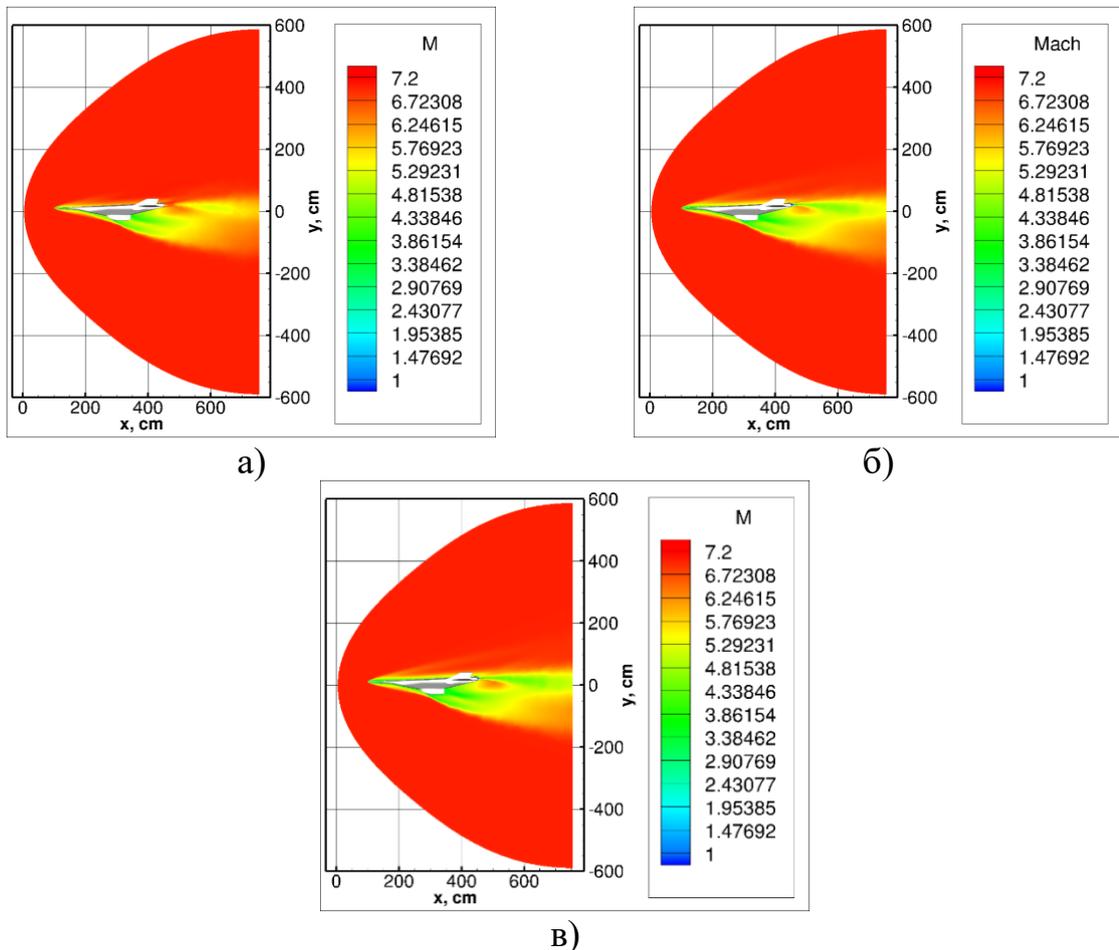


Рисунок 2. Двумерное распределение числа Маха вдоль поверхности аппарата X-43 с использованием расчетного кода: а) UST3D; б) UST3D-AUSMPW; в) UG3D

На рис. 3 показано двумерное распределение числа Маха, полученное с использованием авторских компьютерных кодов UST3D, UST3D-AUSMPW и UG3D при расчете аэродинамики гиперзвукового летательного аппарата X-51. Как видно из рисунков, взаимодействие ударных волн, образующихся в носовой части аппарата и в области входного диффузора силовой установки, полученные с использованием компьютерных кодов, практически не отличаются. Однако, из рис. 3, видно существенное отличие в распределениях числа Маха в отрывной зоне течения – в расчете с использованием кода

UST3D-AUSMPW числа Маха в отрывной зоне выше, чем в расчете с использованием других кодов.

