

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского
Российской академии наук

На правах рукописи

СИЛЬВЕСТРОВ ПАВЕЛ ВАЛЕРЬЕВИЧ

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

Специальность 01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени

кандидата физико-математических наук

Научный руководитель:
академик РАН,
доктор физ.-мат. наук,
профессор,
Суржииков С.Т.

2021 год

СОДЕРЖАНИЕ

| | |
|---|-----|
| ВВЕДЕНИЕ | 4 |
| ГЛАВА 1. РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ СОВЕРШЕННОГО СЖИМАЕМОГО ГАЗА НА НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ СЕТКАХ | 42 |
| 1.1. Введение..... | 42 |
| 1.2. Описание метода расщепления по физическим процессам..... | 72 |
| 1.3. Постановка начальных и граничных условий..... | 87 |
| 1.4. Выводы..... | 88 |
| ГЛАВА 2. СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ С ЭТАЛОННЫМИ ДАННЫМИ..... | 90 |
| 2.1. Введение..... | 90 |
| 2.2. Численное моделирование обтекания бесконечного клина | 91 |
| 2.3. Численное моделирование обтекания летательного аппарата X-43 . | 96 |
| 2.4. Численное моделирование обтекания летательного аппарата X-51 | 100 |
| 2.5. Выводы..... | 105 |
| ГЛАВА 3. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА HIFIRE-1..... | 106 |
| 3.1. Введение..... | 106 |
| 3.2. Численный метод | 116 |
| 3.3. Подготовка к реализации численного моделирования | 119 |
| 3.4. Результаты численного моделирования | 124 |
| 3.5. Выводы..... | 141 |

| | |
|---|-----|
| ГЛАВА 4. СОЗДАНИЕ БАЗЫ ДАННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ОБТЕКАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ | 144 |
| 4.1. Введение..... | 144 |
| 4.2. Численное моделирование аэротермодинамики летательного аппарата Х-34..... | 145 |
| 4.3. Численное моделирование аэротермодинамики летательного аппарата Х-43..... | 155 |
| 4.4. Численное моделирование аэротермодинамики летательного аппарата Х-51..... | 166 |
| 4.5. Выводы..... | 171 |
| ГЛАВА 5. СОЗДАНИЕ КОМПЛЕКСА АВТОРСКИХ КОМПЬЮТЕРНЫХ КОДОВ | 173 |
| 5.1. Введение..... | 173 |
| 5.2. Архитектура комплекса авторских компьютерных кодов | 175 |
| 5.3. Выводы..... | 208 |
| ЗАКЛЮЧЕНИЕ | 211 |
| ЛИТЕРАТУРА | 213 |
| ПРИЛОЖЕНИЯ..... | 239 |

ВВЕДЕНИЕ

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 термопрочности.

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 [1, 2], 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 [3]. 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 [4, 5], Л.Г. Лойцянского [6] и

С.В. Валландера [7]. Современная теория физической механики и гиперзвуковой аэродинамики создана в работах Я.Б. Зельдовича и Ю.П. Райзера [8]. В работах Н.Ф. Краснова и его научной школы [9-12] обобщены достижения современной аэродинамики высоких скоростей. Развитие работ этой научной школы дано в работах В.Т. Калугина [13, 14]. Основы физико-химической газовой динамики заложены в работах И.П. Гинзбурга [15, 16]. Итоги полувекового развития гиперзвуковой аэродинамики приведены в работах В.В. Лунева [17-19] и его учеников. Значительный вклад в развитие вычислительной механики внесла школа О.М. Белоцерковского [20, 21]. Важные экспериментальные и расчетные результаты в области гиперзвуковой аэродинамики обобщены в работах ЦАГИ (В.Я. Боровой и др. [22], Г.И. Майкапар и др. [23], В.Я. Нейланд и др. [24]). Важные результаты в физико-химической газодинамике многокомпонентных газовых смесей получены в работах Г.А. Тирского [25] и В.П. Стулова [26]. Принципиально важные проблемы теплообмена в аэродинамике больших скоростей подробно рассмотрены школами В.С. Авдудевского [27] и А.И. Леонтьева [28]. Пионерские работы в области пространственной аэродинамики выполнены Ю.Д. Шевелевым [29, 30].

Значительный вклад в развитие гиперзвуковой аэрофизики внесли научные школы сотрудников ИПМех РАН Ю.П. Райзера [8], Л.А. Чудова [31] и С.Т. Суржикова [32, 33].

База, заложенная в [1, 4-6, 18, 34] позже была развита в работах, посвященных экспериментальному [35-53], численному [36, 43, 44, 51, 54-84] и аналитическому [42, 47, 52, 61, 85-104] исследованиям обтекания аэродинамических конфигураций летательных аппаратов, которые были опубликованы в ведущих отечественных и зарубежных научных журналах.

Ряд работ, в том числе М.Г. Кталхермана [99] посвящен изучению области перехода от сверхзвукового к дозвуковому течению в канале.

Течение в этой области, называемой псевдоскачком, – сложный процесс взаимодействия скачков уплотнения с диссипативной пристенной областью, о деталях которого нет полной ясности. Ввиду этого основные усилия были сосредоточены на получение «интегральных» характеристик псевдоскачка, представляющих наибольший интерес для практических приложений.

В литературе также значительное место занимает исследование симметричного обтекания треугольного крыла [40-42, 51, 53, 72, 73, 75, 76, 87, 88, 91, 92, 95, 97], а также некоторые вопросы, связанные с передачей возмущений на холодных телах [74, 98] и в следе.

Из экспериментальных и численных исследований обтекания треугольных крыльев видно, что характер течения в пространственном пограничном слое на треугольном крыле в гиперзвуковом потоке даже при нулевом угле атаки может быть весьма разнообразным. Параметрами, определяющими тип течения и его особенности, являются угол стреловидности передней кромки, температура поверхности, величина параметра взаимодействия и другие характеристики.

Начиная с 60-х годов проводятся обширные исследования обтекания треугольных Λ -образных крыльев, в том числе О.Н. Иванова и А.И. Швеца [48, 49]. Теоретически и экспериментально показано, что при сверхзвуковых скоростях Λ -крыло обладает большим значением аэродинамического качества, чем эквивалентное плоское треугольное крыло. Наряду с изучением обтекания несущих поверхностей исследовались аэродинамические характеристики звездообразных форм. Эти формы, элементы которых можно рассматривать как Λ -крылья, при сверхзвуковых скоростях обтекания имеют сопротивление значительно меньше, чем эквивалентные осесимметричные тела.

В рамках теории тонкого вязкого ударного слоя в работе А.В. Ботина и др. [66] проведено численное исследование обтекания затупленных кромок

и носовых частей гиперзвукового летательного аппарата с последующим сравнением результатов с экспериментальными данными.

Несмотря на то, что в научном сообществе сложилось мнение о невозможности создания универсальной модели турбулентности, продолжают попытки улучшить расчеты турбулентного отрыва, прежде всего на основе более точного описания пульсационных и осредненных характеристик в рамках все более сложных полуэмпирических моделей. Не отрицая важности модели турбулентности, особенно для правильного расчета распределения поверхностного трения и теплообмена в зонах взаимодействия, А.В. Борисова и Н.Н. Федорова [62] ставили перед собой целью изучить влияние качества численного алгоритма на точность предсказания газодинамической структуры и масштабов отрывных течений.

В работе В.Н. Ветлущкого и Е.М. Хоутмана [70] разработан алгоритм расчета пространственного сжимаемого турбулентного пограничного слоя на поверхности заостренного тела на основе численного решения трехмерных уравнений и алгебраических моделей турбулентности. Выполнены расчеты обтекания модели гиперзвукового самолета, полученные значения чисел Стантона сопоставлены с результатами эксперимента. Проведено исследование влияния числа Маха, угла атаки и числа Рейнольдса на параметры пограничного слоя. Показано, что изменение положения зоны перехода слабо влияет на величину коэффициента трения в области развитого турбулентного течения.

В работе Т.В. Поплавской и С.Г. Миронова [84] рассмотрено гиперзвуковое течение вязкого газа в ударном слое около острых конусов. Рассчитанные на основе уравнений полного вязкого ударного слоя профили плотности и скорости, наклоны ударной волны, давление и тепловые потоки сравниваются с известными экспериментальными и теоретическими данными.

В рамках модели параболизированного вязкого ударного слоя в работе А.И. Бородина [64] решалась задача спуска по планирующей траектории в атмосфере Земли гладкого затупленного тела, обладающего аэродинамическим качеством, а в [65] был реализован учет теплопроводности поверхности объекта.

В работе И.А. Бедарева и др. [36] экспериментально и численно исследовано осесимметричное ламинарное отрывное течение в окрестности конуса с «юбкой» при числе Маха $M = 6$. Были измерены распределения давления и чисел Стэнтона вдоль поверхности модели, а также профили скорости в зоне взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем и сопоставлены с результатами расчетов. Численно изучено влияние ламинарно-турбулентного перехода на параметры течения.

В статье И.А. Бедарева и др. [58] приведены результаты расчетов турбулентных течений в окрестности осесимметричных конфигураций типа цилиндр с «юбкой» при значениях числа Маха $M = 3, 5, 7$. Расчеты проведены для условий реальных физических экспериментов. В качестве математической модели использовались осредненные уравнения Навье – Стокса, дополненные моделью турбулентности Уилкокса. Проведено сравнение расчетных и экспериментальных распределений давления на поверхности обтекаемого тела, полей скорости, а также коэффициентов теплообмена.

В работе А.А. Маслова и др. [52] представлены результаты теоретического и экспериментального исследования гиперзвукового обтекания пластины под углом атаки. Рассчитанные на основе уравнений полного вязкого ударного слоя профили плотности и наклоны ударной волны сравниваются с экспериментальными данными, полученными методом электронно-пучковой флюоресценции.

В работе В.А. Башкина и др. [57] на основе результатов численного интегрирования нестационарных двумерных уравнений Навье - Стокса исследована эволюция поля течения около кругового цилиндра и сферы, мгновенно стартующих с постоянной сверхзвуковой скоростью ($M_\infty = 5$, $Re = 10^5$) из состояния покоя.

В статье Т.В. Поплавской [103] представлены результаты теоретического исследования гиперзвукового обтекания острого конуса под нулевым углом атаки. Характеристики течения рассчитаны на основе уравнений полного вязкого ударного слоя. Получена универсальная безразмерная зависимость числа Стантона от определяющих параметров задачи.

В работе В.Ю. Казакова и С.В. Пейгина [81] приведены результаты систематических численных расчетов обтекания осесимметричных гладких затупленных тел с каталитической поверхностью сверхзвуковым потоком вязкого газа под нулевым углом атаки с учетом неравновесных химических реакций и многокомпонентного характера протекающей в потоке диффузии. Для решения исходных уравнений многокомпонентного вязкого ударного слоя с помощью метода установления по времени используется неявный численный метод высокого порядка аппроксимации по координате, отсчитываемой по нормали к поверхности обтекаемого тела, обладающий высоким уровнем экономичности и вычислительной эффективности и не требующий при своей реализации предварительного разрешения соотношений Стефана - Максвелла относительно диффузионных потоков. На основе решения задачи об обтекании тел различной формы гиперзвуковым потоком неравновесно-диссоциирующего воздуха при их движении по заданной траектории входа в атмосферу Земли проанализировано влияние ряда определяющих параметров задачи на качественный характер течения и определения коэффициентов трения и теплообмена вдоль поверхности тела,

дана оценка точности и области применимости ряда приближенных подходов к решению данной задачи.

В статье А.И. Бородина и С.В. Пейгина [85] приведены результаты параметрического исследования характеристик теплообмена при обтекании эллипсоидов, параболоидов и гиперболоидов различной формы сверхзвуковым потоком вязко-однородного газа под углами атаки и скольжения. Решение исходных трехмерных уравнений параболизированного вязкого ударного слоя получено на основе численного алгоритма повышенного порядка точности, не требующего при своей реализации наличия в течении плоскостей симметрии. Основное внимание уделено анализу влияния формы тела, углов атаки и скольжения на распределения теплового потока вдоль поверхности.

В рамках модели полного пространственного вязкого ударного слоя на основе метода установления по времени в работе А.И. Бородина и С.В. Пейгина [63] было численно исследовано обтекание под углами атаки и скольжения затупленных тел сложной формы сверхзвуковым потоком вязкого однородного газа. В процессе были изучены основные закономерности общей структуры течения и распределений давления и теплового потока вдоль поверхности, а также была проанализирована их зависимость от формы тела, углов атаки и скольжения, чисел Маха и Рейнольдса и других определяющих параметров задачи. Дана оценка точности и области применимости ряда приближенных подходов к решению задачи.

В статье П.Ю. Георгиевского и В.А. Левина [90] теоретически изучается возможность управления сверхзвуковым обтеканием тел различной формы с помощью подвода небольшого количества энергии в набегающий поток. В численных расчетах использована модель пространственно распределенного «энергисточника», построенная на

основе уравнений Эйлера для совершенного газа. Исследованы газодинамические особенности обтекания энергоисточников, обнаружены новые эффекты и предложены аналитические модели для их описания. Показано, что за счет оптимизации параметров энергоисточников возможно инициирование нерегулярных режимов обтекания тел, которые характеризуются радикальным изменением головной ударно-волновой структуры с образованием зон возвратного течения. В этом случае достигается значительное снижение сопротивления при высокой эффективности расходования энергии.

В работе В.А. Битюрин и др. [61] проведено теоретическое и численное исследование обтекания гиперзвуковым потоком головной части тела сферической формы, внутри которого имеются источники тока, создающие магнитное поле. Анализ магнитогазодинамического (МГД) течения проведен на основе полной системы уравнений Навье - Стокса, в которую включены силовые и тепловые МГД члены, и уравнений электродинамики. Определены локальные и интегральные тепловые и аэродинамические характеристики обтекаемого тела. Показано, что наличие магнитного поля позволяет в несколько раз уменьшить тепловой поток в тело в окрестности его критической точки. Однако при этом происходит увеличение суммарного сопротивления тела.

В статье Н.А. Благовещенского [37] экспериментально исследованы аэродинамические характеристики и особенности обтекания интегральных компоновок гиперзвуковых летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями, рассчитанных на крейсерский полет в пределах атмосферы.

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

В работе [105] приводится пример программы X-15, в рамках которой после проведения 199 полетов удалось получить фундаментальные знания,

необходимые для развития гиперзвуковых технологий (иногда при отказах в полете). Например, неисправность в одном из полетов пилона, поддерживающего имитированный прямоточный двигатель испытательного ракетного самолета X-15-2, привлекла внимание научного сообщества к сложным условиям, вызванным ударно-волновыми взаимодействиями.

Программа академического изучения полетов HyShot [106] поставила под сомнение исходную концепцию возможности летных исследований исключительно с помощью обширных сложных правительственных программ и мотивировала специалистов задуматься о том, чего можно достичь с использованием небольших, доступных испытательных ракет. Последняя работа DARPA (Управление перспективных исследовательских проектов Министерства обороны США) по программе HyCAUSE [107] помогла укрепить идею совместной работы исследовательских и государственных структур над научными летными исследованиями.

В рамках разработки программы по адаптивному исследованию технологий доступа в космос RSATS (Responsive Space Access Technology Study), разработанной усилиями лаборатории AFRL [108], был рассмотрен ряд технических вопросов, связанных с оперативно реагирующим пространством, и одна концепция, которая нашла отклик в разных технологических областях. Она представляла собой возможность снижения затрат на программу благодаря экономии за счет масштабирования и унификации летательных аппаратов вместо создания отдельных аппаратов в качестве автономных уникальных изделий.

Работа [109] по изучению роли уровней возмущений в наземных испытательных установках при ЛТП на конусе и сопоставлению этих результатов с данными, полученными в полете той же модели, создали впечатляющий прецедент для научно обоснованного летного исследования.

Наличие соответствующих данных программ NASA о полете с гиперзвуковыми скоростями, таких как Reentry F [110], дало толчок для академического изучения фундаментальных научных проблем, связанных с гиперзвуковыми летательными аппаратами, а также стимулировало открытую публикацию как можно большего количества данных программы HiFiRE в рамках их политики конфиденциальности.

Программа лаборатории AFRL University Nanosat [111] предоставила возможность образовательным исследовательским группам участвовать в разработке и запуске малых спутников и помогла сформировать концепцию координирования действий разработчиков гиперзвуковых технологий с научно-исследовательскими институтами.

Целью программы ESA EXPERT [112] было изучение фундаментальных научных проблем, связанных со спускаемыми летательными аппаратами. В рамках данной программы посредством проведения серии независимых экспериментов на базе одного аппарата была сформирована значительная часть видения международного научного сообщества по вопросу гиперзвуковых летных исследований.

Проект по изучению аэротермодинамики и турбулентности Управления научных исследований ВВС США (AFOSR) включает представляющие интерес для ВВС исследования гидродинамики, связанные с высокоскоростными и высокоэнергетическими потоками. В настоящее время особое значение имеют исследования фундаментальной физики турбулентности и пограничных слоев, потоков с доминирующим влиянием скачка уплотнения, особенно взаимодействия скачок уплотнения / пограничный слой и скачок уплотнения / скачок уплотнения, а также потоков при термохимической неравновесности.

Другая цель проекта по изучению аэротермодинамики и турбулентности — идентификация и стимулирование развития новейших

достижений в области науки, потенциально способных привести к прогрессу развития гиперзвуковых технологий, и в то же время обеспечение передачи технологий, разработанных в процессе революционных исследований, для применения в программах доработки и усовершенствования гиперзвуковых технологий. С 2001 г. проект поддерживал ряд заметных инициатив, которые способствовали развитию современных прикладных исследований, координации исследовательских усилий между учреждениями, финансирующими научные исследования, связанные с гиперзвуковыми технологиями. Также проект способствовал определению новых направлений исследований для научного сообщества, занимающегося разработками в данной области. Необходимо отметить, что наиболее значительные достижения, обусловленные исследованиями, финансируемыми AFOSR за последние два десятилетия, стали результатом совместных усилий исследователей из AFOSR, NASA и Национальных лабораторий Сандиа.

В связи с этим были рассмотрены основные направления исследований AFOSR в области аэротермодинамики и турбулентности в период с 2001 по 2013 гг. К ним относятся:

- HIFiRE (Hypersonic International Flight Research and Experimentation).
- STAR (STability Analysis for Reentry).
- Национальная программа фундаментальных исследований гиперзвуковых технологий (NHFRP).
- Основные исследовательские программы, которые затрагивают интеграцию аэротермодинамики, исследований высокотемпературных материалов и в области высокотемпературной химии, а также выявление и использование фундаментальных механизмов передачи энергии, которые влияют на макроскопические изменения высокоскоростных потоков.

Программа HIFiRE (Hypersonic International Flight Research and Experimentation), которая была задумана и разработана в 2005–2006 гг., объединила усилия Научно-исследовательской лаборатории ВВС США, NASA и Организации оборонной науки и техники Австралии (DSTO) по реализации программы летных исследований, предназначенной для поддержки фундаментальных исследований в области гиперзвуковых технологий. 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 системы запуска летательного аппарата, а также оптимизации конфигурации конкретного эксперимента для получения полезных научных сведений. И, хотя каждый летный эксперимент имел особую научную цель, во многих полетах HIFiRE использовались общие компоненты и аппаратные средства, а применение масштабирования помогли программе сохранить контроль над растущими расходами.

С научной точки зрения доступ к научно-ориентированным данным летных исследований позволяет решать вопросы, связанные с критическими явлениями в реальных условиях полета, и обеспечивает исследователей важными данными для разработки методов экстраполяции результатов наземных испытаний и численного моделирования для условий, соответствующих летным [113]. В программном плане существовала проблема, связанная с тем, что крупномасштабные дорогостоящие демонстрационные проекты были сосредоточены на единичных демонстрациях технологических концепций, для которых уже были проведены исследования и разработки. В результате получить новые научные знания из результатов полетов было практически невозможно.

Вследствие такого понимания HIFiRE задумывалась как экономически эффективная программа многоразовых полетов, направленная на принятие повышенного технического риска для облегчения сбора важнейших научных данных, которые определяют разработку будущих программ. Последней мотивацией для программы было желание предоставить опыт летных исследований сегодняшнему поколению ученых и инженеров аэрокосмической отрасли. Следует ожидать, что разработка будущих гиперзвуковых летательных аппаратов потребует более широкого использования летных данных, поскольку масштабы применения летательных аппаратов быстро превосходят физическое пространство, обеспечиваемое текущей наземной испытательной инфраструктурой. Предполагается, что расширение опыта в области летных исследований и расширение возможностей для экстраполяции информации о критических явлениях, полученной в ходе наземных испытаний, в условия полета будут иметь важное значение для разработки будущих летательных аппаратов.

План программы HIFiRE включает девять исследовательских полетов, предназначенных для решения широкого круга научных задач в области гиперзвуковых технологий, и один полет снижения технических рисков, предназначенный для решения проблем контроля ориентации аппарата. Подробное описание программы предоставлено в работах [113-115], где рассматриваются программные вопросы аэротермодинамики. На сегодняшний день успешно выполнены полеты по снижению технических рисков HIFiRE-0 и испытательные полеты HIFiRE-1, HIFiRE-2 и HIFiRE-3. Аппарат HIFiRE-5 не смог достичь запланированного числа Маха из-за необычного сбоя одной из разгонных ступеней, но обеспечил получение полетных данных за пределами предполагаемой продолжительности эксперимента [116]. Сегодня показатель результативности программы

составляет 80 %, что намного выше обычно достигаемого программой летных исследований.

Полеты HIFiRE 1 и 5 составляют часть программы, посвященной аэротермодинамике. Во время этих полетов испытательный аппарат двигался по параболической траектории с использованием двухступенчатой зондирующей ракеты, а эксперимент был реализован в конфигурации «captive-carry» (транспортировка испытательного аппарата на самолете-носителе) [117]. Около апогея траектории аппарат переориентируется из положения кабрирования в положение пикирования, и затем ускоряется под действием силы тяжести для достижения гиперзвуковой скорости при возвращении к земле. Хотя при других полетах HIFiRE использовались другие траектории, эта параболическая траектория являлась общей для аэротермодинамических экспериментов в полетах 1 и 5.

Две важнейшие научные задачи, связанные с развитием гиперзвуковых летательных аппаратов — это точный расчет ЛТП и моделирование неустойчивости при взаимодействиях скачок уплотнения/пограничный слой. Оба явления являются источниками существенного аэротермодинамического нагрева или акустических нагрузок и значительно влияют на конструкцию аппарата. Коническое расширение в задней части HIFiRE-1 предназначено для генерации осесимметричного аналога поперечно-симметричного взаимодействия скачок уплотнения / пограничный слой, образуемого нормально ориентированной рампой на плоской панели. Нормальная конфигурация рампы была тщательно изучена с учетом конструкции и динамики взаимодействия скачок уплотнения / пограничный слой, которое она создает вблизи углового ЛТП наклонной и ровной поверхностей [118]. Некоторые исследователи изучили неустойчивость этого взаимодействия, и, хотя в части понимания явлений был достигнут существенный прогресс, насколько известно автору, ранее

ни в одном исследовании не затрагивалась теоретическая неустойчивость в полете взаимодействия скачок уплотнения / пограничный слой, и сейчас имеются нерешенные задачи, касающиеся роли входящего пограничного слоя и динамики взаимодействия при полетных числах Рейнольдса.

Передняя часть аппарата HIFiRE-1 предназначена для изучения ЛТП в условиях полета. Передняя часть аппарата представляет собой круглый конус, форма которого была выбрана для облегчения сравнения со значительным числом проведенных ранее экспериментов в аэродинамической трубе [119]. Поперечное обтекание и возмущения второй моды (моды Мэка) являются доминирующими процессами, которые приводят к ЛТП на гиперзвуковых аппаратах схожей конфигурации, и эксперимент был спланирован таким образом, чтобы на аппарате потенциально могли возникать оба типа возмущений. Во время подъема произошел ЛТП с малым углом атаки, соответствующий возмущению второй моды [120]. Хотя снижение произошло при угле атаки больше запланированного, эта фаза полета привела и к поперечному обтеканию, и к ЛТП, вызванному возмущением второй моды [121]. Анализ данных ЛТП, полученных при полете аппарата HIFiRE-1, был приведен в ряде публикаций, включая [115] и [120].

Цель полета аппарата HIFiRE-5 состояла в том, чтобы дополнить данные, полученные на осесимметричном корпусе в полете 1, путем выполнения аналогичных измерений на корпусе со значительными трехмерными пограничными слоями и сильным поперечным потоком. Как и в случае конфигурации HIFiRE-1, форма передней части HIFiRE-5 была выбрана для облегчения сравнения со значительным объемом данных из предшествующих наземных экспериментов. Форма эллиптического конуса, выбранная для экспериментального аппарата, была ранее изучена рядом групп из-за ее относительно простой геометрической конфигурации

и одновременно значительного сходства с конфигурацией более сложных форм несущего корпуса, используемых в демонстрационных технологических программах. Эллиптическая форма поперечного сечения конуса обеспечивает сильный перепад давления от большой к малой оси конуса, что приводит к значительному поперечному потоку в пограничном слое конуса. К сожалению, ускоритель второй ступени в полете 5 отказал во время эксперимента, и аппарат HIFiRE-5 не достиг заданной экспериментальной дальности полета. Продолжается сокращение данных, полученных вне пределов предполагаемой продолжительности эксперимента, а впоследствии планируется также потенциальный повторный запуск аппарата.

Таким образом, программа HIFiRE сыграла значительную роль в расширении достижений программ HyShot и HyCAUSE и в формировании современного подхода к экономически эффективным летным исследованиям. Успех полетов HIFiRE, а также полетов по программе DLR SHEFEX [122], имеющей схожую с HIFiRE теоретическую основу, обусловил появление более мелких компонентов исследования полетов для снижения рисков в нынешнем поколении крупных гиперзвуковых демонстрационных программ, таких как программа DARPA И. Кроме того, появляются программы летных исследований под руководством сотрудников университетов, такие как программа университета штата Вирджиния Virginia Tech High-V [123].

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. Его участниками стали профессор Стивен Шнайдер из Университета Пердью, профессор Грэм Кэндлер и доктор Хит Джонсон из Миннесотского университета, профессор Хелен Рид из Техасского университета А & М и доктор Роджер Киммель из AFRL. По мере развития программы Falcon объединенный коллектив специалистов STAR предоставил крайне важную информацию о проверке конфигурации и траектории испытательного аппарата и помог выявить ключевые события и явления, которые способствовали возникновению инцидентов во время полета. 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.

Коллектив проекта STAR доказал, что может внести ценный вклад в программы развития технологий благодаря поддержке, которую он оказал коллективу проекта Falcon при предполетной оценке конфигурации аппарата НТВ-2 и подтверждении запланированной траектории его полета. Данные наземных испытаний, полученные на передней части НТВ-2 в обычных аэродинамических трубах, показали, что переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный может произойти выше, чем предполагалось изначально при проектировании аппарата и траектории движения, что значительно увеличивает риск отказа системы тепловой защиты. Коллектив проекта STAR изучил проблему при ее комплексной вычислительной и экспериментальной оценке. Экспериментальные данные, собранные в университете Пердью в аналогичной полетной возмущенной среде в трубе Людвиг для спокойного потока, показали, что в среде с низким уровнем

возмущений начало ЛТП было значительно ниже по потоку, чем это наблюдалось в более возмущенной среде при предыдущих испытаниях в обычной аэродинамической трубе. Компьютерный анализ, выполненный сотрудниками Миннесотского университета, позволил получить представление об образовании в носовой области линий потоков, которые привели к возможному появлению формаций неустойчивости.

На основе обобщенного понимания как экспериментов, так и моделирования, в рамках программы была разработана форма носовой части аппарата, которая позволила еще больше задержать начало ЛТП на поверхности аппарата. В результате участия коллектива проекта STAR в проверке заданной траектории и улучшении конструкции носовой части программа НТВ-2 перешла к полету.

После первого и второго полетов аппарата НТВ-2 объединенный коллектив специалистов STAR оказал значительную поддержку программе Falcon в послеполетном анализе, который выявил критические физические явления, ставшие причиной инцидентов в обоих полетах.

Аналогичным образом объединенный коллектив специалистов STAR оказал поддержку и программе Air Force X-51.

Изучение явления образования турбулентного перехода на угле воздухозаборника помогло разработчикам X-51 понять и учесть при рассмотрении данных крупномасштабных наземных испытательных установок, используемых для предполетной оценки и разработки летательного аппарата X-51, влияние туннельных сред с высоким возмущением. После инцидента во время второго полета X-51 объединенный коллектив специалистов STAR вновь оказал помощь, предоставив подробное численное исследование состояния пограничного слоя, образуемого во впускном отверстии.

Вторым направлением стратегии STAR была разработка и применение современных инструментов моделирования в прикладных исследованиях. Примерно в 2003 г., когда начались работы по проекту STAR, самым современным решением для рассмотрения ЛТП при проектировании гиперзвуковых летательных аппаратов стала оценка возникновения ЛТП с помощью корреляции на базе параметров среднего течения. При некоторых подходах также оценивается высота, на которой будет происходить ЛТП — идея, которая обусловлена конструкцией баллистических летательных аппаратов и может быть аналитически показана в соответствии с некоторыми корреляциями среднего течения [124]. К сожалению, процесс ЛТП обусловлен возникновением и ростом возмущений в пограничном слое, и параметры среднего течения не точно отражают основную физику процесса [125]. Таким образом, существует неотъемлемая существенная неопределенность, связанная с корреляциями среднего течения для ЛТП, а метод, как правило, недостаточно эффективен для точной оценки ЛТП.

Методы исследования, основанные на линейной теории устойчивости или параболизированных уравнениях устойчивости (PSE), которые прогнозируют рост возмущений в основном решении для среднего течения, использовались научным сообществом в течение нескольких десятилетий [126], но, похоже, не были приняты для разработки технологий. Следует отметить, что ранее было предпринято несколько попыток перехода к методам, основанным на теории устойчивости, но они, как правило, не получили широкого распространения в промышленности. В первую очередь это могло быть связано с отсутствием необходимых для этого технологических возможностей, в том числе наличия крупномасштабных вычислительных методов.

При предварительном спонсорстве AFOSR Джонсон и Кэндлер из Миннесотского университета разработали метод PSE, названный PSECHEM,

который включал возможность учета в анализе химического состава газа с конечной скоростью [127]. Хотя в это время в исследовательском сообществе использовалось несколько других методов PSE, преимущественно код NASA LАSTRAC, тот факт, что PSECHEM включал критически важные для анализа гиперзвуковых течений газохимические эффекты, побуждал использовать его в качестве основы для инициативы передачи технологий. Джонсон взял на себя инициативу по переконфигурированию PSECHEM как легко интегрируемого, удобного для пользователя инструмента анализа стабильности, предназначенного для передачи сообществу прикладных исследований. Значительные усилия были направлены на то, чтобы инструмент 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. Кроме того, Джонсон потратил много времени на поддержку установки и обучения потенциальных пользователей. Полученный в результате инструмент был переименован в STABL (STability Analysis for Boundary Layers) — анализ устойчивости пограничных слоев. Он одновременно использовался и усовершенствовался при вкладе коллектива специалистов STAR в анализ программ НTV-2 и X-51.

Параллельно исследовательская группа Кэндлера разработала улучшенную бесструктурную версию гиперзвукового аппарата NASA для интенсивного использования кода DPLR (Data Parallel Line Relaxation) [128], которая была первоначально разработана Райтом и Кэндлером. Новый неструктурированный код, названный US3D [129], включал в себя воссоздание сохраняющих кинетическую энергию потоков [130] для обеспечения улучшенного разрешения малых возмущений при сохранении эффективности вычисления алгоритмов более низкого порядка. US3D был спроектирован так, чтобы его можно было легко связать со STABL и другими

специализированными сопутствующими вычислительными системами, которые рассматривают мультифизические явления, такие как взаимодействия газ-поверхность и оплавление.

Не все разработанные коллективом специалистов STAR усовершенствования методологии были вычислительными. В течение 2007 г. при сотрудничестве Университета Пердью и Брауншвейгского Технического Университета [131] было усовершенствовано использование нестандартных датчиков (первоначально использованных Fujii в 2005 г.) для определения неустойчивости второй моды в гиперзвуковых пограничных слоях. Датчики РСВ, используемые при этом, обычно применялись, помимо прочего, для обнаружения сейсмических возмущений и волновой деформации в компонентах морской артиллерии. Жесткость чувствительного элемента, необходимая для того, чтобы датчик выдерживал такие измерения, является причиной того, что преобразователь чувствителен к очень высокочастотным возмущениям, таким как те, которые относятся к неустойчивости второй моды и могут возникать при нескольких сотнях кГц. Хотя калибровка датчиков РСВ оказалась сложной задачей, их использование позволило обнаружить неустойчивость второй моды в пограничном слое, создаваемом на испытательных аппаратах во множестве наземных испытательных установок. В результате ученые-исследователи и инженеры-испытатели получили новую возможность легко определять наличие критической неустойчивости в гиперзвуковом пограничном слое.

В дополнение к проекту STAR, при исследованиях в области аэродинамики AFOSR также оказывалась поддержка ряду других инициатив, направленных на содействие обсуждению критических вопросов исследования, продвижение и обмен передовыми научными методами. Одно из наиболее значительных достижений такого типа — исследовательский вклад проекта в области гиперзвуковых технологий в деятельность

Организации по проведению научных исследований и разработке технологий NATO (RTO) в конце 1990-х гг. Несколько ученых, финансируемых проектом, в составе рабочей группы 10 RTO (1998–2002) [132] внесли свой вклад *по расчету гидрогазодинамических параметров полетов с гиперзвуковыми скоростями* [133]. Хотя часть этой работы, направленной на взаимодействие взрывной волны со скачком уплотнения, последовательно возглавлялась двумя руководителями программ проекта по изучению аэротермодинамики и турбулентности [134], наиболее заметные достижения в этой области относились к способности различных вычислительных методов моделировать взаимодействие скачок уплотнения / пограничный слой в потоках с высокой энтальпией [135]. В рамках мероприятий, связанных с этой темой, для участия в «слепом» анализе достоверности моделирования потока, генерируемого двухконусной поверхностью, были приглашены несколько специалистов по численному моделированию. Удивительно, но в целом результаты численного моделирования отличались от экспериментальных данных, что привлекло повышенное внимание и привело к обсуждению этого факта в сообществе исследователей аэротермодинамики. Дальнейшие исследования причин несоответствия результатов моделирования и экспериментов в течение следующих нескольких лет привели к значительному прорыву в понимании роли неравновесных эффектов в установках с высокой энтальпией и обеспечили усовершенствование методов моделирования таких потоков [136].

Вслед за рабочей группой 10 рабочая группа AVT-136 RTO: *Оценка аэротермодинамических средств прогнозирования полета в наземных и летных экспериментах* [137] – продолжила изучение методов оценки и подтверждения методов численного моделирования. Хотя эта рабочая группа была организована для оценки результатов экстраполяции вычислительных методов на условия полета, задержки в датах запуска программ, которые

должны обеспечивать получение данных о полете, привели к изменению цели группы на оценку текущего состояния вычислительных методов в различных сферах, критических для разработки гиперзвуковых летательных аппаратов. Несмотря на эту неудачу, усилия группы были представлены более чем в 40 докладах шести сессий на шестом Европейском симпозиуме по аэротермодинамике космических аппаратов и на 48-ой (2010 г.) Конференции аэрокосмических наук Американского института аэронавтики и астронавтики (AIAA), а итоговый отчет группы был опубликован как специальное издание журнала *Progress in Aerospace Sciences* [137]. Три текущие группы RTO, изучающие каталитическое взаимодействие газа с поверхностью (AVT-199), источники аэродинамического нагрева в гиперзвуковых летательных аппаратах (AVT-205) и гиперзвуковой ЛТП (AVT-200), также были образованы в результате работы AVT-136.

Экспериментальные данные коллектива специалистов CUBRC во главе с доктором Майклом Холденом сыграли решающую роль в успехе этих и многих других мероприятий. Этот коллектив отвечал за многочисленные экспериментальные исследования поля течения у двухконусной поверхности, которые позволили достичь успехов в получении характеристик и моделировании неравновесных эффектов в потоках с высокой энтальпией, оценке ключевых аэродинамических явлений для испытательных аппаратов различных конфигураций и предварительном экспериментальном анализе конфигураций аппаратов для полетов HIFiRE 1 и 5. Для HIFiRE-1 коллектив специалистов CUBRC сыграл значительную роль в определении формы конического расширения корпуса и предварительной оценке методов расчета ЛТП на передней части аппарата.

Национальный план теоретических исследований гиперзвуковых технологий (NHFRP) был разработан AFOSR совместно с NASA и Национальными лабораториями Сандиа для определения и публикации

краткосрочных, среднесрочных и долгосрочных научных целей в дисциплинах, касающихся гиперзвуковых технологий. План NHFRP предназначен для разделения поддержки научных исследований и циклических колебаний развития гиперзвуковых технологий для обеспечения постоянной базы знаний, относящейся к широкому спектру будущих возможностей по достижению высоких скоростей. NASA и AFOSR предприняли ряд совместных усилий в рамках плана NHFRP, включая три Национальных центра по исследованию гиперзвуковых технологий, которые поддерживают несколько исследовательских институтов. Этот план также был определен Объединенным технологическим отделом гиперзвуковых технологий Министерства обороны как основной план исследований Министерства обороны в данной области.

NHFRP был создан в соответствии с шестью научными направлениями, которые, по мнению руководителей программ из участвующих учреждений, имеют решающее значение и являются уникальными для развития гиперзвуковых технологий. Хотя для реализации гиперзвуковых летательных аппаратов необходим потенциал более чем шести областей, в план не были включены дисциплины, в которых стимулировать научный прогресс потенциально могли бы другие сценарии применения, помимо гиперзвуковых технологий. Шесть перспективных направлений плана NHFRP включают:

- физика пограничных слоев;
- потоки с доминирующим влиянием скачка уплотнения;
- неустановившиеся течения;
- сгорание в сверхзвуковом потоке;
- взаимодействие среды, конструкций и материалов;
- высокотемпературные материалы и конструкции.

Одной из ближайших целей в области физики пограничного слоя по теме ЛТП является разработка и проверка полуэмпирических методов оценки ЛТП для трехмерных течений. Это будут STABL, LАSTRAC и другие методы, для которых прогнозируемая скорость увеличения амплитуды неустойчивости градуируется с помощью существующих данных, чтобы обеспечить оценку величины роста неустойчивости, которая приводит к ЛТП. Для дополнения данных наземных испытаний эксперименты по летным исследованиям, поддерживаемые ВВС и NASA, предоставляют набор геометрий аппаратов, для которых должны были быть получены данные подтверждения полуэмпирических методов.

Среднесрочная цель плана в области физики пограничного слоя состоит в «количественной оценке поверхностных эффектов» и расширенном применении полуэмпирических методов при учете реалистичных поверхностных состояний, включая обусловленные производством шероховатости и неоднородности. Хотя конкретные мероприятия по обеспечению проверочных данных в этой области все еще находятся в стадии разработки, недавние усилия NASA по моделированию повторного входа в плотные слои атмосферы орбитального корабля многократного использования «Шаттл» в программе НУТНIRM [138] дали некоторое представление о том, как это направление может развиваться.

На сегодняшний день план NHFRP позволил добиться значительных успехов в определении и распространении единого национального представления развития научных дисциплин, необходимых для реализации запланированных гиперзвуковых технологий. В рамках координации, осуществляемой согласно плану, в 2009 г. NASA и AFOSR совместно инвестировали на протяжении пяти лет почти 30 млн. долларов в три научно-исследовательские центра, занимающихся основными направлениями физики пограничного слоя: сгорание в сверхзвуковом потоке и

высокотемпературные материалы и конструкции. Три Национальных центра по исследованию гиперзвуковых технологий (NHSC), созданные в рамках этой инициативы, оказали поддержку более 100 аспирантам в 18 университетах в областях, необходимых для развития будущих гиперзвуковых технологий. NHFRP был также принят Объединенным технологическим отделом гиперзвуковых технологий Министерства обороны в качестве основного научного плана Министерства Обороны США по развитию гиперзвуковых технологий. Предполагается, что план NHFRP является совершенствующимся документом, который периодически обновляется, поскольку прогресс позволяет продвигаться в исследованиях к целям, определенным в плане. Поскольку первоначально план был разработан в 2007 г., он был обновлен один раз в 2009 г., и далее его планируется пересмотреть и обновить в 2013 г.

Самая важная роль проекта AFOSR — содействие открытиям и продвижению новейших достижений в области наук, потенциально способных привести к новым возможностям развития ВВС. Предполагаемые будущие приоритетные исследования проекта включают изучение перехода энергии между кинетической, внутренней и химической в газе и определение того, как характеристики, моделирование и управление такими механизмами в молекулярном и среднем масштабах могут позволить управлять поведением потока в макроскопической среде или в масштабе аппарата. Упор на эту область был сделан на основе того, что в рамках этой темы могут рассматриваться многие научные проблемы аэротермодинамики, но в прошлом работа обычно была обусловлена и представлена категориями задач соответствующих изделий. Подчеркивая фундаментальные научные вопросы исследований, проект стремится сосредоточить внимание сообщества на научных задачах и способствовать расширению исследований в рамках проекта для более широкого спектра применения достижений,

представляющих интерес для ВВС, включая управление тепловыми режимами и средства направленной передачи энергии.

Большая часть недавних успехов в изучении аэротермодинамики была достигнута на основе нового понимания перехода энергии между различными видами — кинетической, внутренней или химической. Четыре примера такой работы включают использование Сариком элементов поперечной дискретной неровности для контроля неустойчивости поперечного потока [139], использование Рашидом и его коллегами звукопоглощающих поверхностей для контроля неустойчивости второй моды [140], моделирование Мартином и Кэндлером эффекта химической реакции в турбулентных флуктуациях в пограничном слое [141], а также исследования Лейва и его коллег роли CO_2 в ослаблении неустойчивостей второй моды [142]. Каждый проект, финансируемый AFOSR, давал новое понимание фундаментальных механизмов перехода энергии или взаимодействий, которые влияли на макроскопическое поведение потока и в целом оказывал сильное влияние на точку зрения автора.

Подход Сарика к контролю неустойчивости поперечного потока на стреловидных крыльях заключался в размещении дискретных конечных возмущающих элементов при докритических волновых числах поперечного потока вблизи передней кромки крыла. Были использованы различные конфигурации возмущающих элементов, включая шероховатости, отверстия и плазменные приводы. Основная теория, лежащая в основе концепции управления, заключается в том, что элементы, расположенные с докритическими промежутками, возмущают базовое течение таким образом, что способствуют развитию связанных докритических неустойчивостей и, таким образом, препятствуют развитию критических неустойчивостей. Обеспечение таких свойств поля течения для поддержки наиболее умеренных неустойчивостей использует столкновение различных

режимов неустойчивости в потоке и в контексте новой программной концепции может рассматриваться как подход, который способствует распределению кинетической энергии между наиболее благоприятными для необходимого состояния потока модами.

Кэндлер и Мартин изучили роль эндотермических и экзотермических реакций в турбулентном пограничном слое и отметили, что с выделением энергии в экзотермических реакциях интенсивность турбулентных колебаний возрастала, и наоборот, эндотермические реакции приводили к уменьшению интенсивности турбулентности. Эта работа проиллюстрировала потенциал взаимодействия в поле течения мод химической и кинетической энергии.

Работа Хорнунга и Рашида экспериментально подтвердила теоретические прогнозы Малмута и Федорова о том, что звукопоглощающая поверхность может быть использована для ослабления неустойчивостей второй моды в гиперзвуковом пограничном слое. Покрыв одну сторону конуса глухими отверстиями, которые служили акустическими гасителями, и оставив поверхность другой стороны гладкой, Хорнунг и Рашид продемонстрировали, что число Рейнольдса ЛТП на стороне конуса с отверстиями было почти на 50 % больше числа на гладкой стороне. Позже Брес, Колониус и Федоров [143] исследовали это явление в рамках комплексного теоретического и вычислительного подхода и проверили влияние глухих отверстий на ослабление неустойчивости второй моды. В контексте механизмов перехода энергии эти мероприятия проиллюстрировали эффект управления наличием кинетической энергии в условиях неустойчивости для задержки ЛТП, и, таким образом, формирования макроскопического состояния поля течения.

Последним примером работы, которая повлияла на новые направления исследований проекта, является аналогичная работа Лейвы

с коллегами [142] по изучению влияния присутствия CO_2 на рост неустойчивости второй моды в воздухе. В ранних экспериментах группа Хорнунга из Калифорнийского технологического института пыталась объяснить приблизительно четырехкратную разницу в числах Рейнольдса ЛТП на конусе между потоком CO_2 и потоком воздуха и N_2 [144]. Было высказано предположение, что эффект стал результатом перекрытия в спектральных диапазонах и, как следствие, возникновения неустойчивости второй моды и молекулярного звукопоглощения в CO_2 , так как такое перекрытие не происходит в воздухе. Более поздние эксперименты Джуэлла и его коллег [145] показали, что впрыск CO_2 в пограничный слой свободного течения при скорости $M = 5$ может при определенных условиях задерживать начало ЛТП, а моделирование Вагнилдом и Кэндлером [146] подтвердило, что задержка ЛТП в результате впрыска CO_2 была результатом поглощения энергии от неустойчивости второй моды модами внутренних колебаний CO_2 . В этом случае передача кинетической энергии неустойчивости во внутреннюю колебательную моду газа привела к задержке в месте ЛТП в пограничном слое конуса.

Знания о преобладающих механизмах перехода энергии, приведенные выше, могут быть использованы для реализации революционного подхода к управлению макроскопическим поведением потока. В частности, поля течения могут быть *рассчитаны* таким образом, чтобы отдавать предпочтение тем механизмам перехода энергии, которые приводят к оптимальному в данной ситуации состоянию потока.

Предыдущие усилия, в частности, связанные с газовыми лазерами и плазменными процессами, были направлены на изучение создания возбужденных энергетических состояний внутри поля потока. Предшествующие знания из этих областей будут использованы для изучения создания и контроля конкретных структур и явлений потока. Таким образом,

возможна реализация новой ветви управления потоком, которая относится к использованию механизмов и скоростей перехода энергии для создания потоков, которые *по определению* склонны стремиться к развитию до определенного конечного состояния. Благодаря открытиям при крупномасштабных параллельных вычислениях и использовании оптических диагностических методов с высокой разрешающей способностью исследователи имеют возможность изучать и определять характеристики зависящих от скорости процессов передачи энергии в микро- и молекулярном масштабе, а также их критическую роль в формировании крупномасштабных изменений поля потока.

По результатам выполненного анализа, можно сделать вывод, что основные направления исследований в области создания высокоскоростных летательных аппаратов направлены на развитие методологии вычислительной аэротермодинамики. В связи с этим в данной диссертационной работе рассматриваются вопросы разработки компьютерных кодов для моделирования высокоскоростной аэродинамики и отработки возможности применения аэротермодинамических моделей.

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.

Основными защищаемыми положениями и результатами являются:

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.

Научные исследования, проведенные в работе, были выполнены в рамках госзаданий АААА-А17-117021310372-6, АААА-А20-120011690135-5 и при поддержке грантов РФФИ № 16-01-00379, 19-01-00515.

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 с использованием разработанного алгоритма.

3. Результаты расчетно-теоретическое 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 [147-152], 2 статьи в международных научных изданиях [153, 154], включенных в систему цитирования Web of Sciences и Scopus, получено 2 свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ [155, 156].

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

Во введении обоснована актуальность рассматриваемых в работе проблем, сформулирована цель и задачи диссертационной работы, перечислены представленные в диссертации новые результаты, их практическая ценность и положения, выносимые на защиту, 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 [157]. В основе расчетов лежит модель вязкого сжимаемого теплопроводного газа, которая описывается пространственной нестационарной системой уравнений Навье-Стокса, решаемой на трехмерных неструктурированных тетраэдральных сетках [158, 159].