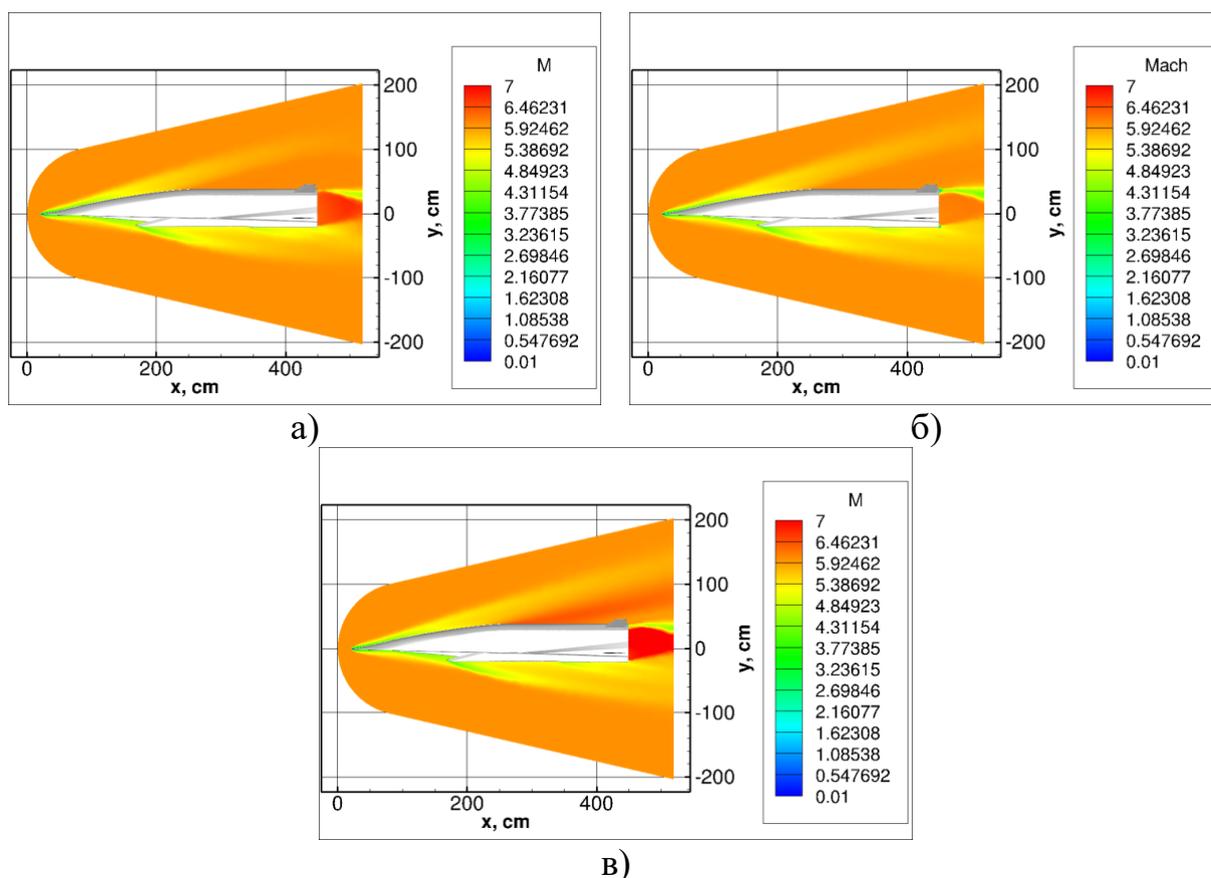


Рисунок 3. Двумерное распределение числа Маха вдоль поверхности летательного аппарата X-51 с использованием расчетного кода: а) UST3D; б) UST3D-AUSMPW; в) UG3D

Имеющиеся различия и погрешности вычислений объясняются невысокой подробностью расчетной сетки, а также особенностью реализации численной модели в области отрывного течения. Отметим, однако, что даже при невысокой подробности используемых сеток, результаты, полученные с применением моделей вязкого и невязкого совершенного газа, являются схожими (еще раз подчеркнем, что пограничные слои в рассматриваемых расчетных вариантах не разрешаются), а результаты расчетов аэродинамических коэффициентов практически совпадают.

В третьей главе приведен численно-теоретический анализ пространственного обтекания летательного аппарата из эксперимента HiFiRE-1, анализ литературы по наземным и летным испытаниям по данному направлению, а также проведено сравнение результатов расчетов с использованием вычислительного кода UST3D и данными наземных

испытаний HIFiRE-1. В литературе такие расчеты квалифицируются как валидация компьютерных кодов.

Геометрия летательного аппарата была взята из [21, 22]. Виртуальный летательный аппарат представляет собой компоновку острого и затупленного конуса, переходящего в цилиндр с юбкой. Разработанные компьютерные поверхности HIFiRE-1 (рис. 4) обладают зеркальной симметрией. Это свойство использовалось при создании расчетных сеток, которые с целью экономии вычислительных ресурсов генерировались для половины модели возвращаемого летательного аппарата.

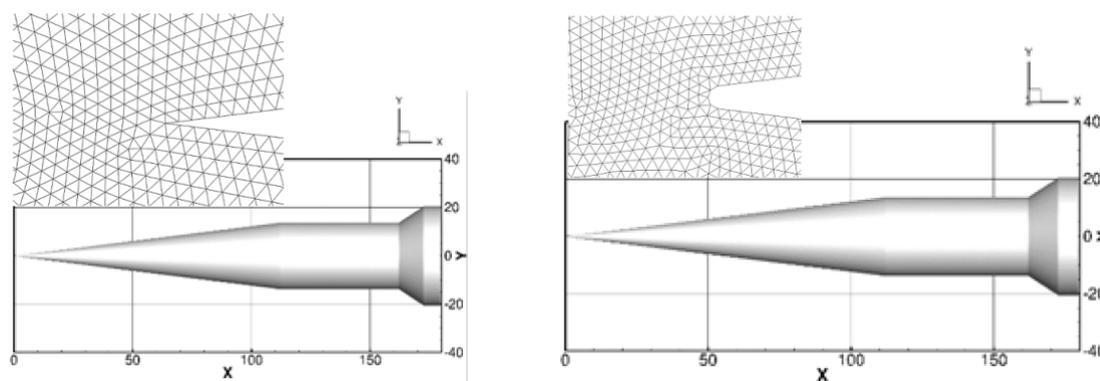


Рисунок 4. Созданные электронные 3D поверхности летательного аппарата HIFiRE-1 с а) острым; б) затупленным носом

На основе разработанных виртуальных поверхностей HIFiRE-1 сгенерирована серия высокоточных (насколько это возможно в рамках неструктурированного подхода) тетраэдральных расчетных сеток на 2, 4, 8, 11 и 12 миллионов ячеек (рис. 5). Минимальный размер тетраэдра в хвостовой части составил 0.12 мм.

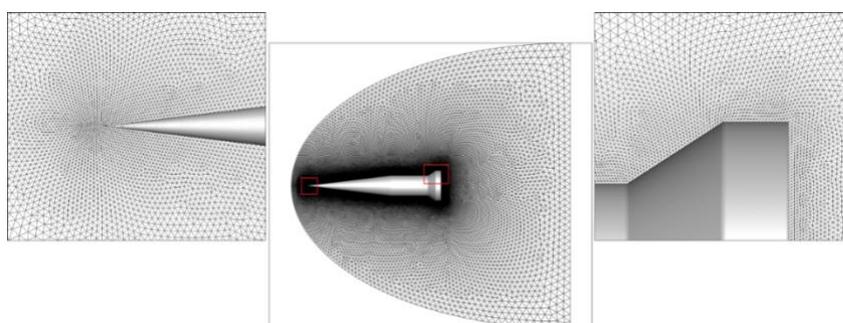


Рисунок 5. Пример объемной неструктурированной сетки, построенной для виртуального прототипа HIFiRE-1 с острым носом (12 миллионов тетраэдральных ячеек)

Условия набегающего потока соответствовали данным экспериментов в аэродинамической трубе [21-23] при скорости потока $M = 6.58, 7.16$ и 9.95 с различными режимами обтекания, отличавшихся значениями угла атаки (табл.

2). Расчеты выполнены для углов атаки 0° , 1° , 5° . Течение во всей расчетной области предполагалось ламинарным.

Таблица 2. Исходные данные

	Острый нос		Затупленный нос	
Число Маха набегающего потока	7.16	6.58	7.16	9.95
Температура набегающего потока, К	231.7	214.4	231.7	203.35
Давление набегающего потока, Па	4620	7730	4620	694.50
Температура на стенке летательного аппарата, К	294.78	300.1	299.3	295.22
Угол атаки, град	0	0, 1, 5		

На рис. 6 приведено сравнение результатов расчетов распределения давления для данных моделей с экспериментальными данными [21, 22] в области расширения задней части летательного аппарата. Как видно из графиков, поведение распределения давления в целом соответствует экспериментальным данным, хотя расхождение в отдельных подобластях оказывается значительным. В целом следует отметить удовлетворительное согласие расчетных и экспериментальных данных, особенно если учесть сложность решаемой экспериментальной и расчетной задач.

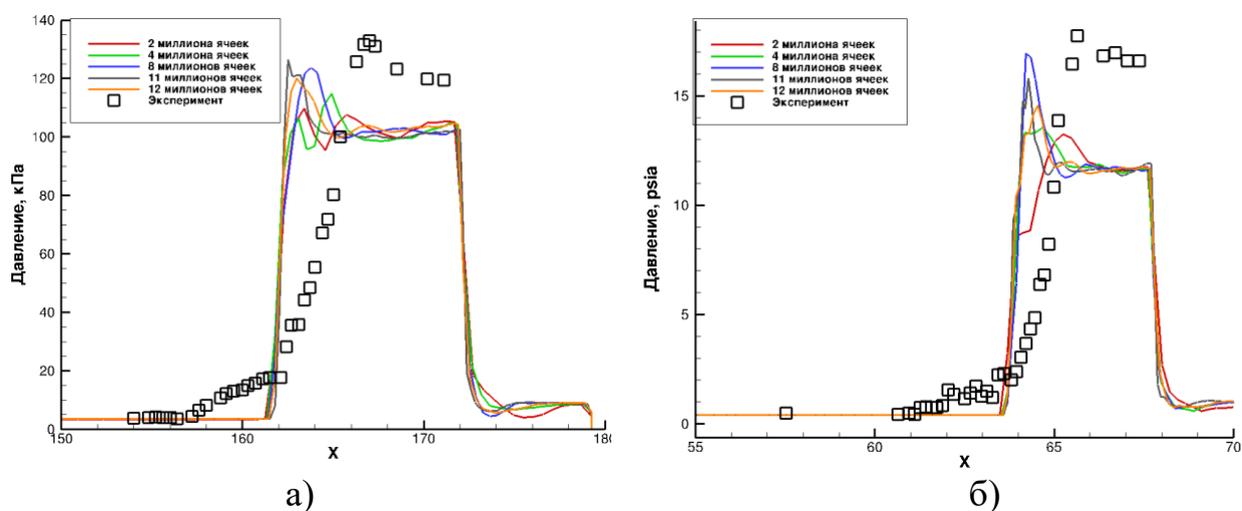


Рисунок 6. Сравнение результатов компьютерного моделирования с экспериментальными данными в расчетах с а) острым носом [21]; б) затупленным носом [22]

Как показано на рисунках, для конфигурации летательного аппарата с затупленной носовой частью за областью конического расширения видна более существенная разница в распределении давления на цилиндрической поверхности юбки в сравнении с экспериментом, чем для модели с острым носом. В расчетах для конфигурации с острым носом на сетках, содержащих 2 и 4 миллиона ячеек, образуются 2 пика распределения давления, тогда как в

модели с затупленным носом образуется только 1 пик, что соответствует экспериментальным данным. Также из рисунков видно, что распределение давления за областью расширения хвостовой части обеих конфигураций летательного аппарата, полученное с использованием сеток на 11 и 12 миллионов ячеек более равномерное, чем с использованием других сеток.

В целом следует отметить удовлетворительное согласие расчетных и экспериментальных данных. В результате проведенного сравнения качества получаемых результатов на сетках разной степени подробности, для проведения расчетов при других режимах полета была выбрана сетка, состоящая из 8 миллионов ячеек.

На рис. 7 показаны результаты расчетов динамики полета HIFiRE-1 при $M = 9.95$ и разных углах атаки. Из рисунка видно, что в области расширения хвостовой части скорость воздушного потока заметно падает, а вдоль цилиндрической части достигает максимального значения. Также из рисунка видно, что с увеличением угла атаки скорость потока воздуха в ударной волне растет с подветренной стороны и снижается с наветренной стороны фюзеляжа.