В качестве базового подхода, реализуемого для расчета потока массы через границы расчетных ячеек, используется метод донорных ячеек [160]. 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 [161] – AUSM PW [162].

Во второй главе проводится взаимное тестирование авторских компьютерных кодов UST3D-AUSMPW [152], UST3D [163] и UG3D [164] на примере летательных аппаратов различной формы. 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 А.Л. Железняковой [158].

Результаты расчетов газодинамических параметров обтекания бесконечного клина, высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) X-43 и X-51, полученные с использованием авторских компьютерных кодов UST3D, UST3D-AUSMPW и UG3D, показали, что несмотря на существенные различия в численных моделях, данные коды дают достаточно достоверную картину распределения полей искомых величин, а также рассчитывают аэродинамические характеристики с высокой точностью относительно друг друга.

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.

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.

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 $5 \cdot 10^6$.

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 $1 \cdot 10^6$, $2 \cdot 10^6$, $4 \cdot 10^6$.

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 $2 \cdot 10^6$.

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 и банк информационного сопровождения (статьи, отчеты, подборки, графики, видеофрагменты).

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.

ГЛАВА 1. РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ СОВЕРШЕННОГО СЖИМАЕМОГО ГАЗА НА НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ СЕТКАХ

1.1. Введение

Проектирование гиперзвуковых летательных аппаратов сопряжено с рядом специфических аэродинамических и теплофизических проблем.

Отличительной особенностью сверхзвуковых газовых потоков является то, что в них при условии торможения образуются поверхности разрыва [165], при переходе через которые практически все параметры газа меняются скачкообразно (скорость резко уменьшается, а давление, плотность и температура возрастают) и поток переходит от одного состояния к другому. Такие поверхности, перемещающиеся относительно газовой среды, представляют собой ударные волны. Если положение этих поверхностей в любой момент времени не изменяется, то они называются скачками уплотнения.

Возникающий в реальных условиях скачок уплотнения характеризуется некоторой толщиной, соизмеримой со средней длиной пробега молекул. Изменение параметров газа в таком скачке будет не мгновенным, а быстропротекающим с непрерывным изменением состояния газа. При этом процесс перехода через скачок характеризуется настолько большими градиентами скорости и температуры, что в областях сжатия весьма существенно влияние трения и теплопроводности, которые вызывают диссипацию энергии в потоке и увеличение энтропии.

При больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях движения газа его резкое торможение сопровождается диссоциацией, ионизацией и физико-химическими превращениями за скачком уплотнения и термодинамическое равновесие достигается по истечении некоторого времени. Исследование таких скачков представляет собой сложную задачу,

которая связана прежде всего с изучением механизма неравновесных процессов.

Большой теоретический и практический интерес представляет задача о течении газа за скачком уплотнения в случае, если удельные теплоемкости остаются постоянными. Хотя такое течение считается идеализированным движением газа, не учитывающим физико-химические превращения при переходе через скачок уплотнения, задача дает возможность представить качественную картину скачкообразного перехода. Получаемые при этом зависимости можно использовать и для приближенной оценки параметров газа при переменных теплоемкостях. Наконец, рассматриваемая задача имеет и самостоятельное значение, поскольку ее решение применимо непосредственно для определения параметров газа за скачком уплотнения, возникающем в диапазоне умеренных сверхзвуковых скоростей обтекания ($M_\infty \lesssim 6$), когда изменение удельных теплоемкостей в газе пренебрежимо мало.

Наиболее распространенный случай формирования скачков уплотнения соответствует обтеканию тел, движущихся прямолинейно с постоянной сверх- звуковой скоростью (Рисунок 1.1.1).

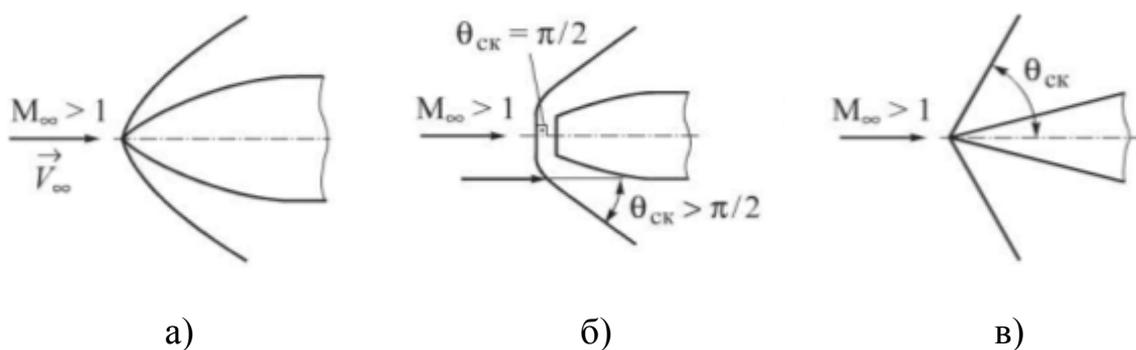


Рисунок 1.1.1. Основные типы скачков уплотнения, где M_∞ – число Маха набегающего потока, \vec{V}_∞ – вектор скорости набегающего потока, $\theta_{СК}$ – угол наклона скачка уплотнения

Присоединенный криволинейный скачок уплотнения образуется при обтекании заостренного тела вращения криволинейной формы (параболической, оживальной и т.д.) (Рисунок 1.1.1, а). Отсоединенный криволинейный скачок уплотнения формируется перед затупленной поверхностью, обтекаемой сверхзвуковым потоком (Рисунок 1.1.1, б). При сверхзвуковом обтекании заостренного тела с прямолинейной образующей возникает прямолинейный присоединенный скачок (Рисунок 1.1.1, в).

На рисунке 1.1.1, б видно, что поверхности скачков уплотнения могут быть ориентированы нормально по отношению к вектору скорости набегающего потока ($\theta_{СК} = 90^\circ$) или наклонены к нему под некоторым углом ($\theta_{СК} < 90^\circ$). В первом случае скачок называется прямым, во втором – косым.

В зависимости от высоты полета и скорости воздушного потока используются различные модели для описания возникающих физико-химических процессов:

- модель совершенного газа;
- модель однородного химически реагирующего газа (например, равновесный воздух);
- модель неоднородного химически реагирующего газа (смесь газов);
- модель учета ионизации;
- модель учета радиационных процессов и др.

В состав модели **совершенного газа** входят уравнения Навье-Стокса, уравнение неразрывности, уравнение сохранения внутренней энергии (в форме уравнения Фурье - Кирхгофа), замыкаемые термическим и калорическим уравнениями состояния совершенного газа, законом теплопроводности Фурье. Если пренебречь вязкостными членами в уравнениях Навье-Стокса, то они переходят в уравнения Эйлера.

В модели совершенного газа термическое уравнение состояния формулируется для совершенного газа с постоянными теплоемкостями (см. ниже (3)).

Полная система уравнений Навье – Стокса может быть записана в векторном виде [158, 159]

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \operatorname{div} \mathbf{F} = \operatorname{div} \mathbf{G} \quad (1)$$

$$\mathbf{w} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix}, \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho uE + pu \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho vE + pv \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho wv \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ \rho wE + pw \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{G} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{zx} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} - q_x \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{zy} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{zy} - q_y \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z \end{pmatrix},$$

где \mathbf{w} – вектор консервативных переменных, \mathbf{F} – вектор конвективного потока, \mathbf{G} – вектор вязкого потока, ρ – плотность; p – давление; u, v, w – компоненты вектора скорости; E – удельная полная энергия газа; $\tau_{i,j}$ – компонент тензора вязких напряжений $\hat{\boldsymbol{\tau}}$; q_x, q_y, q_z – компоненты вектора теплового потока.

Тензор вязких напряжений записывается в виде:

$$\boldsymbol{\tau} = \mu \begin{pmatrix} \frac{4}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} & \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \\ \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{4}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} & \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \\ \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} & \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} & \frac{4}{3} \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} \end{pmatrix},$$

где μ – коэффициент вязкости.

Уравнение сохранения внутренней энергии имеет вид:

$$E = U + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2}, \quad (2)$$

где U – удельная внутренняя энергия газа.

Уравнение состояния газа Менделеева-Клаперона в обобщенном виде:

$$\frac{p}{\rho} = \frac{R_0}{M} T = R_M T$$

для совершенного газа ($R_M = const$) принимает следующий вид:

$$p = (\gamma - 1) \rho e, \quad (3)$$

где γ – показатель адиабаты, T – температура, R_0 – универсальная газовая постоянная, R_M – удельная газовая постоянная.

Закон Фурье записывается в виде

$$q = -\lambda \nabla T = -\frac{\lambda}{R_M} \nabla \frac{p}{\rho}, \quad (4)$$

где λ – коэффициент теплопроводности, q – тепловой поток.

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v}. \quad (5)$$

Для совершенного двухатомного газа $\gamma = 1.4$.

Калорическое уравнение состояния газа имеет следующий вид:

$$U = c_v T, \quad (6)$$

где c_p, c_v – удельные теплоемкости при постоянном давлении и объеме соответственно.

$$c_p = \frac{\gamma R_M}{\gamma - 1}, c_v = \frac{R_M}{\gamma - 1} \quad (7)$$

В данной модели предполагается, что c_p, c_v являются постоянными и не зависят от температуры.

При моделировании невязких течений в модели используются четыре типа граничных условий.

На входной границе расчетной области G_{in} используются условия в набегающем потоке газа:

$$p|_{G_{in}} = p_{\infty}; \rho|_{G_{in}} = \rho_{\infty}; u|_{G_{in}} = u_{\infty}; v|_{G_{in}} = v_{\infty}; w|_{G_{in}} = w_{\infty};$$

$$E|_{G_{in}} = E_{\infty} = U + \frac{u_{\infty}^2 + v_{\infty}^2 + w_{\infty}^2}{2},$$

где $p_{\infty}, u_{\infty}, v_{\infty}, w_{\infty}, \rho_{\infty}$ – параметры невозмущенного потока.

При вытекании газа на выходе из расчетной области G_{out} применяются условия открытой границы:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \mathbf{n}}|_{G_{out}} = 0; \frac{\partial u}{\partial \mathbf{n}}|_{G_{out}} = 0; \frac{\partial v}{\partial \mathbf{n}}|_{G_{out}} = 0; \frac{\partial w}{\partial \mathbf{n}}|_{G_{out}} = 0; \frac{\partial E}{\partial \mathbf{n}}|_{G_{out}} = 0,$$

где \mathbf{n} – вектор единичной нормали к грани.

На твердой стенке G_{wall} применяется условие непротекания для скорости (нормальная к поверхности составляющая скорости v^n равна нулю). Для энергии использовались условия теплоизолированной стенки. В вязком случае ставятся условия прилипания для скорости, условия адиабатичности или изотермичности для температуры:

$$\frac{\partial p}{\partial \mathbf{n}}|_{G_{wall}} = 0; u|_{G_{wall}} = 0; v|_{G_{wall}} = 0; w|_{G_{wall}} = 0; \frac{\partial T}{\partial \mathbf{n}}|_{G_{wall}} = 0 \text{ или } T|_{G_{wall}} = T_w.$$

В плоскости симметрии G_{symm} применяется условие симметрии потока.

В состав модели **однородного химически реагирующего газа** входят осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса, уравнение

неразрывности, уравнение сохранения внутренней энергии (в форме уравнения Фурье – Кирхгофа), термическое уравнение состояния идеального газа. Модель имеет трехмерную (3D) постановку.

Уравнение Навье Стокса для однородного химически реагирующего газа имеет следующий вид:

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \operatorname{div} \mathbf{F} = \operatorname{div} \mathbf{G} \quad (8)$$

$$\mathbf{w} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix}, \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + \delta_{1,u} p \\ \rho uv + \delta_{2,u} p \\ \rho uw + \delta_{3,u} p \\ \rho uE + pu \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv + \delta_{1,v} p \\ \rho v^2 + \delta_{2,v} p \\ \rho vw + \delta_{3,v} p \\ \rho vE + pv \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho uw + \delta_{1,w} p \\ \rho vw + \delta_{2,w} p \\ \rho w^2 + \delta_{3,w} p \\ \rho wE + pw \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{G} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{zx} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} - q_x \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{zy} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{zy} - q_y \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z \end{pmatrix},$$

где \mathbf{w} – вектор консервативных переменных, \mathbf{F} – вектор конвективного потока, \mathbf{G} – вектор вязкого потока, ρ – плотность; p – давление; u, v, w – компоненты вектора скорости; E – удельная полная энергия газа; $\tau_{i,j}$ – компонент тензора вязких напряжений $\hat{\boldsymbol{\tau}}$; q_x, q_y, q_z – компоненты вектора теплового потока.

Термическое уравнение состояния для идеального газа ($R_M \neq const$) имеет вид уравнения Менделеева-Клаперона:

$$\frac{p}{\rho} = \frac{R_0}{M_\Sigma} T, \frac{1}{M_\Sigma} = \sum_{i=1}^{N_s} \frac{Y_i}{M_i}, \quad (9)$$

где p – давление, ρ – плотность, R_0 – универсальная газовая постоянная,

M_{Σ} – средний молекулярный вес компонент, M_i – молекулярный вес i -ого компонента смеси, N_S – число компонентов в смеси.

На внешней границе расчетной области задается равномерный гиперзвуковой поток с заданными значениями всех газодинамических величин, которые соответствуют параметрам потока на бесконечности. В качестве граничных условий на обтекаемой поверхности ставятся условия прилипания для скорости, условия адиабатичности и изотермичности для температуры.

В состав модели **неоднородного химически реагирующего газа** уравнения Навье-Стокса, уравнение неразрывности, уравнение сохранения внутренней энергии (в форме уравнения Фурье – Кирхгофа), система уравнений диффузии химически реагирующих газовых компонент, уравнения сохранения колебательной энергии в отдельных модах, термическое и калорическое уравнения состояния газа. В двумерной постановке

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho V) = 0 \quad (10)$$

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho u V) = -\frac{\partial p}{\partial x} + S_{\mu,x}$$

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho v V) = -\frac{\partial p}{\partial y} + S_{\mu,y}$$

$$S_{\mu,x} = -\frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x} (\mu \operatorname{div} V) + \frac{1}{y} \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + 2 \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right)$$

$$S_{\mu,y} = -\frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial y} (\mu \operatorname{div} V) + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + 2 \mu \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{v}{y} \right)$$

где μ – динамический коэффициент вязкости.

Чаще всего используется модель физически идеального газа, термическое уравнение состояния которого имеет вид уравнения Менделеева-Клаперона (9).

Система уравнений диффузии химически реагирующих газовых компонент приведено ниже:

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_i V) = -\operatorname{div} J_i + \dot{w}_i, i = 1, \dots, N_S, \quad (11)$$

где ρ_i – плотность i -ого компонента; J_i – вектор плотности диффузионного потока i -ого компонента; \dot{w}_i – массовая скорость химических превращений для i -ого компонента смеси; N_S – число химических компонентов смеси газов.

Вектор плотности диффузионного потока i -ого компонента определяется следующим образом:

$$J_i = -\rho D_i \operatorname{grad} Y_i \quad (12)$$

где D_i – эффективный коэффициент диффузии i -ого компонента смеси; Y_i – массовая доля i -ого компонента смеси.

Уравнение сохранения внутренней энергии записано ниже:

$$\begin{aligned} \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho c_p V \operatorname{grad} T = \operatorname{div}(\lambda \operatorname{grad} T) + \frac{\partial p}{\partial t} + V \operatorname{grad} p + \Phi_\mu + \\ + Q_{vib} - \operatorname{div} q_R - \sum_{i=1}^{N_S} h_i \dot{w}_i + \sum_{i=1}^{N_S} \rho c_{p,i} D_i (\operatorname{grad} Y_i \cdot \operatorname{grad} T) \end{aligned} \quad (13)$$

где c_p – удельная теплоемкость смеси при постоянном давлении; T – температура; λ – коэффициент теплопроводности смеси; Φ_μ – диссипативная функция; Q_{vib} – объемная мощность тепловыделения; q_R – вектор плотности потока излучения; h_i – энтальпия i -ого компонента

смеси; $c_{p,i}$ – удельная теплоемкость при постоянном давлении i -ого компонента.

Связь между удельной теплоемкостью смеси при постоянном давлении и удельными теплоемкостями компонентов задается в следующем виде:

$$c_p = \sum_{i=1}^{N_s} Y_i c_{p,i} \quad (14)$$

Диссипативная функция приведена ниже:

$$\Phi_\mu = \mu \left[2 \left(\frac{v}{r} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 - \frac{2}{3} \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{v}{r} \right)^2 \right] \quad (15)$$

Уравнения сохранения колебательной энергии в отдельных модах записываются следующим образом:

$$\frac{\partial \rho e_{v,m}}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_{i(m)} e_{v,m} V) + \operatorname{div}(e_{v,m} J_{i(m)}) = \dot{e}, \quad m = 1 \dots N_v, \quad (16)$$

где $\rho_{i(m)}$ – плотность i -ого молекулярного компонента газовой смеси, обладающего m -ой модой колебательного движения; $J_{i(m)}$ – вектор плотности диффузионного потока i -ого компонента, обладающего m -ой модой колебательного движения;

Удельная энергия колебательного движения в m -ой колебательной моде i -ого компонента газовой смеси находится по следующей формуле:

$$e_{v,m} = \frac{R_0 \theta_m}{M_{i(m)} \left[\exp(\theta_m / T_{v,m}) - 1 \right]}, \quad (17)$$

где $R_0 = 8.314$ Дж/(К·моль) – универсальная газовая постоянная; θ_m – характеристическая колебательная температура m -ой моды; $T_{v,m}$ – колебательная температура, соответствующая m -ой колебательной моде i -ого компонента.

После нахождения удельной энергии колебательного движения в m -ой колебательной моде, соответствующая ей колебательная температура находится по формуле:

$$T_{V,m} = \frac{\theta_m}{\ln \left(1 + \frac{R_0 \theta_m}{M_{i(m)} e_{V,m}} \right)}. \quad (18)$$

Калорическое уравнение состояния приводится ниже:

$$e = \sum_{i=1}^N Y_i e_i = \sum_{i=1}^N Y_i h_i - \frac{p}{\rho}, \quad e_i = \int_{T_0}^T c_{v,i} dT + e_{i,0}, \quad h_i = \int_{T_0}^T c_{p,i} dT + h_{i,0} \quad (19)$$

где e_i – удельная внутренняя энергия; $c_{v,i}$ – удельная теплоемкость при постоянном объеме i -ого компонента; $e_{i,0}$ – удельная внутренняя энергия при $T = 0$; h_i – удельная энтальпия; $h_{i,0}$ – удельная энтальпия при $T = 0$.

С учетом того, что колебательное возбуждение молекул может отличаться от равновесного, удельная внутренняя энергия при постоянном объеме может быть записана в следующем виде:

$$e_i = \frac{5}{2} R_i T + e_{v,i}(T_V), \quad R_i = \frac{R_0}{M_i}, \quad (20)$$

где R_i – удельная газовая постоянная i -ого компонента.

В неравновесных условиях, если определена эффективная колебательная температура каждой моды $T_{V,i}$ (в двухатомных молекулах полагается заданной только одна колебательная мода), внутренняя энергия может быть записана в следующем виде:

$$e_i = \frac{3}{2} R_i T + R_i T + R_i \frac{\theta_i}{\exp \left(-\frac{\theta_i}{T_{V,i}} \right) - 1}. \quad (21)$$

Кроме термического и калорического уравнений состояния важными для решаемой задачи является способ расчета переносных свойств многокомпонентного газа: вязкости, теплопроводности и коэффициентов диффузии.

Для этих целей используются соотношения, получаемые в первом приближении теории Чепмена-Энскога [166] и приближенные комбинаторные соотношения Манна и Брокау [167], позволяющие рассчитывать необходимые для вычислительной модели свойства:

$$\mu = 1 / \sum_{i=1}^{N_s} \frac{Y_i}{\mu_i}, \lambda = \frac{1}{2} \left[\sum_{i=1}^{N_s} x_i \lambda_i + 1 / \sum_{i=1}^{N_s} \frac{x_i}{\lambda_i} \right],$$

$$\mu_i = 2.67 \cdot 10^{-6} \frac{\sqrt{M_i T}}{\sigma_i^2 \Omega_i^{(2,2)*}}$$

$$\lambda_i = 8.3 \cdot 10^{-2} \sqrt{\frac{T}{M_i}} \frac{1}{\sigma_i^2 \Omega_i^{(2,2)*}} \quad (22)$$

Эффективный коэффициент диффузии i -ого компонента вычисляется по формуле Уилке [168]:

$$D_i = (1 - x_i) / \left(\sum_{j \neq i} \frac{x_j}{D_{ij}} \right) \quad (23)$$

$$D_{ij} = 1.858 \cdot 10^{-7} \sqrt{T^3 \frac{M_i + M_j}{M_i \cdot M_j}} \frac{1}{p \sigma_{i,j}^2 \Omega_{i,j}^{(1,1)*}} \quad (24)$$

Используются также альтернативные комбинаторные соотношения Уилке [14]:

$$\mu = \sum_{i=1}^{N_s} \frac{\mu_i}{\sum_{k=1}^{N_s} \frac{x_k}{x_i} \Phi_{i,k}}, \lambda = \sum_{i=1}^{N_s} \frac{\lambda_i}{\sum_{k=1}^{N_s} \frac{x_k}{x_i} \Phi_{i,k}}$$

$$\Phi_{i,k} = \frac{\left[1 + \sqrt{\frac{\mu_i}{\mu_k}} \left(\frac{M_k}{M_i} \right)^{1/4} \right]^2}{2\sqrt{2} \sqrt{1 + \frac{M_i}{M_k}}} \quad (25)$$

Интегралы столкновений вычисляются по аппроксимациям, предложенным Н.А. Анфимовым [169]:

$$\Omega_i^{(2.2)*} = 1.157T_i^{-0.1472}, \quad \Omega_i^{(1.1)*} = 1.074T_i^{-0.1604}$$

Функции, определяющие столкновения двух частиц, определяются по так называемым комбинаторным формулам [170]:

$$T_{i,j} = \frac{kT}{\varepsilon_{i,j}}, \quad \varepsilon_{i,j} = \sqrt{\varepsilon_i \varepsilon_j} \quad (26)$$

$$\sigma_{i,j} = \frac{1}{2}(\sigma_i + \sigma_j). \quad (27)$$

В предложенной модели в набегающем со скоростью V_∞ в потоке задаются условия невозмущенного газа (p_∞, ρ_∞), связанные термическим уравнением состояния с температурой $T_\infty=450$ К и молекулярным весом $M_\Sigma = 2.9 \cdot 10^{-2}$ кг/моль. Эти граничные условия задаются на всей внешней поверхности расчетной области при $x < x_{max}$. Расчетная область выбирается так, чтобы возмущения в поле течения не достигали этой границы. Эти исходные данные соответствуют экспериментам [171]. Предполагается, что в набегающем потоке газ находится в термическом равновесии. На поверхности затупленного по сфере цилиндра задаются условия прилипания. В соответствии с рекомендациями ряда работ [171, 172], для проверки адекватности разработанной модели рекомендуется задание фиксированной температуры поверхности. Поверхность может полагаться каталитической или некаталитической. Считается, что на обтекаемой поверхности достигается термическое равновесие ($T_V = T_w$).

Граничные условия в выходном сечении $x = x_{max}$ задаются в виде

$$\frac{\delta\psi}{\delta\xi} = 0, \quad (28)$$

где $\psi = \{u, v, T, \rho, Y_i, e_{v,m}\}$ – функция, принимающее одно из приведенных в скобках значений; ξ – координатная линия, подстраиваемая к линиям тока.

Модель **учета ионизации** описывает обтекание летательных аппаратов с учетом процессов ионизации газа в газовой фазе в условиях термохимической неравновесности. Особое внимание при ее разработке уделялось учету реакций ассоциативной ионизации и диссоциативной рекомбинации: образованию и рекомбинации молекулярных ионов NO^+ , N_2^+ , O_2^+ .

Система уравнений Больцмана для N_s компонентов реагирующей смеси разреженного газа:

$$\frac{\partial f_c}{\partial t} + v_c \nabla f_c = J_c, \quad c = 1, \dots, N_s \quad (29)$$

дополнена уравнением непрерывности для электронов

$$\frac{\partial n_e}{\partial t} + \text{div } n_e u_e = \left(\frac{\partial n_e}{\partial t} \right)_{ion} \quad (30)$$

и уравнениями на импульс и энергию электронов

$$\frac{\partial p_e u}{\partial t} + \text{div } p_e u_e^2 = n_e e E - \nabla p_e \quad (31)$$

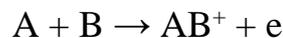
$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{3n_e k_B T_e}{2} \right) + \text{div} \left(u \frac{3n_e k_B T_e}{2} \right) = Q_i + Q_{ex} + \text{div}(\lambda_e \nabla T_e) \quad (32)$$

где Q_i – изменение энергии электронов за счет ионизационных процессов; Q_{ex} – за счет обменных механизмов; λ_e – коэффициент электронной теплопроводности.

Учет реакций ионизации и рекомбинации электронов и ионов при расчетах течений методом прямого статистического моделирования не может быть проведен исключительно в процедуре столкновения из-за высокой скорости теплового движения электронов.

Физико-математическая модель плазменного окружения основана на столкновительных моделях и имплементации электронной компоненты газовой смеси в гидродинамическом рассмотрении. Данная модель использует упрощающие предположения о локальной нейтральности плазмы, высокой теплопроводности, а также резонансном $V-e$ обмене между электронами и колебательной степенью свободы N_2 .

В настоящей модели, также как и в [173], предполагается нейтральность плазмы. Кроме того, используется предположение о Больцмановском распределении энергий электронов. Отметим основные моменты реализации реакций ассоциативной ионизации в методе ПСМ. При столкновении атомов A и B реакция



реализуется с вероятностью $p(E_c)$, зависящей от энергии сталкивающихся частиц $E_c = E_A + E_B$. Зависимость $p(E_c)$ рассчитывается в условиях равновесного распределения энергий реагентов для аррениусовской зависимости константы скорости реакции

$$\frac{dn_{AB^+}}{dt} = k(T)n_A n_B = AT^B \exp(-e_A/k_B T)n_A n_B \quad (33)$$

где A и B – константы; E_a — энергия активации реакции ($p = 0$ при $E_c < E_a$).

Вероятность ионизации $p(E_c)$ определяется по модели полной столкновительной энергии. Если реакция принята к реализации, то оставшаяся энергия $E_c - E_a$ распределяется между продуктами реакции: ионом AB^+ и электроном согласно модели Ларсена-Боргнакке. Если реакция не произошла, с дополнительной вероятностью $1 - p$, происходит

столкновение реагентов. Значение энергии получаемых в реакции электронов сохраняются в массиве и могут использоваться для моделирования процессов обмена электронной энергии и других степеней свободы.

Для учета диссоциативной рекомбинации необходимо определение частоты столкновений электронов и ионов. Используя стандартные процедуры метода ПСМ, частота столкновений определяется в столкновительных ячейках, на которые разбита столкновительная область. При этом предполагается, что средняя частота столкновений $AB^+ + e$ зависит от T_e , а вероятность реакции зависит только от энергии электрона. Число электронов в столкновительной ячейке полагается равной числу всех ионов (нейтральность плазмы).

На поверхности предполагается условие рекомбинации заряда иона. Это условие состоит в том, что при ударе иона AB^+ на поверхности выделяется энергия, которая полагалась равной энергии перехода электрона из свободного состояния в основное. Подсчет «дополнительного» нагрева на счет аккомодации заряда реализован отдельно с оценкой теплового потока, что позволит рассчитать вклад нейтрализации заряда в тепловой поток на поверхности. Для оценки дебаевского радиуса, а также для расчета скорости диссоциативной рекомбинации применялось условие быстрой релаксации электронной температуры и колебательной температуры N_2 .

Модель учета радиационных процессов. Уравнение переноса селективного теплового излучения формулируется в общем виде:

$$\Omega \frac{\partial J_\omega(r, \Omega)}{\partial r} + \kappa_\omega(r) J_\omega(r, \Omega) = J_\omega(r) \quad (34)$$

где $J_\omega(r, \Omega)$ – спектральная интенсивность излучения; r – радиус-вектор рассматриваемой точки пространства; Ω – единичный вектор направления

распространения излучения; $\kappa_{\omega}(r)$ – спектральный коэффициент поглощения; $J_{\omega}(r)$ – спектральный коэффициент испускания.

Спектральный коэффициент испускания вычисляется с использованием закона Кирхгоффа (в приближении локального термодинамического равновесия):

$$J_{\omega}(r) = \kappa_{\omega}(r) J_{b,\omega}(r) \quad (35)$$

где $J_{b,\omega}(r)$ – интенсивность излучения абсолютно черного тела (функция Планка).

Интегрирование интенсивности излучения по направлениям (с весом Ω) и по волновому числу излучения позволяет определить вектор плотности потока излучения:

$$q_{rad} = q_{rad}(r) = \int_{4\pi} d\Omega \int_{\Delta\omega_{tot}} \Omega J_{\omega}(r, \Omega) d\omega \quad (36)$$

где ω – частота.

Плотность спектрального, спектрально-группового и интегрального радиационного теплового потока, достигающего поверхности с единичной нормалью n определяется по формулам:

$$q_{rad} = \int_{4\pi} (\Omega \cdot n) J_{\omega}(r, \Omega) d\Omega \quad (37)$$

$$q_{rad, \Delta\omega} = \frac{1}{\Delta\omega} \int_{\Delta\omega} d\omega \int_{4\pi} (\Omega \cdot n) J_{\omega}(r, \Omega) d\Omega \quad (38)$$

$$q_{rad} = \int_{\omega_{min}}^{\omega_{max}} d\omega \int_{4\pi} (\Omega \cdot n) J_{\omega}(r, \Omega) d\Omega \quad (39)$$

где $\omega_{min} = 10^5 \text{ м}^{-1}$, $\omega_{max} = 1.5 \cdot 10^7 \text{ м}^{-1}$.

Для плотности радиационных тепловых потоков используется следующая система обозначений: $q_{rad, \omega}$ – плотность спектрального радиационного теплового потока в критической точке обтекаемого

космического аппарата (или в любой заданной точке на поверхности); Q_{rad} – кумулятивная функция плотности спектрального радиационного теплового потока в заданной точке на поверхности обтекаемого космического аппарата, которая рассчитывается по формуле:

$$Q_{rad} = Q_{rad}(\omega) = \int_{\omega_{min}}^{\omega_{max}} q_{rad,\omega} d\omega \quad (40)$$

При расчете неравновесного излучения от релаксационной зоны ударной волны и сжатого слоя спектральный коэффициент испускания рассчитывается с учетом различия температур поступательного, колебательного и электронного возбуждения. Температура вращательного движения полагается равной поступательной температуре.

Одномерное установившееся **изоэнтропическое течение** является наиболее простым случаем движения газа, который лежит в основе изучения более сложных течений. Согласно общей классификации, *одномерным* называется такое движение, при котором параметры потока зависят от одной пространственной переменной. В этом случае предполагается, что определяющие течение параметры будут в каждом сечении одинаковыми в любой момент времени, хотя площадь поперечного сечения может плавно изменяться произвольным образом.

Рассмотрим модель физически идеального (невязкого, нетеплопроводного, однородного, не испытывающего физических и химических превращений) сжимаемого газа при условии, что отсутствует теплообмен с окружающей средой (адиабатический процесс). Для расчета параметров изоэнтропического течения используют уравнения, полученные на основе законов сохранения массы, количества движения и энергии.

Известно, что при отсутствии теплообмена для физически идеального газа уравнения движения и энергии записываются соответственно в виде

$$VdV + \frac{dp}{\rho} = 0; VdV + di = 0,$$

откуда следует, что

$$di + \frac{dp}{\rho} = 0, \quad (41)$$

При изучении движения газа необходимо пользоваться функцией S его состояния, которая называется энтропией. Эта функция определяется следующим дифференциальным уравнением:

$$dS = \frac{dq_e}{T} \quad (42)$$

где q_e – теплота, подведенная к системе извне, а также вследствие диссипации энергии.

Согласно первому закону термодинамики,

$$dq_e = de + pd\left(\frac{1}{\rho}\right) = de + d\left(\frac{p}{\rho}\right) - \frac{dp}{\rho} = d\left(e + \frac{p}{\rho}\right) - \frac{dp}{\rho} \quad (43)$$

Учитывая, что энтальпия газа $i = e + p/\rho$, соотношение (43) можно записать в виде

$$dq_e = di - \frac{dp}{\rho} \quad (44)$$

или

$$TdS = di - \frac{dp}{\rho} \quad (45)$$

Из выражений (41) и (45) следует, что $TdS = 0$, а значит, для рассматриваемой модели сжимаемого газа энтропия S должна быть постоянной. Процессы, протекающие без теплообмена и при отсутствии потерь (с постоянной энтропией), называются *изоэнтропическими*.

Получим уравнение для изоэнтропы, которое лежит в основе расчета параметров потока при изоэнтропическом течении. С учетом уравнения состояния $p = \rho RT$ преобразуем соотношение (43) к виду

$$dq_e = c_v dT - RT \frac{dp}{\rho} \quad (46)$$

Интегрируя дифференциальное уравнение (42) с учетом (46), получаем

$$S = c_v \ln \frac{p}{\rho^\gamma} + C.$$

Поскольку энтропия постоянна, то и отношение $p/\rho^\gamma = const$.

Таким образом, система основных уравнений, описывающих изоэнтропическое течение, имеет следующий вид:

$$\rho VF = C_1, \quad (47)$$

$$V^2/2 + c_p T = C_2, \quad (48)$$

$$p/\rho^\gamma = C_3, \quad (49)$$

$$p = \rho RT, \quad (50)$$

где C_1, C_2, C_3 – постоянные величины, F – площадь.

Эта система является алгебраической и содержит четыре неизвестных основных параметра p , ρ , T и V , характеризующих состояние потока газа. Для решения системы необходимо знать граничные условия, которые включают в себя зависимость $F(x)$ изменения площади поперечного сечения потока вдоль продольной координаты.

Получим основные соотношения, связывающие параметры потока при изоэнтропическом течении.

Рассмотрим плоский канал постоянного сечения, заполненный газом с параметрами p_2 , ρ_2 , T_2 и $\vec{V}_2 = 0$ (Рисунок 1.1.2). Пусть в некоторый момент

времени в нем с небольшой скоростью начинает равномерно двигаться поршень, который приводит в движение частицы газа. Поскольку газ сжимаем, движение частиц не может начаться одновременно во всем занимаемом им объеме. Поэтому в каждый момент времени будет существовать фронт возмущения AA_1 , который движется с некоторой скоростью a и отделяет область возмущенной газовой среды (p_1, ρ_1, T_1 и \vec{V}_1) от невозмущенной (p_2, ρ_2, T_2 и \vec{V}_2).

Определим скорость a , используя основные уравнения сохранения. Из уравнения неразрывности, записанного для единичной площади F ,

$$\dot{m} = \rho_1(a - V_1) = \rho_2 a$$

получаем выражение для скорости a :

$$a = \frac{\rho_1 V_1}{\rho_1 - \rho_2} \quad (51)$$

а из уравнения движения

$$\dot{m}a - \dot{m}(a - V_1) = \dot{m}V_1 = p_1 - p_2$$

используя уравнение неразрывности, находим, что скорость распространения фронта возмущений

$$a = \frac{p_1 - p_2}{\rho_2 V_1}. \quad (52)$$

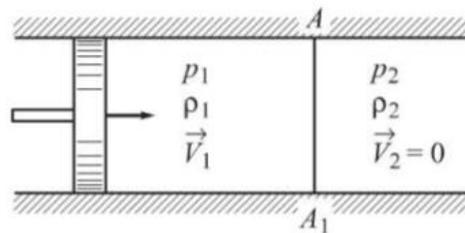


Рисунок 1.1.2. Распространение возмущений в газе при движении поршня, где p_1, ρ_1, T_1 и \vec{V}_1 – соответственно давление, плотность, температура и вектор скорости потока в возмущенной газовой среде, p_2, ρ_2, T_2 и \vec{V}_2 – соответственно давление, плотность, температура и вектор скорости потока за фронтом возмущения

Предположим, что при переходе через фронт возмущений параметры газа изменяются незначительно, т. е.

$$p_1 = p_2 + dp; \rho_1 = \rho_2 + d\rho; V_1 = dV.$$

Тогда, подставляя эти выражения в (51) и (52) и отбрасывая члены второго порядка малости, получаем

$$a = \frac{(\rho_2 + d\rho)dV}{\rho_2 + d\rho - \rho_2} = \rho_2 \frac{dV}{d\rho}, \quad (53)$$

$$a = \frac{p_2 + dp - p_2}{\rho_2 dV} = \frac{dp}{\rho_2 dV}. \quad (54)$$

Выражая из формулы (53) плотность

$$\rho_2 = a \frac{d\rho}{dV}$$

и подставляя ее в выражение (54), находим соотношение для скорости распространения слабых возмущений (скорости звука) в среде:

$$a = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}}, \quad (55)$$

которая прямо пропорциональна изменению давления dp и обратно пропорциональна изменению плотности $d\rho$.

Для определения скорости звука при изоэнтропическом течении газа прологарифмируем уравнение (49):

$$\ln p = \ln C_3 + \gamma \ln \rho \quad (56)$$

Дифференцируя уравнение (56), находим

$$\frac{dp}{d\rho} = \gamma \frac{p}{\rho}$$

С учетом выражения (55) получаем

$$a = \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}} \quad (57)$$

или, согласно уравнению состояния (50),

$$a = \sqrt{\gamma RT}.$$

Рассмотрим газовый поток, обтекающий некоторую поверхность (Рисунок 1.1.3). Параметры в сечении, соответствующем невозмущенному течению в этом потоке, обозначим через $V_\infty, p_\infty, T_\infty, \rho_\infty$, а в возмущенной области (вблизи обтекаемого тела) – через V, p, T, ρ . Установим взаимосвязь между параметрами состояния газа и скоростью его движения. Запишем уравнение энергии (48) применительно к рассмотренным сечениям:

$$V_\infty^2/2 + i_\infty = V^2/2 + i.$$

Отсюда

$$V = \sqrt{V_\infty^2 + 2(i_\infty - i)}.$$

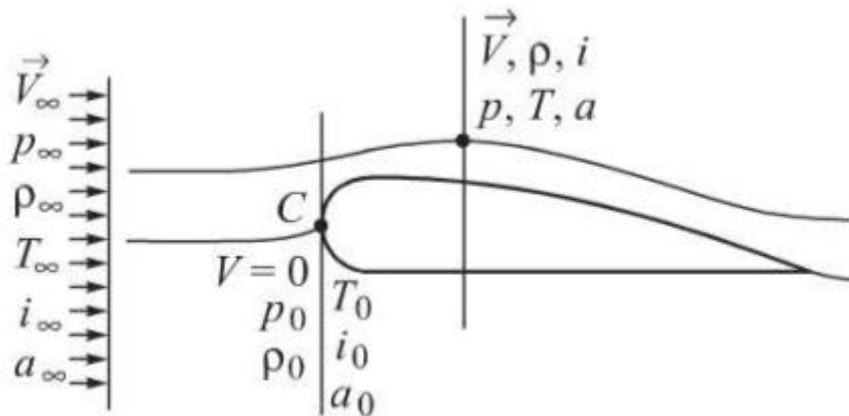


Рисунок 1.1.3. Схема течения вблизи обтекаемой поверхности, где V, p, ρ, T, i, a – соответственно вектор скорости, давление, плотность, температура, удельная внутренняя энергия газа и скорость звука. Индексом « ∞ » обозначаются параметры набегающего потока, «0» – параметры торможения, без индекса – параметры в возмущенной области.

Пусть в некоторой точке С (Рисунок 1.1.3) поток полностью тормозится. Параметры состояния газа в точке с нулевой скоростью называются *параметрами торможения* и обозначаются индексом «0»: T_0, p_0, ρ_0 . Определяя константу в уравнении (49) и учитывая условия в точке торможения, запишем уравнение энергии в виде

$$i_0 = V^2/2 + i, \quad (58)$$

где i - энтальпия заторможенного потока.

Тогда скорость газа в струе можно вычислить по зависимости

$$V = \sqrt{2(i_0 - i)}. \quad (59)$$

Подставляя в выражение (58)

$$i = c_p T = \frac{c_p}{R} \frac{p}{\rho} = \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p}{\rho}, \quad i_0 = \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p_0}{\rho_0},$$

находим

$$\frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p_0}{\rho_0} = \frac{V^2}{2} + \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p}{\rho}.$$

Отсюда текущая скорость

$$V = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{p_0}{\rho_0} - \frac{p}{\rho} \right)}. \quad (60)$$

Поскольку течение изэнтропическое,

$$p/\rho^\gamma = p_0/\rho_0^\gamma, \quad (61)$$

выражая из (61) отношение p_0/p и подставляя его в (60), получаем

$$V = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{p_0}{\rho_0} \left[1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}.$$

Поскольку для условий полного торможения скорость звука $a_0 = \sqrt{\gamma p_0/\rho_0}$, текущая скорость потока

$$V = a_0 \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}. \quad (62)$$

Из соотношения (58) следует, что скорость потока возрастает по мере того, как уменьшается энтальпия, а, следовательно, все большая часть

внутренней энергии преобразуется в кинетическую. Максимальная скорость достигается при условии, что $i = 0$ ($p = 0, T = 0$), т. е. при расширении потока до полного вакуума. В соответствии с формулой (59)

$$V_{\max} = \sqrt{2i_0} \quad (63)$$

или с учетом (4.22)

$$V_{\max} = a_0 \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}}.$$

Согласно выражению (63), максимальная скорость определяется только параметрами заторможенного потока. Поскольку при изоэнтропическом течении параметры T_0, p_0, ρ_0 остаются постоянными (энергообмен с окружающей средой отсутствует, а также нет потерь, связанных с трением), скорость V_{\max} будет постоянной.

Зная максимальную скорость, можно определить скорость потока в произвольном сечении:

$$V = V_{\max} \sqrt{1 - i/i_0}.$$

Преобразуя выражение (58) с учетом (57), получим

$$a^2 = a_0^2 - \frac{\gamma - 1}{2} V^2, \quad (64)$$

или

$$a^2 = \frac{\gamma - 1}{2} (V_{\max}^2 - V^2). \quad (65)$$

Из соотношения (65) следует, что чем больше скорость течения газа, тем меньше местная скорость звука. В диапазоне дозвуковых скоростей по мере увеличения скорости течения местная скорость звука будет уменьшаться, но оставаться больше местной скорости течения ($V < a$). При сверхзвуковом течении скорость звука становится меньше местной скорости течения. Сечение, в котором местная скорость потока газа равна местной

скорости звука, называется *критическим*. Соответствующее ему значение скорости обозначают a^* . Критическими для этого сечения называют и такие параметры газа, как давление p^* , плотность ρ^* , температура T^* .

Согласно соотношению (65),

$$a^{*2} = \frac{\gamma-1}{2}(V_{\max}^2 - a^{*2}),$$

откуда

$$a^* = V_{\max} \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}}.$$

Используя уравнение энергии

$$\frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p_0}{\rho_0} = \frac{a^{*2}}{2} + \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p^*}{\rho^*}$$

и выражение (57), находим

$$a^* = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma+1} \frac{p_0}{\rho_0}} = a_0 \sqrt{\frac{2}{\gamma+1}}. \quad (66)$$

Кроме числа Маха $M = V/a$, в качестве безразмерных скоростей можно использовать число Крокко $Cr = V/V_{\max}$ или относительную скорость $\lambda = V/a^*$. Преобразовав уравнение (64) с учетом (66), получим зависимость между M и λ :

$$\lambda^2 = \frac{\gamma+1}{2} M^2 / \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right). \quad (67)$$

В сечении, где $V = V_{\max}$, число Маха $M \rightarrow \infty$, а следовательно,

$$\lambda = \lambda_{\max} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}.$$

Очевидно, что в критическом сечении, где $M = 1$, значение $\lambda = 1$. В произвольном сечении при $1 \leq M \leq \infty$ относительная скорость изменяется в пределах $1 \leq \lambda \leq \sqrt{(\gamma + 1)/(\gamma - 1)}$.

Разделив левую и правую части уравнения (65) на V^2 , легко установить связь между числами Крокко и Маха:

$$Cr^2 = \frac{\gamma - 1}{2} M^2 / \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right). \quad (68)$$

Связь между числом Крокко и безразмерной скоростью определяется соотношением

$$Cr^2 = \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda^2. \quad (69)$$

Для установления зависимости давления, плотности, температуры потока от его скорости воспользуемся уравнением (58). Разделим его левую и правую части на полную энтальпию i_0 :

$$\frac{i}{i_0} = 1 - \frac{V^2}{2i_0}. \quad (70)$$

С учетом того, что $i = c_p T$, $i_0 = c_p T_0$, а $V_{\max}^2 = 2i_0$, зависимость (70) можно представить в виде

$$\frac{T}{T_0} = 1 - \frac{V^2}{V_{\max}^2} = 1 - Cr^2. \quad (71)$$

Согласно уравнениям изоэнтропы (49) и состояния (50), имеют место следующие соотношения:

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}, \quad \frac{\rho}{\rho_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

или с учетом соотношения (71)

$$\frac{P}{P_0} = (1 - Cr^2)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}, \quad \frac{\rho}{\rho_0} = (1 - Cr^2)^{\frac{1}{\gamma-1}}. \quad (72)$$

Поскольку при одномерном изоэнтропическом течении параметры торможения остаются постоянными, из соотношений (71) и (72) следует, что с ростом скорости потока от нуля до V_{\max} его параметры непрерывно уменьшаются и стремятся к нулевым значениям (Рисунок 1.1.4).

Подставляя в (71) и (72) зависимости (68) и (69), получаем соотношения между газодинамическими параметрами:

$$\frac{P}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (73)$$

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} = \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (74)$$

$$\frac{T}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-1} = 1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2 \quad (75)$$

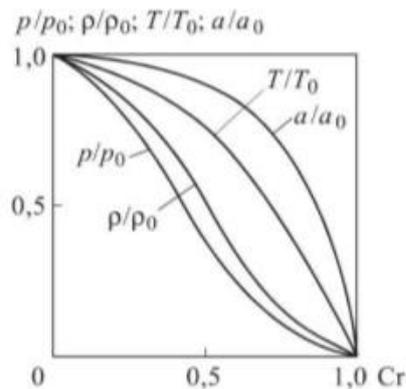


Рисунок 1.1.4. Зависимости давления, плотности, температуры и скорости звука в газовой струе от безразмерной скорости течения, где p , ρ , T , a – соответственно давление, плотность, температура и скорость звука. Индексом «0» – параметры торможения, без индекса – параметры в возмущенной области. Cr – число Крокко.

В критическом сечении ($V = a^*$) $M = \lambda = 1$, $Cr = \sqrt{(\gamma - 1)/(\gamma + 1)}$.

Из соотношений (73)-(75) для критических значений давления p^* , плотности ρ^* и температуры T^* находим

$$\begin{aligned} \frac{p^*}{p_0} &= \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \\ \frac{\rho^*}{\rho_0} &= \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \\ \frac{T^*}{T_0} &= \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right) \end{aligned} \quad (76)$$

Таким образом, все параметры газа в сечении, где скорость потока достигает скорости звука, являются функциями только параметров торможения T_0, p_0, ρ_0 . Для воздуха ($\gamma = 1.4$) формулы (76) принимают вид

$$T^* = 0.831T_0; p^* = 0.528p_0; \rho^* = 0.636\rho_0$$

Несмотря на простейшую модель совершенного газа, существует большая проблема расчета обтекания при $M_\infty > 1$ тел сложной формы. При решении задач вычислительной аэродинамики процесс построения расчетной сетки обычно весьма трудоемок, требует больших временных затрат и значительных усилий специалистов по численному моделированию. Точность и эффективность используемого численного метода решения уравнений механики сплошной среды часто в значительной степени зависит от используемой расчетной сетки.