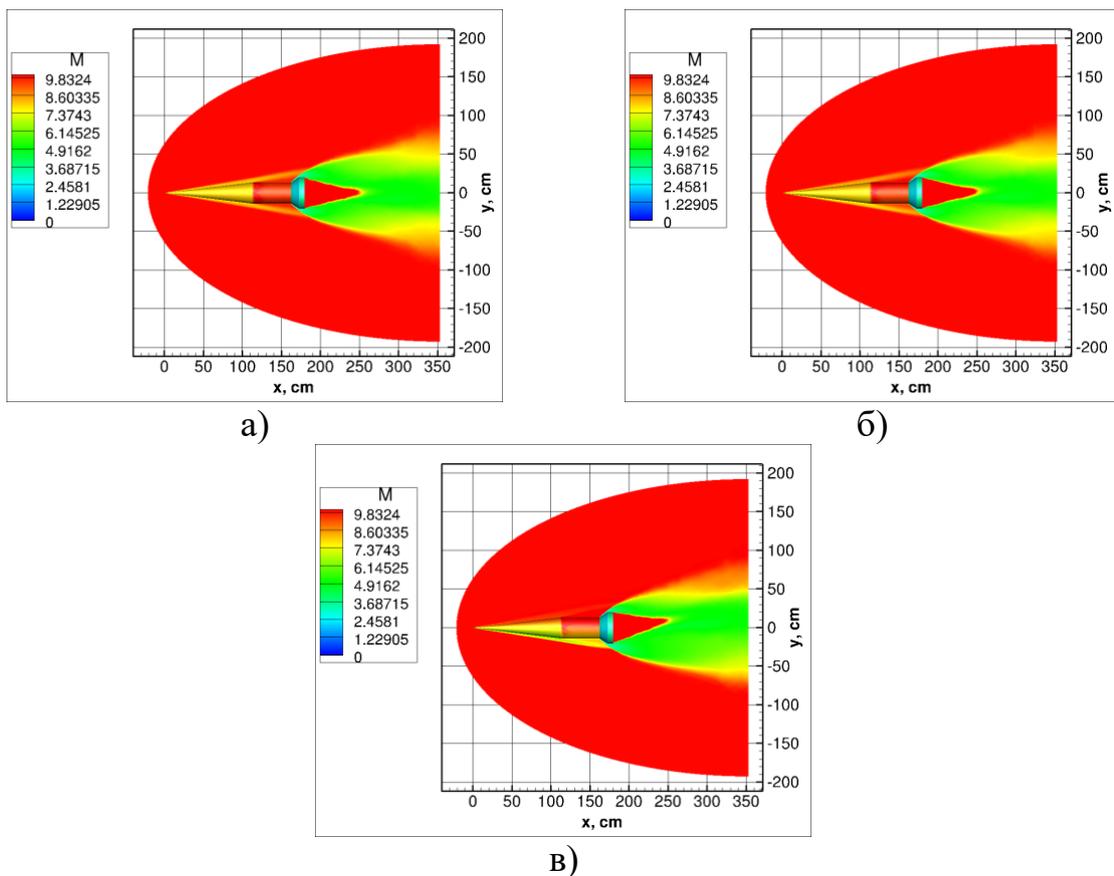


Рисунок 7. Распределение чисел Маха вдоль поверхности летательного аппарата HIFiRE-1 с затупленным носом при $M = 9.95$ и угле атаки а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 1^\circ$; в) $\alpha = 5^\circ$

В качестве методического (так называемого верификационного) исследования было проведено сравнение полученного в результате расчетов угла отклонения ударной волны от конусообразной носовой части фюзеляжа с углом косога скачка уплотнения в газе для конуса на разных скоростях. Угол скачка уплотнения находился с помощью дифференциального уравнения Тейлора-Макколла [24] (рис. 8).

Из рисунка видно хорошее совпадение угла наклона рассчитанной ударной волны с теоретическим значением угла косога скачка уплотнения для острого конуса.

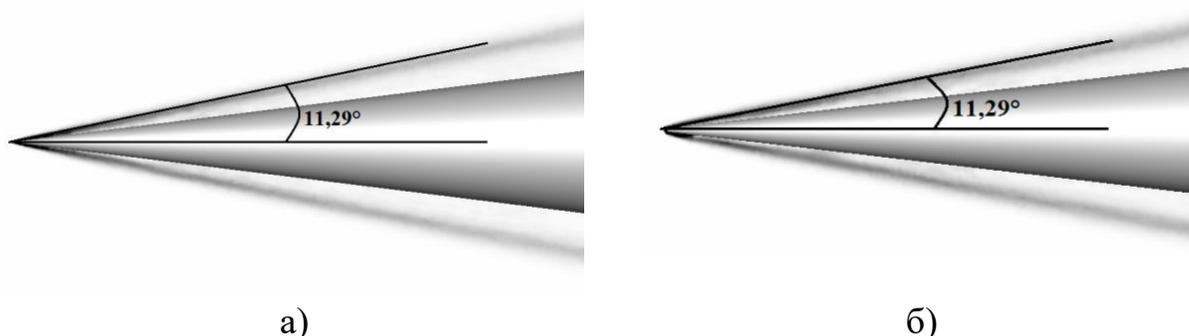


Рисунок 8. Сравнение угла наклона ударной волны с теоретическим значением (жирная линия) для острого конуса при $M = 7.16$ вдоль поверхности летательного аппарата HIFiRE-1 с а) затупленным носом; б) острым носом

В четвертой главе с использованием разработанных авторских компьютерных кодов была создана база расчетных данных газодинамических параметров высокоскоростных летательных аппаратов различной формы на разных углах атаки и при различных скоростных режимах. Исходные данные для расчетов приведены в табл. 3.

Таблица 3. Исходные данные для расчета и свойства набегающего потока

Наименование параметра	X-34	X-43	X-51
Высота, км	1	30	30
Число Маха	0.8	6	10
Температура, набегающего потока, К	282	227	227
Давление в набегающем потоке, Па	89900	12000	12000
Плотность, кг/м ³	1.11	1.84	1.84
Угол атаки, град	4°, 8°, 16°	-6°, -3°, 0°, 3°	-6°, -3°, 0°, 3°, 4°, 6°
Скорость звука, м/с	336	302	302

При расчете аэротермодинамики X-34 условия набегающего потока воздуха соответствовали высоте $H = 1$ км, скорости потока $M = 0.8$ и различным режимам обтекания, отличавшихся значениями угла атаки. Расчеты выполнены для углов атаки 4° , 8° , 16° . Течение во всей расчетной области предполагалось ламинарным. Расчеты выполнялись на расчетной сетке с числом узлов $5 \cdot 10^6$. Из рис. 9 видно, что с увеличением угла атаки заметно усиление сгущения линий тока вдоль поверхности аппарата к оси симметрии и крыльям изделия. Также видно, что при дозвуковой скорости набегающего потока воздуха скорость потока, обтекающего поверхности крыльев, становится сверхзвуковой и с увеличением угла атаки растет.

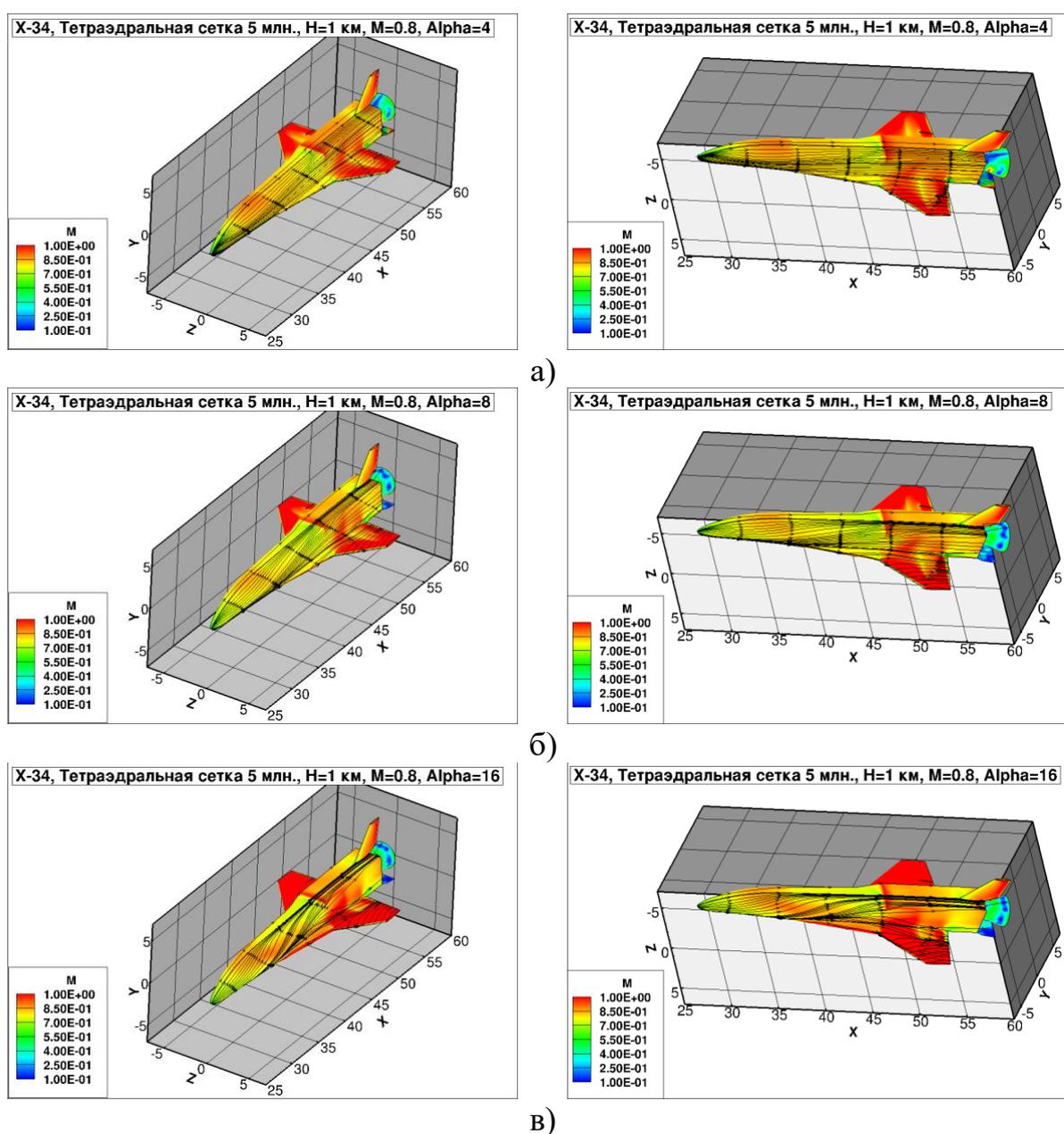


Рисунок 9. Распределение чисел Маха на поверхности летательного аппарата X-34 при $M = 0.8$ и угле атаки а) $\alpha = 4^\circ$; б) $\alpha = 8^\circ$; в) $\alpha = 16^\circ$

Для X-43 условия набегающего потока воздуха соответствовали высоте $H = 30$ км, скорости потока $M = 6$ и различным режимам обтекания, отличавшихся значениями угла атаки. Расчеты выполнены для углов атаки -6° , -3° , 0° , 3° . Течение во всей расчетной области предполагалось ламинарным. Расчеты проводились на тетраэдральных неструктурированных сетках с числом узлов $1 \cdot 10^6$, $2 \cdot 10^6$, $4 \cdot 10^6$.

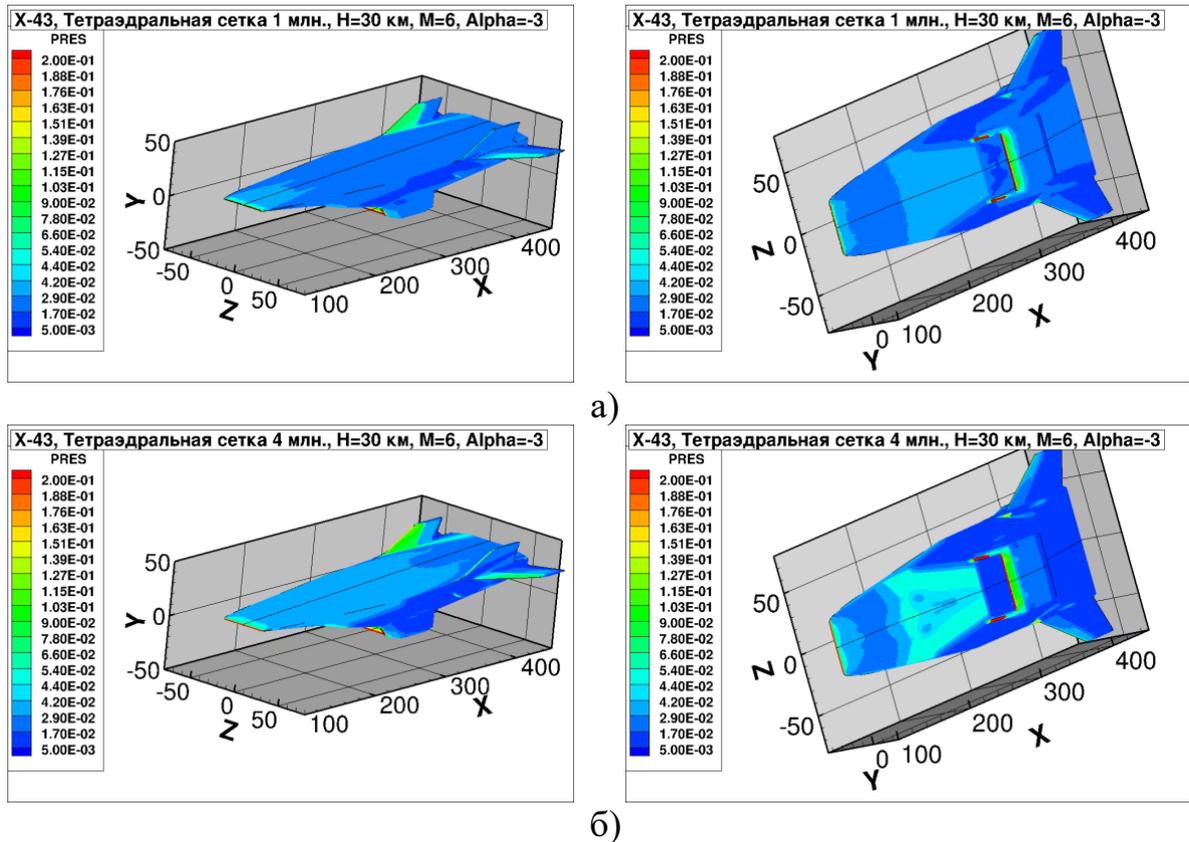


Рисунок 10. Распределение давления (PRES, в атм) на поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $4 \cdot 10^6$.