Опуская перечисление достоинств и недостатков структурированных сеток, которые широко и успешно используются в механике сплошной среды, отметим ряд свойств неструктурированных сеток:

1) Для большинства задач, представляющих практический интерес в механике сплошной среды, форма расчетной области очень сложна, и

построение структурированной расчетной сетки в этом случае становится чрезвычайно трудоемким даже при использовании многоблочного подхода. Неструктурированные сетки создаются относительно проще практически для любой требуемой геометрии.

2) Процесс построения неструктурированных сеток может быть автоматизирован, что существенно сокращает временные затраты на генерацию сеток и, тем самым, уменьшает его трудоемкость. Заметим, что для создания структурированной сетки иногда требуется несколько недель почти «ручной» работы вычислителя.

Вместе с тем, следует учесть, что неструктурированные сетки имеют ряд недостатков:

1) Расчеты на неструктурированных сетках имеют, как правило, меньшую точность по сравнению с аналогичными расчетами на структурированных сетках, так как тетраэдр (в трехмерном случае) и треугольник (на плоскости) не имеют параллельных граней (ребер), что приводит к необходимости использования дополнительных аппроксимационных соотношений при численном вычислении производных. Для получения результатов с требуемой точностью необходимо создавать большее число расчетных элементов, чем в случае структурированной сетки.

2) Для повышения точности используемых расчетных методов сетка должна быть по возможности изотропна. Соседние элементы могут лишь незначительно отличаться по форме и размерам. Это также приводит к существенному увеличению числа расчетных элементов.

3) Некоторые трудности возникают при интерполяции расчетных данных на неструктурированных сетках, когда это делается с целью наглядного представления результатов расчетов в требуемых плоскостях и на поверхностях.

4) Компьютерная программа, реализующая интегрирование уравнений механики сплошной среды, и использующая неструктурированные сетки, требует больше памяти и расчетного времени. Численные алгоритмы, основывающиеся на неструктурированной топологии сетки более трудоемки и сложны.

5) Для записи и хранения неструктурированных сеток требуется относительно больше информации, поскольку дополнительная память требуется для хранения информации о связях ячеек сетки.

Тем не менее, можно сказать с уверенностью, что производительность современных компьютеров и развитие параллельных вычислений позволяет решать все перечисленные выше проблемы, возникающие при использовании неструктурированного метода. Поэтому можно прогнозировать увеличение удельного веса численного моделирования в механике сплошных сред на неструктурированных сетках.

1.2. Описание метода расщепления по физическим процессам

В качестве базового подхода для сквозного счета пространственного высокоскоростного обтекания без предварительного выделения поверхностей разрывов использовался разработанный модифицированный метод расщепления по физическим процессам [157]. Технология основана на хорошо известных принципах расщепления [20, 174, 175]. Оригинальная алгоритмическая реализация самой процедуры расщепления позволяет адаптировать метод для решения полной системы трехмерных нестационарных уравнений газовой динамики (Эйлера и Навье–Стокса) на неструктурированных сетках.

В рамках разработанного подхода [157] рассматривалась трехмерная задача течения совершенного вязкого сжимаемого газа

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \vec{v}) = 0,$$

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho u \vec{v}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z},$$

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho v \vec{v}) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z},$$

$$\frac{\partial \rho w}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho w \vec{v}) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z},$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \vec{v}) = \operatorname{div}(\Phi - q),$$

где $q = \lambda \nabla T$ – вектор теплового потока, Φ – диссипативная функция, компоненты которой записываются в виде

$$\Phi_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz},$$

$$\Phi_y = u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz},$$

$$\Phi_z = u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz}.$$

Стационарное решение задачи, если оно существует, получается в результате установления. Определение значений функции на каждом последующем шаге по времени (или по итерационному параметру τ в методе установления) осуществлялось в три этапа.

Для аппроксимации уравнений на каждом этапе применяются элементы метода конечных объемов. В рамках рассматриваемого подхода определяются усредненные значения производных по контрольному объему (в данном случае по тетраэдральному элементу).

$$\left\langle \frac{\partial f}{\partial \alpha} \right\rangle_{V_i} = \frac{1}{V_i} \int_{V_i} \frac{\partial f}{\partial \alpha} dV = \frac{1}{V_i} \int_{S_i} f_i dV \approx \frac{1}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{\alpha i}^j f_i^j,$$

$$f = (u, v, w, p, q_\alpha, \tau_{\alpha\beta}), i = 1, \dots, N, j = 1 \dots 4, \alpha = x, y, z, \beta = x, y, z,$$

где V_i – объем i -ого тетраэдра; S_i^j – площадь поверхности j -ой грани i -ого

элемента; $n_{\alpha i}^j$ – x , y или z -я составляющая единичной нормали j -ой грани i -ого элемента.

Значение функции на грани берется как усредненное значение функции в текущем и соседнем тетраэдре

$$f_i^j = \frac{1}{2}(f_L + f_{LB_j})$$

где f_L – значение функции в i -ом элементе, f_{LB_j} – значение функции в соседнем элементе по j -ой грани.

Объем V i -ого тетраэдра с вершинами $A_i(x_A, y_A, z_A)$, $B_i(x_B, y_B, z_B)$, $C_i(x_C, y_C, z_C)$, $D_i(x_D, y_D, z_D)$ определяется по формуле

$$V_i = \left| \frac{1}{6} \det(A) \right|,$$

где

$$A = \begin{pmatrix} x_B - x_A & y_B - y_A & z_B - z_A \\ x_C - x_A & y_C - y_A & z_C - z_A \\ x_D - x_A & y_D - y_A & z_D - z_A \end{pmatrix}.$$

Координаты центра масс для этого же тетраэдра вычисляются по следующим формулам

$$x_{cm} = \frac{x_A + x_B + x_C + x_D}{4},$$

$$y_{cm} = \frac{y_A + y_B + y_C + y_D}{4},$$

$$z_{cm} = \frac{z_A + z_B + z_C + z_D}{4}.$$

Площадь S j -ой грани i -ого тетраэдра может быть вычислена по формуле

$$S = \frac{1}{2} \sqrt{S_x^2 + S_y^2 + S_z^2},$$

где для грани с вершинами A, B и C

$$S_x = \begin{vmatrix} y_B - y_A & z_B - z_A \\ y_C - y_A & z_C - z_A \end{vmatrix},$$

$$S_y = \begin{vmatrix} z_B - z_A & x_B - x_A \\ z_C - z_A & x_C - x_A \end{vmatrix},$$

$$S_z = \begin{vmatrix} x_B - x_A & y_B - y_A \\ x_C - x_A & y_C - y_A \end{vmatrix}.$$

Аналогично рассчитывается площадь граней с вершинами $(A B D)$, $(A C D)$ и $(B C D)$.

Единичная нормаль к плоскости грани $(A B C)$ вычисляется с использованием формул

$$n_x = \frac{S_x}{\sqrt{S_x^2 + S_y^2 + S_z^2}},$$

$$n_y = \frac{S_y}{\sqrt{S_x^2 + S_y^2 + S_z^2}},$$

$$n_z = \frac{S_z}{\sqrt{S_x^2 + S_y^2 + S_z^2}},$$

где n_x, n_y, n_z - компоненты нормали к грани.

Аналогичным образом вычисляются единичные нормали оставшихся трех граней.

На первом этапе расчета, который также имеет название **Эйлеров этап**, изменяются лишь величины, относящиеся к ячейке в целом, а газ предполагается заторможенным. Поэтому конвективные члены вида $\text{div}(\rho \psi \vec{v})$, где $\psi = (1 \ u \ v \ w \ E)$, соответствующие эффектам перемещения, откидываются. Из уравнения неразрывности следует, что поле плотности будет заморожено, поэтому в оставшихся уравнениях можно

вынести ρ из-под знака дифференциала и разрешить систему уравнений относительно временных производных от u , v , w , E

$$\begin{aligned}\frac{\partial \rho}{\partial t} &= 0, \\ \rho \frac{\partial u}{\partial t} &= -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z}, \\ \rho \frac{\partial v}{\partial t} &= -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z}, \\ \rho \frac{\partial w}{\partial t} &= -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z}, \\ \rho \frac{\partial E}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \vec{v}) &= 0,\end{aligned}$$

Для аппроксимации градиента давления $\nabla p = \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial p}{\partial z}$

рассмотрим отдельно аппроксимацию производных на элементе i . Среднее значение производной давления в элементарном объеме расчетной ячейки V_i находим используя теорему Гаусса-Остроградского:

$$\begin{aligned}\left\langle \frac{\partial p}{\partial x} \right\rangle_{V_i} &\approx \frac{1}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j p_i^j, \\ \left\langle \frac{\partial p}{\partial y} \right\rangle_{V_i} &\approx \frac{1}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j p_i^j, \\ \left\langle \frac{\partial p}{\partial z} \right\rangle_{V_i} &\approx \frac{1}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j p_i^j.\end{aligned}$$

Для аппроксимации дивергенции в уравнении энергии воспользуемся полученными соотношениями:

$$\operatorname{div}(\rho \vec{v}) = \frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} + \frac{\partial \rho w}{\partial z} \approx \frac{1}{V_i} \left(\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j p_i^j u_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j p_i^j v_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j p_i^j w_i^j \right),$$

где u_i^j, v_i^j, w_i^j – значения компонентов вектора скорости на j -ой грани i -ого элемента.

Для аппроксимации компонентов тензора вязких напряжений для i -ой ячейки

$$\begin{aligned}\tau_{xy} &= \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) = \frac{\mu}{V_i} \left(\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j v_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j u_i^j \right), \\ \tau_{xz} &= \tau_{zx} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) = \frac{\mu}{V_i} \left(\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j w_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j u_i^j \right), \\ \tau_{yz} &= \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) = \frac{\mu}{V_i} \left(\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j w_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j v_i^j \right), \\ \tau_{xx} &= \frac{2}{3} \frac{\mu}{V_i} \left(2 \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j u_i^j - \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j v_i^j - \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j w_i^j \right), \\ \tau_{yy} &= \frac{2}{3} \frac{\mu}{V_i} \left(- \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j u_i^j + 2 \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j v_i^j - \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j w_i^j \right), \\ \tau_{zz} &= \frac{2}{3} \frac{\mu}{V_i} \left(- \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j u_i^j - \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j v_i^j + 2 \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j w_i^j \right).\end{aligned}$$

Аппроксимация вязких слагаемых в правой части уравнений импульса проводится с использованием полученных соотношений:

$$\begin{aligned}\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} &\approx \frac{1}{V_i} \left(\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j \tau_{xx}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j \tau_{xy}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j \tau_{xz}^{ij} \right), \\ \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} &\approx \frac{1}{V_i} \left(\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j \tau_{yx}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j \tau_{yy}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j \tau_{yz}^{ij} \right), \\ \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} &\approx \frac{1}{V_i} \left(\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j \tau_{zx}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j \tau_{zy}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j \tau_{zz}^{ij} \right),\end{aligned}$$

где $\tau_{xx}^{ij}, \tau_{yy}^{ij}, \tau_{zz}^{ij}, \tau_{xy}^{ij}, \tau_{yx}^{ij}, \tau_{xz}^{ij}, \tau_{zx}^{ij}, \tau_{yz}^{ij}, \tau_{zy}^{ij}$ – значения компонентов тензора напряжений на j -ой грани i -ого элемента.

Аппроксимируя уравнения с использованием полученных соотношений в момент времени t получим следующие разностные уравнения в декартовой системе координат для тетраэдральной ячейки i :

$$\begin{aligned}\rho_i \left\langle \frac{\partial u}{\partial t} \right\rangle_i &= \frac{1}{V_i} \left(-\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j p_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j \tau_{xx}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j \tau_{xy}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j \tau_{xz}^{ij} \right), \\ \rho_i \left\langle \frac{\partial v}{\partial t} \right\rangle_i &= \frac{1}{V_i} \left(-\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j p_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j \tau_{yx}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j \tau_{yy}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j \tau_{yz}^{ij} \right), \\ \rho_i \left\langle \frac{\partial w}{\partial t} \right\rangle_i &= \frac{1}{V_i} \left(-\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j p_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j \tau_{zx}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j \tau_{zy}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j \tau_{zz}^{ij} \right), \\ \rho_i \left\langle \frac{\partial E}{\partial t} \right\rangle_i &= -\frac{1}{V_i} \left(\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j p_i^j u_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j p_i^j v_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j p_i^j w_i^j \right),\end{aligned}$$

где производные по времени определяются так:

$$\left(\frac{\partial f}{\partial t} \right)_i = \frac{f_i^n - f_i^{n-1}}{\Delta t}, \quad f = (u \quad v \quad w \quad E).$$

В результате получим явные разностные уравнения первого порядка точности по времени и второго порядка по пространству:

$$\begin{aligned}u_i^n &= u_i^{n-1} + \frac{1}{V_i} \left(-\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j p_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j \tau_{xx}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j \tau_{xy}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j \tau_{xz}^{ij} \right) \frac{\Delta t}{\rho_i}, \\ \tilde{v}_i^n &= v_i^{n-1} + \frac{1}{V_i} \left(-\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j p_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j \tau_{yx}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j \tau_{yy}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j \tau_{yz}^{ij} \right) \frac{\Delta t}{\rho_i}, \\ w_i^n &= w_i^{n-1} + \frac{1}{V_i} \left(-\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j p_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j \tau_{zx}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j \tau_{zy}^{ij} + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j \tau_{zz}^{ij} \right) \frac{\Delta t}{\rho_i}, \\ E_i^n &= E_i^{n-1} + -\frac{1}{V_i} \left(\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j p_i^j u_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j p_i^j v_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j p_i^j w_i^j \right) \frac{\Delta t}{\rho_i}.\end{aligned}$$

В приведенных схемах u, \tilde{v}, w, E промежуточные значения параметров потока на слое $t + \Delta t$, полученные в предположении заторможенности поля плотности без учета эффектов перемещения среды.

На втором этапе (**Лагранжев этап**) вычисляются эффекты переноса, учитывающие обмен между объемными элементами сетки – рассчитываются потоки массы через границы расчетных ячеек. Здесь находятся за время Δt потоки массы ΔM^n через границы эйлеровых ячеек. При этом полагается, что вся масса переносится только за счет нормальной к границе составляющей скорости.

Поток массы через j -ую грань i -ого элемента ΔM_{ij}^n определяется по формулам первого порядка точности методом донорных ячеек [160]:

$$\Delta M_{ij}^n = \rho_{sj}^n \tilde{v}_{ij}^n S_i^j \Delta t, \quad (77)$$

где

$$\rho_{sj}^n = \begin{cases} \rho_L^n, & \tilde{v} \geq 0 \\ \rho_{LB_j}^n, & \tilde{v} < 0 \end{cases},$$

$$\tilde{v}_{ij}^n = \begin{cases} \frac{1}{2}(\tilde{v} + |\tilde{v}|), & \tilde{v} \geq 0 \\ \frac{1}{2}(\tilde{v} - |\tilde{v}|), & \tilde{v} < 0 \end{cases},$$

$$\tilde{v} = \frac{1}{2}(\tilde{v}_L + \tilde{v}_R),$$

$$\tilde{v}_{L/R} = u n_x + \tilde{v} n_y + w n_z,$$

ρ_L^n – плотность в i -м тетраэдральном элементе, если поток вытекает из него через грань j , ρ_R^n – плотность в соседнем через грань j тетраэдральном элементе, если поток втекает через j ; \tilde{v}_{ij}^n – нормальная составляющая вектора скорости на j -ой грани i -го тетраэдра; S_i^j – площадь j -ой грани i -ого элемента; Δt – шаг по времени.

Использование разностных уравнений первого порядка точности на втором этапе приводит к снижению порядка аппроксимации по пространству всей схемы.

На третьем этапе определяются окончательные значения газодинамических параметров потока на основе законов сохранения массы, импульса и энергии для каждого элемента и всей системы в целом в разностной форме.

Разностное уравнение, соответствующее уравнению неразрывности для i -го тетраэдра имеет вид:

$$M_i^{n+1} = M_i^n - \sum_{j=1}^4 \Delta M_{ij}^n.$$

Здесь ΔM_{ij}^n – масса газа, которая пересекла за время Δt одну из 4 граней рассматриваемой ячейки i . Знак "-" перед суммой возникает вследствие того, что поток массы ΔM_{ij}^n принят положительным, если поток вытекает из ячейки i через грань j (в соответствии с направлением внешней нормали к грани j).

Соответствующие соотношения для законов сохранения импульса (компонентов импульса) и полной энергии имеют вид:

$$u_i^{n+1} M_i^{n+1} = u_i^n M_i^n - \sum_{j=1}^4 u_{sj}^n \Delta M_{ij}^n,$$

$$v_i^{n+1} M_i^{n+1} = \tilde{v}_i^n M_i^n - \sum_{j=1}^4 \tilde{v}_{sj}^n \Delta M_{ij}^n,$$

$$w_i^{n+1} M_i^{n+1} = w_i^n M_i^n - \sum_{j=1}^4 w_{sj}^n \Delta M_{ij}^n,$$

$$E_i^{n+1} M_i^{n+1} = E_i^n M_i^n - \sum_{j=1}^4 E_{sj}^n \Delta M_{ij}^n,$$

При использовании неструктурированной сетки грани тетраэдра произвольно ориентированы по отношению к направлению потока, поэтому при практических расчетах для автоматического определения направления потока (втекает поток через грань или вытекает) имеет смысл ввести функцию D [176], относящуюся к каждой из 4-х граней ($j = 1...4$) элемента i :

$$D_i^j = \begin{cases} 1, & \text{если жидкость втекает в ячейку } i \text{ через грань } j \\ 0, & \text{если жидкость вытекает из ячейки } i \text{ через грань } j \end{cases}$$

Таким образом, на новом временном слое $t^{n+1} = t^n + \Delta t$ получаем формулы для расчета окончательных значений параметров потока ρ^{n+1} , u^{n+1} , v^{n+1} , w^{n+1} , E^{n+1} :

$$\begin{aligned} \rho_i^{n+1} &= \rho_i^n - \sum_{j=1}^4 \Delta M_{ij}^n \\ u_i^{n+1} &= \frac{1}{V_i} \left[u_i^n \left(\rho_i^n V_i - \sum_{j=1}^4 (1 - D_i^j u_{kj}^n) \Delta M_{ij}^n \right) - \sum_{j=1}^4 D_i^j u_{kj}^n \Delta M_{ij}^n \right] / \rho_i^{n+1}, \\ v_i^{n+1} &= \frac{1}{V_i} \left[\tilde{v}_i^n \left(\rho_i^n V_i - \sum_{j=1}^4 (1 - D_i^j \tilde{v}_{kj}^n) \Delta M_{ij}^n \right) - \sum_{j=1}^4 D_i^j \tilde{v}_{kj}^n \Delta M_{ij}^n \right] / \rho_i^{n+1}, \\ w_i^{n+1} &= \frac{1}{V_i} \left[w_i^n \left(\rho_i^n V_i - \sum_{j=1}^4 (1 - D_i^j w_{kj}^n) \Delta M_{ij}^n \right) - \sum_{j=1}^4 D_i^j w_{kj}^n \Delta M_{ij}^n \right] / \rho_i^{n+1}, \\ E_i^{n+1} &= \frac{1}{V_i} \left[E_i^n \left(\rho_i^n V_i - \sum_{j=1}^4 (1 - D_i^j E_{kj}^n) \Delta M_{ij}^n \right) - \sum_{j=1}^4 D_i^j E_{kj}^n \Delta M_{ij}^n \right] / \rho_i^{n+1} + \\ &+ \frac{1}{V_i} \left(\sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j \tau_{xx}^{ij} u_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j \tau_{xy}^{ij} u_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j \tau_{xz}^{ij} u_i^j + \right. \\ &+ \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j \tau_{yx}^{ij} v_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j \tau_{yy}^{ij} v_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j \tau_{yz}^{ij} v_i^j + \\ &+ \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j \tau_{zx}^{ij} w_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j \tau_{zy}^{ij} w_i^j + \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j \tau_{zz}^{ij} w_i^j - \\ &\left. - \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j q_{ij}^x - \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j q_{ij}^y - \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j q_{ij}^z \right) \frac{\Delta t}{\rho_i^{n+1}}, \end{aligned}$$

где u_{kj}^n , \tilde{v}_{kj}^n , w_{kj}^n , E_{kj}^n – промежуточные значения компонентов скорости и полная энергия, рассчитанные на предыдущем этапе, в ячейке соседнего

тетраэдра граничащего с текущим через грань j , $q_{ij}^x, q_{ij}^y, q_{ij}^z$ – значения компонентов теплового потока на j -ой грани i -ого элемента.

Для аппроксимации компонентов теплового потока для i -ой ячейки

$$q_{ij}^x = -\frac{\lambda}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{xi}^j T_i^j,$$

$$q_{ij}^y = -\frac{\lambda}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{yi}^j T_i^j,$$

$$q_{ij}^z = -\frac{\lambda}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{zi}^j T_i^j,$$

где T_i^j – значение температуры на j -ой грани i -ого элемента.

Давление на новом временном слое находим из термического уравнения состояния:

$$p_i^{n+1} = \rho_i^{n+1} (\gamma - 1) \left(E_i^{n+1} - \frac{(u_i^{n+1})^2 + (v_i^{n+1})^2 + (w_i^{n+1})^2}{2} \right).$$

Температуру на новом временном слое находим из колорического уравнения состояния:

$$T_i^{n+1} = \frac{p_i^{n+1} M}{\rho_i^{n+1} R},$$

где M – молярная масса воздуха ($M = 0.029$ кг/моль), R – универсальная газовая постоянная ($R = 8,3145$ Дж/(К·моль)).

Вычислительный цикл, таким образом, закончен. Дальнейший процесс вычислений состоит из многократного повторения шагов по времени.

Как альтернативный метод расчета потока на грани предполагается использовать одну из схем семейства AUSM (Advection Upstream Splitting Method) алгоритмов [162].

Существует множество модификаций указанной схемы [161, 162, 177-182]. Первоначальный вариант был предложен Лио и Стефаном [161] для расчета типичных аэродинамических задач и был усовершенствован в работах [181, 182]. Позже метод был обобщен на все скоростные режимы и на многофазные течения [162, 177-180].

В методах семейства схем AUSM расщепление проводится отдельно по конвективной составляющей (числу Маха) и давлению.

Рассмотрим конвективный F^C и акустический F^P потоки в трехмерной постановке уравнений Навье-Стокса (2)

$$F^C = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u u \\ \rho u v \\ \rho u w \\ \rho E u + p u \end{pmatrix} = \mathbf{u} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E + p \end{pmatrix} = M \begin{pmatrix} \rho c \\ \rho u c \\ \rho v c \\ \rho w c \\ (\rho E + p) c \end{pmatrix}; \quad F^P = p \begin{pmatrix} 0 \\ n_x \\ n_y \\ n_z \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (2)$$

где

$$\mathbf{u} = u n_x + v n_y + w n_z,$$

Обозначим индексом «L» величины внутри ячейки слева, индексом «R» величины внутри ячейки справа, а индексом «1/2» величины на границе этих ячеек. Тогда конвективный поток на границе ячеек примет вид (3).

$$F_{1/2}^C = M_{1/2} \begin{pmatrix} \rho c \\ \rho u c \\ \rho v c \\ \rho w c \\ (\rho E + p) c \end{pmatrix}_{L/R}. \quad (3)$$

Основная идея подхода AUSM заключается в том, что все расщепление потоков производится за счет числа $M_{1/2}$, в то время как «пассивные» величины переносятся из ячейки, откуда направлен поток:

$$f_{L/R} = \begin{cases} f_L, M_{1/2} \geq 0 \\ f_R, M_{1/2} < 0 \end{cases}.$$

Определяющим моментом для всего семейства схем AUSM является способ определения числа $M_{1/2}$. В схеме AUSM число $M_{1/2}$ расщепляется на вклад «слева» f_L^+ и «справа» f_R^-

$$M_{1/2} = f_L^+ + f_R^-.$$

Аналогично давление также расщепляется на вклад «слева» и «справа»

$$p_{1/2} = \varphi_L^+ p_L + \varphi_R^- p_R.$$

Ван-Лиром в [183] предложено функции $f_{L/R}^\pm$ аппроксимировать в виде полиномов второй степени (4), функции $\varphi_{L/R}^\pm$ в виде полинома третьей степени (5).

$$f_{L/R}^\pm = \begin{cases} \pm \frac{1}{4} (M_{L/R} \pm 1)^2, |M_{L/R}| \leq 1 \\ \frac{1}{2} (M_{L/R} \pm |M_{L/R}|), |M_{L/R}| > 1 \end{cases}. \quad (4)$$

$$\varphi_{L/R}^\pm = \begin{cases} \frac{1}{4} (M_{L/R} \pm 1)^2 (2 \mp M_{L/R}), |M_{L/R}| \leq 1 \\ \frac{1}{2} (1 \pm \text{sign}(M_{L/R})), |M_{L/R}| > 1 \end{cases}. \quad (5)$$

В работе [181] предложена аппроксимация функций $f_{L/R}^\pm$ в виде полинома четвертого порядка (6) и функций $\varphi_{L/R}^\pm$ в виде полинома пятого порядка (7).

$$f_{L/R}^\pm = \begin{cases} \pm \frac{1}{4} (M_{L/R} \pm 1)^2 \pm \frac{1}{8} (M_{L/R}^2 - 1)^2, |M_{L/R}| \leq 1 \\ \frac{1}{2} (M_{L/R} \pm |M_{L/R}|), |M_{L/R}| > 1 \end{cases}. \quad (6)$$

$$\varphi_{L/R}^{\pm} = \begin{cases} \frac{1}{4}(M_{L/R} \pm 1)^2 (2 \mp M_{L/R}) \pm \frac{3}{16} M_{L/R} (M_{L/R}^2 - 1), & |M_{L/R}| \leq 1 \\ \frac{1}{2}(1 \pm \text{sign}(M_{L/R})), & |M_{L/R}| > 1 \end{cases}. \quad (7)$$

В работе реализуется схема AUSM PW [162]. 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 [184] не дает численных неустойчивостей в пристеночной области, но наблюдается эффект «карбункула». AUSM PW использует весовую функцию от давления F для обработки неустойчивостей в пристеночной области и ω для устранения неустойчивостей в областях сильных возмущений.

Таким образом, в схеме AUSM PW при определении числа $M_{1/2}$ вклады «слева» и «справа» записываются в виде интерполяционных функций, зависящих от весовых функций по числу Маха и давлению

$$M_{1/2} = f_L^+ + f_R^-,$$

где $f_{L/R}^{\pm}$ – интерполяционные функции, определяемые по следующим соотношениям:

при $m_{1/2} = f_L^+ + f_R^- \geq 0$

$$f_L^+ = f_L^+ + f_R^- - f_R^- \omega(1 + F_R) + f_L^+ F_L + f_R^- F_R,$$

$$f_R^- = f_R^- \omega(1 + F_R)$$

при $m_{1/2} < 0$

$$f_L^+ = f_L^+ \omega(1 + F_L),$$

$$f_R^- = f_L^+ + f_R^- - f_L^+ \omega(1 + F_L) + f_L^+ F_L + f_R^- F_R$$

где $F_{L/R}$ – весовая функция от давления, ω – весовая функция от числа Маха.

Аппроксимации функций $f^\pm(M_{L/R})$ и $\varphi^\pm(M_{L/R})$, используемых для вычисления $M_{1/2}$ и $p_{1/2}$, находятся из соотношений 6 и 7, аналогично схеме AUSM, описанной в работе [181].

Весовые функции $F_{L/R}$ и ω находятся из следующих соотношений

$$F_{L/R} = \begin{cases} \pm \left(\frac{p_{L/R} - 1}{p_{1/2}} \right) P \left(\frac{1}{2} (M_{L/R} + 1) \right)^2 \min \left(1, \left(\frac{V_L}{c} \right)^{0,25} \right), & |M_{L/R}| \leq 1, \\ 0, & |M_{L/R}| > 1 \end{cases},$$

$$\omega = 1 - \Pi^3,$$

где

$$\Pi = \min \left(\frac{p_L}{p_R}, \frac{p_R}{p_L} \right),$$

$$P = \begin{cases} 4\Pi - 3, & \frac{3}{4} \leq \Pi < 1 \\ 0, & 0 \leq \Pi < \frac{3}{4} \end{cases}$$

$$M_{L/R} = \frac{\mathbf{u}_{L/R}}{c},$$

$$V = \sqrt{(u)^2 + (v)^2 + (w)^2}$$

$$c = \begin{cases} c_{1/2}^2 / \max(|\mathbf{u}_L|, c_{1/2}), & \mathbf{u}_L + \mathbf{u}_R \geq 0 \\ c_{1/2}^2 / \max(|\mathbf{u}_R|, c_{1/2}), & \mathbf{u}_L + \mathbf{u}_R < 0 \end{cases},$$

$$c_{1/2} = \sqrt{\frac{2H(\gamma-1)}{(\gamma+1)}}, \quad H = \frac{1}{2} \left(H_L - \frac{(\mathbf{u}_L)^2}{2} + H_R - \frac{(\mathbf{u}_R)^2}{2} \right),$$

$$H_{L/R} = \frac{c_{L/R}}{(\gamma - 1)}, c_{L/R} = \sqrt{\gamma \frac{P_{L/R}}{\rho_{L/R}}}.$$

Здесь H – энтальпия потока, u – скалярная величина вектора скорости, V – модуль вектора скорости.

1.3. Постановка начальных и граничных условий

Для численного моделирования обтекания различных тел потоком совершенного сжимаемого вязкого газа использовались четыре типа граничных условий.

На входной границе расчетной области G_{in} используются условия в набегающем потоке газа:

$$p|_{G_{in}} = p_{\infty}; \rho|_{G_{in}} = \rho_{\infty}; u|_{G_{in}} = u_{\infty}; v|_{G_{in}} = v_{\infty}; w|_{G_{in}} = w_{\infty};$$

$$E|_{G_{in}} = E_{\infty} = U + \frac{u_{\infty}^2 + v_{\infty}^2 + w_{\infty}^2}{2},$$

где $p_{\infty}, u_{\infty}, v_{\infty}, w_{\infty}, \rho_{\infty}$ – параметры невозмущенного потока.

При вытекании газа на выходе из расчетной области G_{out} применяются условия открытой границы:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \mathbf{n}}|_{G_{out}} = 0; \frac{\partial u}{\partial \mathbf{n}}|_{G_{out}} = 0; \frac{\partial v}{\partial \mathbf{n}}|_{G_{out}} = 0; \frac{\partial w}{\partial \mathbf{n}}|_{G_{out}} = 0; \frac{\partial E}{\partial \mathbf{n}}|_{G_{out}} = 0,$$

где \mathbf{n} – вектор единичной нормали к грани. Во всех расчетах в выходном сечении расчетной области наблюдались сверхзвуковые скорости.

На твердой стенке G_{wall} ставятся условия прилипания для скорости, условия адиабатичности или изотермичности для температуры. Для энергии используются условия теплоизолированной или охлаждаемой стенки

$$\frac{\partial p}{\partial \mathbf{n}}|_{G_{wall}} = 0; u|_{G_{wall}} = 0; v|_{G_{wall}} = 0; w|_{G_{wall}} = 0; \frac{\partial T}{\partial \mathbf{n}}|_{G_{wall}} = 0 \text{ или } T|_{G_{wall}} = T_w.$$

В плоскости симметрии G_{symm} применяется условие симметрии потока.

Постановка граничных условий прилипания на твердой поверхности в условиях весьма разреженной неструктурированной сетки не обеспечивает строгое решение уравнений Навье-Стокса. В данном случае – это скорее вычислительный прием, стабилизирующий численное решение. В работе [185] было показано, что использование в аналогичной постановке граничных условий скольжения и системы уравнений Эйлера приводит практически к тем же значениям аэродинамических коэффициентов. Также на используемых расчетных сетках теряет смысл расчет тепловых потоков.

1.4. Выводы

1. В качестве базового подхода для сквозного счета пространственного высокоскоростного обтекания без предварительного выделения поверхностей разрывов использовался модифицированный метод расщепления по физическим процессам. Стационарное решение задачи, если оно существует, получается в результате установления. Расчет каждого временного шага разбивается на несколько этапов. Для аппроксимации уравнений на каждом этапе применяются элементы метода конечных объемов. В рамках рассматриваемого подхода определяются усредненные значения производных по контрольному объему.

2. В рамках разработанного подхода рассматривалась модель совершенного вязкого сжимаемого газа, в которую входят уравнения Навье-Стокса, уравнение неразрывности, уравнение сохранения внутренней энергии (в форме уравнения Фурье – Кирхгофа), термическое и калорическое уравнения состояния совершенного газа, закон теплопроводности Фурье. Модель имеет трехмерную постановку.

3. В базовом варианте расчета значение потока на грани берется как усредненное значение функции в текущем и соседнем тетраэдре. Как альтернативный метод расчета потока на грани предполагается использовать метод расчета распада произвольного разрыва на границах ячеек AUSM PW.

В рамках данного метода используются весовые функции относительно давления.

4. Для численного моделирования обтекания различных тел потоком совершенного сжимаемого вязкого газа использовались четыре типа граничных условий:

на входной границе расчетной области используются условия в набегающем потоке газа;

при вытекании газа на выходе из расчетной области применяются условия открытой границы;

на твердой стенке ставятся условия прилипания для скорости, условия адиабатичности и изотермичности для температуры, для энергии используются условия теплоизолированной или охлаждаемой стенки;

в плоскости симметрии применяется условие симметрии потока.

ГЛАВА 2. СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ С ЭТАЛОННЫМИ ДАННЫМИ

2.1. Введение

При решении задачи разработки нового метода проведения расчетов вычислительной аэродинамики и его компьютерной реализации одной из ключевых проблем является выбор способа оценки адекватности полученных результатов.

Существует несколько способов оценки качества разработанной методики:

- численное и визуальное сравнение полей аэродинамических характеристик, полученных в рамках наземных и летных испытаний, с результатами, полученными с использованием разработанного метода;
- численное и визуальное сравнение полей аэродинамических характеристик, полученных с использованием «надежных» компьютерных кодов (уже проверенных с использованием первого подхода), с результатами, полученными с использованием разработанного метода.

Первый подход ограничивается перечнем задач с опубликованными данными по аэродинамическим характеристикам, которые могут быть рассчитаны с использованием новой методики с удовлетворительной степенью точности на неструктурированных пространственных расчетных сетках сравнительно малой степени подробности.

Второй подход значительно расширяет возможности для тестирования нового метода, так как с использованием эталонного компьютерного кода может быть получен более широкий набор данных для перекрестного сравнения.

В данной главе проводится сравнение результатов численного моделирования с использованием нового метода с данными, полученными с использованием компьютерных кодов UST3D и UG3D, разработанных в

ИПМех РАН и по которым опубликованы научные работы, подтверждающие их адекватность [157, 159, 186, 187]. Авторский компьютерный код UST3D [163] 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 А.Л. Железняковой [158].

Авторские компьютерные коды UST3D, UST3D-AUSMPW и UG3D реализуют модель вязкого сжимаемого теплопроводного газа, описываемую пространственной нестационарной системой уравнений Навье-Стокса. Во всех компьютерных кодах замыкающим уравнением для основной системы является уравнение состояния газа. Показатель адиабаты $\gamma = 1.4$. Для описания вязкости газа в широком диапазоне температур используется формула Сазерленда

$$\mu = 1.458 \cdot 10^{-6} \frac{T^{3/2}}{T + 110.4}$$

В рамках настоящего исследования гиперзвуковое течение газа полагается ламинарным. В численное моделирование не входили процессы, связанные с химическими превращениями в газовом потоке. Для расчетов использовалась модель тонкого пограничного слоя.

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.

2.2. Численное моделирование обтекания бесконечного клина

В настоящем разделе описывается взаимное тестирование авторских компьютерных кодов UST3D, UST3D-AUSMPW и UG3D на примере расчета

газодинамических параметров и аэродинамических характеристик бесконечного клина.

В качестве результатов расчета приводятся двумерные распределения давления и плотности.

Исходные данные для расчета

С помощью трех авторских компьютерных кодов были выполнены расчеты при следующих условиях (Таблица 2.2.1).

Таблица 2.2.1. Исходные данные

| Параметр | Значение |
|-----------------------------------|----------|
| Число Маха | 6 |
| Давление набегающего потока, Па | 1200 |
| Температура набегающего потока, К | 227 |
| Угол атаки, град | 0 |
| Число элементов сетки | 586514 |

Общий вид сетки и расчетной области приведен на рисунке 2.2.1.

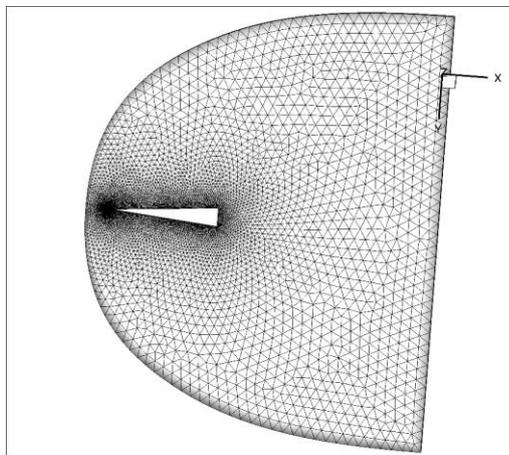


Рисунок 2.2.1. Неструктурированная тетраэдральная сетка и расчетная область для бесконечного клина

Результаты расчетов

В таблице 2.2.2 приведены аэродинамические коэффициенты подъемной силы, силы лобового сопротивления, а также их соотношение.

Коэффициент подъемной силы c_L определялся по формуле:

$$c_L = \frac{F_y}{q_\infty S_{ref}},$$

где F_y – подъемная сила, q_∞ – скоростной напор невозмущенного набегающего потока; $S_{хар}$ – характерная площадь.

Коэффициент лобового сопротивления c_D определялся по формуле:

$$c_D = \frac{F_x}{q_\infty S_{ref}},$$

где F_x – сила лобового сопротивления.

Аэродинамическое качество вычислялось по формуле

$$K = c_L / c_D.$$

На рисунках 2.2.2-2.2.3 показаны двумерные распределения различных газодинамических параметров. Таким образом, проводится взаимное сравнение полученных с помощью трех авторских компьютерных кодов следующих результатов: распределение давления, распределение плотности.

Таблица 2.2.2. Сравнение результатов расчетов аэродинамических коэффициентов

| | UST3D | | | UST3D-AUSMPW | | | UG3D | | |
|------------------|-------|--------|-----|--------------|--------|-----|-------|--------|-----|
| | c_L | c_D | K | c_L | c_D | K | c_L | c_D | K |
| $\alpha=0^\circ$ | 0 | 0.0785 | 0 | 0 | 0.0795 | 0 | 0 | 0.0777 | 0 |

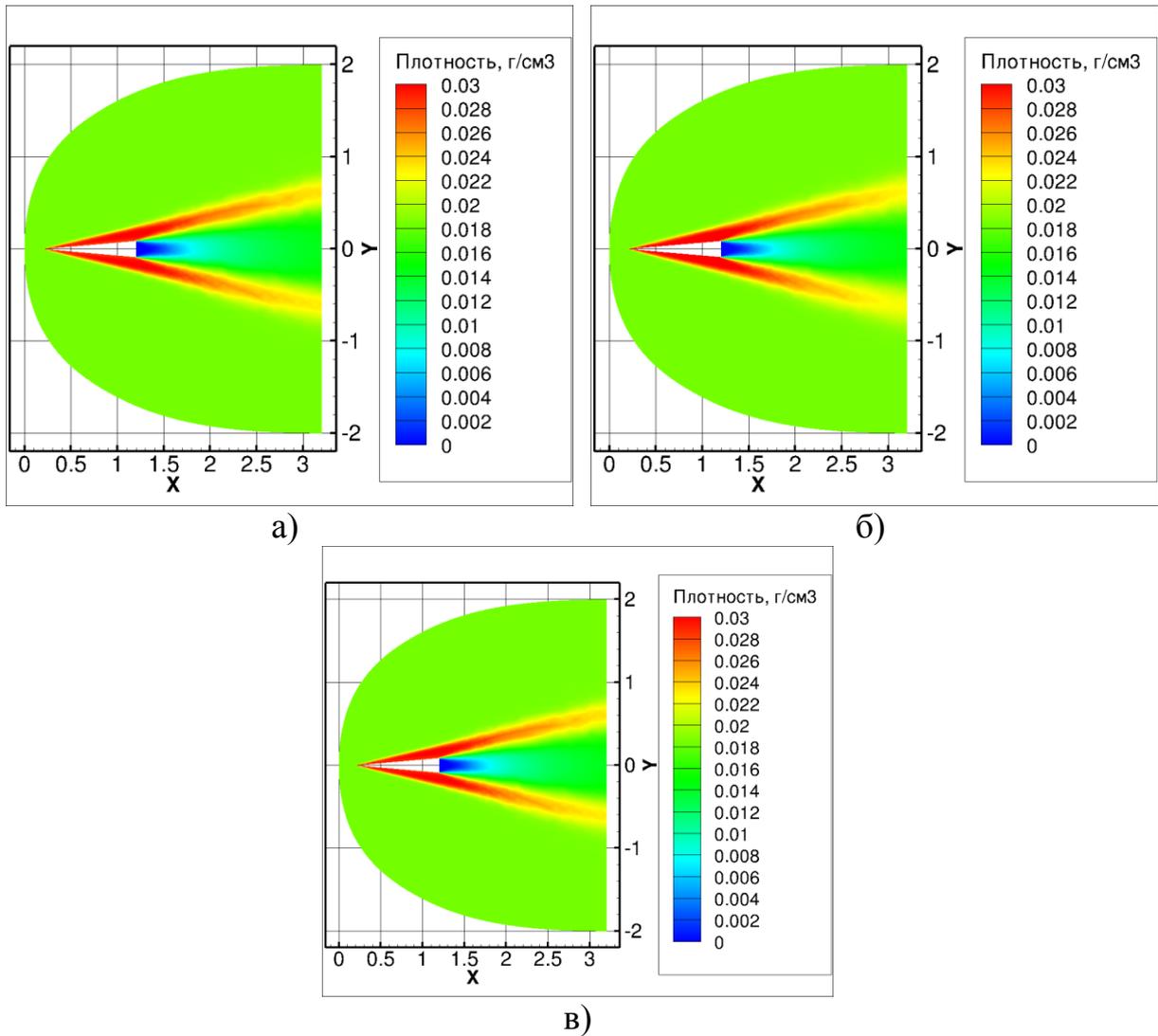


Рисунок 2.2.2. Двумерное распределение плотности (г/см^3) при $\alpha=0^\circ$ с использованием расчетного кода: а) UST3D; б) UST3D-AUSMPW; в) UG3D

Полученные с использованием авторских компьютерных кодов UST3D, UST3D-AUSMPW и UG3D результаты показали достаточно хорошее совпадение несмотря на существенные различия в численных моделях. Наблюдаемые отклонения можно объяснить невысокой подробностью расчетной сетки, а также особенностью реализации численной модели в области отрывного течения. Однако, при этом картины течения, полученные с применением моделей вязкого и невязкого совершенного газа, являются схожими.

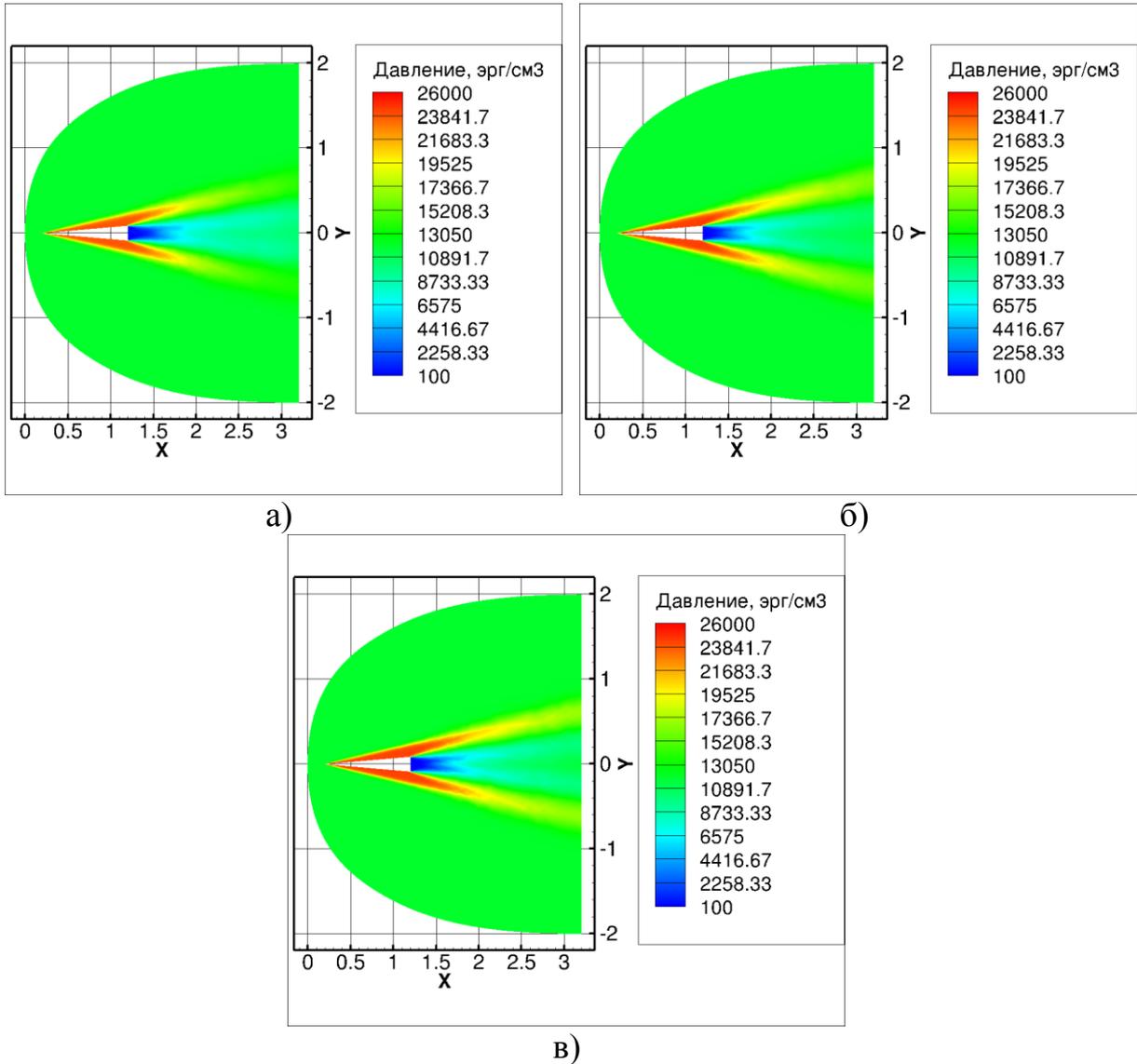


Рисунок 2.2.3. Двумерное распределение давления (в эрг/см³) при $\alpha=0^\circ$ с использованием расчетного кода: а) UST3D; б) UST3D-AUSMPW; в) UG3D

В таблице 2.2.3 приведено сравнение авторских компьютерных кодов UST3D и UST3D-AUSMPW по времени расчета аэродинамических характеристик. Из таблицы видно, что расчет с использованием UST3D-AUSMPW сходится за меньшее число шагов, но при этом каждый шаг считается большее количество времени. Таким образом, эффективность использования модифицированного кода по времени снижается при использовании расчетных сеток с большим количеством ячеек.

Таблица 2.2.3. Сходимость результатов по времени

| Параметр | UST3D | UST3D-AUSMPW |
|------------------------------|--------|--------------|
| Реальное время, с | 47900 | 35800 |
| Количество шагов | 110000 | 40000 |
| Время расчета одного шага, с | 0.44 | 0.9 |

2.3. Численное моделирование обтекания летательного аппарата X-43

В настоящем разделе описывается взаимное тестирование авторских компьютерных кодов UST3D, UST3D-AUSMPW и UG3D на примере расчета газодинамических параметров и аэродинамических характеристик модели высокоскоростного летательного аппарата (ВЛА) X-43 [149]. Данный ВЛА представляет собой прототип аэрокосмического корабля полной компоновки, снабженный гиперзвуковым воздушно-реактивным двигателем (ГПВРД). Характерные геометрические размеры летательного аппарата: длина – 3.66 м, наибольший поперечный размер – 1.52 м.

В качестве результатов расчета приводятся двумерные распределения числа Маха, температуры, давления в плоскости симметрии ($Z = 0$).

Исходные данные для расчета

С помощью трех авторских компьютерных кодов были выполнены расчеты при следующих условиях (Таблица 2.3.1).

Таблица 2.3.1. Исходные данные

| Параметр | Значение |
|-----------------------------------|----------|
| Число Маха | 7 |
| Давление набегающего потока, Па | 1410 |
| Температура набегающего потока, К | 227 |
| Угол атаки, град | 2 |
| Число элементов сетки | 2013902 |
| S_{ref} , м ² | 0.40538 |

Общий вид сетки и расчетной области приведен на рисунке 2.3.1.

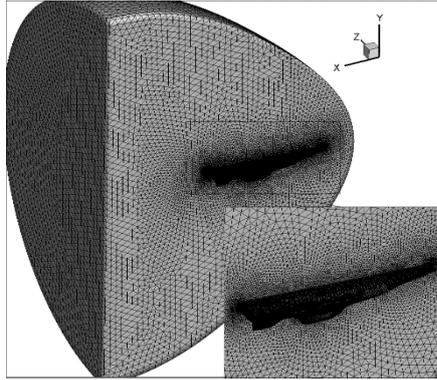


Рисунок 2.3.1. Неструктурированная тетраэдральная сетка и расчетная область ВЛА Х-43

Результаты расчетов

В таблице 2.3.2 приведены аэродинамические коэффициенты подъемной силы, силы лобового сопротивления, а также их соотношение.

Таблица 2.3.2. Сравнение результатов расчетов аэродинамических коэффициентов

| | UST3D | | | UST3D-AUSMPW | | | UG3D | | |
|------------------|-------|-------|--------|--------------|-------|--------|---------|---------|--------|
| | c_L | c_D | K | c_L | c_D | K | c_L | c_D | K |
| $\alpha=2^\circ$ | 0.266 | 0.157 | 1.6943 | 0.287 | 0.172 | 1.6686 | 0.29853 | 0.17754 | 1.6815 |

На рисунках 2.3.2-2.3.4 показаны двумерные распределения различных газодинамических параметров. Таким образом, проводится взаимное сравнение полученных с помощью трех авторских компьютерных кодов следующих результатов: распределения числа Маха, давления и температуры. 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. 2.3.2 и 2.3.4, видно существенное отличие в распределениях числа Маха и температуры в отрывной зоне течения – в расчете с использованием кода UST3D-AUSMPW числа Маха и температура в отрывной зоне выше, чем в расчете с использованием других кодов.

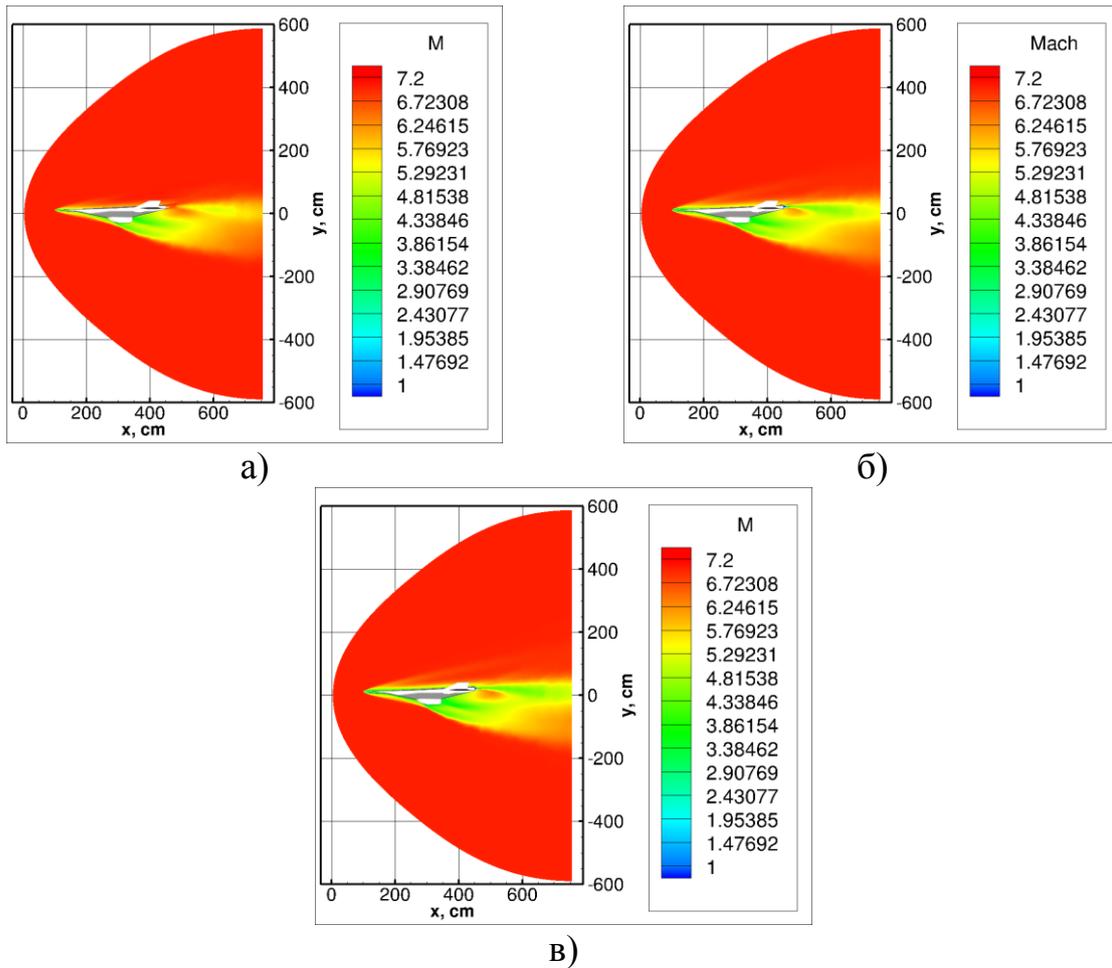


Рисунок 2.3.2. Двумерное распределение числа Маха при $\alpha=2^\circ$ с использованием расчетного кода: а) UST3D; б) UST3D-AUSMPW; в) UG3D

Результаты расчетов аэродинамических коэффициентов и газодинамических параметров обтекания ВЛА X-43, полученные с использованием авторских компьютерных кодов UST3D, UST3D-AUSMPW и UG3D, показали, что несмотря на существенные различия в численных моделях, данные коды дают достаточно достоверную картину распределения полей искомых величин, а также рассчитывают аэродинамические характеристики с высокой точностью относительно друг друга. Имеющиеся различия и погрешности вычислений объясняются невысокой подробностью расчетной сетки, а также особенностью реализации численной модели в области отрывного течения.

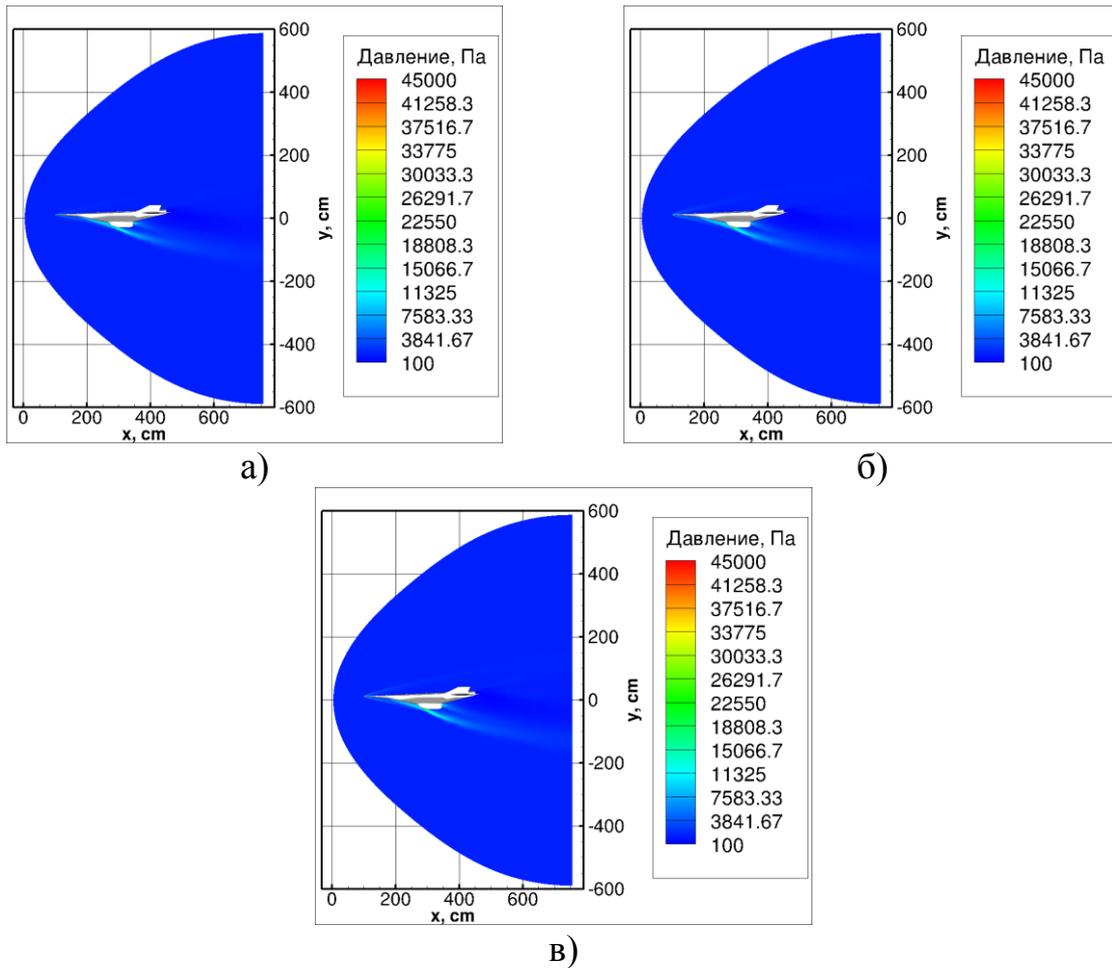


Рисунок 2.3.3. Двумерное распределение давления (в Па) при $\alpha=2^\circ$ с использованием расчетного кода: а) UST3D; б) UST3D-AUSMPW; в) UG3D

В таблице 2.3.3 приведено сравнение авторских компьютерных кодов UST3D и UST3D-AUSMPW по времени расчета аэродинамических характеристик. Из таблицы видно, что расчет с использованием UST3D-AUSMPW сходится за меньшее число шагов, но при этом каждый шаг считается большее количество времени. Таким образом, эффективность использования модифицированного кода по времени снижается при использовании расчетных сеток с большим количеством ячеек.

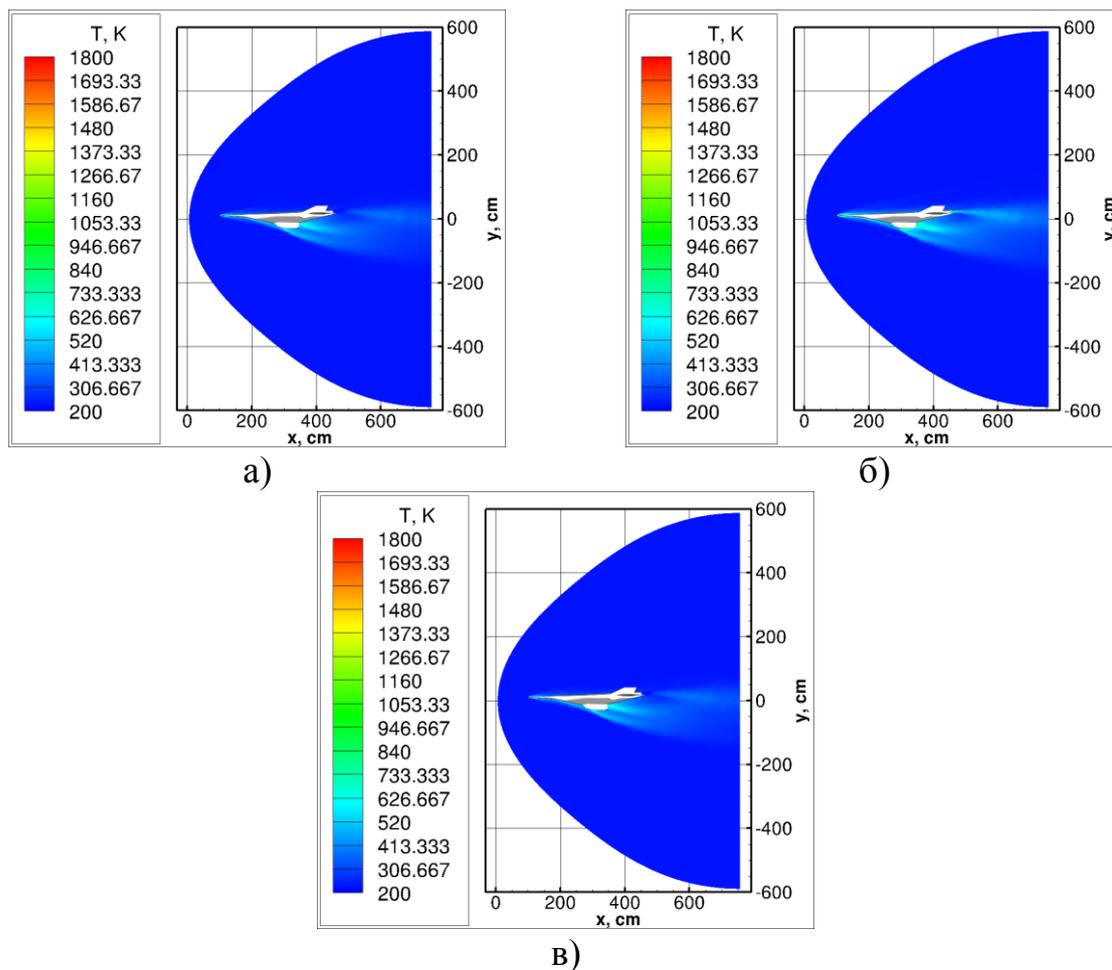


Рисунок 2.3.4. Двумерное распределение температуры (в К) при $\alpha=2^\circ$ с использованием расчетного кода: а) UST3D; б) UST3D-AUSMPW; в) UG3D

Таблица 2.3.3. Сходимость результатов по времени

| Параметр | UST3D | UST3D-AUSMPW |
|------------------------------|--------|--------------|
| Реальное время, с | 454000 | 90000 |
| Количество шагов | 310000 | 30000 |
| Время расчета одного шага, с | 1.46 | 3 |

2.4. Численное моделирование обтекания летательного аппарата X-51

В настоящем разделе описывается взаимное тестирование авторских компьютерных кодов UST3D, UST3D-AUSMPW, UG3D на примере расчета газодинамических параметров и аэродинамических характеристик высокоскоростного летательного аппарата (ВЛА) X-51 [152, 188]. Данный ВЛА представляет собой прототип перспективной крылатой ракеты, снабженной гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем

(ГПВРД). Характерные параметры летательного аппарата: длина – 8 м, тяга 180–450 кгс, масса топлива 120 кг.

В качестве результатов расчета приводятся двумерные распределения числа Маха, температуры, давления в плоскости симметрии ($Z = 0$).

Исходные данные для расчета

С помощью трех авторских компьютерных кодов были выполнены расчеты при следующих условиях (Таблица 2.4.1).

Таблица 2.4.1. Исходные данные

| Параметр | Значение |
|-------------------------------------|----------|
| Число Маха | 6 |
| Условия потенциального эксперимента | |
| Угол атаки, град | 4 |
| Число элементов сетки | 1986633 |
| S_{ref} , м ² | 0.28427 |
| Давление набегающего потока, Па | 393 |
| Температура набегающего потока, К | 51.7 |

Общий вид сетки и расчетной области приведен на рисунке 2.4.1.

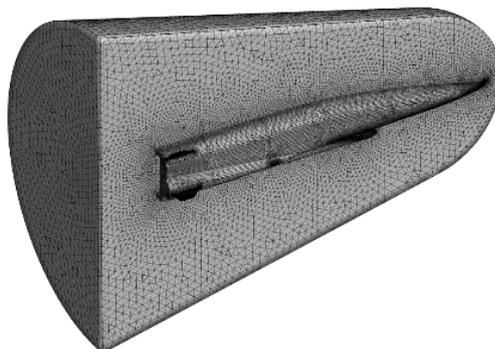


Рисунок 2.4.1. Неструктурированная тетраэдральная сетка и расчетная область ВЛА X-51

Результаты расчетов

В таблице 2.4.2 приведены аэродинамические коэффициенты подъемной силы, силы лобового сопротивления, а также их соотношение. Полученные результаты позволяют говорить об успешности взаимного

тестирования трех авторских компьютерных кодов, которые, несмотря на различия используемых численных моделей, качественно верно описывают аэродинамику ВЛА Х-51.

Таблица 2.4.2. Сравнение результатов расчетов аэродинамических коэффициентов

| | UST3D | | | UST3D-AUSMPW | | | UG3D | | |
|------------------|-------|--------|-------|--------------|--------|-------|---------|--------|-------|
| | c_L | c_D | K | c_L | c_D | K | c_L | c_D | K |
| $\alpha=4^\circ$ | 0.167 | 0.0913 | 1.836 | 0.166 | 0.0909 | 1.826 | 0.16301 | 0.0909 | 1.794 |

На рисунках 2.4.2-2.4.4 показаны двумерные распределения различных газодинамических параметров. 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. 2.4.2 и 2.4.4, видно существенное отличие в распределениях числа Маха и температуры в отрывной зоне течения – в расчете с использованием кода UST3D-AUSMPW числа Маха и температура в отрывной зоне выше, чем в расчете с использованием других кодов.

Наблюдаемые отклонения 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, а результаты расчетов аэродинамических коэффициентов практически совпадают.

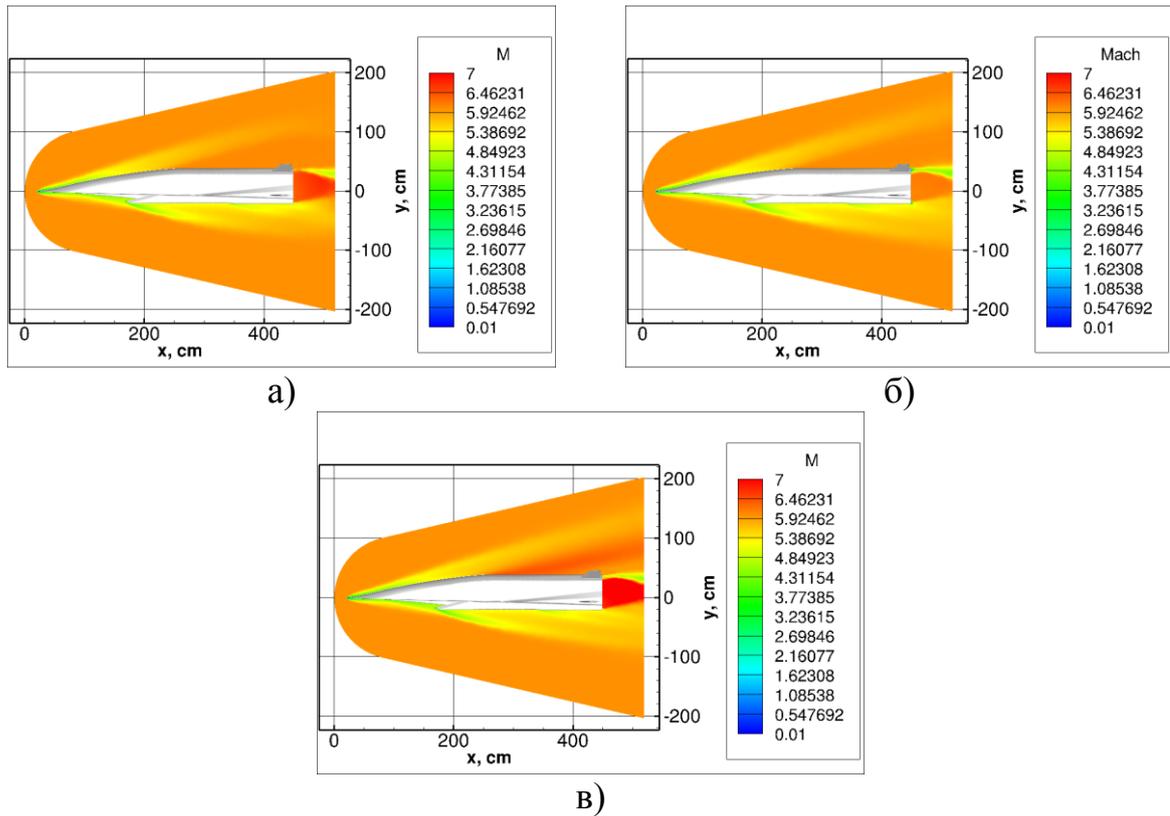


Рисунок 2.4.2. Двумерное распределение числа Маха при $\alpha=4^\circ$ с использованием расчетного кода: а) UST3D; б) UST3D-AUSMPW; в) UG3D

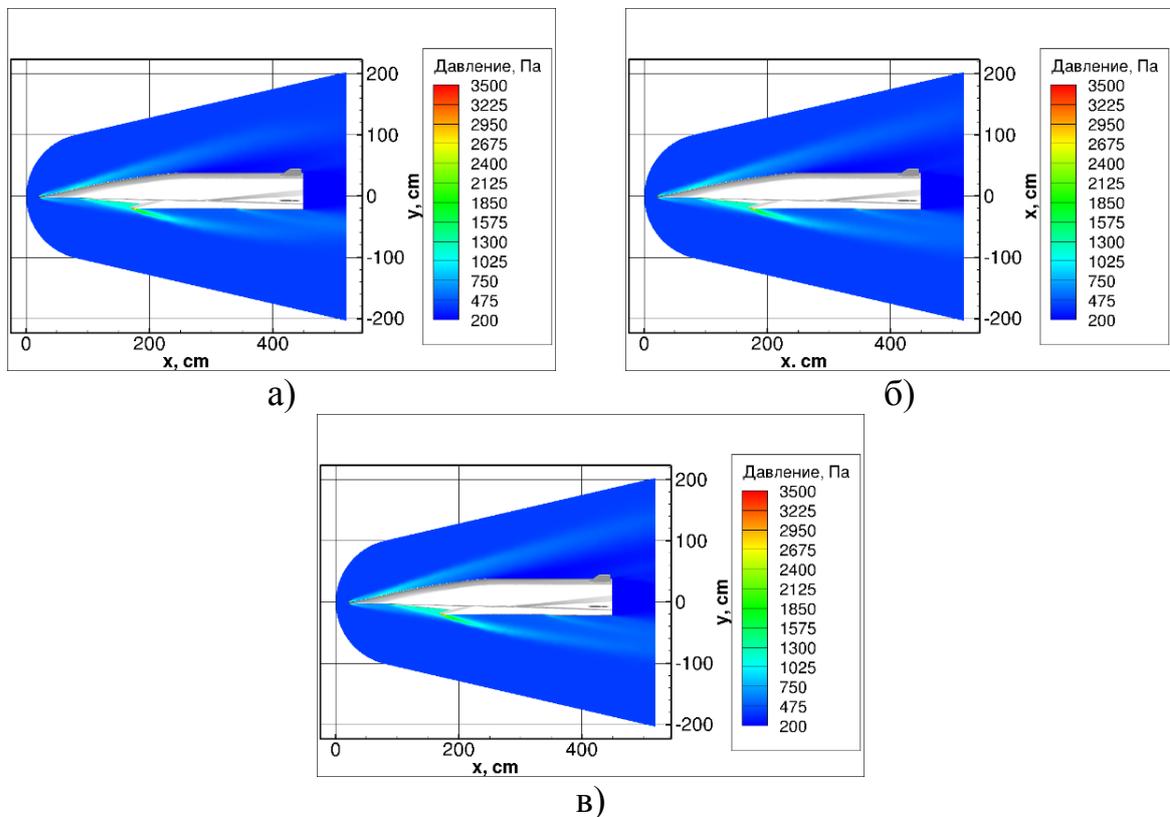


Рисунок 2.4.3. Двумерное распределение давления (в Па) при $\alpha=4^\circ$ с использованием расчетного кода: а) UST3D; б) UST3D-AUSMPW; в) UG3D

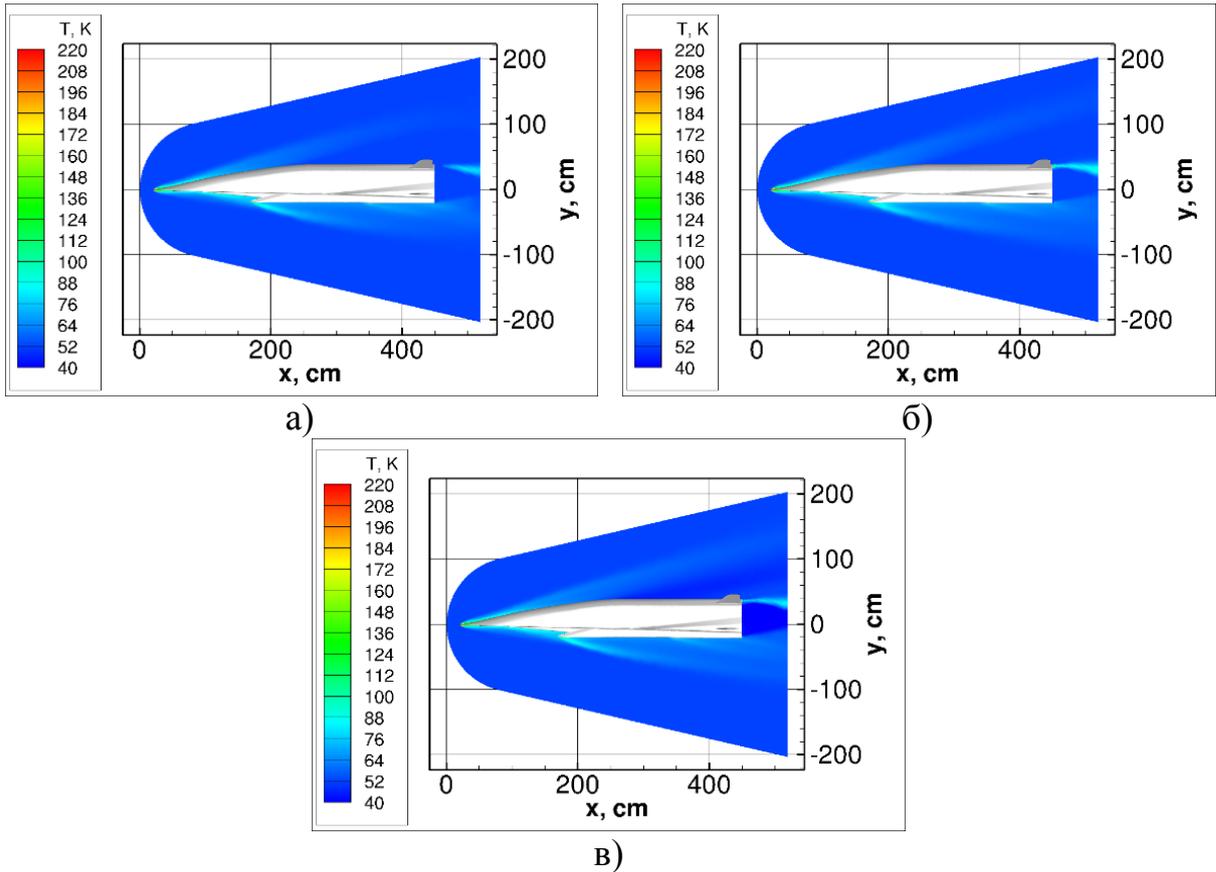


Рисунок 2.4.4. Двумерное распределение температуры (в К) при $\alpha=4^\circ$ с использованием расчетного кода: а) UST3D; б) UST3D-AUSMPW; в) UG3D

В таблице 2.4.3 приведено сравнение авторских компьютерных кодов UST3D и UST3D-AUSMPW по времени расчета аэродинамических характеристик. Из таблицы видно, что расчет с использованием UST3D-AUSMPW сходится за меньшее число шагов, но при этом каждый шаг считается большее количество времени. Таким образом, эффективность использования модифицированного кода по времени снижается при использовании расчетных сеток с большим количеством ячеек.

Таблица 2.4.3. Сходимость результатов по времени

| Параметр | UST3D | UST3D-AUSMPW |
|------------------------------|--------|--------------|
| Реальное время, с | 431000 | 118000 |
| Количество шагов | 340000 | 40000 |
| Время расчета одного шага, с | 1.3 | 3 |

2.5. Выводы

1. Проведенное взаимное тестирование авторских компьютерных кодов UST3D, UST3D-AUSMPW и UG3D на примере расчета газодинамических параметров и аэродинамических характеристик бесконечного клина показало, что несмотря на существенные различия в численных моделях, данные компьютерные коды дают достаточно достоверную картину распределения полей давления и плотности, а также рассчитывают аэродинамические характеристики с высокой точностью относительно друг друга.

2. По результатам проведенного взаимного тестирования авторских компьютерных кодов UST3D, UST3D-AUSMPW и UG3D на примере расчета газодинамических параметров и аэродинамических характеристик летательного аппарата X-43 можно сделать вывод о том, что данные коды дают достаточно достоверную картину распределения полей давления и плотности, а также рассчитывают аэродинамические характеристики с высокой точностью относительно друг друга.

3. Проведено взаимное тестирование авторских компьютерных кодов UST3D, UST3D-AUSMPW и UG3D на примере расчета газодинамических параметров и аэродинамических характеристик летательного аппарата X-51. Показано, что компьютерные коды, несмотря на существенные различия в численных моделях, дают достаточно достоверную картину распределения полей давления и плотности, а также рассчитывают аэродинамические характеристики с высокой точностью относительно друг друга.

4. Проведенное взаимное тестирование показало, что авторский компьютерный код UST3D-AUSMPW может быть использован для проведения достоверного численного моделирования аэротермодинамики высокоскоростных летательных аппаратов.

ГЛАВА 3. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА HIFIRE-1

3.1. Введение

Развитие перспективных гиперзвуковых технологий ставит вопрос о необходимости минимизации затрат на разработку летательных аппаратов и их всестороннего исследования. Одним из подходов в данном направлении является стандартизация элементов конструкции и внешнего облика изделий.

В 2005-2006 гг. в США совместно с Австралией для решения данной задачи была разработана программа HIFiRE (Hypersonic International Flight Research and Experimentation), которая предусматривала девять исследовательских полетов, предназначенных для решения широкого круга научных задач в области гиперзвуковых технологий, и один полет снижения технических рисков, предназначенный для решения проблем контроля ориентации аппарата.

Каждый полет был предназначен для изучения определенной гиперзвуковой технологии. При этом каждому полету предшествовала серия наземных испытаний и компьютерного моделирования, позволяющие уточнить начальные параметры полетов и ожидаемые результаты.

Так, в [189] представлены данные о ЛТП в пограничном слое для осесимметричных тел. В качестве траектории полета использовалась аэробаллистическая траектория (Рисунок 3.1.1). Геометрия летательного аппарата представляла собой компоновку острого и затупленного конуса, переходящего в цилиндр с юбкой.

Наземные испытания состояли из двух фаз. В первой фазе определялись оптимальные параметры геометрии носовой части и юбки, позволяющие получить представление о ЛТП в пограничном слое, структуре турбулентного потока и ударно-волновых взаимодействиях.

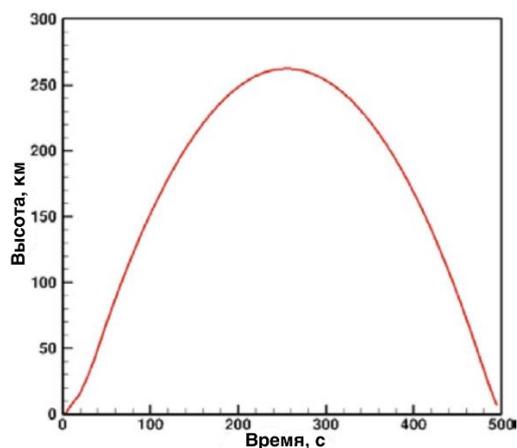


Рисунок 3.1.1. Траектория полета HIFiRE-1 [190]

Базовая конфигурация геометрии изделия была предложена AFRL. Изначально было запланировано использовать «юбку» с углом скоса 37° , но в дальнейшем угол был сокращен до 33° (Рисунок 3.1.2) для уменьшения размера отделяемой части [191]. Для модели аппарата были созданы 4 конфигурации носовой части – острый и затупленный с радиусом скругления от 2.5 до 10 мм.

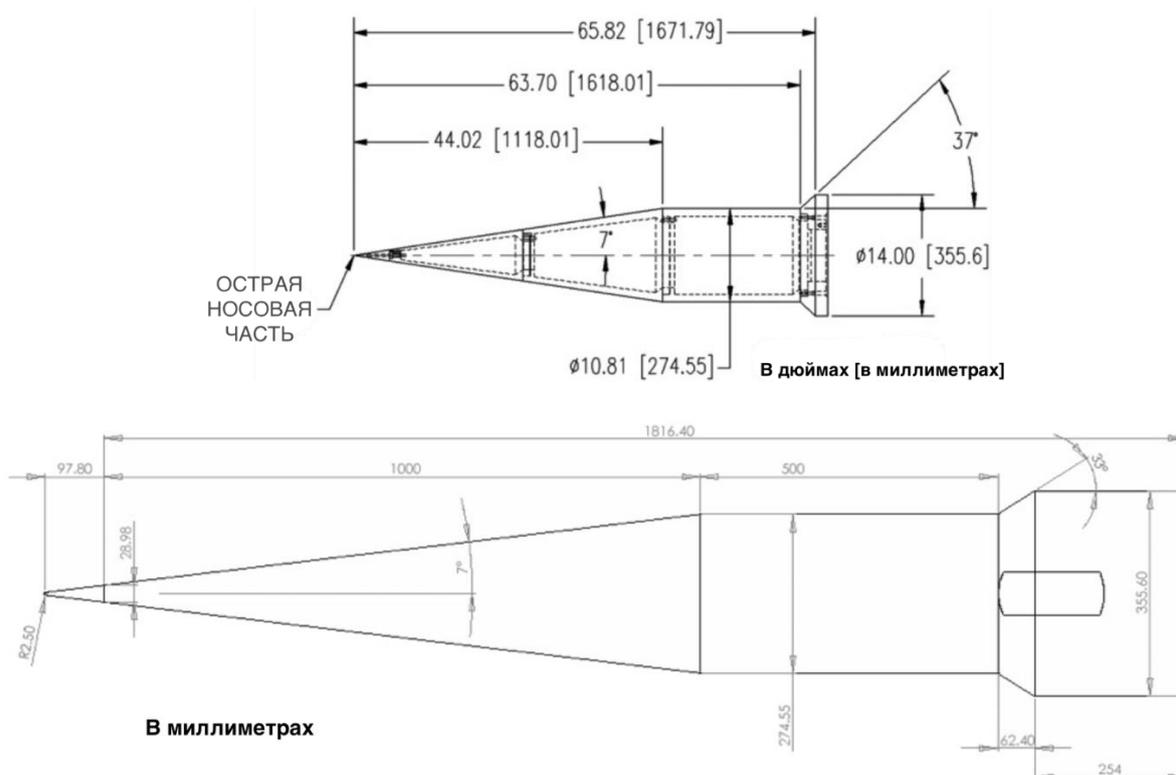


Рисунок 3.1.2. Базовая геометрия HIFiRE-1 на первой фазе наземных испытаний.

На первой фазе была проведена серия наземных испытаний, исходные данные которых приведены в таблице 3.1.1 [192].

В работе [191] при изучении ЛТП в пограничном слое показано, что гиперзвуковой ЛТП на гладком теле с нерасплавляемой носовой частью достигается при конфигурации носовой части с радиусом скругления 2.5 мм.

В работе [193] рассматриваются результаты наземных испытаний NIFiRE-1 на основе данных, полученных с помощью теневого метода (Рисунок 3.1.3) и измерения теплопередачи в носовой части, а также участка между цилиндрической частью и «юбкой». В результате анализа полученных данных и результатов компьютерного моделирования с использованием компьютерного кода гидродинамики DPLR была доказана необходимость использования при летных испытаниях аппарата с радиусом скругления носовой части 2.5 мм и углом наклона юбки 33° . Также в работе приводится результат моделирования плотности теплового потока вдоль поверхности аппарата с использованием компьютерного кода анализа устойчивости пограничных слоев STABL [127, 194], который, однако, позволил правильно предсказать лишь малую часть плотности теплового потока (Рисунок 3.1.4).

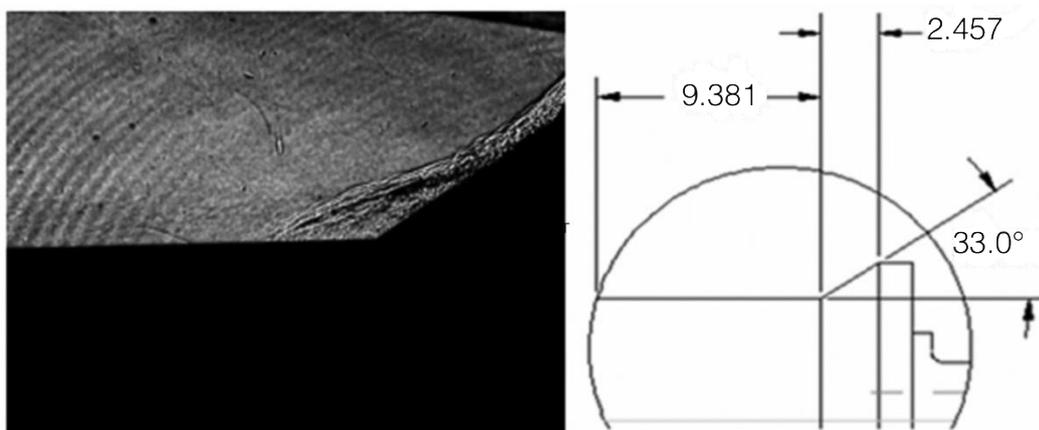


Рисунок 3.1.3. Теневое изображение в области юбки при $M = 7.16$ и угле наклона юбки 33° . На правом рисунке изображена геометрия переходной области цилиндр-юбка

Таблица 3.1.1. Исходные данные*

| | Номер старта | | | | | | | | | | | |
|------------|--------------|-------------------|-------------------|-------------------|-------------------|--------|--------|--------|--------|--------|-------------------|-------------------|
| | 3 | 4 | 5 | 7 | 8 | 18 | 19 | 20 | 21 | 22 | 30 | 36 |
| M_∞ | 6.58 | 6.58 | 7.14 (7.16)** | 7.15 (7.16) | 6.58 | 9.91 | 9.95 | 9.92 | 9.93 | 10.04 | 7.19 (7.16) | 7.19 (7.16) |
| T_∞ | 214.4 | 213.0 (214.4) | 231.8 (231.7) | 231.1 (231.7) | 214.0 (214.4) | 206.71 | 203.35 | 205.41 | 209.33 | 198.62 | 226.44 (231.7) | 262.17 (231.7) |
| p_∞ | 7730 | 7643.82 (7730) | 4628.26 (4620) | 4682.59 (4620) | 7719.01 (7730) | 717.84 | 694.50 | 725.12 | 961.24 | 507.34 | 4594.67 (4620) | 4728.42 (4620) |
| T_{wall} | - | 300.1 | 299.3 | 301.0 | 301,3 | 295.61 | 295.22 | 296.61 | 299.00 | 297.28 | 296.67 | 294.78 |
| R_{nose} | острый | 2.5 | 2.5 | 5.0 | 5.0 | 6.35 | 2.5 | острый | 6.35 | острый | 2.5 | острый |

* Данные получены из [192, 195, 196]

** В скобках указаны данные, полученные для того же эксперимента, но числовые данные взяты из другого литературного источника

Обозначения: M_∞ – число Маха набегающего потока;

T_∞ – температура набегающего потока (К);

p_∞ – давление набегающего потока (Па);

T_{wall} – температура на стенке летательного аппарата (К);

R_{nose} – радиус скругления носовой части аппарата (мм);

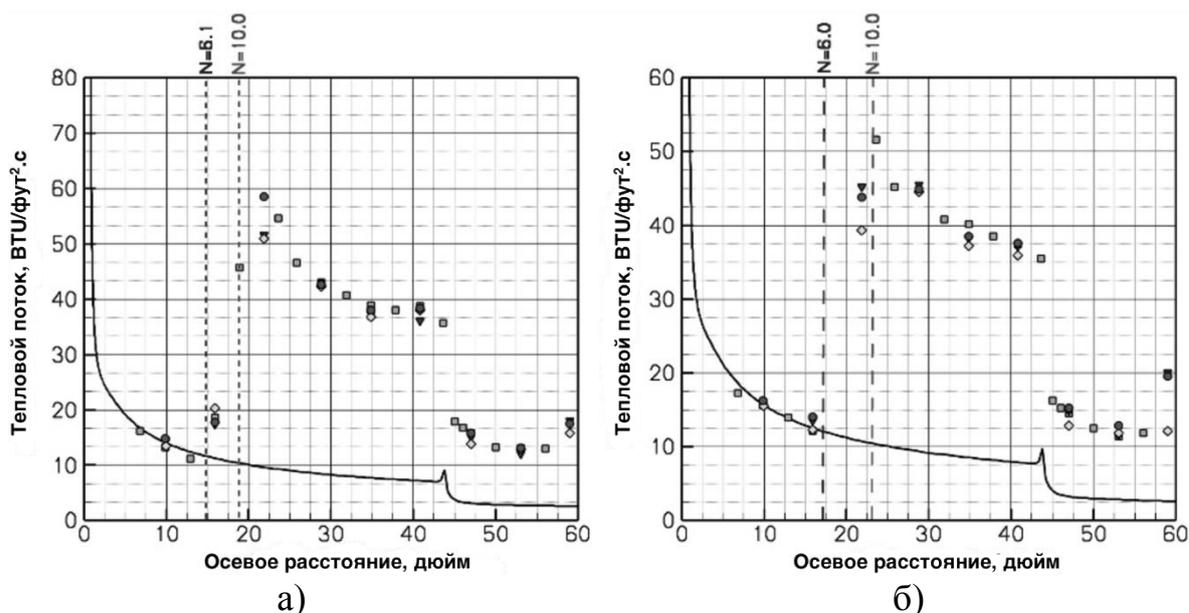


Рисунок 3.1.4. Прогноз поведения плотности конвективного теплового потока вдоль поверхности аппарата в наземных испытаниях при а) $M = 6.58$; б) $M = 7.16$. На рисунках сплошной линией показан результат моделирования с использованием компьютерного кода STABL, точками – показания 4-х рядов датчиков, размещенных в разных частях аппарата. N-фактор на рисунках показывает ожидаемое положение ЛТП для наземных (левая вертикальная штриховая линия) и летных (правая вертикальная штриховая линия) испытаний

В работе [195] проводится анализ поля течения вдоль поверхности аппарата с острым носом при $M = 7.16$ с использованием данных наземных испытаний, а также компьютерных кодов DPLR и STABL (рисунки 3.1.5-3.1.10). Как показал анализ, данные компьютерные коды плохо предсказывают структуру турбулентного потока в верхней части «юбки», хотя указанные коды относятся к авторитетным вычислительным программам аэрокосмического комплекса США. Отметим основные результаты указанной работы.

На рисунке 3.1.5 показаны основные элементы течения. Это:

- формирование ударной волны и пограничного слоя у поверхности конуса на начальном участке течения;
- ЛТП на боковой поверхности конуса;
- последующий за ЛТП турбулентный нагрев поверхности;

- зона течения Прандтля-Майера за кромкой перехода конуса в цилиндр;
- зона интенсивного ударно-волнового взаимодействия у основания юбки.

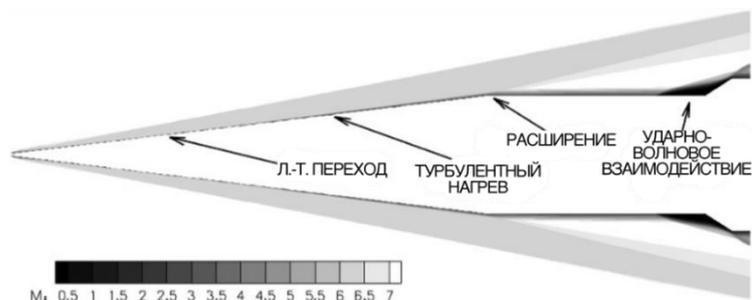


Рисунок 3.1.5. Основные области в потоке вдоль поверхности аппарата

На рисунках 3.1.6-3.1.8 показана теньевая фотография течения у основания юбки, а также структура течения, а также структура течения, предсказываемая разными моделями турбулентности.



Рисунок 3.1.6. Сравнение поведения потока в области «юбки» по данным эксперимента и компьютерного моделирования с использованием SST и Спаларта-Аллмараса (SA) моделей турбулентности



Рисунок 3.1.7. Сравнение поведения потока в области «юбки» по данным эксперимента и компьютерного моделирования с использованием оригинальной и модифицированной SST моделей турбулентности



Рисунок 3.1.8. Сравнение поведения потока в области «юбки» по данным эксперимента и компьютерного моделирования с использованием оригинальной и модифицированной (SALSA) SA моделей турбулентности

Результаты расчетов распределений давления и плотностей конвективных тепловых потоков, представленные на рисунках 3.1.9 и 3.1.10, демонстрируют удовлетворительную точность расчета давления и значительную погрешность в расчетах тепловых потоков.