Как видно из рис. 10, использование более качественной сетки позволяет получить лучшее представление об распределении давления воздушного потока вдоль поверхности аппарата. На расчетной сетке с большим количеством ячеек давление в наветренной части оказывается больше, чем на менее подробной сетке. Также из рисунка видно более скачкообразное распределение давления в носовой части аппарата с подветренной стороны. Условия набегающего потока воздуха для X-51 соответствовали высоте $H = 30$ км, скорости потока $M = 10$ и различным режимам обтекания, отличавшихся значениями угла атаки. Расчеты выполнены для углов атаки -6° , -3° , 0° , 3° , 4° , 6° . Течение во всей расчетной области предполагалось ламинарным. Расчеты выполнялись на расчетной сетке с числом узлов $2 \cdot 10^6$.

Из рис. 11 видно, как с увеличением угла атаки снижается давление набегающего потока на верхнюю часть аппарата и увеличивается давление на нижнюю часть изделия. При этом заметно, что давление на головную часть и хвостовое оперение X-51 существенно выше, чем на заднюю часть корпуса.

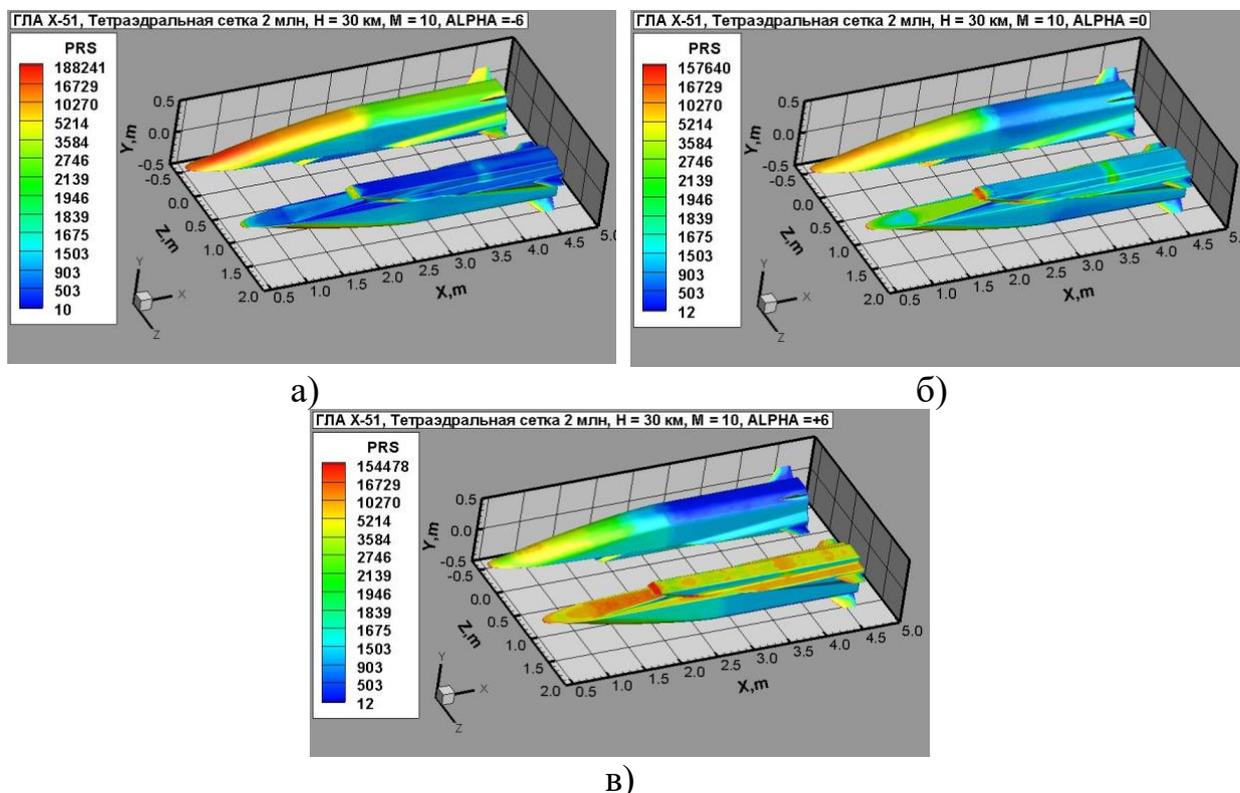


Рисунок 11. Распределение давлений (PRS, в Па) по поверхности летательного аппарата X-51 при $M = 10$ и угле атаки а) $\alpha = -6^\circ$; б) $\alpha = 0^\circ$; в) $\alpha = 6^\circ$

Пятая глава посвящена разработке комплекса авторских компьютерных кодов, включающего авторские компьютерные коды UST3D, UST3D-AUSMPW и UG3D.

Комплекс авторских компьютерных кодов (ИИРС – интерактивная информационно-расчетная система) представляет собой интегрированную диалоговую систему, развернутую на высокопроизводительном компьютере и содержащую набор прикладных расчетных программ и средств взаимодействия между ними, объединенных единой графической оболочкой. В разработке системной части комплекса принимали участие Х.Х. Ильясов и О.А. Бессонов. Концепция и предметно-ориентированный основополагающий сценарий работы комплекса были предложены академиком РАН, д.ф.-м.н., профессором С.Т. Суржиковым.

Вся совокупность компьютерных кодов ИИРС может быть классифицирована на три группы: построители расчетных сеток, расчетные коды, модули генерации отчетных данных.

ИИРС предназначена для проведения расчетов прототипов высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) с последующим анализом и визуализацией результатов.

Для каждого из типа летательных аппаратов была сформирована библиотека расчетных и экспериментальных данных (рис. 12) и банк информационного сопровождения (статьи, отчеты, подборки, графики, видефрагменты).