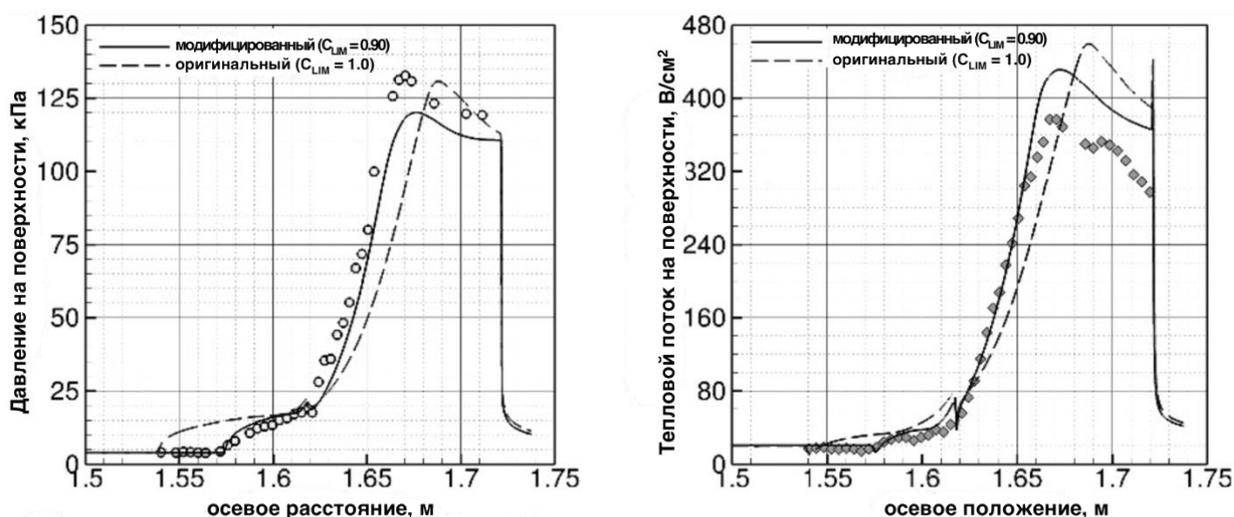


Рисунок 3.1.9. Сравнение давления и плотностей конвективных тепловых потоков на поверхности в области «юбки» по данным эксперимента и компьютерного моделирования с использованием оригинальной и модифицированной SST моделей турбулентности. Точками на рисунках показаны экспериментальные значения

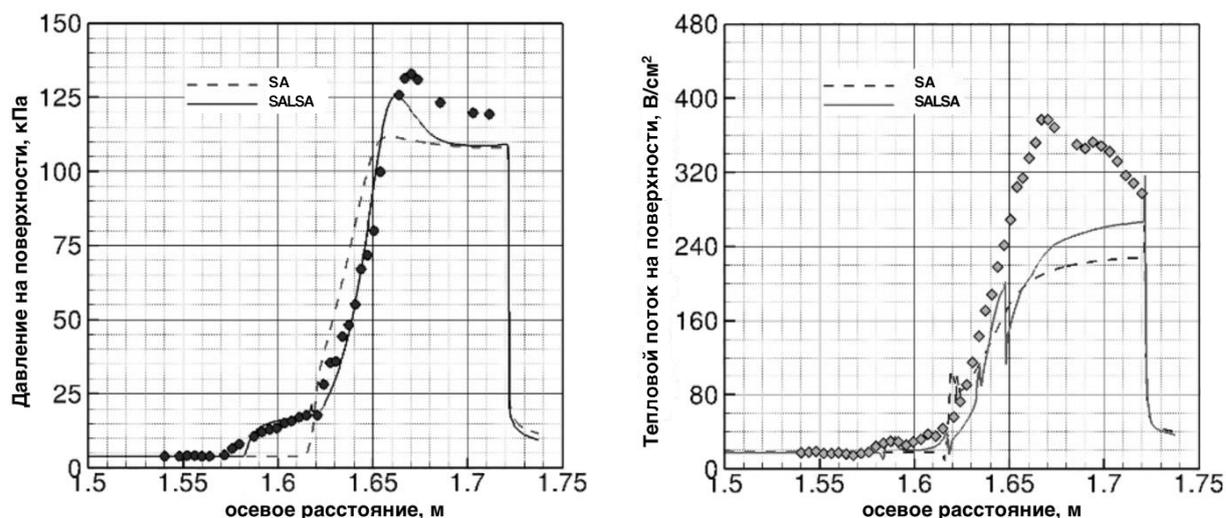


Рисунок 3.1.10. Сравнение давления и плотностей конвективных тепловых потоков на поверхности в области «юбки» по данным эксперимента и компьютерного моделирования с использованием оригинальной и модифицированной SA моделей турбулентности. Точками на рисунках показаны экспериментальные значения

В работе [196] представлено сравнение результатов расчетов с использованием ламинарной модели и турбулентной модели SST с результатами наземных испытаний для аппарата с носовой частью с радиусом скругления 2.5 мм и $M = 7.19$ (Рисунки 3.1.11 и 3.1.12). Отметим весьма хорошую корреляцию расчетных и опытных данных.

На финальном этапе данной научной программы при проведении летных испытаний использовалась следующая геометрия с радиусом скругления носовой части 2.5 мм (Рисунок 3.1.13). Запуск летательного аппарата был произведен 22 марта 2010 года из запретной зоны Вумера в Южной Австралии.

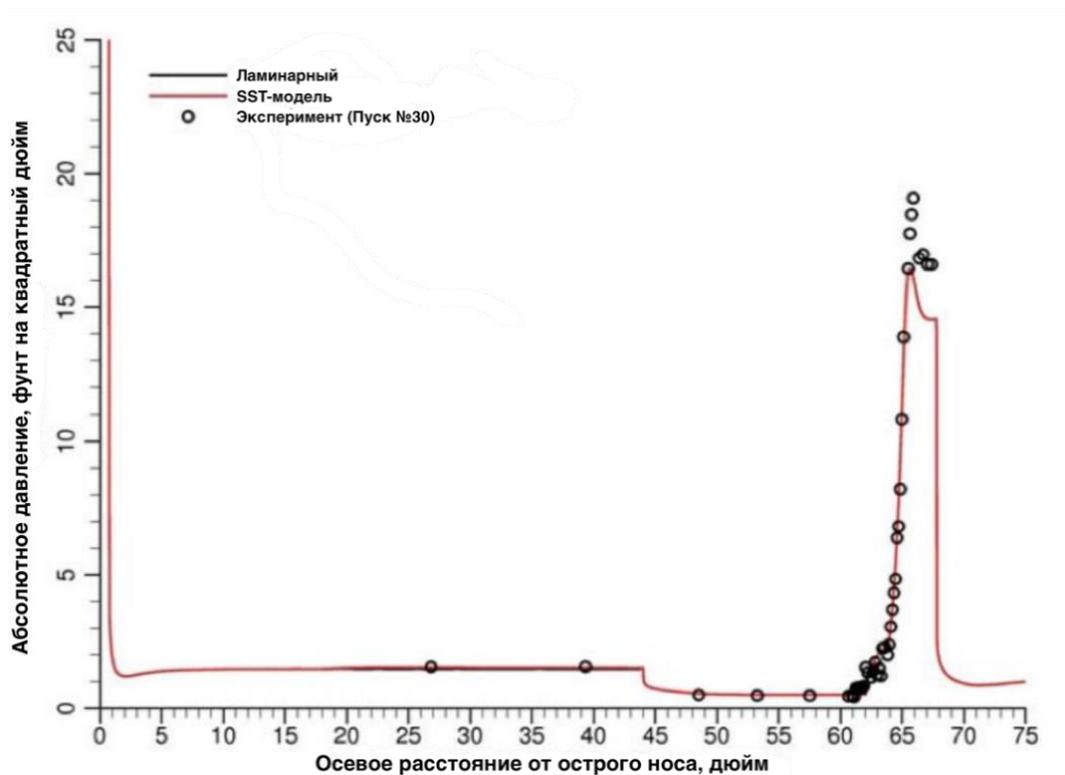


Рисунок 3.1.11. Распределение давления на поверхности аппарата при $M = 7.19$

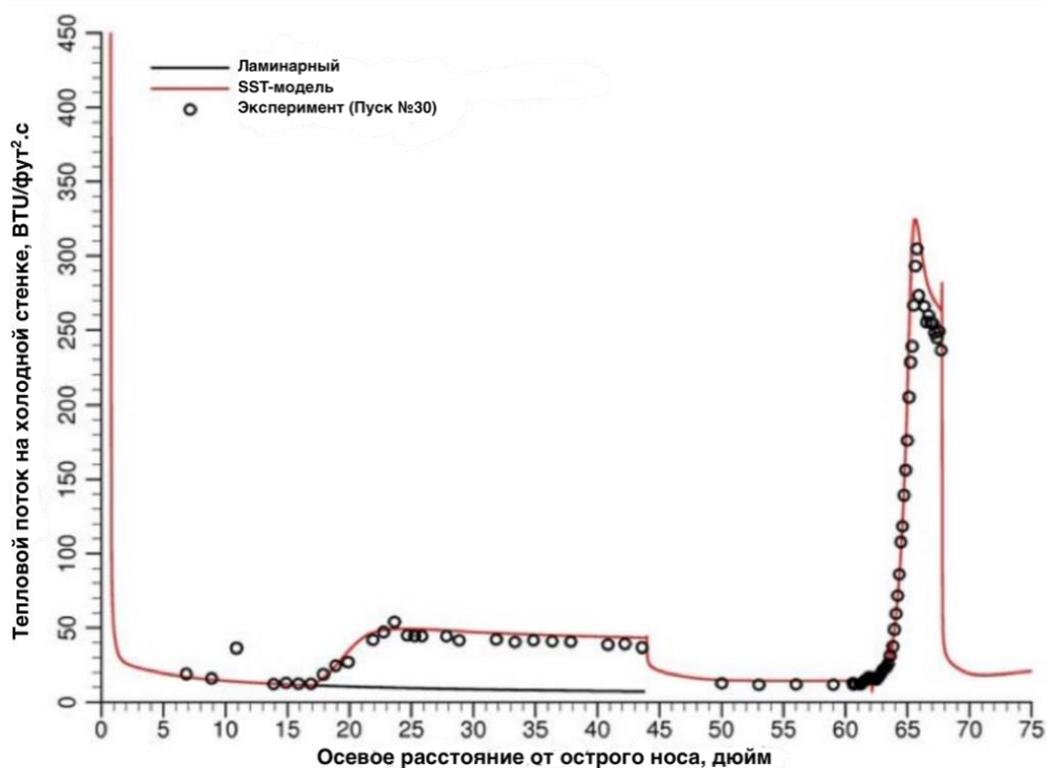


Рисунок 3.1.12. Распределение плотностей конвективных тепловых потоков на поверхности аппарата при $M = 7.19$

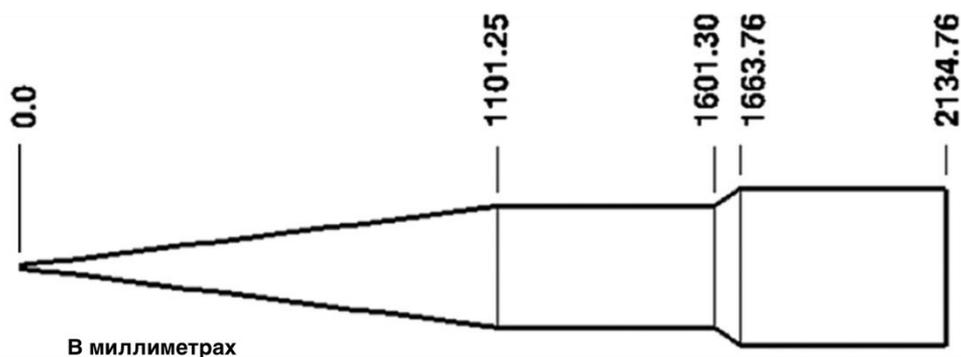


Рисунок 3.1.13. Финальная геометрия HIFiRE-1 [189]

В работе [120] представлены результаты летных испытаний за первые 30 секунд полета. На фазе взлета при практически нулевом угле атаки доминирующими являются возмущения второй моды (результат невязкой неустойчивости, относится к семейству акустических мод [197, 198]), кроме области медианы конусной части. Возмущения первой моды (соответствует волнам Толлмина-Шлихтинга в дозвуковых течениях, имеет вихревую природу [197-199]) оказались незначительными на всех исследуемых моментах времени. До 18.5 секунд полета пиковое увеличение возмущений второй моды достаточно низкое из-за малых значений чисел Маха в начале полета. По этой причине поведение ЛТП связано с неизвестным физическим механизмом, которые может быть связан с неоднородностью поверхности в области изменения материала поверхности.

В работе [190] приведены летные данные по эксперименту HIFiRE-1 за первые 22 секунды полета. Максимальное значение числа Маха, достигаемое за это время, составило 5.26 на 21 секунде. Также в работе приведено распределение рассчитанных усредненных значений давления и плотности тепловых потоков вдоль поверхности аппарата в разные моменты времени.

В работе [189] приведены результаты измерения флуктуации давления, температуры и нагрева в течение полета до входа в атмосферу, полученные на основании летных данных для аппарата с радиусом

скругления носовой части 2.5 мм и углом наклона носовой части 7° . Несмотря на то, что во время ЛТП второй моды HIFiRE-1 находился под небольшим углом атаки (меньше 1°), была замечена скачкообразность процесса ЛТП, которая могла быть связана с незначительным изменением высоты полета. Изменение давления на поверхности было практически неизменным ниже турбулентного пограничного слоя, но флуктуации сильно увеличились перед ЛТП.

В работах [200, 201] были оценены основные результаты реализации программы HIFiRE-1. В них отмечено, что часть физических процессов, наблюдаемых в полете, были успешно воспроизведены в аэродинамической трубе, а значит разработанная теория устойчивости в пограничном слое вполне успешно отражает основные закономерности ЛТП. Дополнительной целью была проверка возможности привязки чисел Рейнольдса летных испытаний к наземным экспериментам. Было показано, что для осесимметричного, подветренного и наветренного ЛТП числа Рейнольдса в аэродинамической трубе оказались существенно ниже, чем в летных данных. При этом наветренный ЛТП при летных испытаниях произошел при меньшем числе Рейнольдса по сравнению с аэродинамической трубой. Причина этого явления могла заключаться в том, что линия привязки ЛТП не так подвержена воздействию шума в аэродинамической трубе, как другие механизмы ЛТП или ЛТП сильно чувствителен к перепадам температуры стенки.

3.2. Численный метод

При проведении расчетов использовался компьютерный код на неструктурированных сетках UST3D, разработанный академиком РАН, д.ф.-м.н., профессором С.Т. Суржиковым.

В рамках разработанного подхода [157] рассматривалась трехмерная задача течения совершенного вязкого сжимаемого газа.

Полная система уравнений Навье – Стокса может быть записана в векторном виде [158, 159]

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \operatorname{div} \mathbf{F} = \operatorname{div} \mathbf{G}$$

$$\mathbf{w} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix}, \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho uE + pu \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho vE + pv \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ \rho wE + pw \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{G} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{zx} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} - q_x \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{zy} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{zy} - q_y \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z \end{pmatrix},$$

где \mathbf{w} – вектор консервативных переменных, \mathbf{F} – вектор конвективного потока, \mathbf{G} – вектор вязкого потока, ρ – плотность; p – давление; u, v, w – компоненты вектора скорости; E – удельная полная энергия газа; $\tau_{i,j}$ – компонент тензора вязких напряжений $\hat{\boldsymbol{\tau}}$; q_x, q_y, q_z – компоненты вектора теплового потока.

Тензор вязких напряжений записывается в виде:

$$\boldsymbol{\tau} = \mu \begin{pmatrix} \frac{4}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} & \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \\ \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{4}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} & \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \\ \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} & \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} & \frac{4}{3} \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} \end{pmatrix}.$$

В качестве базового подхода для сквозного счета пространственного высокоскоростного обтекания без предварительного выделения поверхностей разрывов использовался разработанный модифицированный

метод расщепления по физическим процессам [157]. Технология основана на хорошо известных принципах расщепления [20, 174, 175]. Оригинальная алгоритмическая реализация самой процедуры расщепления позволяет адаптировать метод для решения полной системы трехмерных нестационарных уравнений газовой динамики (Эйлера и Навье–Стокса) на неструктурированных сетках.

Основная идея метода состоит в расщеплении по физическим процессам исходной нестационарной системы уравнений Навье – Стокса. Стационарное решение задачи, если оно существует, получается в результате установления.

Определение значений функции на каждом последующем шаге по времени (или по итерационному параметру τ в методе установления) осуществлялось в три этапа.

На первом этапе определяются промежуточные значения параметров потока без учета эффектов переноса.

На втором этапе вычисляются эффекты переноса, учитывающие обмен между объемными элементами сетки – рассчитываются потоки массы через границы расчетных ячеек.

На третьем этапе определяются окончательные значения газодинамических параметров потока на основе законов сохранения массы, импульса и энергии для каждого элемента и всей системы в целом.

Для аппроксимации уравнений на каждом этапе применяются элементы метода конечных объемов. В рамках рассматриваемого подхода определяются усредненные значения производных по контрольному объему (в данном случае по тетраэдральному элементу).

$$\left\langle \frac{\partial f}{\partial \alpha} \right\rangle_{V_i} = \frac{1}{V_i} \int_{V_i} \frac{\partial f}{\partial \alpha} dV = \frac{1}{V_i} \int_{S_i} f_i dV \approx \frac{1}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{ai}^j f_i^j,$$

$$f = (u, v, w, p, q_\alpha, \tau_{\alpha\beta}), i = 1, \dots, N, j = 1 \dots 4, \alpha = x, y, z, \beta = x, y, z.$$

Здесь V_i – объем i -ого тетраэдра; S_i^j – площадь поверхности j -ой грани i -ого элемента; $n_{\alpha i}^j$ – x , y или z -я составляющая единичной нормали j -ой грани i -ого элемента.

Значения параметров на гранях расчетных элементов находятся из решения задачи о распаде произвольного разрыва на границах ячеек (см. раздел 1.2). В данном случае для расчета потоков на границе контрольного объема используется приближенный метод донорных ячеек.

3.3. Подготовка к реализации численного моделирования

При проведении расчетов использовались два варианта геометрии – с острым носом и радиусом скругления 2.5 мм.

Созданные геометрические модели летательного аппарата HIFiRE-1 [193] содержат все основные конструктивные элементы натурального объекта (Рисунок 3.1.2).

Виртуальный летательный аппарат представляет собой компоновку острого и затупленного конуса, переходящего в цилиндр с юбкой. Разработанные компьютерные поверхности HIFiRE-1 (Рисунки 3.3.1-3.3.2) обладают зеркальной симметрией. Это свойство использовалось при создании расчетных сеток, которые с целью экономии вычислительных ресурсов генерировались для половины модели возвращаемого летательного аппарата.

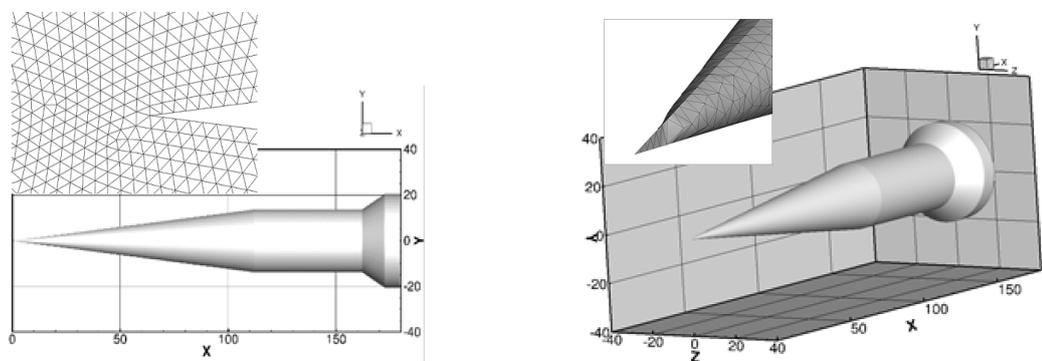


Рисунок 3.3.1. Созданные электронные 3D поверхности летательного аппарата HIFiRE-1 с острым носом в различных ракурсах

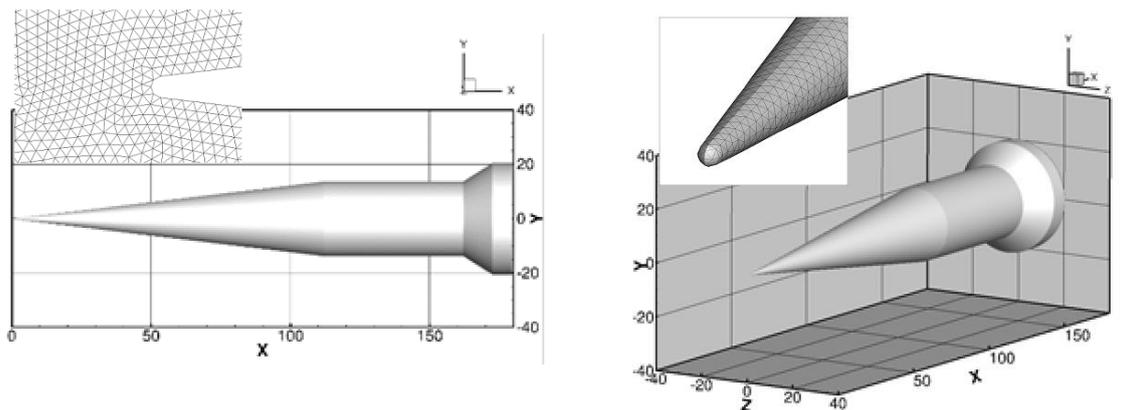


Рисунок 3.3.2. Созданные электронные 3D поверхности летательного аппарата HIFiRE-1 с затупленным носом в различных ракурсах

На основе разработанных виртуальных поверхностей HIFiRE-1 сгенерирована серия высокоточных (насколько это возможно в рамках неструктурированного подхода) тетраэдральных расчетных сеток на 2, 4, 8 и 12 миллионов ячеек (Рисунки 3.3.3-3.3.4).

Для всех рассмотренных моделей расчетная область определялась таким образом, чтобы в процессе численного моделирования условий полета исследуемых объектов, входная граница не оказывала влияние на поток вблизи обтекаемого тела.

Созданные неструктурированные сетки удовлетворяют необходимым требованиям, предъявляемым к качеству сеточных моделей. Плотность узлов поверхностных сеток существенно возрастает вблизи мелких конструктивных элементов и в окрестности острых и скругленных кромок.

Объемные сетки значительно сгущаются к поверхности летательного аппарата в пространстве расчетной области (свойство адаптивности). При этом соседние треугольные или тетраэдральные элементы отличаются по размерам не более чем на 20% (свойство изотропности).

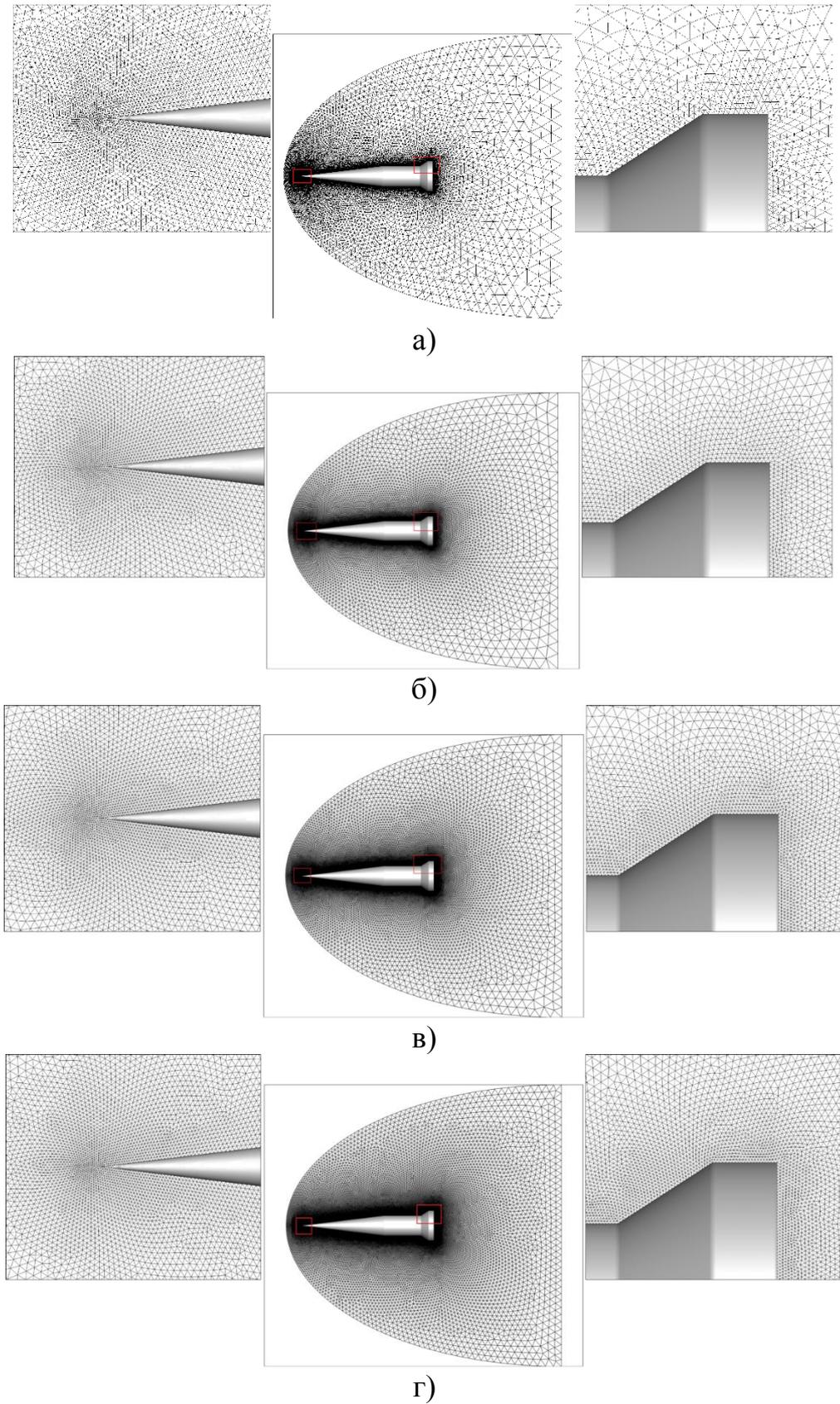


Рисунок 3.3.3. Объемные неструктурированные сетки, построенные для виртуального прототипа HIFiRE-1 с острым носом. Размерность моделей: а) 2396081; б) 4434313; в) 8440094; г) 12188122 тетраэдральных ячеек

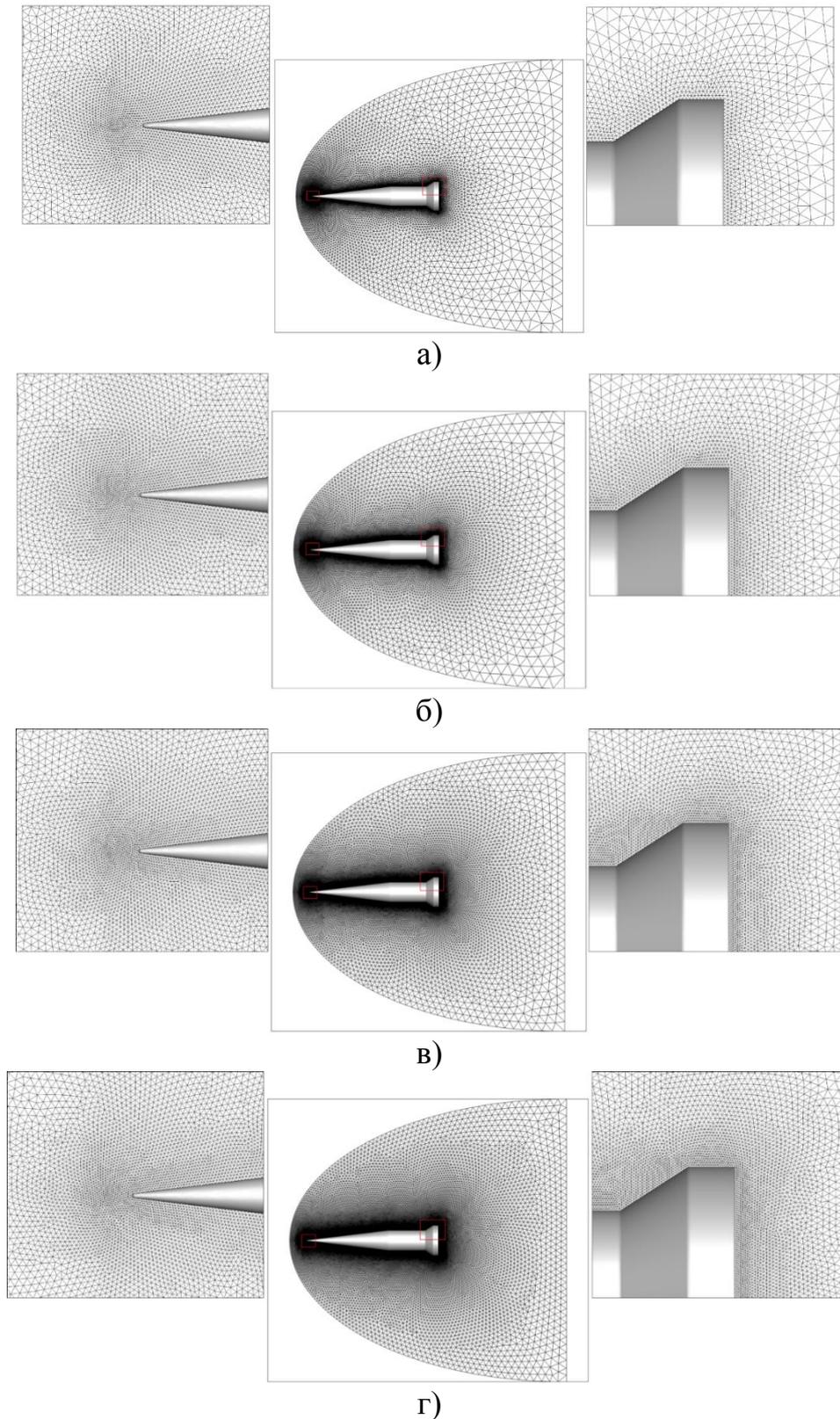


Рисунок 3.3.4. Объемные неструктурированные сетки, построенные для виртуального прототипа HIFiRE-1 с затупленным носом. Размерность моделей: а) 2303682; б) 4456070; в) 8330464; г) 12064929 тетраэдральных ячеек

Для модели с острым носом в невозмущенной области течения максимальная протяженность ячеек на самой грубой сетке (2 миллиона ячеек) составляла 15 мм, на самой подробной сетке (12 миллионов ячеек) – 10 мм. Размер тетраэдров вблизи носовой части фюзеляжа на всех созданных сетках равнялся 0.1 мм. Минимальный размер сетки вблизи хвостовой части аппарата на самой грубой сетке составила 0.35 мм, на самой подробной – 0.25 мм.

Для модели с затупленным носом в невозмущенной области течения максимальная протяженность ячеек на самой грубой сетке (2 миллиона ячеек) составляла 18,7 мм, на самой подробной сетке (12 миллионов ячеек) – 10 мм. Размер тетраэдров вблизи носовой части фюзеляжа на всех созданных сетках равнялся 0.2 мм. Минимальный размер сетки вблизи хвостовой части аппарата на самой грубой сетке составила 0.35 мм, на самой подробной – 0.25 мм.

Дополнительно были построены сетки на 11 миллионов ячеек (Рисунки 3.3.5-3.3.6). В качестве основы параметров для сгущения были использованы характеристики объемной сетки на 8 миллионов ячеек, но была повышена степень измельченности сетки в области расширения задней части аппарата (минимальный размер тетраэдра в хвостовой части составил 0,12 мм).

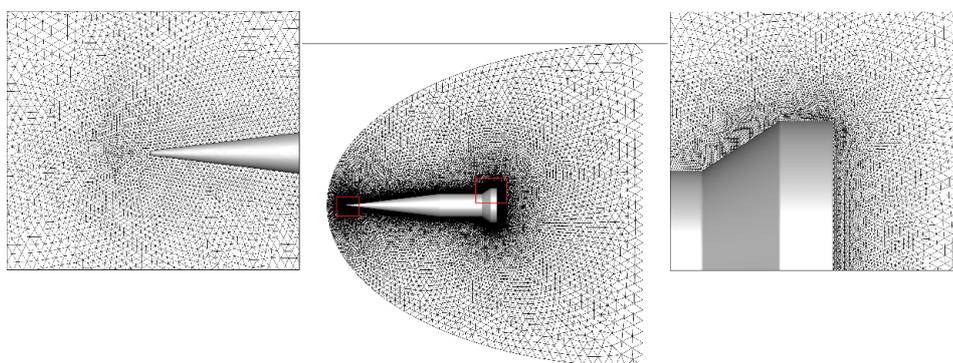


Рисунок 3.3.5. Объемная неструктурированная сетка, построенная для виртуального прототипа HIFiRE-1 с острым носом (Размерность модели: 11418753 тетраэдральных ячеек)

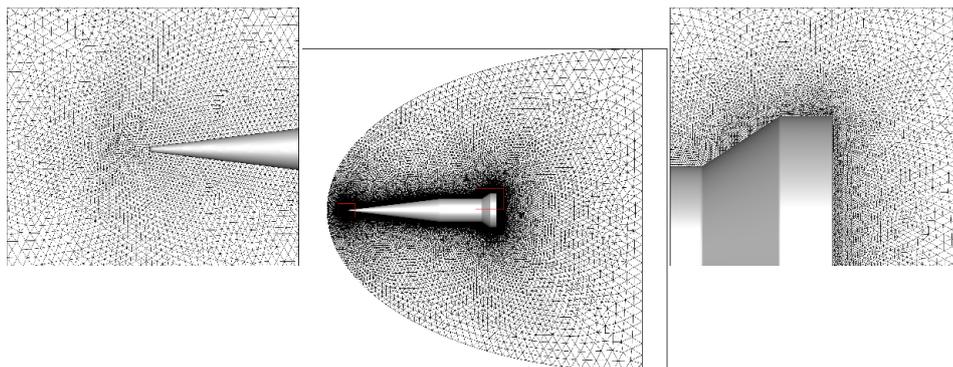


Рисунок 3.3.6. Объемная неструктурированная сетка, построенная для виртуального прототипа HIFiRE-1 с затупленным носом. Размерность модели: 11317486 тетраэдральных ячеек

Разрешающей способности построенных сеток достаточно для определения аэродинамических характеристик поверхностей с инженерной точностью. Однако очевидно, что пограничные слои не разрешаются. О качестве созданных сеток можно судить по значениям наиболее часто используемых критериев. Коэффициент формы (аспектное соотношение, англ. *aspect ratio*) для любой треугольной ячейки поверхностной сетки и тетраэдрального элемента объемной сетки не превышает 4 и 6 соответственно. Коэффициент асимметрии (англ. *equiangle skew*), характеризующий угловую скошенность, для треугольных элементов меньше 0.65, для тетраэдральных – меньше 0.7.

3.4. Результаты численного моделирования

Условия набегающего потока соответствовали данным экспериментов в аэродинамической трубе [192, 195, 196] при скорости потока $M = 6.58, 7.16$ и 9.95 с различными режимами обтекания, отличавшихся значениями угла атаки (Таблицы 3.4.1-3.4.2). Расчеты выполнены для углов атаки $0^\circ, 1^\circ, 5^\circ$. Течение во всей расчетной области предполагалось ламинарным.

Было проведено сравнение полученных результатов для числа Маха $M = 7.16$ и угла атаки 0° с экспериментальными данными. Сравнение

проводилось по распределению давления по поверхности летательного аппарата в хвостовой части изделия [151, 202, 203].

Таблица 3.4.1. Исходные данные для геометрии с острым носом

| | Значение |
|---|----------|
| Число Маха набегающего потока (M_∞) | 7.16 |
| Температура набегающего потока (T_∞), К | 231.7 |
| Давление набегающего потока (p_∞), Па | 4620 |
| Температура на стенке летательного аппарата (T_{wall}), К | 294.78 |
| Угол атаки (α), град | 0 |

Таблица 3.4.2. Исходные данные для геометрии со затупленным носом

| | Значение | | |
|---|----------|-------|--------|
| Число Маха набегающего потока (M_∞) | 6.58 | 7.16 | 9.95 |
| Температура набегающего потока (T_∞), К | 214.4 | 231.7 | 203.35 |
| Давление набегающего потока (p_∞), Па | 7730 | 4620 | 694.50 |
| Температура на стенке летательного аппарата (T_{wall}), К | 300.1 | 299.3 | 295.22 |
| Угол атаки (α), град | 0, 1, 5 | | |

На рисунке 3.4.1 приведен результат сравнения результатов расчетов на модели *с острым носом* с данными из [195]. Как видно из графика, поведение распределения давления в целом соответствует экспериментальным данным, хотя расхождение в отдельных подобластях оказывается значительным. При анализе влияния подробности использованных при проведении расчетов сеток видно, что на менее подробных сетках (2 и 4 миллионов ячеек) образуется 2 пика давления, которых нет на более подробных сетках и экспериментальных данных. При этом, если сравнить результаты, полученные на сетках размером 8 и 11 миллионов, которые были построены с одинаковой степенью подробности, кроме хвостовой части, видно, что на более подробной сетке распределение давления в области расширения хвостовой части более равномерное, но имеет скачок области достижения пикового значения (Рисунок 3.4.2).

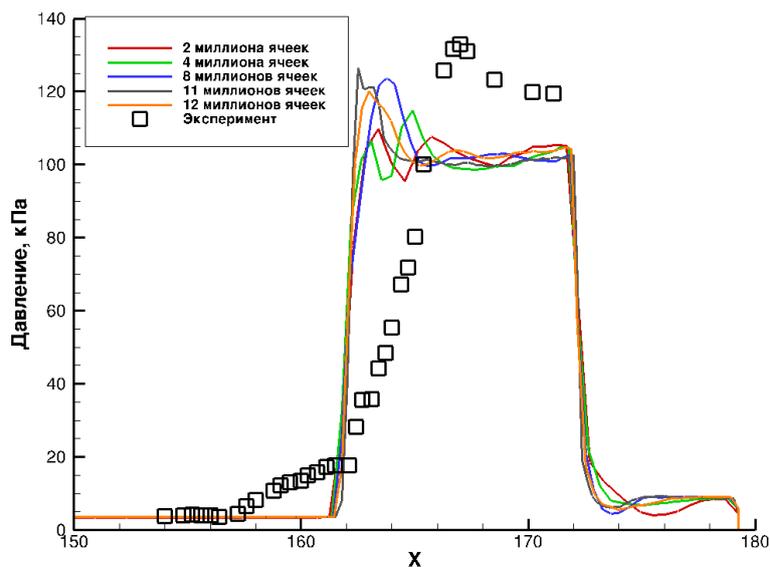


Рисунок 3.4.1. Сравнение результатов компьютерного моделирования с экспериментальными данными [195] в расчете с острым носом

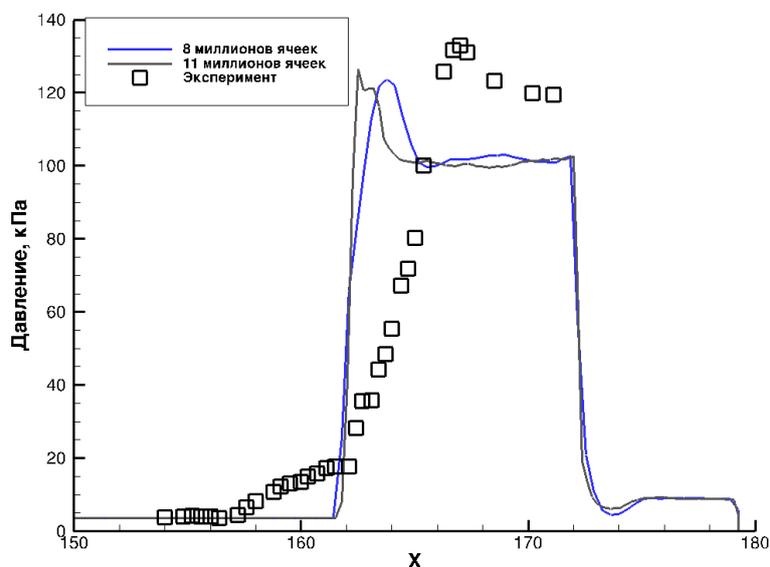


Рисунок 3.4.2. Сравнение результатов компьютерного моделирования с экспериментальными данными [195] в расчете с острым носом для сеток сопоставимой степени подробности

На рисунке 3.4.3 приведен результат валидации результатов расчетов на модели с *затупленным носом* с данными из [196]. Как видно из графика, поведение распределения давления также в целом соответствует экспериментальным данным, хотя расхождение в отдельных подобластях оказывается значительным. В отличие от расчетов для модели с острым носом, на менее подробных сетках (2 и 4 миллионов ячеек) для модели с

затупленным носом не образуется 2 пика давления, при этом результат моделирования сильнее расходится с экспериментальными данными, чем результаты, полученные на более подробных сетках. При этом, если сравнить результаты, полученные на сетках размером 8 и 11 миллионов, которые были построены с одинаковой степенью подробности, кроме хвостовой части, видно, что на более подробной сетке образуется два пиковых значения распределения давления в начале расширения хвостовой части, которых нет в экспериментальных данных и в целом распределение давления в области расширения хвостовой части более равномерное.

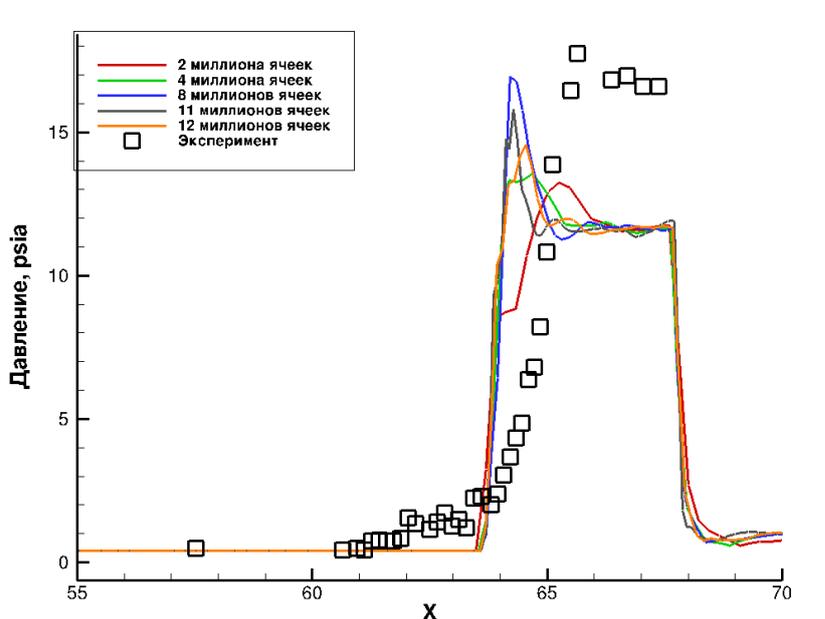


Рисунок 3.4.3. Сравнение результатов компьютерного моделирования с экспериментальными данными [196] в расчете с затупленным носом

В целом следует отметить удовлетворительное согласие расчетных и экспериментальных данных, особенно если учесть сложность решаемой экспериментальной и расчетной задач. 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 рисунках 3.4.4-3.4.15 показаны результаты расчетов аэротермогазодинамики полета HIFiRE-1 при указанных в таблице 3.4.2 режимах полета.

Как показывает опыт вычислительной аэротермодинамики, могут возникать проблемы, приводящие к завышению или занижению температуры потока в зоне отрыва. Существует множество подходов для решения указанной проблемы [204], но для данной конфигурации изменение поля течения в зоне отрыва не оказывает существенного влияния на аэродинамические характеристики исследуемого тела.

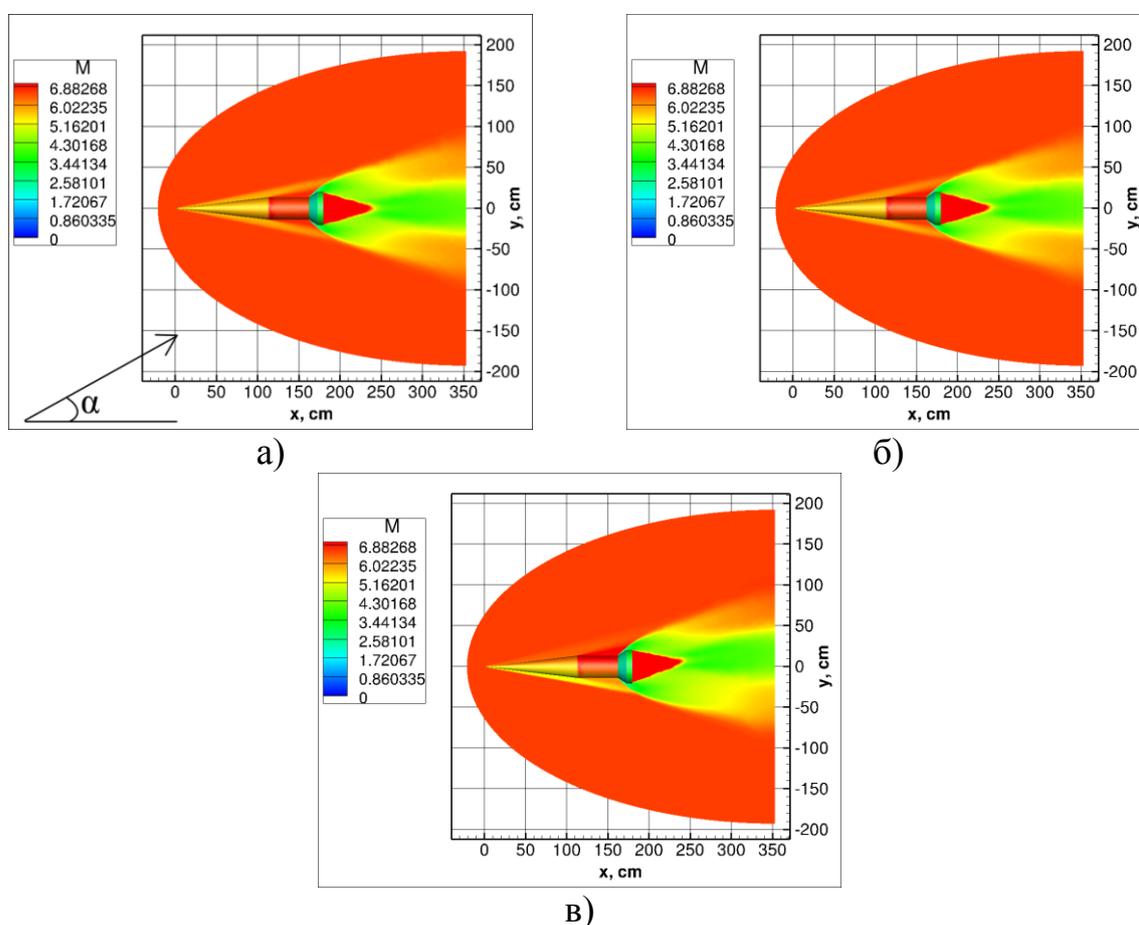


Рисунок 3.4.4. Распределение чисел Маха вдоль поверхности летательного аппарата HIFiRE-1 с затупленным носом при $M = 6.58$ и угле атаки а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 1^\circ$; в) $\alpha = 5^\circ$

Из рисунка 3.4.4 видно, что с увеличением угла атаки скорость потока воздуха в ударной волне растет с подветренной стороны и снижается с наветренной стороны фюзеляжа. Также из рисунка видно, что в области

расширения хвостовой части скорость воздушного потока заметно падает, а вдоль цилиндрической части достигает максимального значения из-за образования второй ударной волны в области перехода конусной части фюзеляжа в цилиндрическую.

Здесь и далее угол атаки отсчитывается от положения направления оси X (см. рисунок 3.4.4).

При скорости набегающего потока, соответствующей числу Маха $M = 7.16$ также видно, что с увеличением угла атаки скорость потока воздуха в ударной волне растет с подветренной стороны и снижается с наветренной стороны фюзеляжа (Рисунок 3.4.5). Аналогично из рисунка видно, что в области расширения хвостовой части скорость воздушного потока заметно падает, а вдоль цилиндрической части достигает максимального значения.

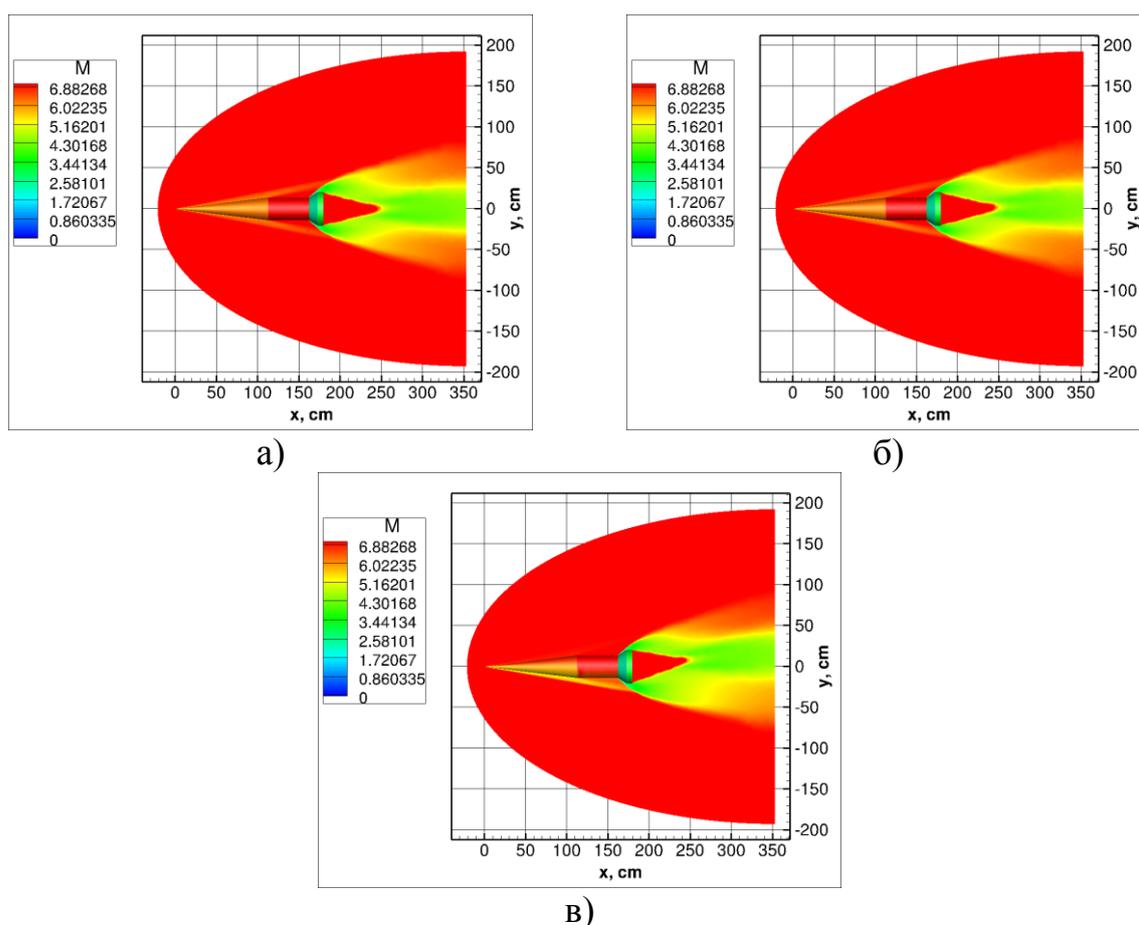


Рисунок 3.4.5. Распределение чисел Маха вдоль поверхности летательного аппарата NIFiRE-1 с затупленным носом при $M = 7.16$ и угле атаки а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 1^\circ$; в) $\alpha = 5^\circ$

На рисунке 3.4.6 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.

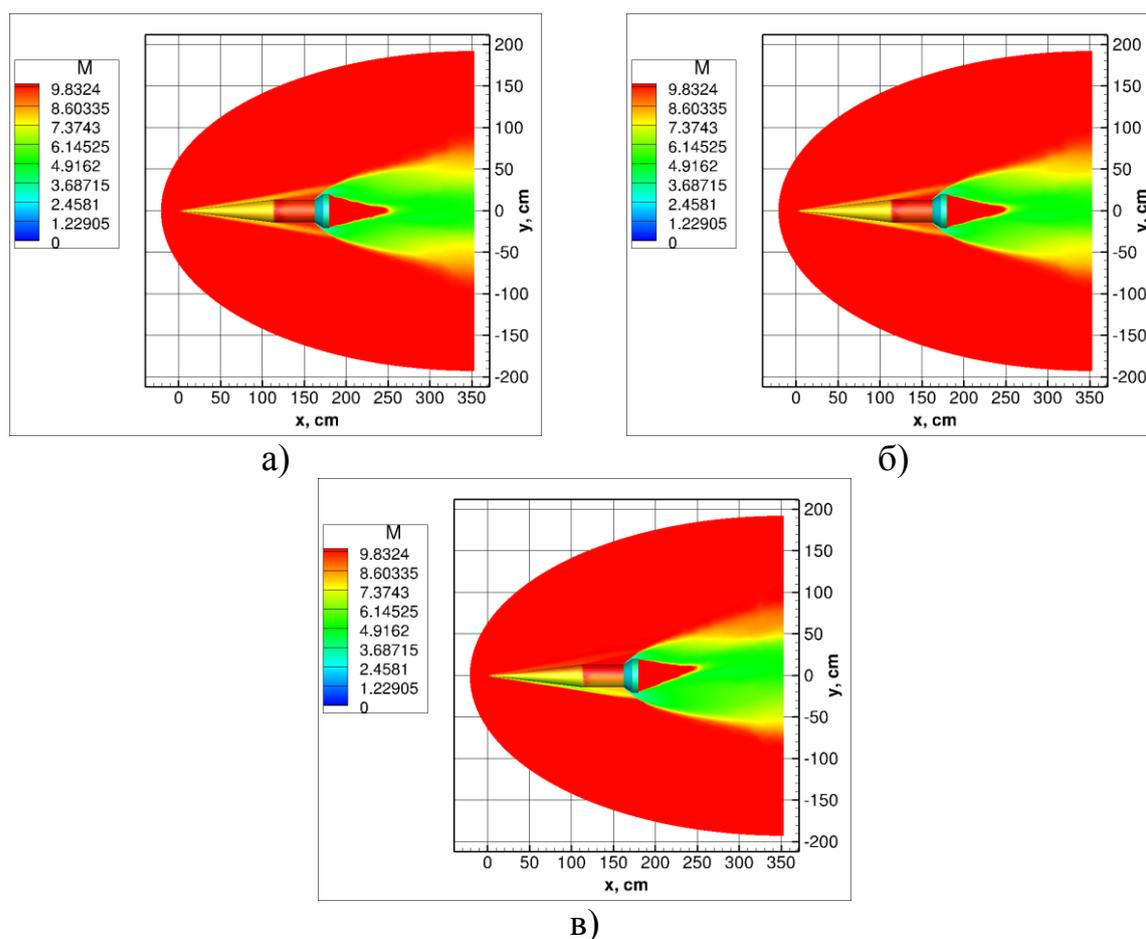


Рисунок 3.4.6. Распределение чисел Маха вдоль поверхности летательного аппарата HIFiRE-1 с затупленным носом при $M = 9.95$ и угле атаки а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 1^\circ$; в) $\alpha = 5^\circ$

Из рисунка 3.4.7 видно, что с увеличением угла атаки температура потока воздуха в ударной волне растет с наветренной стороны и снижается с подветренной стороны фюзеляжа. Также из рисунка видно, что в области

расширения хвостовой части температура на поверхности заметно растет, а вдоль цилиндрической части температура на поверхности сильно снижается.

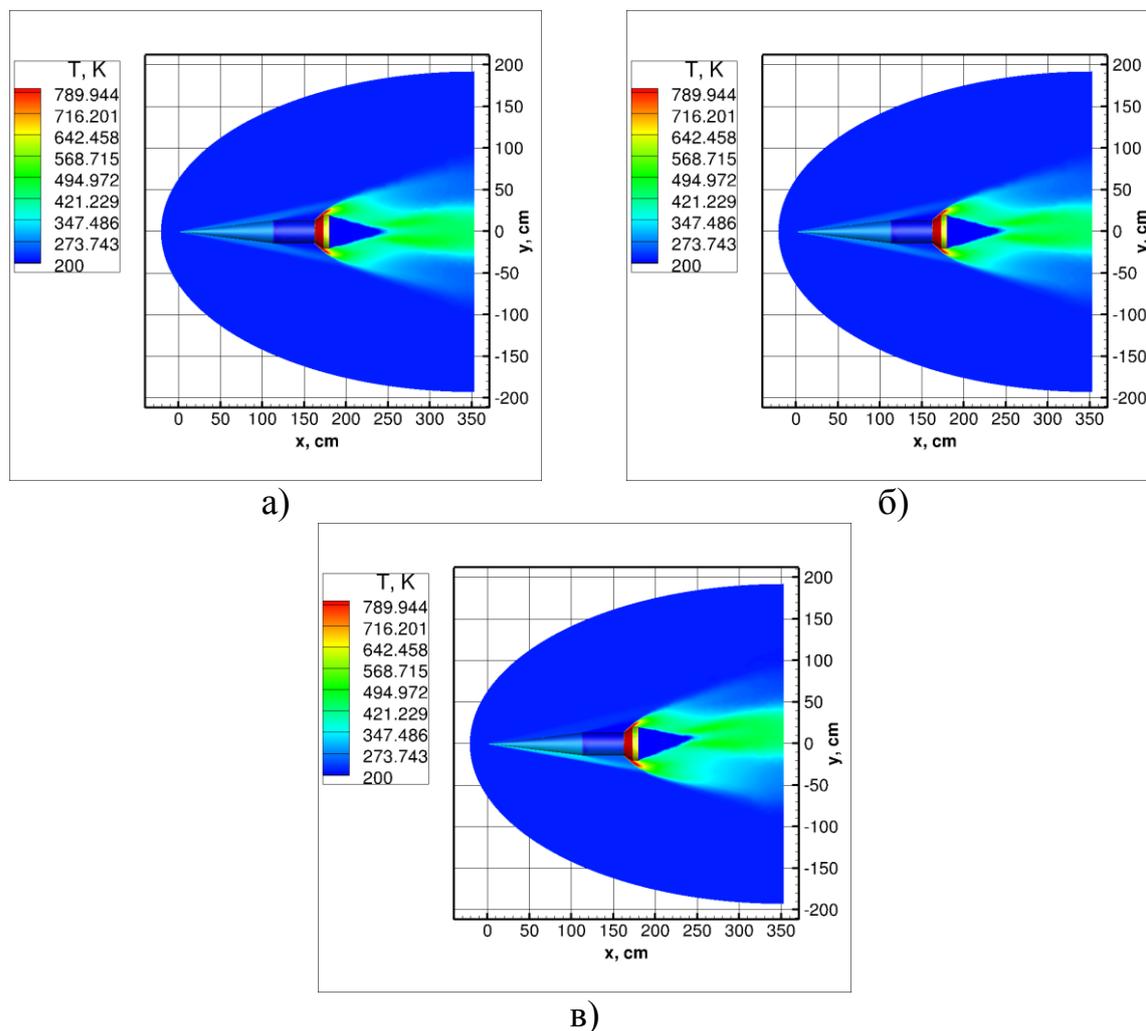


Рисунок 3.4.7. Распределение температуры (в К) вдоль поверхности летательного аппарата HIFiRE-1 с затупленным носом при $M = 6.58$ и угле атаки а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 1^\circ$; в) $\alpha = 5^\circ$

При скорости набегающего потока, соответствующей числу Маха $M = 7.16$ также видно, что с увеличением угла атаки температура потока воздуха в ударной волне снижается с подветренной стороны и растет с наветренной стороны фюзеляжа (Рисунок 3.4.8). Аналогично из рисунка видно, что в области расширения хвостовой части температура поверхности заметно растет, а вдоль цилиндрической части - падает.

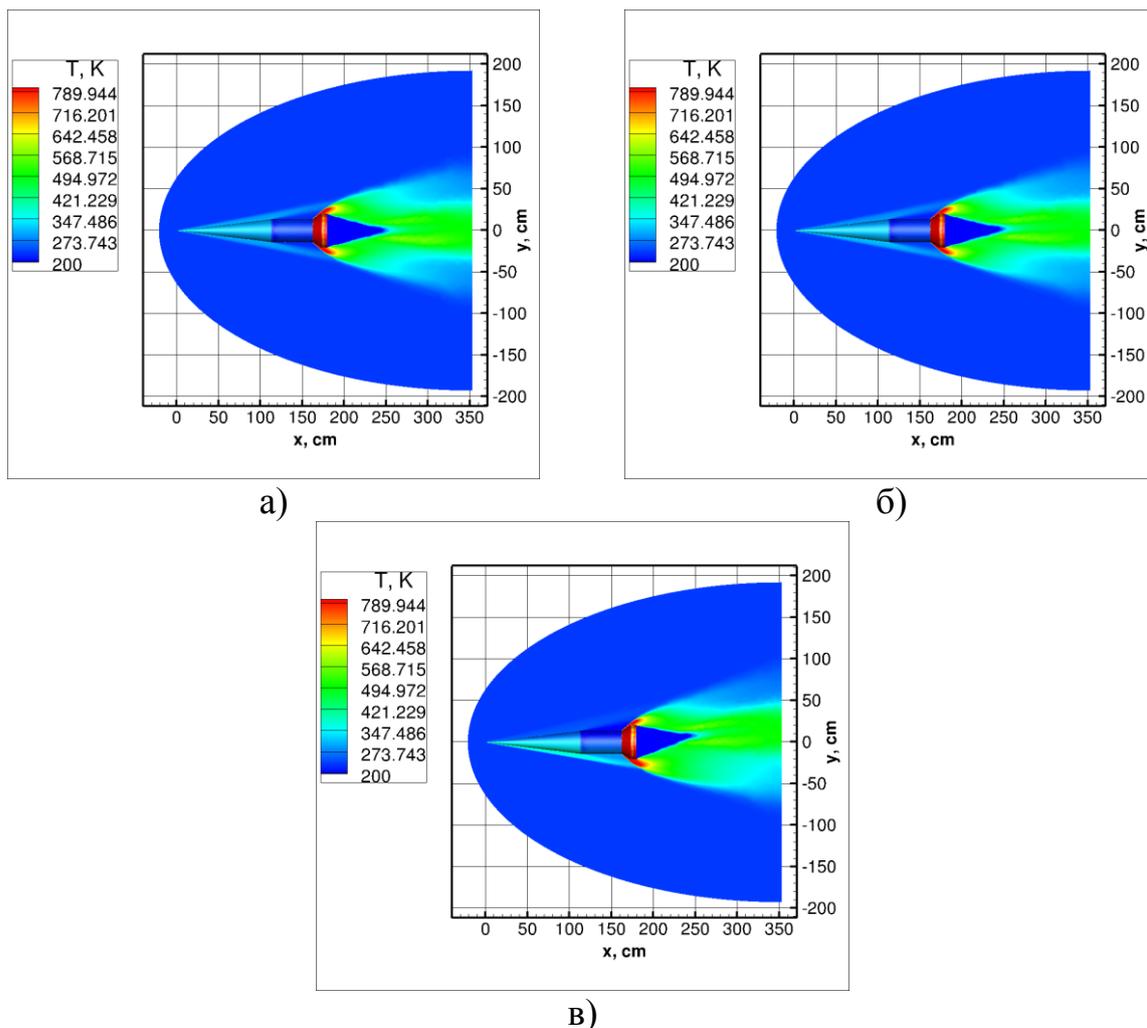


Рисунок 3.4.8. Распределение температуры (в К) вдоль поверхности летательного аппарата HIFiRE-1 с затупленным носом при $M = 7.16$ и угле атаки а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 1^\circ$; в) $\alpha = 5^\circ$

На рисунке 3.4.9 показано распределение температуры вдоль и на поверхности HIFiRE-1 при $M = 9.95$ и разных углах атаки. Из рисунка видно, что вдоль цилиндрической части летательного аппарата температура на поверхности сильно падает, а в области расширения хвостовой части температура воздушного потока заметно растет. Также из рисунка видно, что с увеличением угла атаки температура потока воздуха в ударной волне растет с наветренной стороны и снижается с подветренной стороны фюзеляжа. Наблюдается нестационарность течения потока, которая приводит к несимметричности температуры воздуха за аппаратом при нулевом угле атаки.

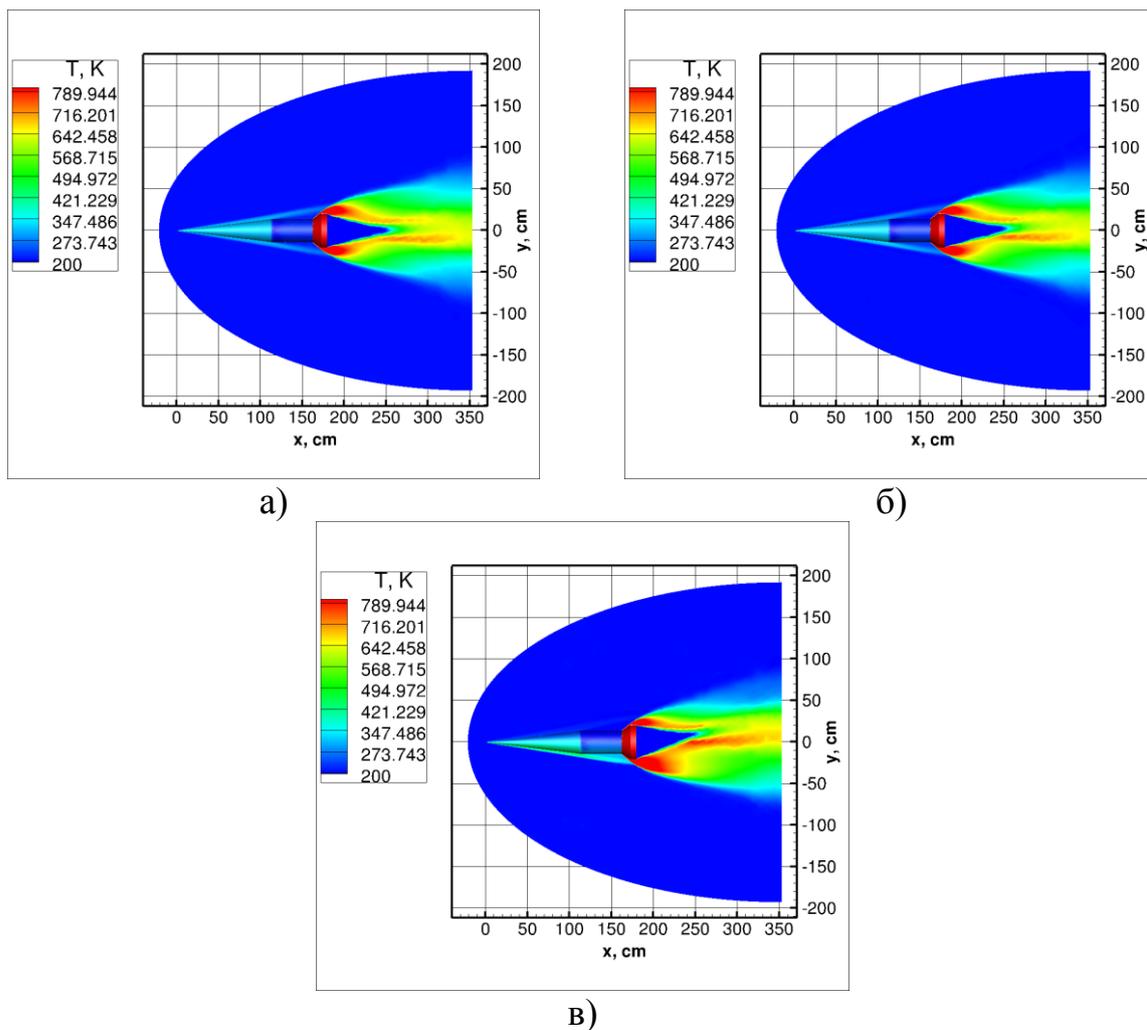


Рисунок 3.4.9. Распределение температуры (в К) вдоль поверхности летательного аппарата HIFiRE-1 с затупленным носом при $M = 9.95$ и угле атаки а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 1^\circ$; в) $\alpha = 5^\circ$

Из рисунка 3.4.10 видно, что с увеличением угла атаки плотность потока воздуха в ударной волне растет с наветренной стороны и снижается с подветренной стороны фюзеляжа. Также из рисунка видно, что в области расширения хвостовой части плотность воздуха на поверхности заметно растет, а вдоль цилиндрической части плотность на поверхности сильно снижается.

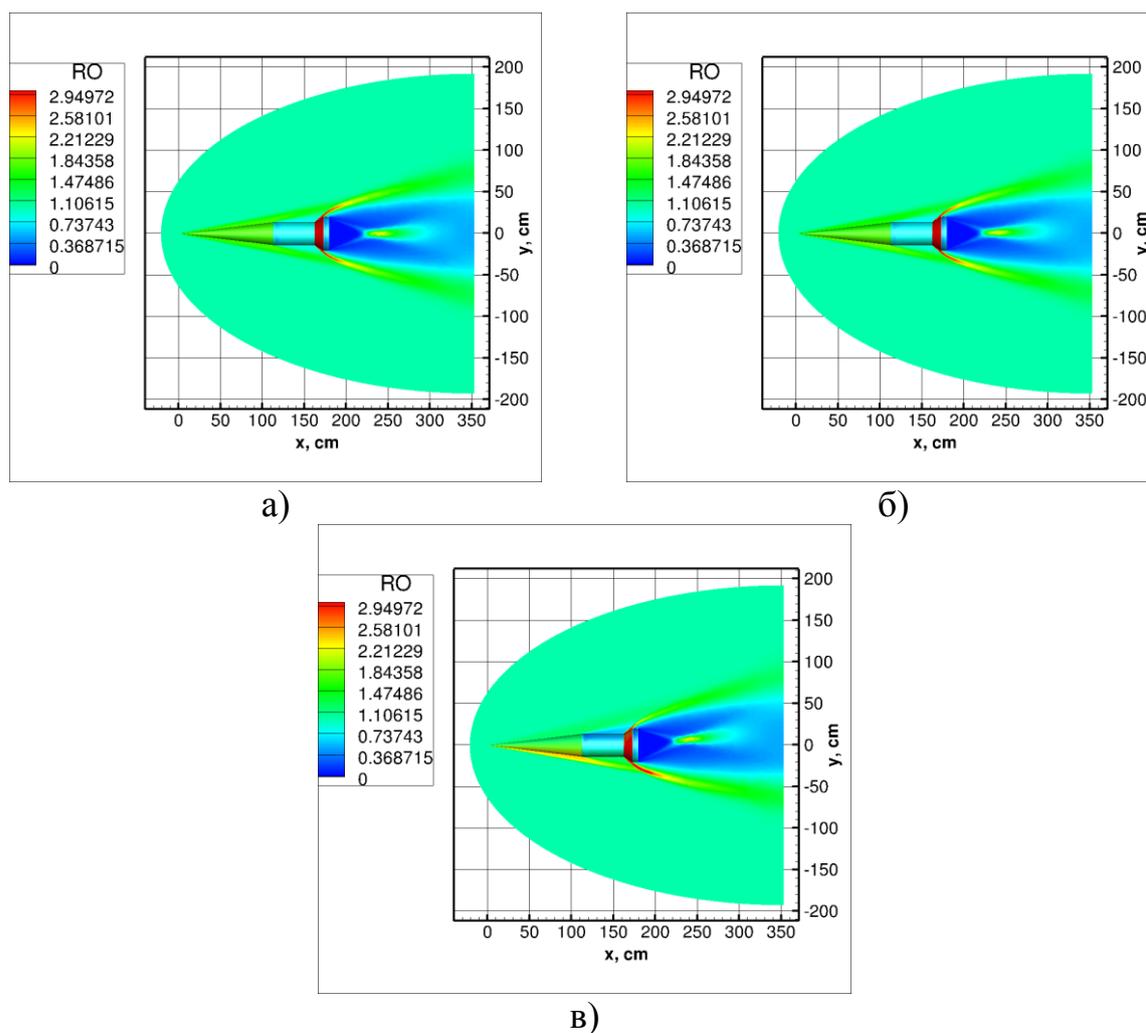


Рисунок 3.4.10. Распределение плотности ($RO = \rho/\rho_\infty$) вдоль поверхности летательного аппарата NIFiRE-1 с затупленным носом при $M = 6.58$ и угле атаки а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 1^\circ$; в) $\alpha = 5^\circ$

При скорости набегающего потока, соответствующей числу Маха $M = 7.16$ также видно, что с увеличением угла атаки плотность потока воздуха в ударной волне снижается с подветренной стороны и растет с наветренной стороны фюзеляжа (Рисунок 3.4.11). Аналогично из рисунка видно, что в области расширения хвостовой части плотность потока на поверхности заметно растет, а вдоль цилиндрической части - падает.

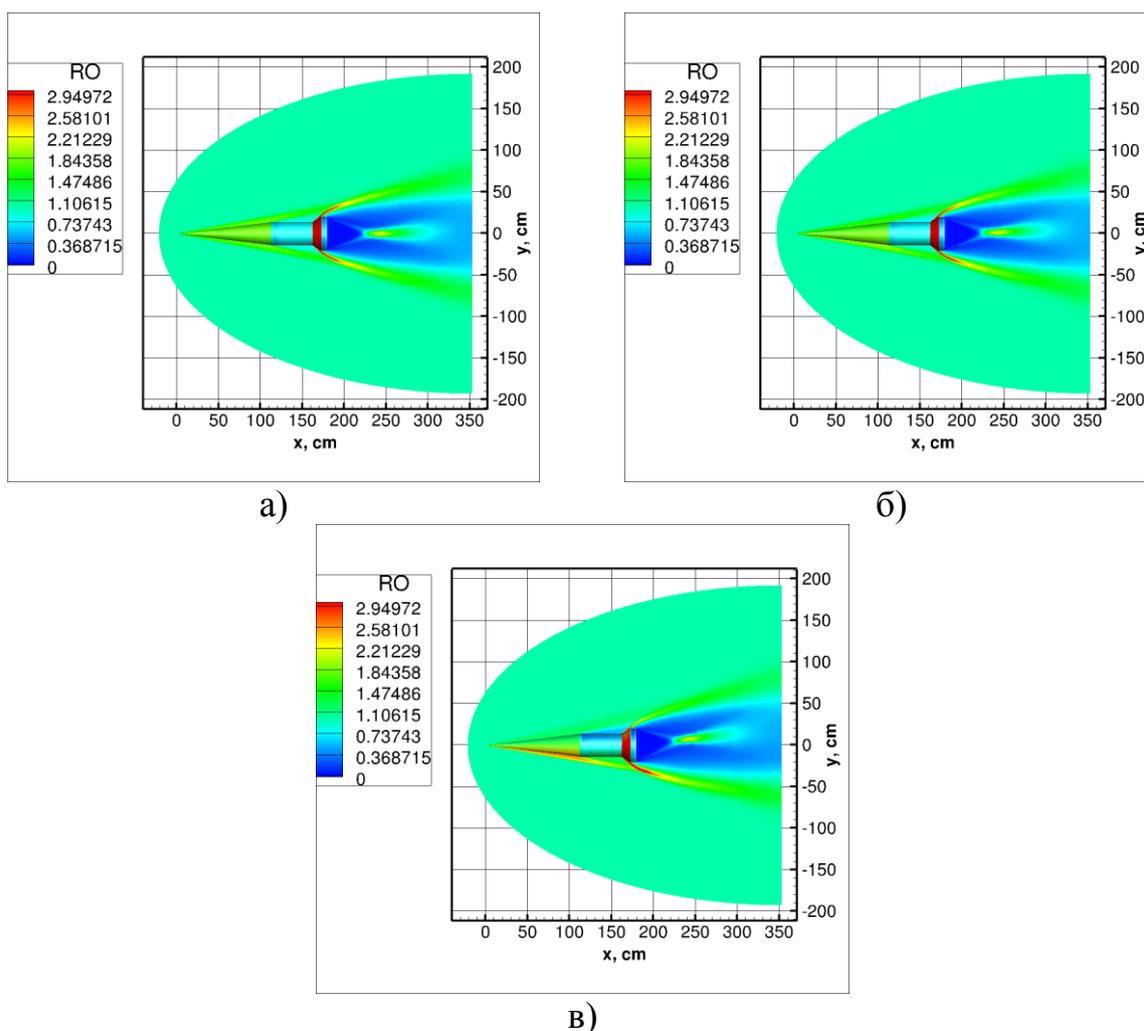


Рисунок 3.4.11. Распределение плотности ($RO = \rho/\rho_\infty$) вдоль поверхности летательного аппарата NIFiRE-1 с затупленным носом при $M = 7.16$ и угле атаки а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 1^\circ$; в) $\alpha = 5^\circ$

На рисунке 3.4.12 показано распределение плотности воздушного потока вдоль и на поверхности NIFiRE-1 при $M = 9.95$ и разных углах атаки. Из рисунка видно, что вдоль цилиндрической части летательного аппарата плотность на поверхности аппарата сильно падает, а в области расширения хвостовой части плотность воздушного потока заметно растет. Также из рисунка видно, что с увеличением угла атаки плотность потока воздуха в ударной волне растет с наветренной стороны и снижается с подветренной стороны фюзеляжа.

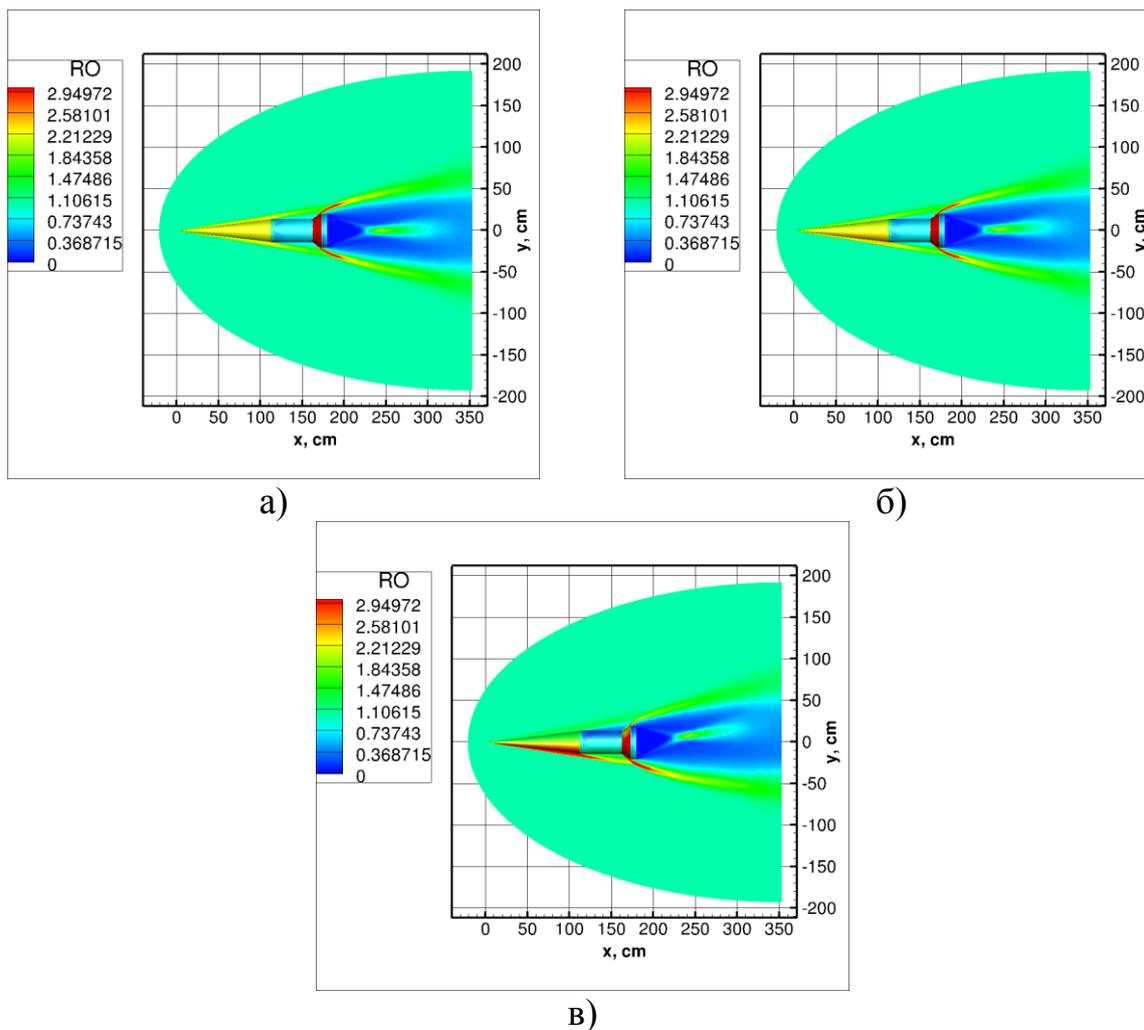


Рисунок 3.4.12. Распределение плотности ($RO = \rho/\rho_\infty$) вдоль поверхности летательного аппарата NIFiRE-1 с затупленным носом при $M = 9.95$ и угле атаки а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 1^\circ$; в) $\alpha = 5^\circ$

Как видно из рисунка 3.4.13, при числе Маха $M = 6.58$ вдоль цилиндрической части летательного аппарата давление воздушной массы сильно падает, а в области расширения хвостовой части давление воздушного потока заметно растет. Также из рисунка видно, что с увеличением угла атаки давление потока воздуха в ударной волне растет с наветренной стороны и снижается с подветренной стороны фюзеляжа.

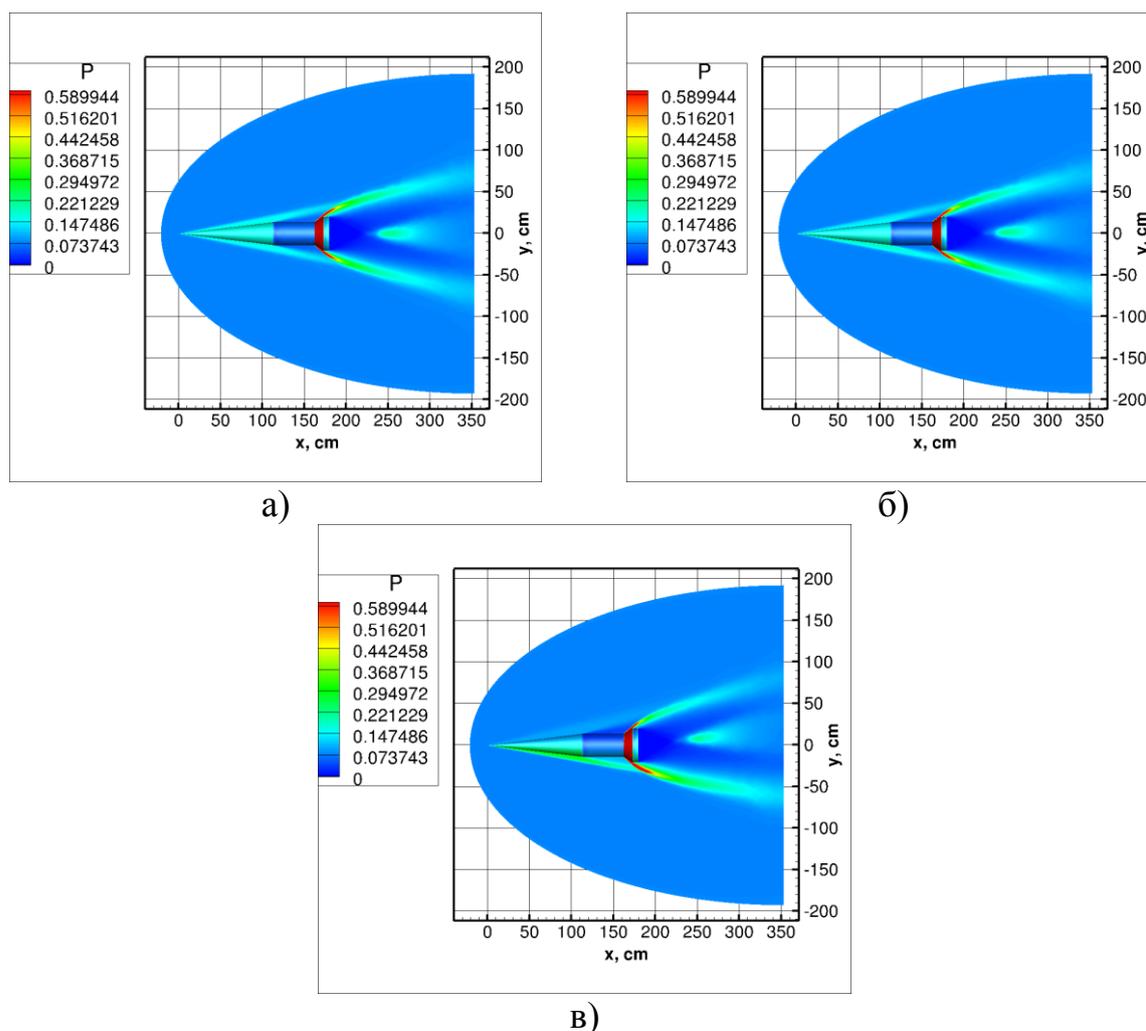


Рисунок 3.4.13. Распределение давления ($P = p/\rho_\infty v_\infty^2$) вдоль поверхности летательного аппарата NIFiRE-1 с затупленным носом при $M = 6.58$ и угле атаки а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 1^\circ$; в) $\alpha = 5^\circ$

При скорости набегающего потока, соответствующей числу Маха $M = 7.16$ также видно, что с увеличением угла атаки давление потока воздуха в ударной волне снижается с подветренной стороны и растет с наветренной стороны фюзеляжа (Рисунок 3.4.14). Аналогично из рисунка видно, что в области расширения хвостовой части давление потока заметно растет, а вдоль цилиндрической части - падает.

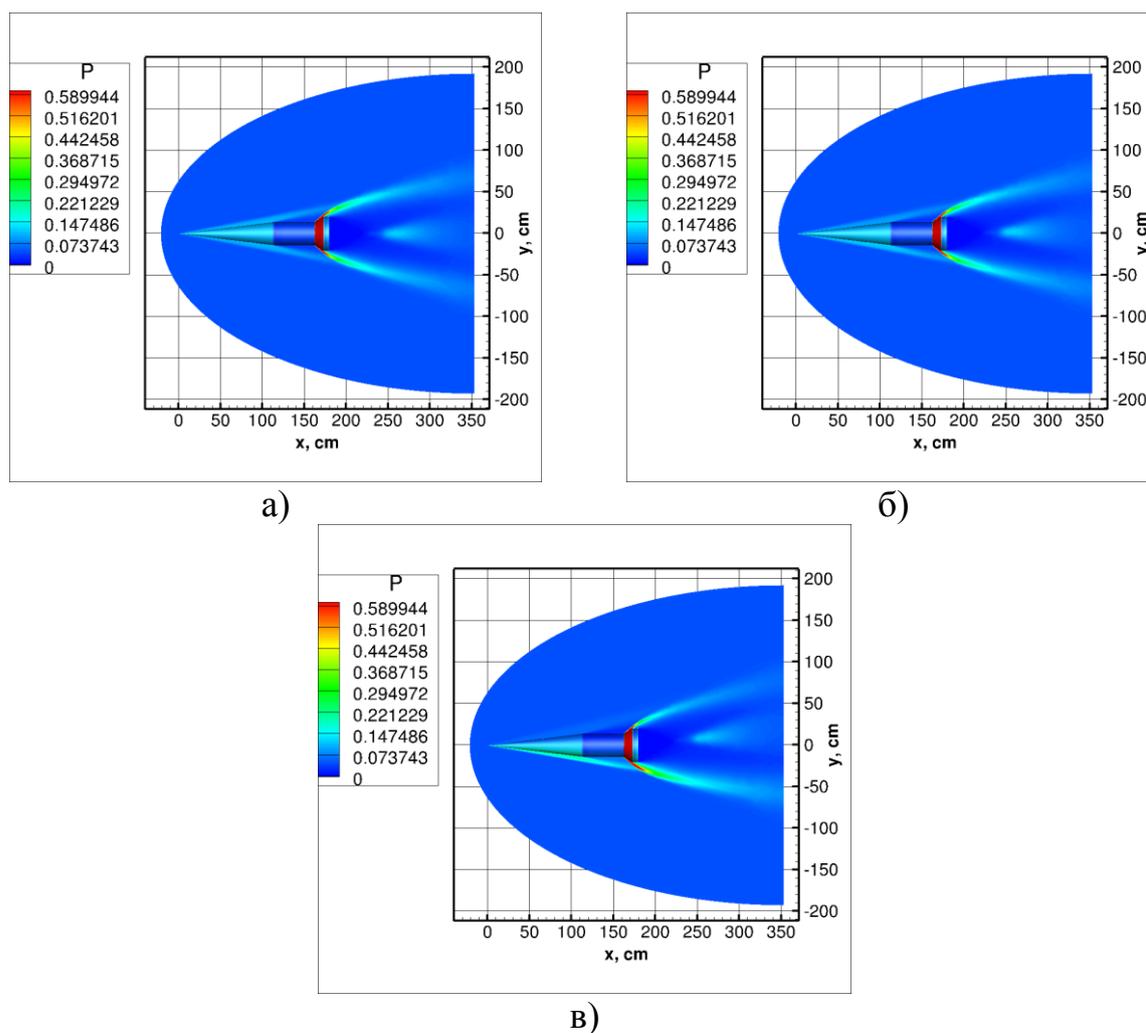


Рисунок 3.4.14. Распределение давления ($P = p/\rho_\infty v_\infty^2$) вдоль поверхности летательного аппарата NIFiRE-1 с затупленным носом при $M = 7.16$ и угле атаки а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 1^\circ$; в) $\alpha = 5^\circ$

Из рисунка 3.4.15 видно, что с увеличением угла атаки давление потока воздуха в ударной волне растет с наветренной стороны и снижается с подветренной стороны фюзеляжа. Также из рисунка видно, что в области расширения хвостовой части давление воздуха заметно растет, а вдоль цилиндрической части давление потока сильно снижается.

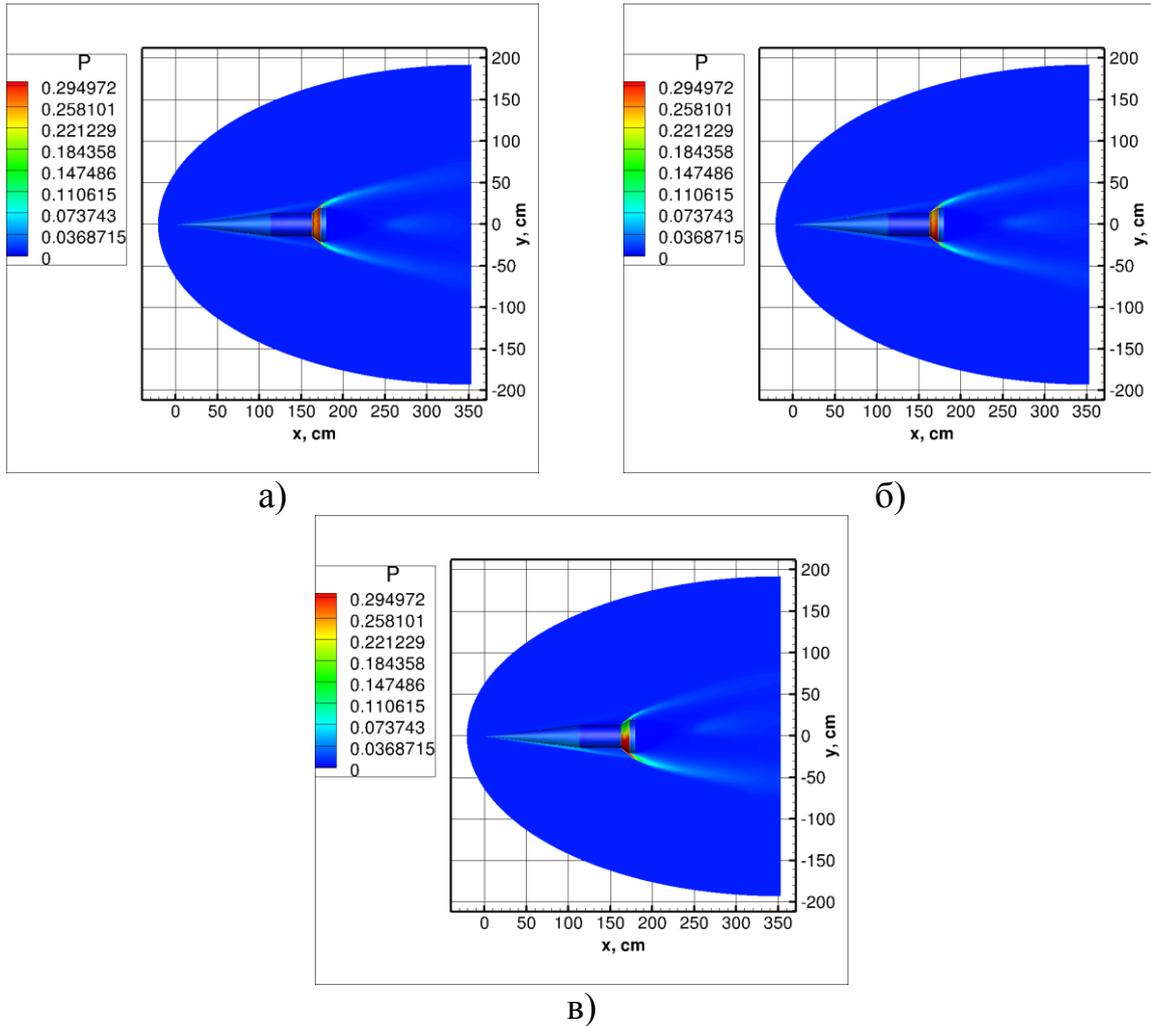


Рисунок 3.4.15. Распределение давления ($P = p/\rho_\infty v_\infty^2$) вдоль поверхности летательного аппарата NIFiRE-1 с затупленным носом при $M = 9.95$ и угле атаки а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 1^\circ$; в) $\alpha = 5^\circ$

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 [205] (рис. 3.4.16)

$$\frac{\gamma - 1}{2} \left[1 - V_r^2 - \left(\frac{dV_r}{d\theta} \right)^2 \right] \left[2V_r + \cot \theta \frac{dV_r}{d\theta} + \frac{d^2 V_r}{d\theta^2} \right] = \frac{dV_r}{d\theta} \left[V_r \frac{dV_r}{d\theta} + \frac{dV_r}{d\theta} \frac{d^2 V_r}{d\theta^2} \right]$$

$$\frac{dV_r}{d\theta} = 0, \text{ при } \theta \approx \beta$$

$$M_2^2 \sin^2(\theta_{ск} - \theta_{np}) = \frac{(\gamma - 1)M_1^2 \sin^2 \theta_{ск} + 2}{2\gamma M_1^2 \sin^2 \theta_{ск} - (\gamma - 1)}$$

$$\cot \theta_{np} = \tan \theta_{ск} \left[\frac{(\gamma + 1)M_1^2}{2M_1^2 \sin^2 \theta_{ск} - 1} - 1 \right]$$

$$V_r = M_2 a \cos \theta_{np}$$

где V_r - радиальная скорость потока за фронтом ударной волны, $\theta_{ск}$ - угол косоугольного скачка уплотнения; θ_{np} - угол преломления; θ - угол луча; β - угол полураствора конуса (для HIFiRE-1 $\beta = 7^\circ$); M_1 - число Маха набегающего потока; M_2 - число Маха за фронтом ударной волны; γ - показатель адиабаты ($\gamma = 1.4$).

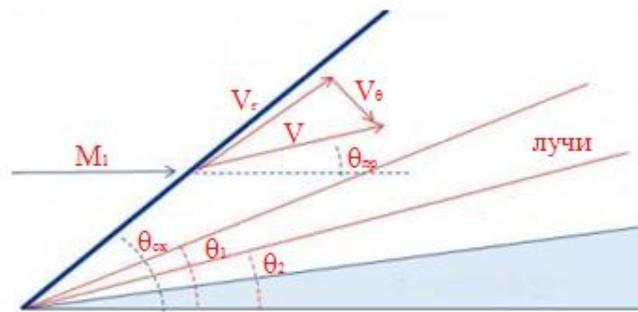


Рисунок 3.4.16. Схема ударно-волнового взаимодействия для острого конуса

Сравнение угла наклона ударной волны с теоретическим значением косоугольного скачка уплотнения в газе для конуса с углом полураствора 7° при разных числах Маха приведено на рисунках 3.4.17-3.4.19.