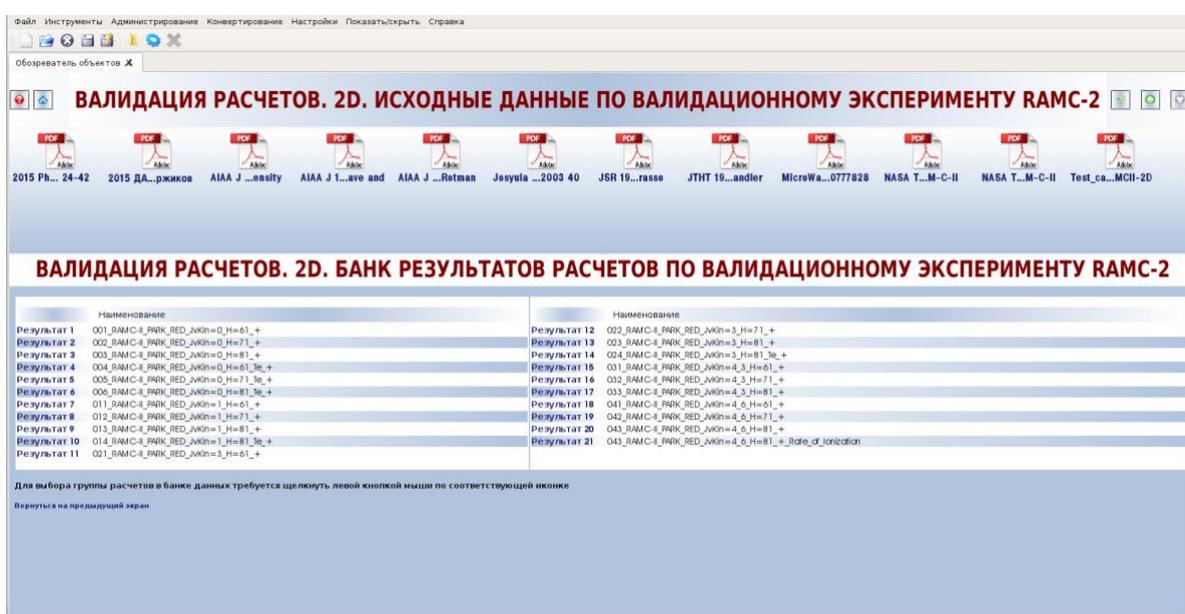


Рисунок 12. Пример окна просмотра расчетных и экспериментальных данных по валидационному эксперименту RAMC-2

Кроме того, в ИИРС включен банк физико-химических, термогазодинамических, переносных (теплофизических) и спектральных оптических свойств компонентов и смесей. Для работы с банком данных была разработана и внедрена собственная СУБД (на основе PostgreSQL и SQLite).

В заключении сформулированы основные результаты, полученные в работе, отражающие ее научную новизну и практическую значимость.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

В настоящей диссертации были получены следующие основные результаты:

1. На основе метода расщепления по физическим процессам на трехмерных неструктурированных сетках путем использования приближенного метода расчета распада произвольного разрыва на границах ячеек AUSM PW разработан авторский компьютерный код аэротермодинамики высокоскоростных летательных аппаратов UST3D-AUSMPW.

2. Проведено взаимное тестирование авторских компьютерных кодов UST3D, UG3D и UST3D-AUSMPW, подтвердившее надежность разработанного кода.

3. Проведено сравнение экспериментальных данных по распределению давления вдоль поверхности аппарата HIFiRE-1 с результатами, полученными с использованием компьютерного кода UST3D. Следует отметить удовлетворительное согласие расчетных и экспериментальных данных несмотря на исключительную сложность решаемой экспериментальной и расчетной задач. Проведен анализ распределения давления, температуры, плотности и скорости воздушного потока вдоль поверхности аппарата при числах Маха $M = 6.58$, $M = 7.16$ и $M = 9.95$ и углах атаки 0° , 1° и 5° .

4. Проведено численное моделирование аэродинамических характеристик летательных аппаратов X-34, X-43 и X-51 при разных скоростях на разных углах атаки и с разной подробностью сеток. Результаты численного моделирования включены в разработанный автором Комплекс авторских компьютерных кодов.

5. Разработан Комплекс авторских компьютерных кодов (ИИРС – Интерактивная информационно-расчетная система), включающий более 50-ти компьютерных кодов разной степени сложности, которые реализуют: модели физической и химической кинетики высокотемпературного воздуха, учитывающие взаимодействие поверхности ВЛА с газовым потоком; усредненные по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса с различными моделями турбулентного смешения; модели неравновесной физико-химической механики и аэротермодинамики; модели термогазодинамики процессов горения; модели сигнатур струй продуктов сгорания. ИИРС позволяет реализовать весь комплекс мероприятий по численному

моделированию высокоскоростных летательных аппаратов, включающий построение геометрической модели ВЛА; построение расчетной области вокруг модели ВЛА; подготовка исходных данных для численного моделирования; запуск расчетного кода визуализация результатов моделирования.

Автор выражает благодарность своему научному руководителю академику РАН, д.ф.-м.н., профессору С.Т. Суржикову за руководство работой, постоянное внимание и ценные советы, а также благодарит коллектив лаборатории радиационной газовой динамики Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН за плодотворные обсуждения и полезные замечания, сделанные при подготовке диссертации.

СПИСОК ЦИТИРУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сильвестров П.В., Крюков И.А., Обносов Б.В. Численное моделирование гиперзвукового обтекания треугольного крыла. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2018. – Вып. 19 (1).
2. Сильвестров П.В., Бессонов О.А., Ярмолук В.Н. Концепция создания отечественного визуализатора результатов аэротермогазодинамических расчетов. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2018. – Т. 19, Вып. 2.
3. Сильвестров П.В., Суржиков С.Т. Расчет аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата Х-43 с использованием компьютерных кодов UST3D и UST3D-AUSMPW. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. – Вып. Вып. 20 (4).
4. Сильвестров П.В., Бессонов О.А., Рыбаков А.Н. О концепции интерактивной информационно-расчетной системы для задач газовой динамики и междисциплинарных исследований. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. – Вып. 20 (4).
5. Сильвестров П.В., Суржиков С.Т. Численное моделирование наземного эксперимента HiFiRE-1. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2020. – Вып. 3. – С. 29–46.
6. Сильвестров П.В., Суржиков С.Т. Расчетный анализ особенностей аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата Х-51. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2020. – Вып. 5. – С. 41-57.
7. Bessonov O., Silvestrov P. On the concept of the interactive information and simulation system for gas dynamics and multiphysics problems. // Journal of Physics: Conference Series. 2017.
8. Silvestrov P., Bessonov O. Development of a visualization module for aerogasdynamics computations. // Journal of Physics: Conf. Series. 2018.
9. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ "Комплексная система моделирования перспективного гиперзвукового летательного аппарата "Кодировщик" (Суржиков С.Т., Рыбаков А.Н., Иртышский К.Э. и др.). № RU 2018661620 от 20.08.2018 г.
10. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ "База данных расчетных и экспериментальных данных по аэротермодинамике

гиперзвуковых летательных аппаратов" (Суржиков С.Т., Рыбаков А.Н., Иртышский К.Э. и др.). № RU 2018621491 от 20.08.2018 г.

11. Сильвестров П.В., Суржиков С.Т. Расчетный анализ аэродинамики летательного аппарата HIFiRE-1 в наземном эксперименте. // Материалы XIII Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (АММАИ'2020). – М.: МАИ, 2020. – С. 573-575.
12. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Применение метода расщепления по физическим процессам для расчета гиперзвукового обтекания пространственной модели летательного аппарата сложной формы. // ТВТ. 2013. – Т. 51, Вып. 6. – С. 897–911.
13. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА. I. – М.: ИПМех РАН, 2013. – 160 с.
14. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата Х-43. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011.
15. Roache P.J. Computational Fluid Dynamics. – Hermosa Publishers. – 434 pp.
16. Liou M.S., Steffen C. A new flux splitting scheme. // J. Comput. Phys. 1993. – pp. 23-39.
17. Kim K.H., Kim C., and Rho O.H. Methods for the Accurate Computations of Hypersonic Flows I. AUSMPW+ Scheme. // Journal of Computational Physics. 2001. – Vol. 174, No. 1. – pp. 38-80.
18. Liou M.S., Wada Y. A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities. // AIAA Paper 94-0083. - 1994.
19. Surzhikov S.T. Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data. // Journal of Physics: Conference Series. - 2017.
20. Koryukov I.A., Kryukov I.A. Three-dimensional calculation of the aerothermodynamics of a double cone 25°/55° on an unstructured grid. // Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing, 2018. – P. 012003.
21. MacLean M.G., Wadhams T.P., and Holden et al. M. Ground Test Studies of the HIFiRE-1 Transition Experiment Part 2: Computational Analysis. // Journal of Spacecraft and Rockets. 2008.

22. Marvin J.G., Brown J.L., and Gnoffo P.A. Experimental Database with Baseline CFD Solutions: 2-D and Axisymmetric Hypersonic Shock-Wave/Turbulent-Boundary-Layer Interactions. – 2013. – 39-47 pp.
23. Johnson H.B., Alba C.R., and Candler et al. G.V. Boundary-Layer Stability Analysis of the Hypersonic International Flight Research Transition Experiments. // Journal of Spacecraft and Rockets. 2008.
24. Maccoll J.W. The Conical Shock Wave Formed by a Cone Moving at a High Speed. // Proc. of the Royal Society of London. – 1937. – Vol. 159, i. 898. – pp. 459-472.
25. Суржиков С.Т. Радиационная газовая динамика спускаемых космических аппаратов. Многотемпературные модели. – М.: ИПМех РАН, 2013. – 706 с. – ISBN 978-5-91741-088-3.
26. Сильвестров П.В. Расчет аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата X-51 с использованием компьютерных кодов UST3D и UST3D-AUSMPW. // Труды 63-й Всероссийской научной конференции МФТИ. 23-29 ноября 2020 года. Электроника, фотоника и молекулярная физика. – М.: МФТИ, 2020. – С. 17-18.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

- 1. Сильвестров П.В., Крюков И.А., Обносов Б.В. Численное моделирование гиперзвукового обтекания треугольного крыла. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2018. – Вып. 19 (1).**
- 2. Сильвестров П.В., Бессонов О.А., Ярмолюк В.Н. Концепция создания отечественного визуализатора результатов аэротермогазодинамических расчетов. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2018. – Вып. 19 (2).**
- 3. Сильвестров П.В., Суржиков С.Т. Расчет аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата X-43 с использованием компьютерных кодов UST3D и UST3D-AUSMPW. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. – Вып. 20 (4).**
- 4. Сильвестров П.В., Бессонов О.А., Рыбаков А.Н. О концепции интерактивной информационно-расчетной системы для задач газовой динамики и междисциплинарных исследований. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. – Вып. 20 (4).**

5. Сильвестров П.В., Суржиков С.Т. Численное моделирование наземного эксперимента HIFiRE-1 // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2020, № 3, с. 29–46.

6. Сильвестров П.В., Суржиков С.Т. Расчетный анализ особенностей аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата X-51 // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2020. № 5. С. 41-57.

7. Bessonov O., Silvestrov P. On the concept of the interactive information and simulation system for gas dynamics and multiphysics problems. // J. of Physics: Conf. Series. 2017. Vol. 815. No 012019.

8. Silvestrov P., Bessonov O. Development of a visualization module for aerogasdynamics computations. // Journal of Physics: Conf. Series. 2018. Vol. 1009. No 012035.

9. Сильвестров П.В. Концепция создания интерактивной информационно-расчетной системы для проведения аэротермогазодинамических расчетов. // Материалы XII Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (NPNJ'2018). М.: МАИ, 2018. – С. 713-715.

10. Сильвестров П.В. Компьютерное моделирование аэротермодинамики летательного аппарата HIFiRE-1 //Труды 62-й Всероссийской научной конференции МФТИ. 18-24 ноября 2019 года. Электроника, фотоника и молекулярная физика – М.: МФТИ, 2019, с. 27-28.

11. Сильвестров П.В., Суржиков С.Т. Расчетный анализ аэродинамики летательного аппарата HIFiRE-1 в наземном эксперименте. // Материалы XIII Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (AMMAI'2020). М.: МАИ, 2020. – С. 573-575.

12. Сильвестров П.В. Расчет аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата X-51 с использованием компьютерных кодов UST3D и UST3D-AUSMPW //Труды 63-й Всероссийской научной конференции МФТИ. 23-29 ноября 2020 года. Электроника, фотоника и молекулярная физика – М.: МФТИ, 2020, с. 17-18.