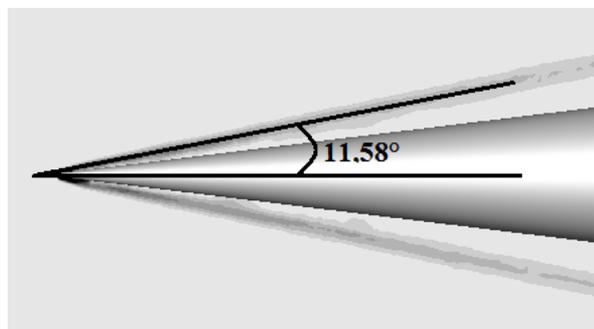


Рисунок 3.4.17. Сравнение угла наклона ударной волны с теоретическим значением (жирная линия) для острого конуса при $M = 6.58$ вдоль поверхности летательного аппарата HIFiRE-1 с затупленным носом

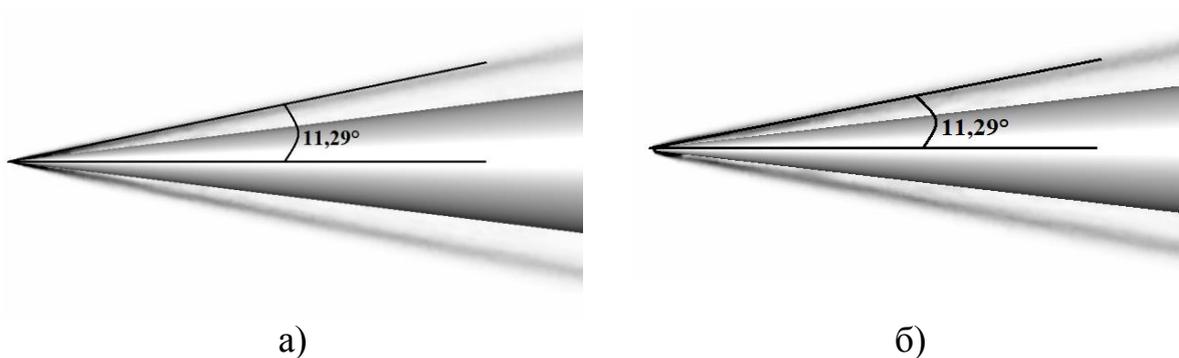


Рисунок 3.4.18. Сравнение угла наклона ударной волны с теоретическим значением (жирная линия) для острого конуса при $M = 7.16$ вдоль поверхности летательного аппарата HIFiRE-1 с а) затупленным носом; б) острым носом

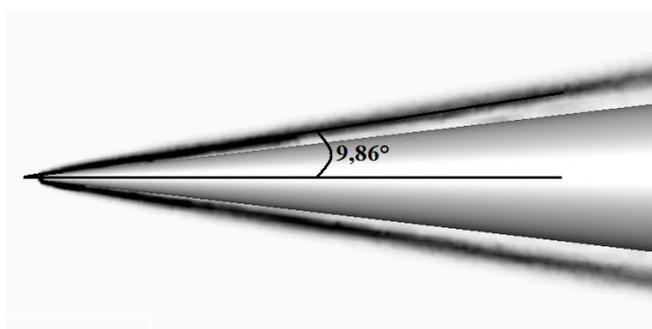


Рисунок 3.4.19. Сравнение угла наклона ударной волны с теоретическим значением (жирная линия) для острого конуса при $M = 9.95$ вдоль поверхности летательного аппарата HIFiRE-1 с затупленным носом

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

3.5. Выводы

1. Проведен анализ научных публикаций по экспериментальным и летным испытаниям летательного аппарата HIFiRE-1. Из собранных данных были получены геометрические параметры изделия и режимы полета для проведения расчетов. Виртуальный летательный аппарат представляет собой компоновку острого и затупленного конуса, переходящего в цилиндр с юбкой. Разработанные компьютерные поверхности HIFiRE-1 обладают зеркальной симметрией.

2. Построены геометрические модели для летательного аппарата HIFiRE-1 с различными конфигурациями носовой части – с заостренным и затупленным наконечником. Для каждой из полученных электронных геометрий был сгенерирован набор объемных неструктурированных тетраэдральных сеток различной степени подробности (размерность модели – 2, 4, 8, 11 и 12 миллионов ячеек). Созданные неструктурированные сетки удовлетворяют всем стандартным требованиям, предъявляемым к качеству сеточных моделей. Плотность узлов поверхностных сеток существенно возрастает вблизи мелких конструктивных элементов и в окрестности острых и скругленных кромок.

3. Проведено сравнение экспериментальных данных с результатами, полученными с использованием компьютерного кода UST3D. Показано, что наилучшие результаты достигаются на сетке размерностью 8 миллионов ячеек. Поведение полученного в результате компьютерного моделирования распределения давления вдоль поверхности аппарата 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.

4. 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° . В области расширения хвостовой части фюзеляжа скорость воздушного потока заметно падает, а вдоль цилиндрической части достигает максимального значения из-за образования второй ударной волны в области перехода конусной части фюзеляжа в цилиндрическую. С увеличением угла атаки скорость потока воздуха в ударной волне растет с подветренной стороны и снижается с

наветренной стороны фюзеляжа. Вдоль цилиндрической части летательного аппарата температура, давление и плотность вдоль поверхности сильно падают, а в области расширения хвостовой части, наоборот заметно растут. Также с увеличением угла атаки температура, плотность и давление потока воздуха в ударной волне растет с наветренной стороны и снижается с подветренной стороны фюзеляжа. При числе Маха $M = 9.95$ наблюдается нестационарность течения потока, которая приводит к несимметричности температуры воздуха за аппаратом при нулевом угле атаки.

5. Проведено сравнение полученного в результате расчетов угла отклонения ударной волны вокруг конусообразной носовой части фюзеляжа HIFiRE-1 с углом косога скачка уплотнения в газе для конуса при разных числах Маха. Отмечено хорошее совпадение угла наклона ударной волны с теоретическим значением.

ГЛАВА 4. СОЗДАНИЕ БАЗЫ ДАННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ОБТЕКАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ

4.1. Введение

Для проведения расчетов с использованием изложенной методики был использован компьютерный код UST3D, разработанный академиком РАН, д.ф.-м.н., профессором С.Т. Суржиковым [157, 176].

Главными задачами проведения расчетов являются:

1. Анализ поля течения у поверхности ЛА при изменении высоты полета, скорости, угла атаки.
2. Получение данных о распределениях давления, температуры, плотности, компонент скорости вблизи обтекаемой поверхности.
3. Исследование участков локальных ударно-волновых взаимодействий, оказывающих силовое или тепловое воздействие на поверхность ЛА.
4. Определение участков поверхности, подверженных пиковым тепловым и силовым воздействиям.
5. Создание базы расчетных данных, позволяющих выполнять тестирование вновь создаваемых компьютерных кодов, выявлять участки сеточного пространства, включая участки поверхности планера и двигательной установки, где получаемым численным решениям следует уделить повышенное внимание, как с точки зрения повышения достоверности результатов, так и с точки зрения наличия возвратно-вихревых движений, способных привести к снижению устойчивости ЛА или являющихся источником пульсации течения у поверхности.

Проведение расчетов осуществлялось в несколько этапов:

1. Создание геометрической модели аппарата.

2. Генерация пространственных неструктурированных расчетных сеток для полученной модели.

3. Математическое моделирование аэродинамических характеристик ЛА при различных режимах обтекания.

В качестве объектов для проведения расчетов были выбраны орбитальный самолет X-34 [206-212], беспилотный летательный аппарат X-43 [159, 213] и крылатая ракета X-51 [213-215].

4.2. Численное моделирование аэротермодинамики летательного аппарата X-34

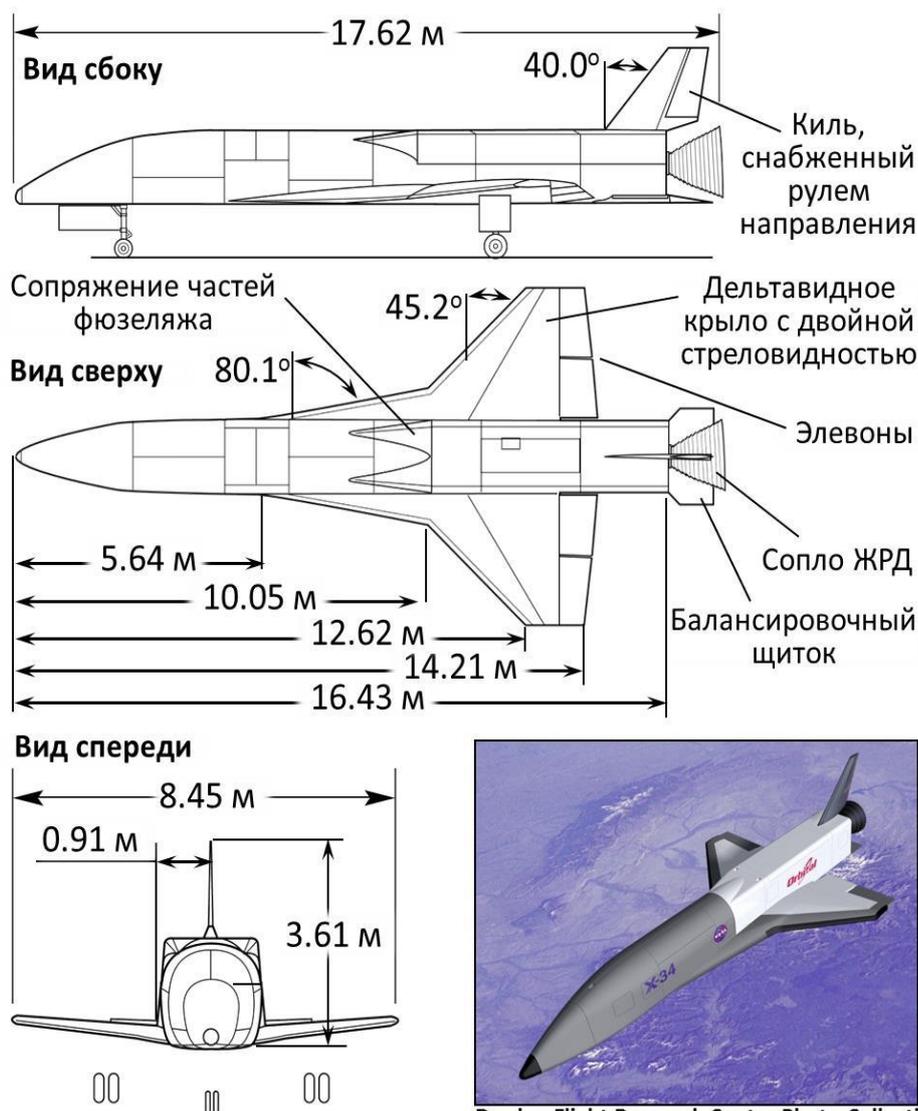
Геометрическая модель

Созданная геометрическая модель летательного аппарата X-34 [216] достаточно точно описывает сложную конфигурацию выбранного прообраза и содержит все основные конструктивные элементы натурального объекта (Рисунок 4.2.1).

Предполагалось, что суборбитальный самолет будет совершать спуск в атмосфере в условиях типичных для орбитальной ступени космического корабля многоразового использования Space Shuttle, поэтому компоновка X-34 характеризуется низким аэродинамическим качеством и оснащена тем же набором управляющих аэродинамических поверхностей.

Виртуальный летательный аппарат имеет дельтавидное крыло, руль направления, подфюзеляжный (балансируемый) щиток, расположенный в задней части орбитального самолета под хвостовой частью фюзеляжа, элевоны, размещенные на задних кромках консолей крыла.

Управление летательным аппаратом на высоких скоростях и больших высотах, где аэродинамические поверхности неэффективны, осуществляется с применением реактивной системы управления.



Dryden Flight Research Center Photo Collection
<http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/X-34/>

Рисунок 4.2.1. Общий вид экспериментального орбитального самолета X-34 с габаритными размерами (вверху) и художественное представление X-34 на орбите (внизу, справа)

Суборбитальный самолет X-34 оснащен жидкостным ракетным двигателем ЖРД Fastrac, который использует в качестве горючего керосин, а в качестве окислителя – жидкий кислород.

Неструктурированные пространственные расчетные сетки

На основе разработанной виртуальной поверхности возвращаемого аппарата X-34 (Рисунок 4.2.2) сгенерирована серия высокоточных (насколько

это возможно в рамках неструктурированного подхода) тетраэдральных расчетных сеток (Рисунок 4.2.3).

Для достижения удовлетворительной точности результатов вычислений с использованием созданных сеточных моделей, размерности последних были доведены до 5 млн.



Рисунок 4.2.2. Созданная реалистичная 3D поверхность летательного аппарата X-34 в различных ракурсах

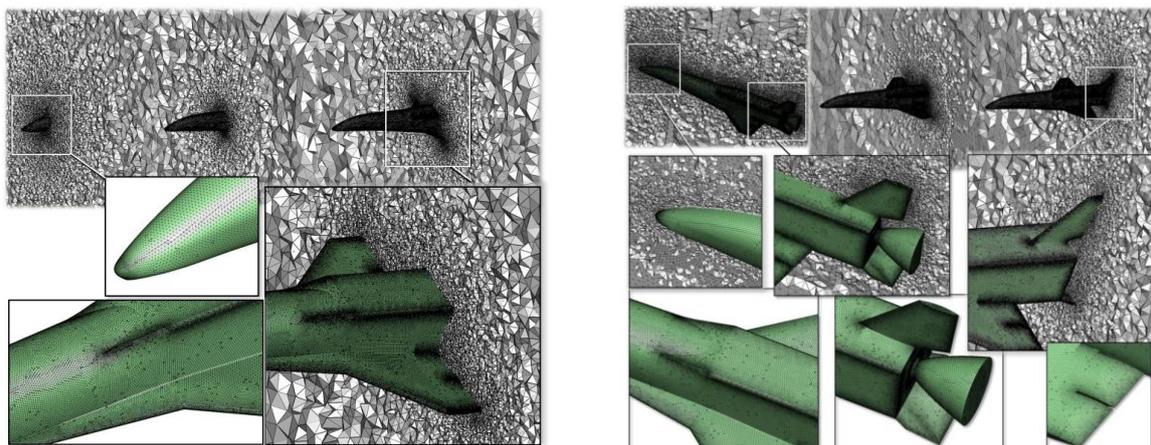


Рисунок 4.2.3. Поверхностная и объемная неструктурированные сетки одной из наиболее подробных сеточных моделей, построенных для виртуального прототипа экспериментального орбитального самолета X-34. Размерность модели 4 916 505 тетраэдральных ячеек

Разработанная компьютерная поверхность воздушно-космического самолета X-34 (Рисунок 4.2.2) обладает зеркальной симметрией. Это свойство использовалось при создании расчетных сеток, которые, с целью экономии вычислительных ресурсов, генерировались для половины модели возвращаемого летательного аппарата.

Для всех рассмотренных моделей расчетная область определялась таким образом, чтобы в процессе численного моделирования условий полета исследуемых объектов, входная граница не оказывала влияние на поток вблизи обтекаемого тела.

Созданные неструктурированные сетки удовлетворяют всем стандартным требованиям, предъявляемым к качеству сеточных моделей. Плотность узлов поверхностных сеток существенно возрастает вблизи мелких конструктивных элементов и в окрестности острых и скругленных кромок.

Объемные сетки значительно сгущаются к поверхности летательного аппарата в пространстве расчетной области (свойство адаптивности). При этом соседние треугольные или тетраэдральные элементы отличаются по размерам не более чем на 20% (свойство изотропности).

В невозмущенной области течения максимальная протяженность ячеек составляла 0.05 м. Размер тетраэдров вблизи носовой части фюзеляжа возвращаемого аппарата X-34, а также кромок крыльев и управляющих поверхностей равнялся 0.001 м. Разрешающей способности построенных сеток достаточно для определения аэродинамических характеристик поверхностей с инженерной точностью. О качестве созданных сеток можно судить по значениям наиболее часто используемых критериев. Коэффициент формы (аспектное соотношение, англ. *aspect ratio*) для любой треугольной ячейки поверхностной сетки и тетраэдрального элемента объемной сетки не превышает 4 и 6 соответственно. Коэффициент асимметрии (англ. *equiangle*

skew), характеризующий угловую скошенность, для треугольных элементов меньше 0.65, для тетраэдральных – меньше 0.7.

Численное моделирование

Условия набегающего потока воздуха соответствовали высоте $H = 1$ км, скорости потока $M = 0.8$ и различным режимам обтекания, отличавшихся значениями угла атаки (Таблица 4.2.1). Расчеты выполнены для углов атаки 4° , 8° , 16° . Течение во всей расчетной области предполагалось ламинарным.

Таблица 4.2.1. Исходные данные для расчета и свойства набегающего потока на высоте 1 км

| Наименование параметра | Значение |
|------------------------------------|----------|
| Высота, км | 1 |
| Число Маха | 0.8 |
| Температура, набегающего потока, К | 282 |
| Давление в набегающем потоке, Па | 89900 |
| Плотность, кг/м ³ | 1.11 |
| Угол атаки, град | 4, 8, 16 |
| Скорость звука, м/с | 336 |

Аэродинамические характеристики рассчитывались с использованием схемы сил и моментов (Рисунок 4.2.4) [14]:

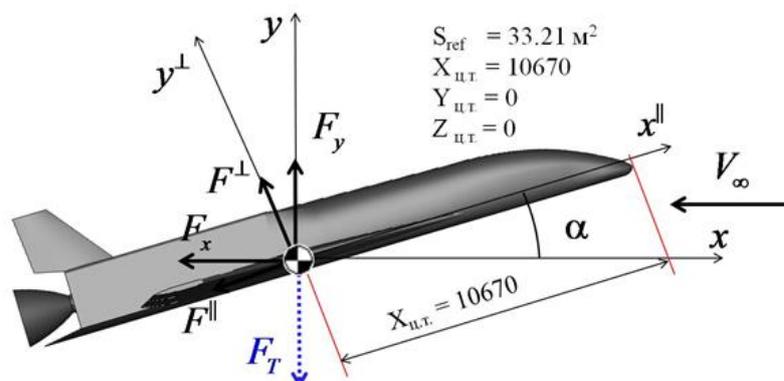


Рисунок 4.2.4. Силы, действующие на модель орбитального самолета

Количественной характеристикой распределения давления по поверхности является коэффициент давления c_p , который вычислялся по соотношению:

$$c_p = \frac{(p_{wall} - p_{\infty})}{q_{\infty}}$$

где p_{wall} - давление на поверхности; p_{∞} - давление невозмущенного набегающего потока, $q_{\infty} = p_{\infty} V_{\infty}^2 / 2$ - скоростной напор невозмущенного набегающего потока; V_{∞} - скорость невозмущенного набегающего потока.

Коэффициент подъемной силы c_L определялся по формуле:

$$c_L = \frac{F_y}{q_{\infty} S_{ref}}$$

где F_y - подъемная сила, $S_{хар}$ - характерная площадь.

Коэффициент лобового сопротивления c_D определялся по формуле:

$$c_D = \frac{F_x}{q_{\infty} S_{ref}}$$

где F_x - сила лобового сопротивления.

Отношение

$$K = c_L / c_D$$

называется аэродинамическим качеством.

Далее представлены результаты численного моделирования в виде локальных и интегральных газодинамических характеристик исследуемой поверхности для рассмотренных режимов (Рисунки 4.2.5-4.2.8 и Таблица 4.2.2)

Из рисунка 4.2.5 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.

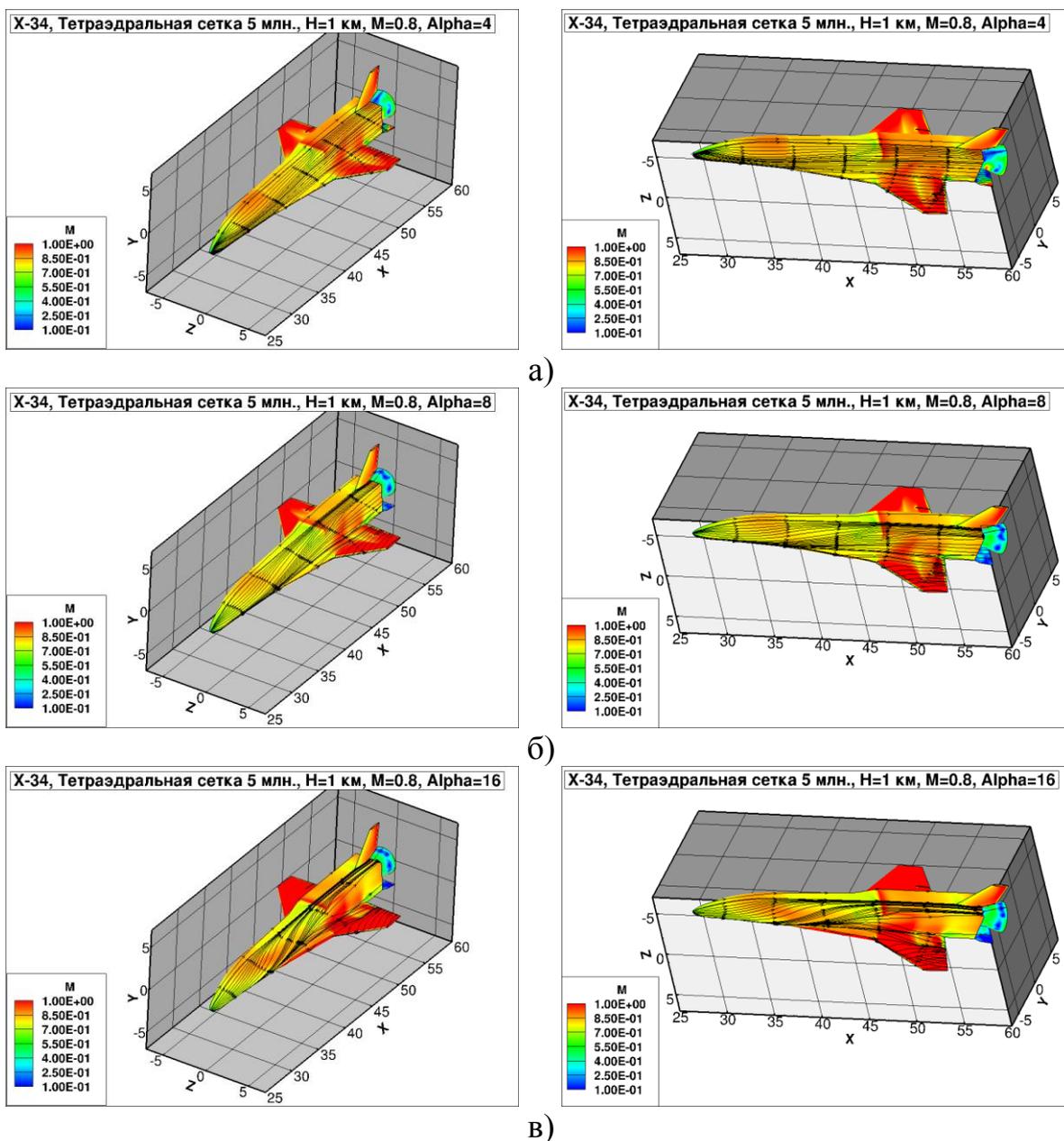


Рисунок 4.2.5. Распределение чисел Маха на поверхности летательного аппарата X-34 при $M = 0.8$ и угле атаки а) $\alpha = 4^\circ$; б) $\alpha = 8^\circ$; в) $\alpha = 16^\circ$

Как видно из рисунка 4.2.6, при увеличении угла атаки происходит уменьшение давления воздушного потока на крылья X-34 и увеличение давления на носовую часть аппарата.

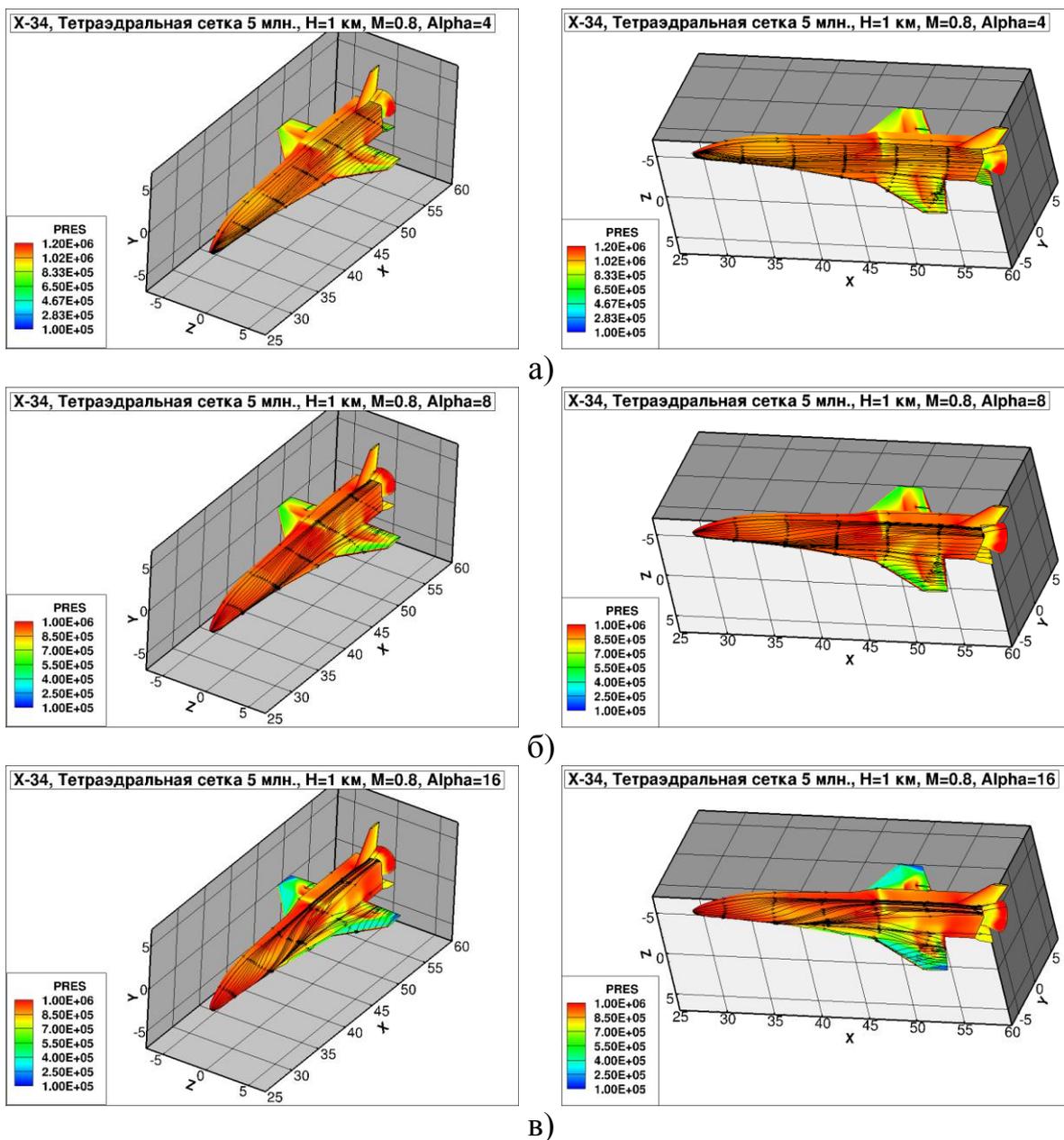


Рисунок 4.2.6. Распределение давлений (PRES, в Па) на поверхности летательного аппарата X-34 при $M = 0.8$ и угле атаки
 а) $\alpha = 4^\circ$; б) $\alpha = 8^\circ$; в) $\alpha = 16^\circ$

График распределения компоненты скорости воздушного потока по оси X, соответствующей направлению движения, также показывает, что при увеличении угла атаки растет скорость воздушного потока, обтекающего поверхности крыльев летательного аппарата (Рисунок 4.2.7).

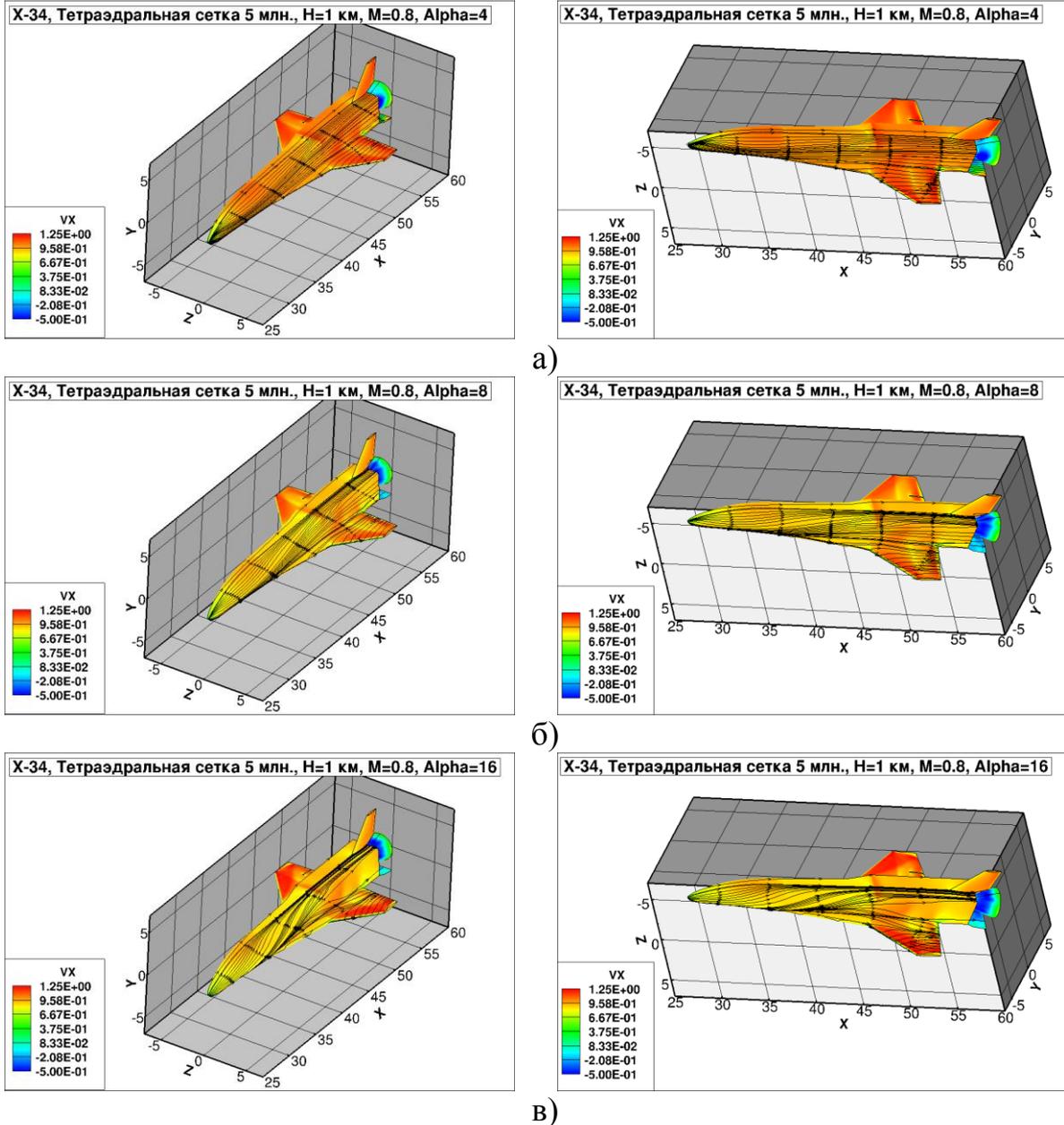


Рисунок 4.2.7. Распределение продольной скорости (VX) вблизи поверхности X-34 при $M = 0.8$ и угле атаки а) $\alpha = 4^\circ$; б) $\alpha = 8^\circ$; в) $\alpha = 16^\circ$

На рисунке 4.2.8 показано изменение распределения давления и температуры воздушного потока вдоль поверхности аппарата в плоскости симметрии в зависимости от угла атаки. Из графиков видно, что при увеличении угла атаки растет давление и снижается нагрев подветренной части аппарата. При этом, следует отметить, что при угле атаки $\alpha = 4^\circ$ разница в нагреве передней и задней части элерона менее существенная, чем при других анализируемых углах атаки. Также видно, что при больших углах

атаки температура в области элерона становится ниже, чем на наветренной части аппарата.

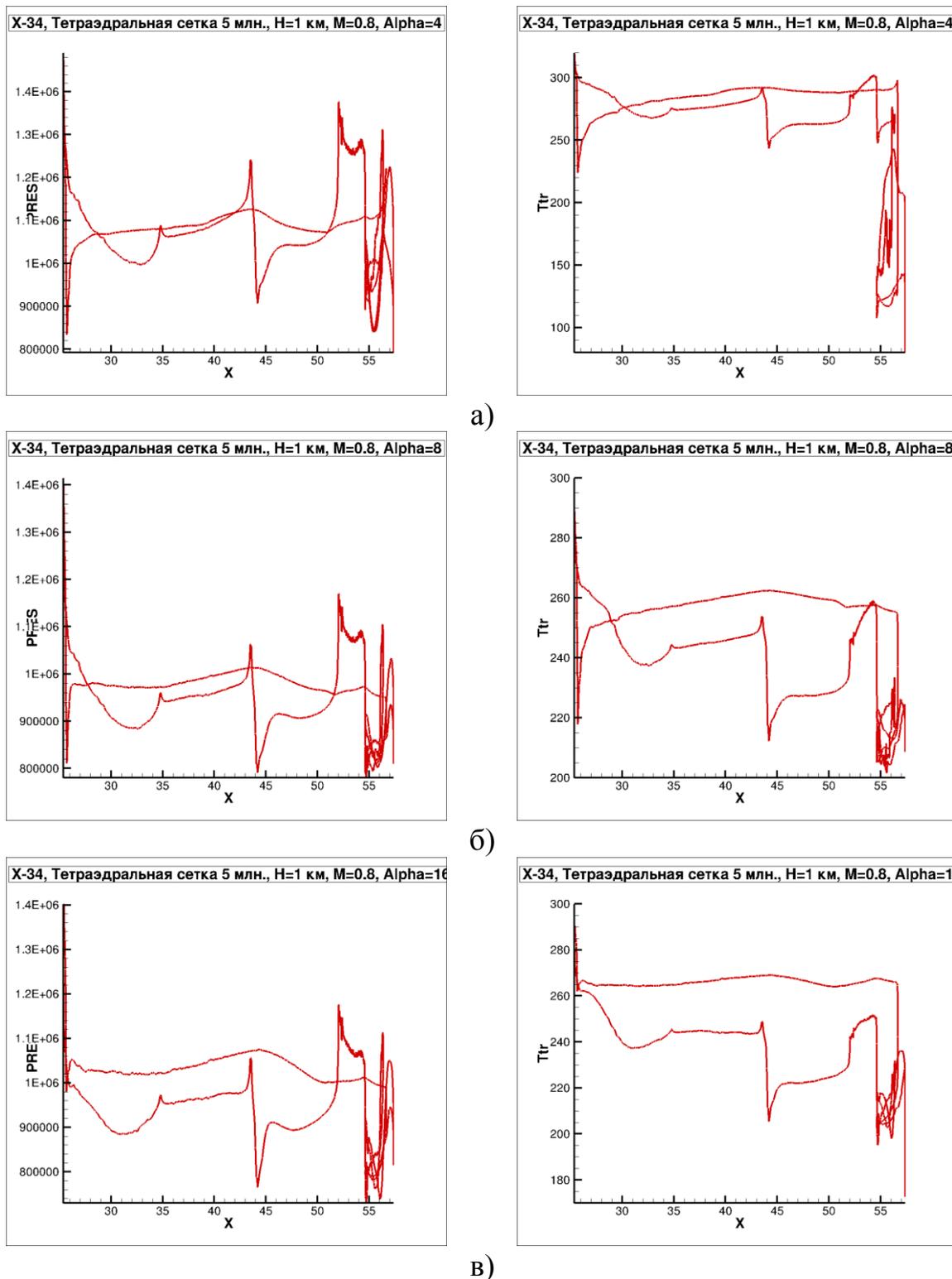


Рисунок 4.2.8. Распределение давления (PRES, в Па) и температуры (Ttr, в К) вдоль поверхности в плоскости симметрии при $M = 0.8$ и угле атаки
а) $\alpha = 4^\circ$; б) $\alpha = 8^\circ$; в) $\alpha = 16^\circ$

При расчетах аэродинамических коэффициентов в коде UST3D в качестве S_{xap} использовалось рассчитываемое в процессе моделирования миделево сечений при $\alpha = 0$ (числители дробей в таблице 4.2.2). С учетом данных работы [217] указанные коэффициенты пересчитывались (знаменатели дробей в таблице 4.2.2).

Таблица 4.2.2. Расчетные значения аэродинамических характеристик модели X-34 при исследуемых режимах обтекания при $M = 0.8$

| α | c_L | c_L [217] | c_D | c_D [217] | K | K [217] |
|----------|--------------|-------------|------------|-------------|------|---------|
| 0 | -0.914/0.203 | 0.15 | 0.83/0.185 | 0.04 | 0.23 | 3.75 |
| 4 | 1.5/0.335 | 0.33 | 0.66/0.147 | 0.07 | 2.27 | 4.71 |
| 8 | 2.29/0.510 | 0.6 | 0.716/0.16 | 0.15 | 3.19 | 4.0 |
| 16 | 4.66/1.04 | 1.0 | 1.74/0.388 | 0.3 | 2.68 | 3.33 |

По результатам численного моделирования можно сделать вывод об адекватности получаемых результатов данным [217].

4.3. Численное моделирование аэротермодинамики летательного аппарата X-43

Описание модели аппарата приведено в разделе 2.4.

Численное моделирование

Расчеты проводились на расчетных сетках с числом узлов $1 \cdot 10^6$, $2 \cdot 10^6$, $4 \cdot 10^6$.

Условия набегающего потока воздуха соответствовали высоте $H = 30$ км, скорости потока $M = 6$ и различным режимам обтекания, отличавшихся значениями угла атаки (Таблица 4.3.1). Расчеты выполнены для углов атаки -6° , -3° , 0° , 3° . Течение во всей расчетной области предполагалось ламинарным.

Далее представлены результаты численного моделирования в виде локальных газодинамических характеристик исследуемой поверхности для рассмотренных режимов (Рисунки 4.3.1-4.3.12, А.1-А.23).

Таблица 4.3.1. Исходные данные для расчета и свойства набегающего потока на высоте 30 км

| Наименование параметра | Значение |
|------------------------------------|--------------|
| Высота, км | 30 |
| Число Маха | 6 |
| Температура, набегающего потока, К | 227 |
| Давление в набегающем потоке, Па | 12000 |
| Плотность, кг/м ³ | 1.84 |
| Угол атаки, град | -6, -3, 0, 3 |
| Скорость звука, м/с | 302 |

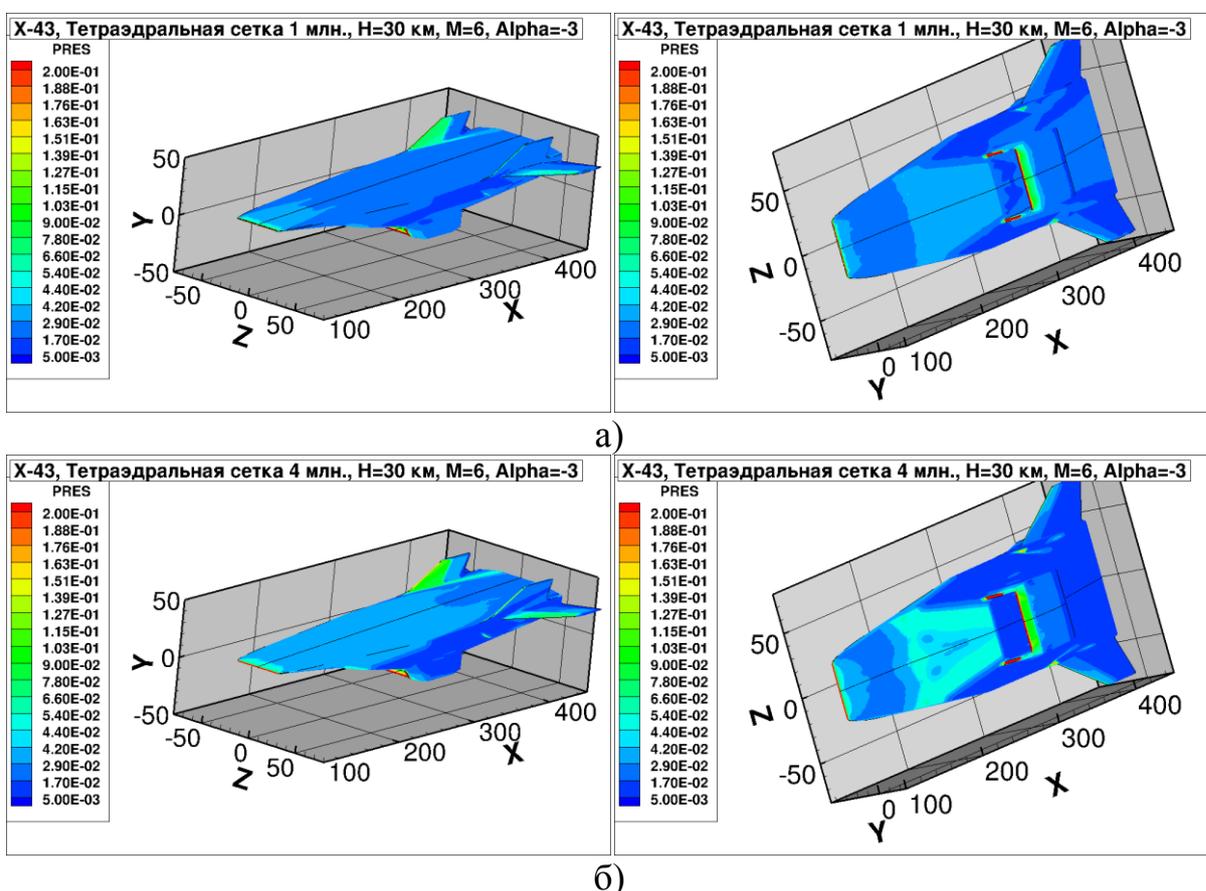


Рисунок 4.3.1. Распределение давления (PRES, в атм) на поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $4 \cdot 10^6$. Размерность здесь и далее в см

Как видно из рисунка 4.3.1, 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.

Из рисунка 4.3.2 заметно, что при росте угла атаки, в сравнении с рисунком 4.3.1, нижняя часть аппарата подвержена большему давлению воздушных масс, чем верхняя часть, на что существенное влияние оказывает геометрия носовой части изделия. При этом давление на аппарат в области оси симметрии выше, чем около боковых кромок.

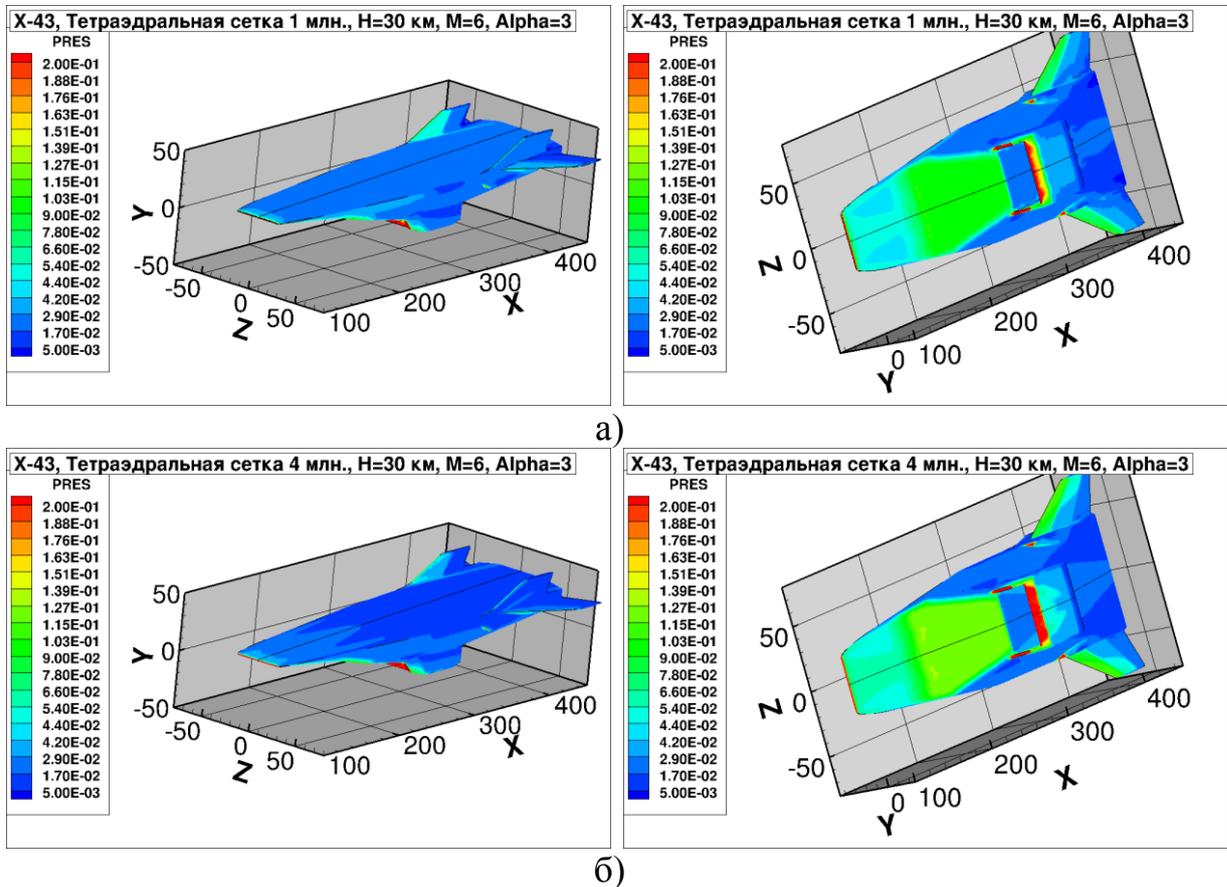


Рисунок 4.3.2. Распределение давления (PRES, в атм) на поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $4 \cdot 10^6$

Из рисунка 4.3.3 видно, что проведение расчета на более подробной сетке не позволяет получить подробное представление о распределении полей температур в задней части аппарата и в воздухозаборнике. Как следует

из рисунка, нагрев задней части изделия с наветренной стороны на расчетной сетке с меньшим числом ячеей получается выше, чем на менее подробной сетке. Также на рисунке видно сильное падение температуры от задней части воздухозаборника до задней кромки аппарата. Однако, на более подробной сетке видно, что область нагрева за ударной волной занимает большую площадь.

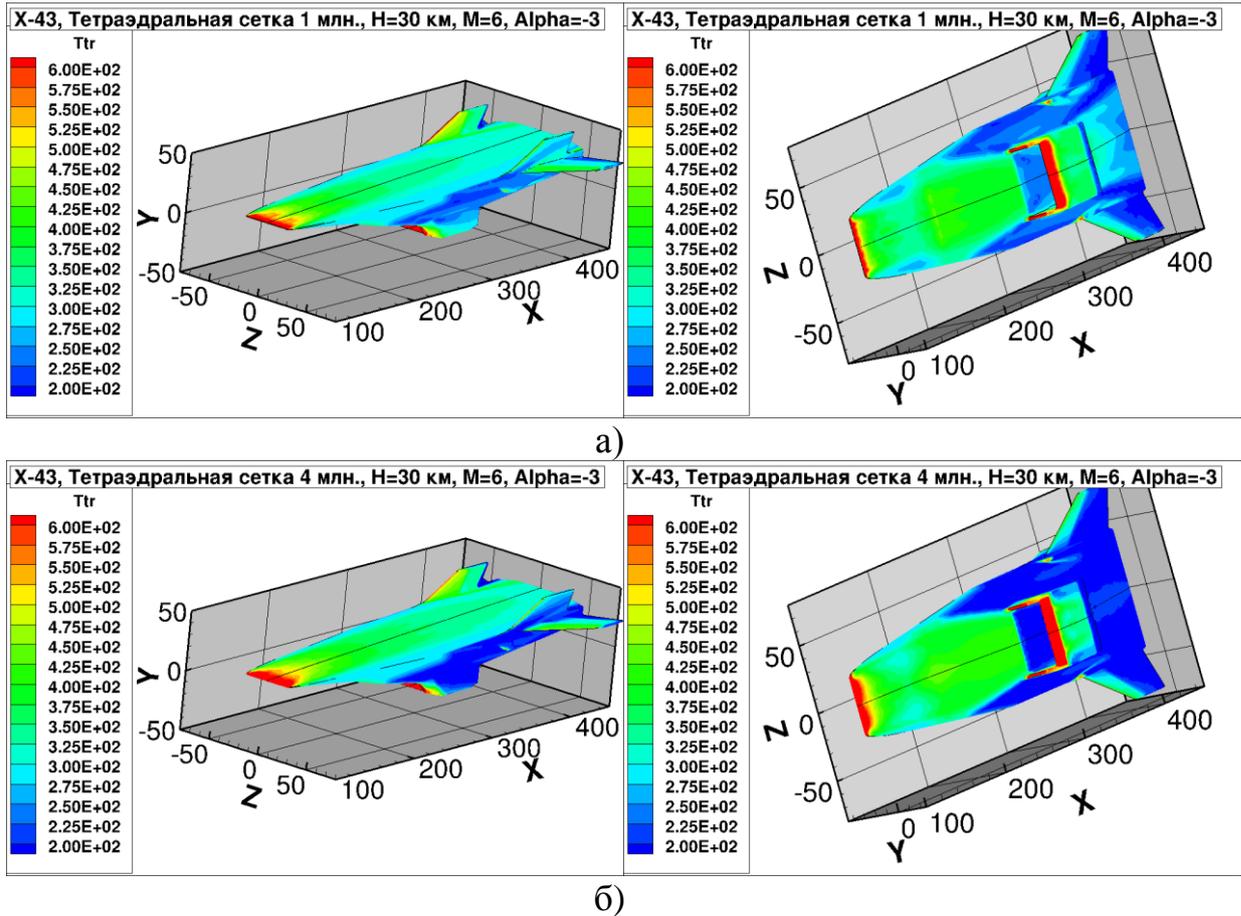


Рисунок 4.3.3. Распределение температуры (T_{tr} , в К) на поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $4 \cdot 10^6$

При расчете на угле атаки $\alpha = 3^\circ$ на нижней части воздухозаборника температура получается выше на более подробной сетке, при этом в целом расчет температуры на наветренной стороне на менее подробной сетке получается лучше (Рисунок 4.3.4). Распределение температуры на подветренной стороне аппарата на более подробной сетке получается более

скачкообразным с заметно более низкими значениями в задней части изделия.

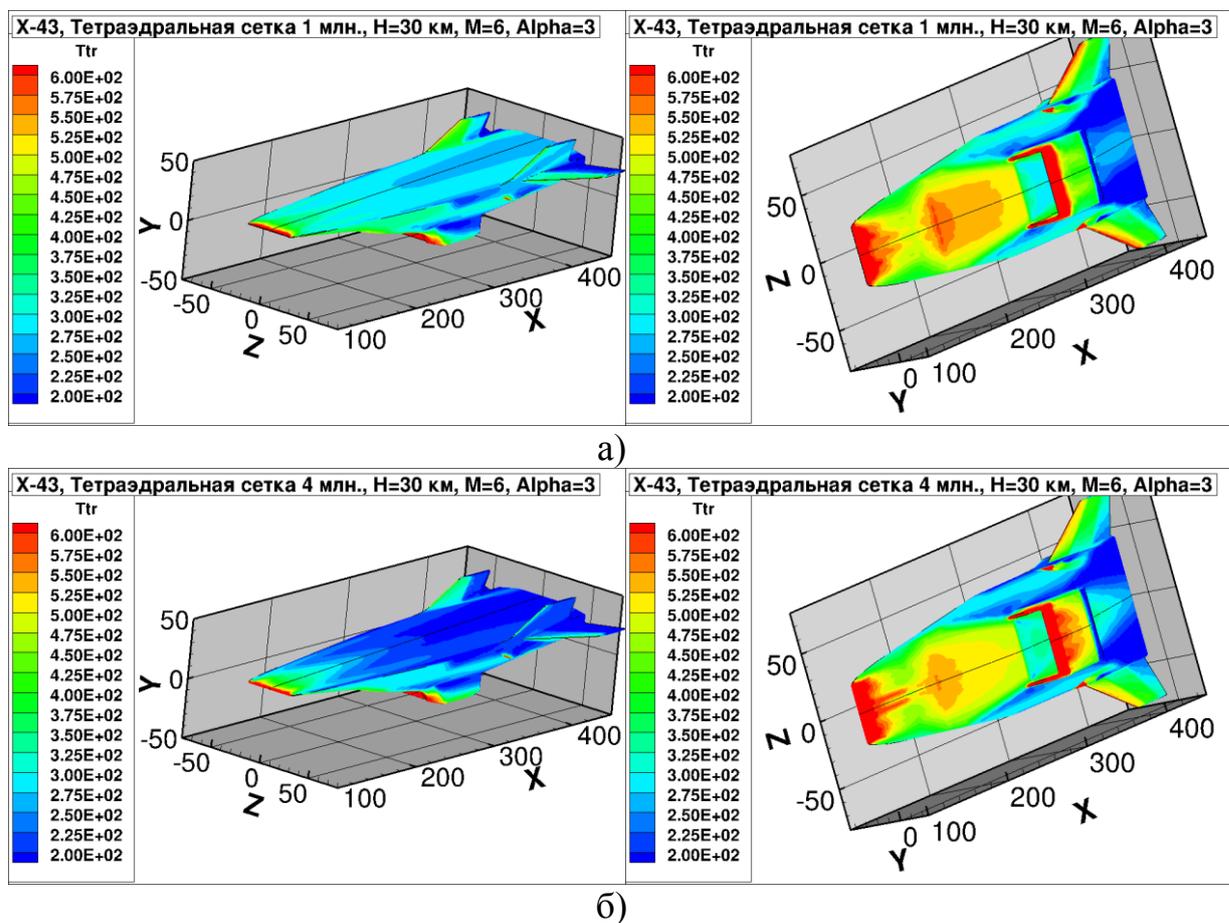


Рисунок 4.3.4. Распределение температуры (T_{tr} , в К) на поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $4 \cdot 10^6$

Как показали исследования, применение более подробной сетки позволяет получить лучшее представление о структуре ударных волн, возникающих в носовой части аппарата и около воздухозаборника. Как видно из рисунка 4.3.5, давление в ударной волне на более подробной сетке выше, чем на менее подробной сетке. Также более подробная сетка дает лучшее представление о динамике потока в воздухозаборнике.

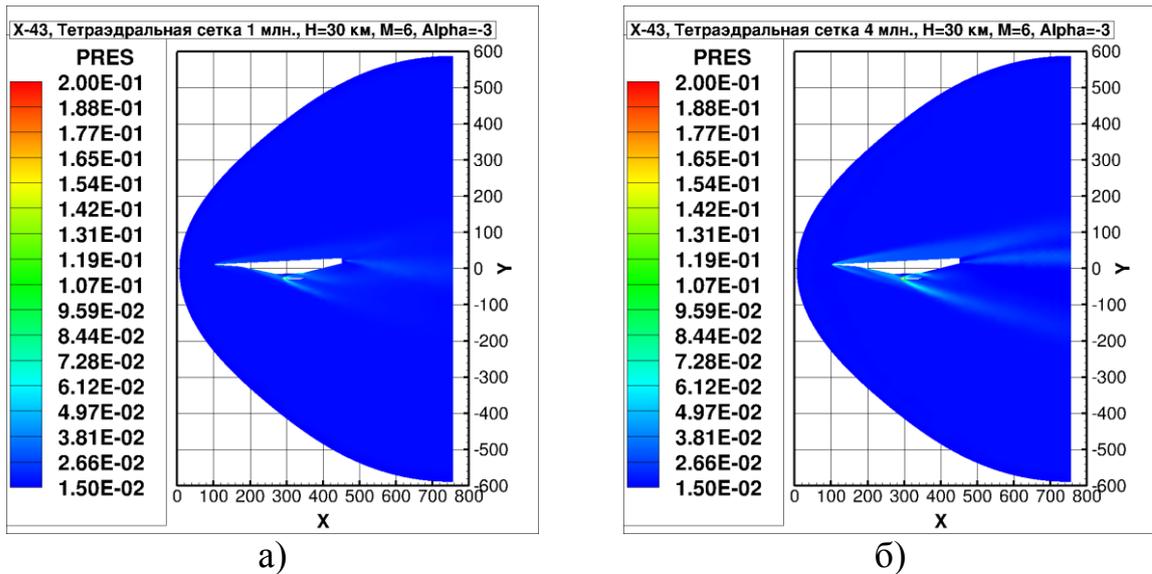


Рисунок 4.3.5. Распределение давления (PRES, в атм) вдоль поверхности летательного аппарата X-43 в плоскости симметрии при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $4 \cdot 10^6$

Как видно из рисунка 4.3.6, при увеличении угла атаки увеличивается давление во фронте ударной волны в области воздухозаборника. Также на рисунке видно взаимодействие ударных волн, а также скачка в носовой части аппарата.

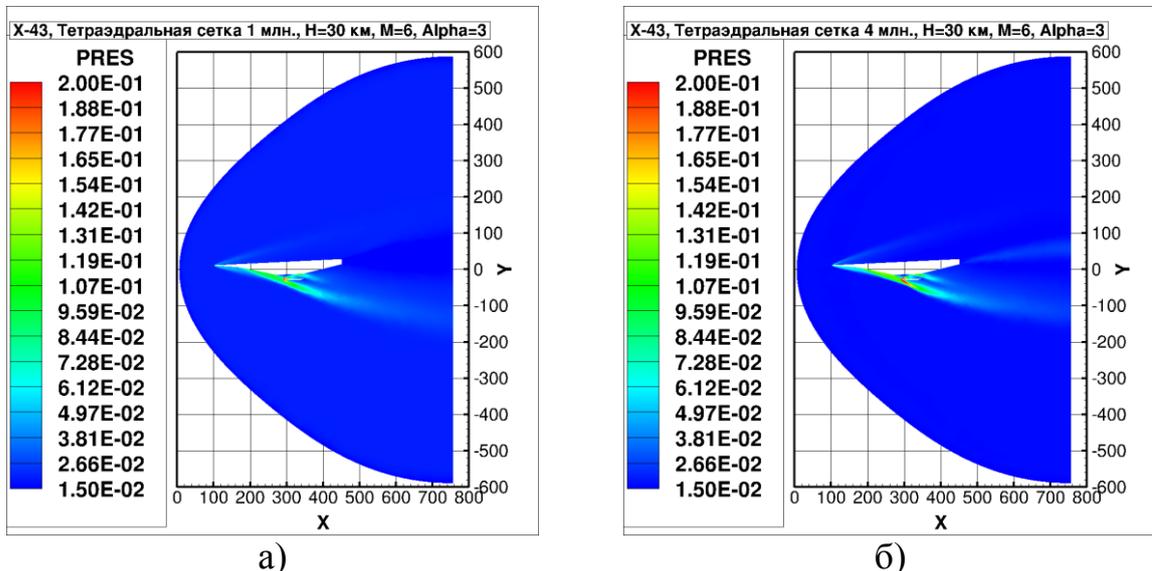


Рисунок 4.3.6. Распределение давления (PRES, в атм) вдоль поверхности летательного аппарата X-43 в плоскости симметрии при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $4 \cdot 10^6$

При расчете на угле атаки $\alpha = -3^\circ$ распределения температуры и плотности на сетках разного размера получились противоречивые данные

(Рисунок 4.3.7). На менее подробной сетке в донной области образуется сильный нагрев газа и зона разрежения, на более подробной сетке – зона с высокой плотностью и низкой температурой.

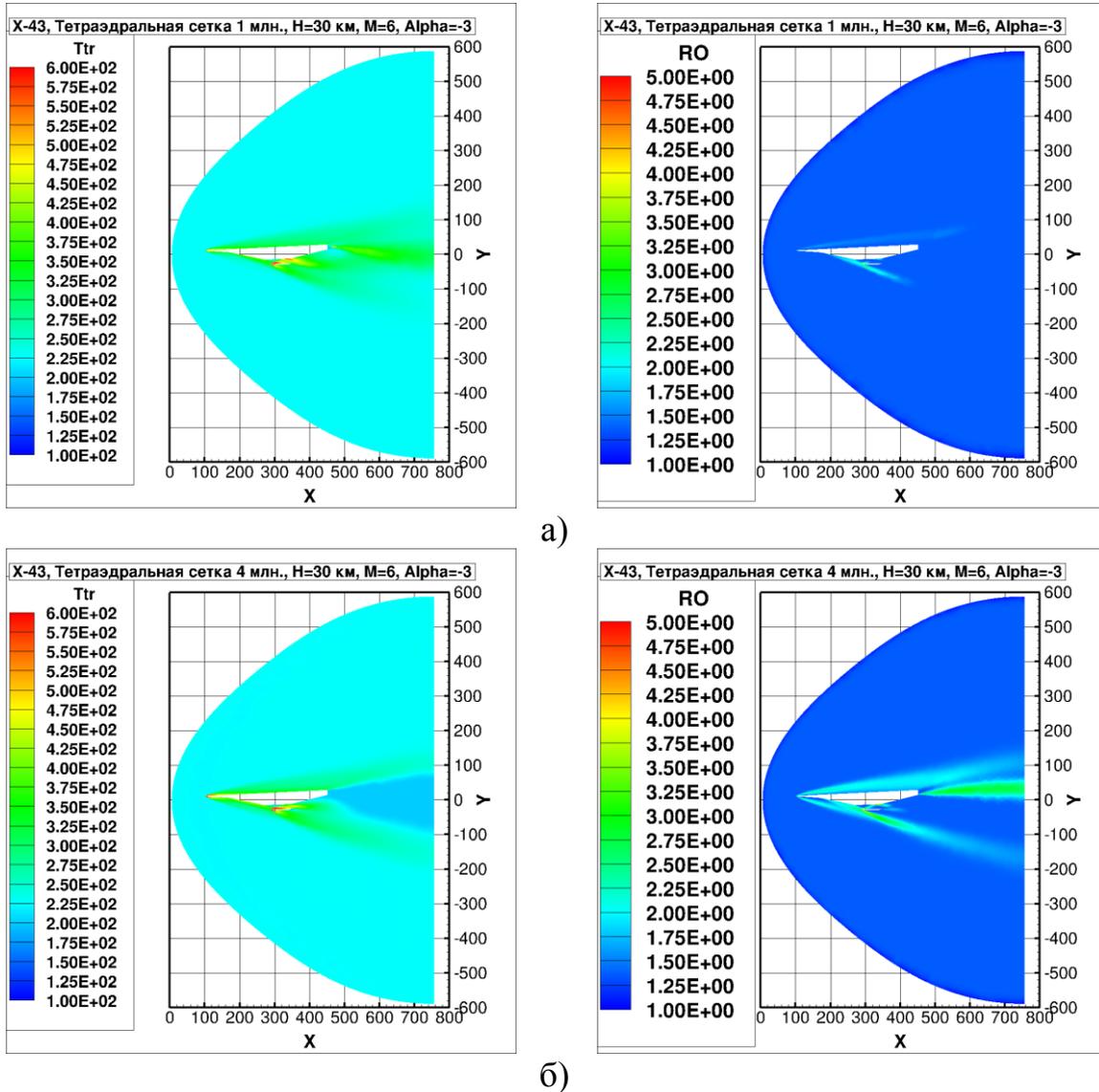


Рисунок 4.3.7. Распределение температуры (T_{tr} , в К)

и плотности ($RO = \rho/\rho_\infty$) в плоскости симметрии при $M = 6$

и угле атаки $\alpha = -3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $4 \cdot 10^6$

На угле атаки $\alpha = 3^\circ$ (Рисунок 4.3.8) в области скачка в наветренной части аппарата формируется большая плотность газа. С учетом того, что в донной области распределение плотности газа получается примерно одинаковым, температура набегающего воздуха на менее подробной сетке получается более низкой.

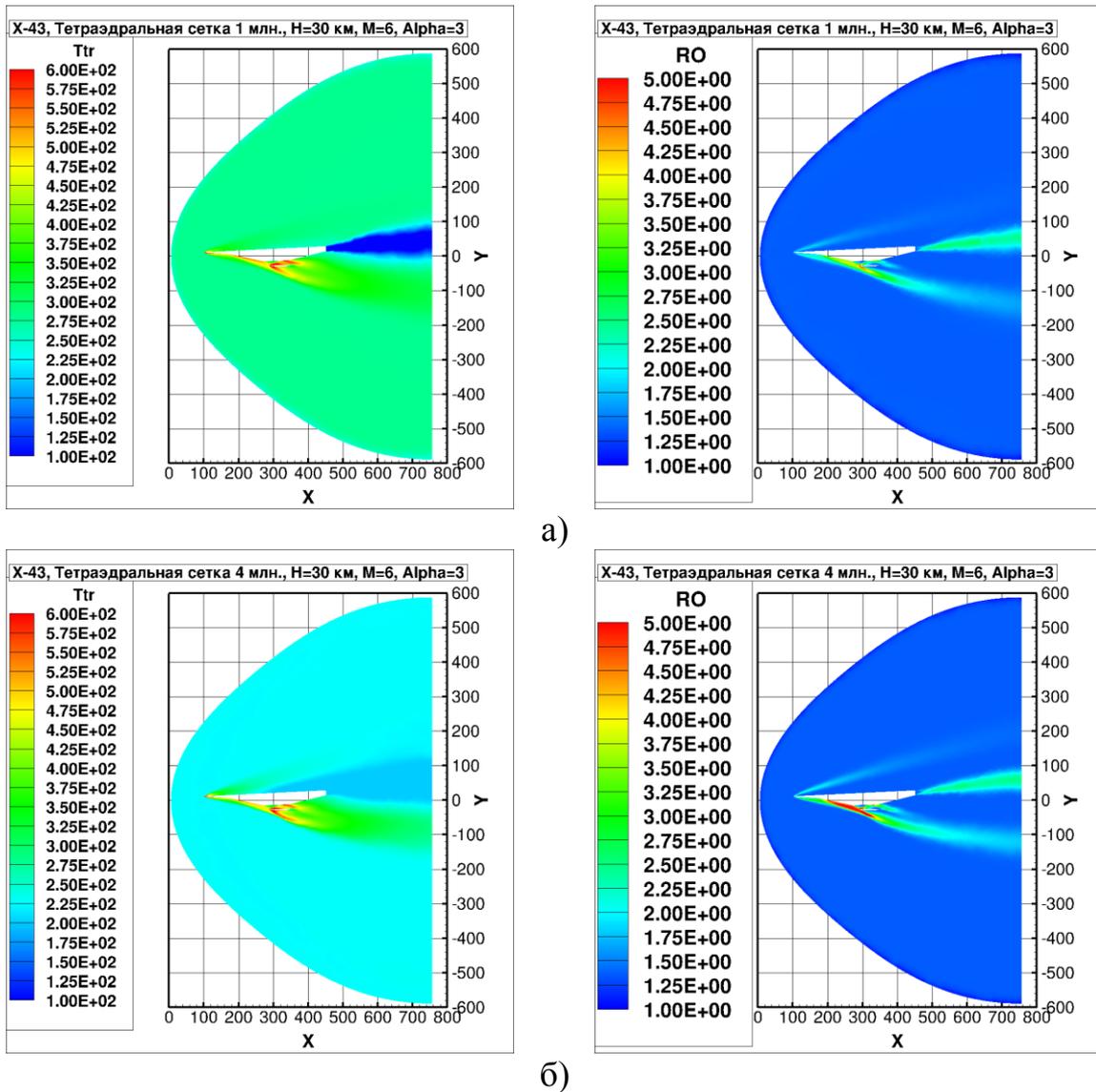


Рисунок 4.3.8. Распределение температуры (T_{tr} , в К) и плотности ($RO = \rho/\rho_\infty$) в плоскости симметрии при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $4 \cdot 10^6$

Как показали расчеты при угле атаки $\alpha = -3^\circ$, на более подробной сетке давление и температура в области ударной волны в головной части и на воздухозаборнике выше, чем на менее подробной сетке (Рисунок 4.3.9). При этом в воздухозаборнике на менее подробной сетке температура существенно выше, чем на менее подробной сетке. Также разница температур в районе воздухозаборника с наветренной и подветренной сторон на сетке с меньшим числом ячеек существенно выше, чем на более подробной сетке.

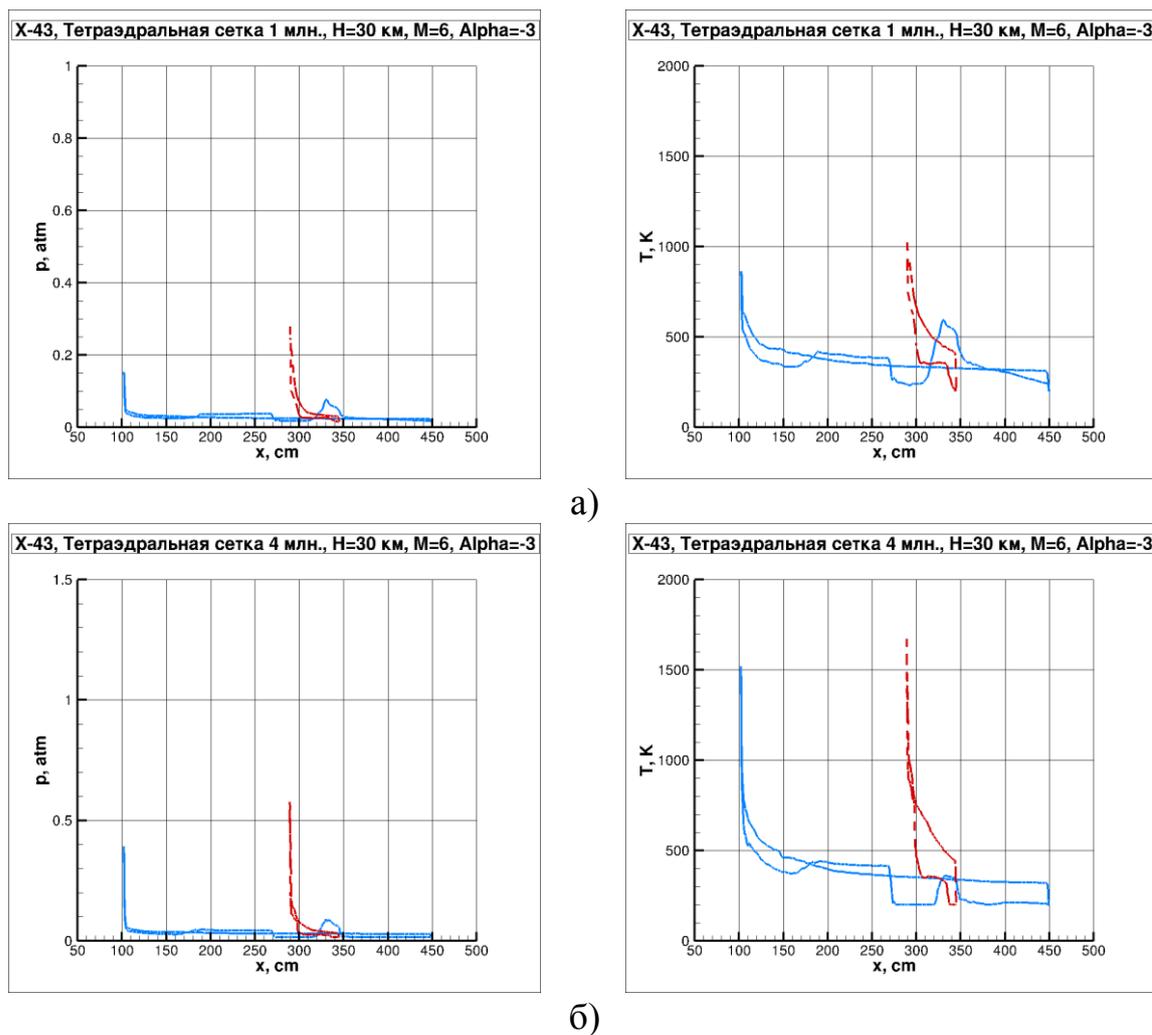
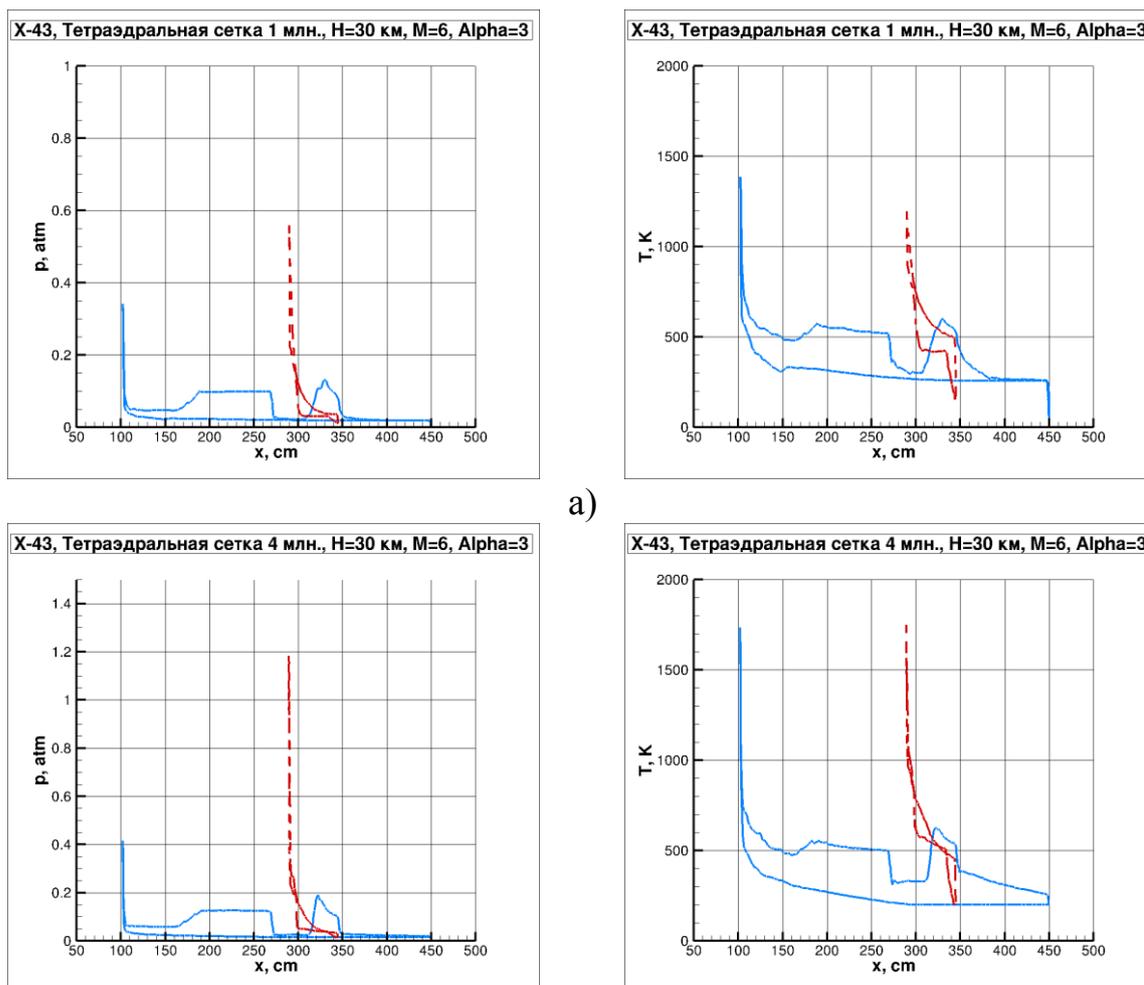


Рисунок 4.3.9. Распределение давления (в атм) и температуры (в К) вдоль поверхности в плоскости симметрии при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $4 \cdot 10^6$

Результаты расчетов при угле атаки $\alpha = 3^\circ$ также показали, что на более подробной сетке давление и температура в области ударной волны в головной части и на воздухозаборнике существенно выше, чем на менее подробной сетке (Рисунок 4.3.10). При этом, несмотря на то, что значения температуры и давления на более подробной сетке выше, общая картина распределения практически не меняется. Различие состоит только в существенном падении температуры в хвостовой части аппарата на менее подробной сетке.



а)

б)

Рисунок 4.3.10. Распределение давления (в атм) и температуры (в К) вдоль поверхности в плоскости симметрии 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 рисунка 4.3.11, при использовании более подробной сетки для расчета обтекания X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 3^\circ$ плотность распределения конвективных тепловых потоков в головной части аппарата получается выше.

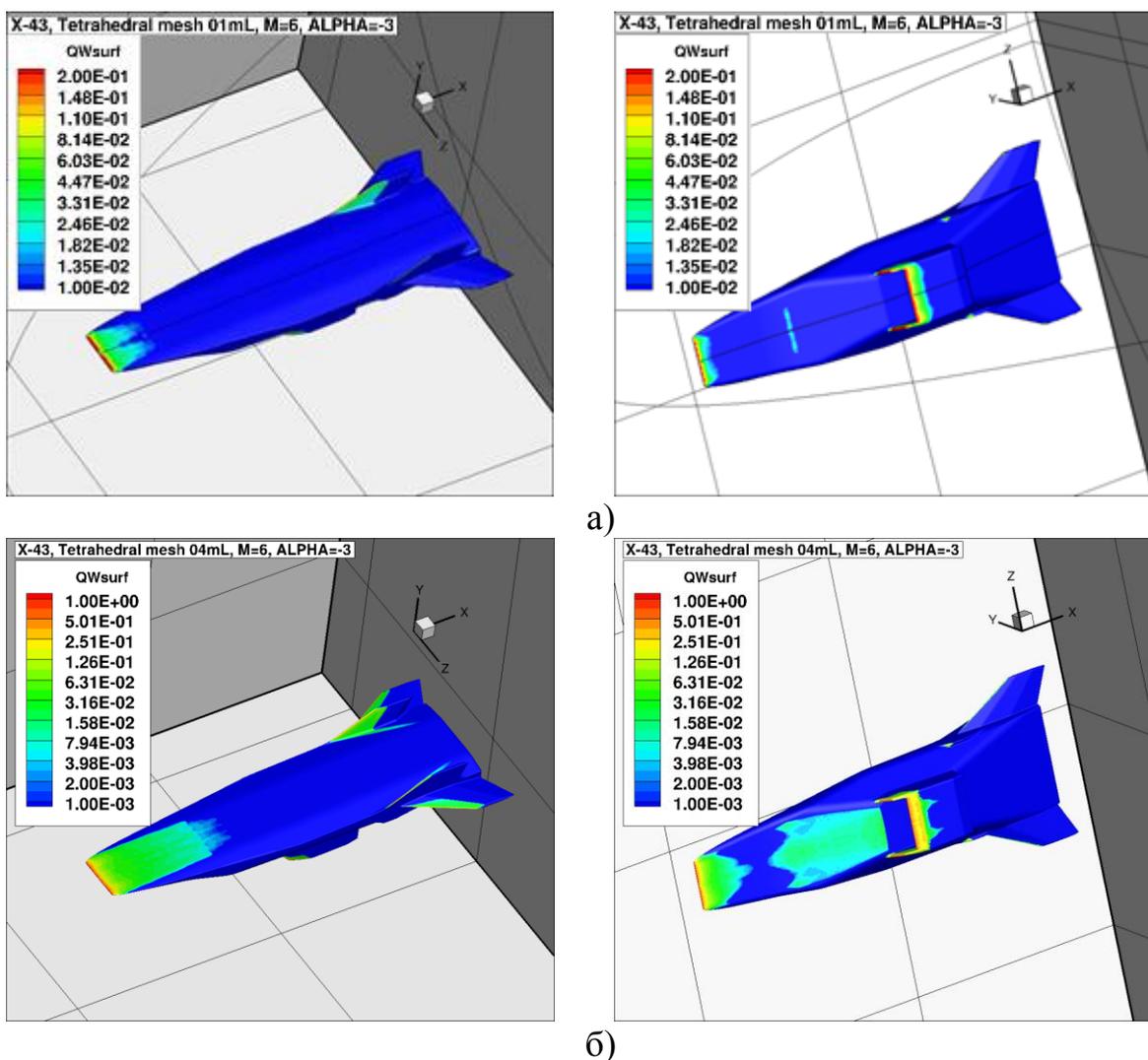


Рисунок 4.3.11. Распределение плотностей конвективных тепловых потоков (QWsurf, в относительных единицах) вдоль поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $4 \cdot 10^6$

Как видно из рисунка 4.3.12, при расчете обтекания X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 3^\circ$ с использованием более подробной сетки плотность распределения конвективных тепловых потоков в головной части аппарата получается выше. Однако, на менее подробной расчетной сетке структура распределения на наветренной стороне аппарата получается более подробной.

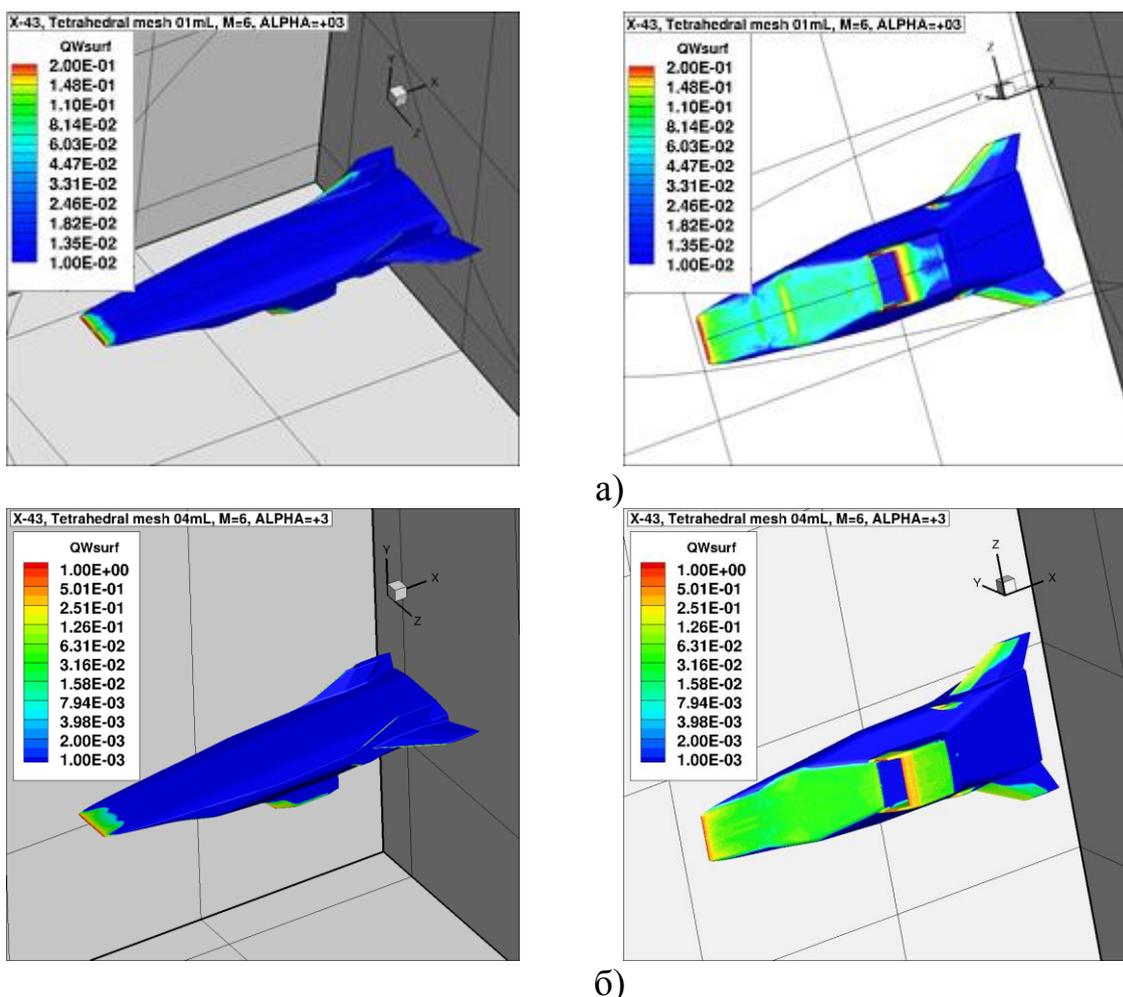


Рисунок 4.3.12. Распределение плотностей конвективных тепловых потоков (QW_{surf} , в относительных единицах) вдоль поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $4 \cdot 10^6$

4.4. Численное моделирование аэротермодинамики летательного аппарата X-51

Описание модели аппарата приведено в разделе 2.5.

Численное моделирование

Условия набегающего потока воздуха соответствовали высоте $H = 30$ км, скорости потока $M = 10$ и различным режимам обтекания, отличавшихся значениями угла атаки (Таблица 4.4.1). Расчеты выполнены для углов атаки -6° , -3° , 0° , 3° , 4° , 6° . Течение во всей расчетной области предполагалось ламинарным.

Таблица 4.4.1. Исходные данные для расчета и свойства набегающего потока на высоте 30 км

| Наименование параметра | Значение |
|------------------------------------|--------------------|
| Высота, км | 30 |
| Число Маха | 10 |
| Температура, набегающего потока, К | 227 |
| Давление в набегающем потоке, Па | 12000 |
| Плотность, кг/м ³ | 1.84 |
| Угол атаки, град | -6, -3, 0, 3, 4, 6 |
| Скорость звука, м/с | 302 |

Далее представлены результаты численного моделирования в виде исследуемой поверхности для рассмотренных режимов (Рисунки 4.4.1-4.4.6, Б.1-Б.6).

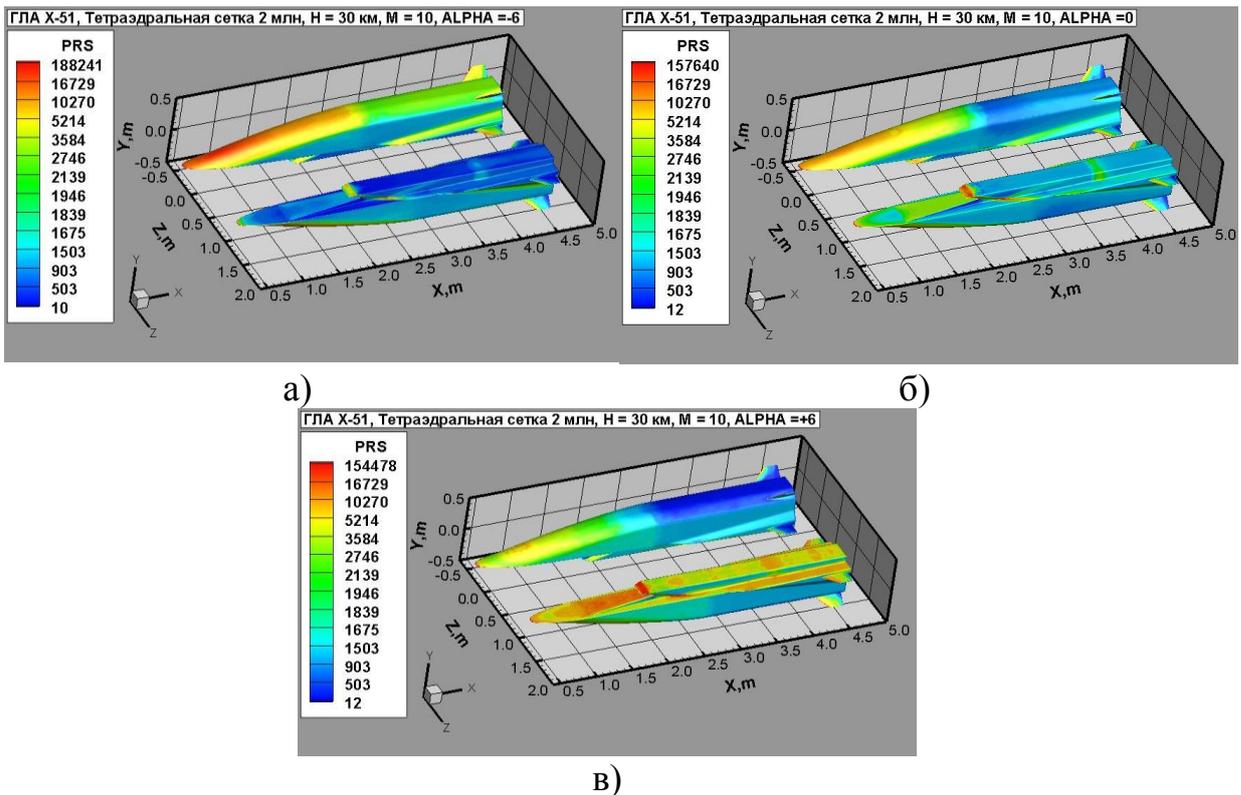


Рисунок 4.4.1. Распределение давлений (PRS, в Па) по поверхности летательного аппарата X-51 при $M = 10$ и угле атаки а) $\alpha = -6^\circ$; б) $\alpha = 0^\circ$; в) $\alpha = 6^\circ$

Из рисунка 4.4.1 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.

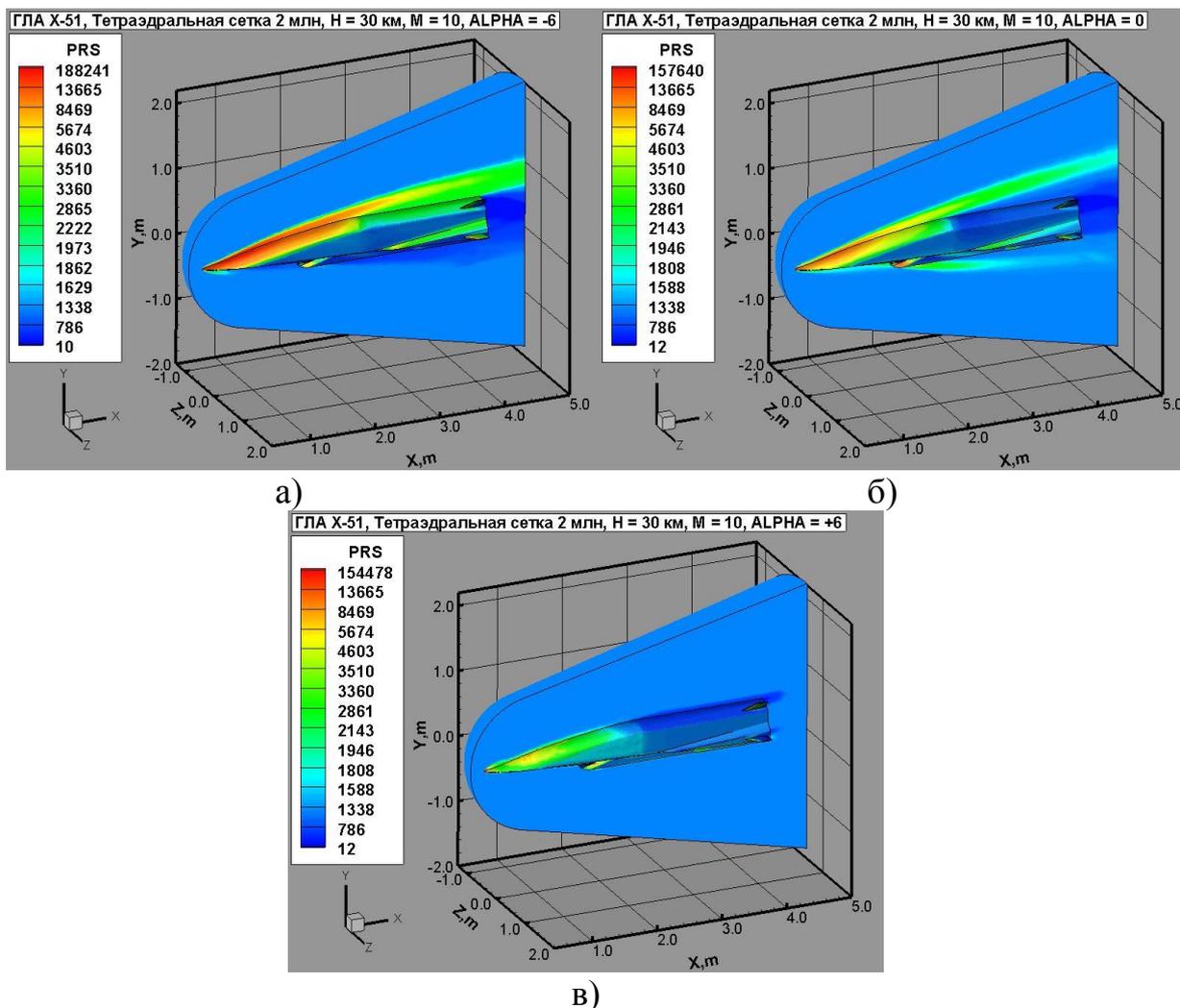


Рисунок 4.4.2. Поле давлений (PRS, в Па) вблизи поверхности летательного аппарата X-51 при $M = 10$ и угле атаки а) $\alpha = -6^\circ$; б) $\alpha = 0^\circ$; в) $\alpha = 6^\circ$

На рисунке 4.4.2 видно, как с увеличением угла атаки сужается фронт ударной волны. Также при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ давление в ударной волне, образующейся около воздухозаборника, выше, чем при $\alpha = -6^\circ$ и $\alpha = 6^\circ$

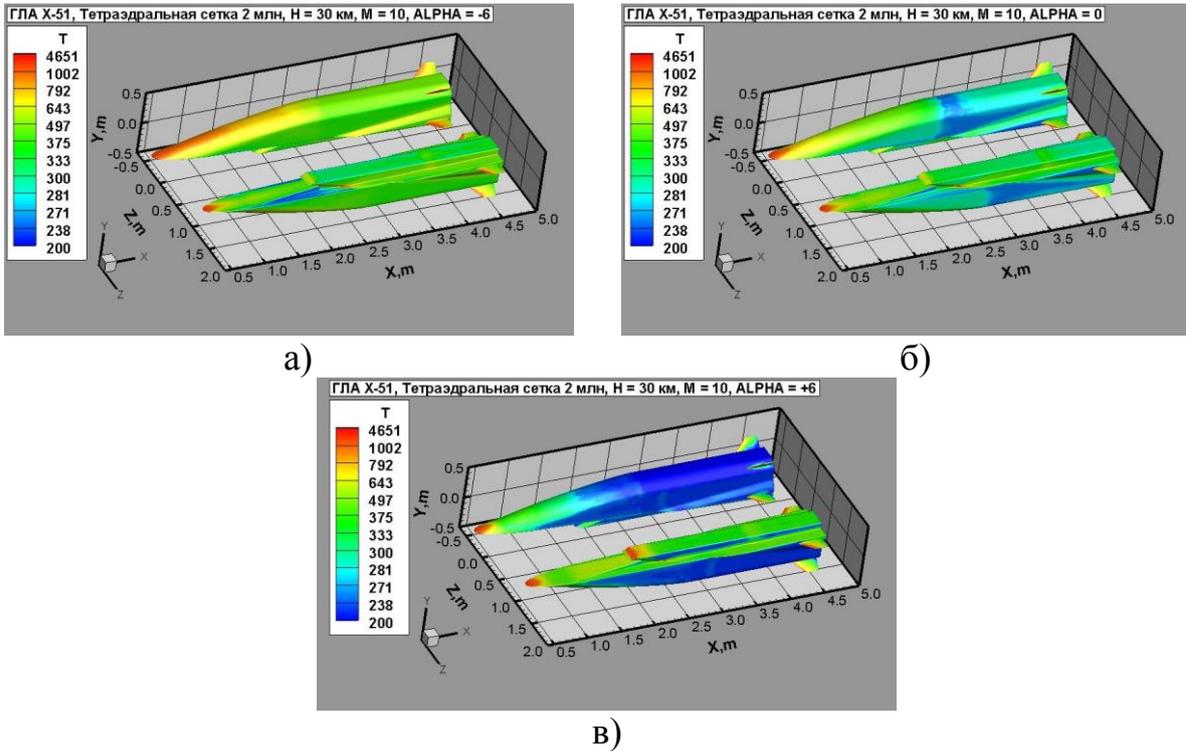


Рисунок 4.4.3. Распределение температур (в К) по поверхности летательного аппарата X-51 при $M = 10$ и угле атаки а) $\alpha = -6^\circ$; б) $\alpha = 0^\circ$; в) $\alpha = 6^\circ$

С увеличением угла атаки снижается нагрев верхней и боковых частей аппарата, при этом температура на нижней части, за исключением областей нагрева за ударной волной, практически не меняется (Рисунок 4.4.3).

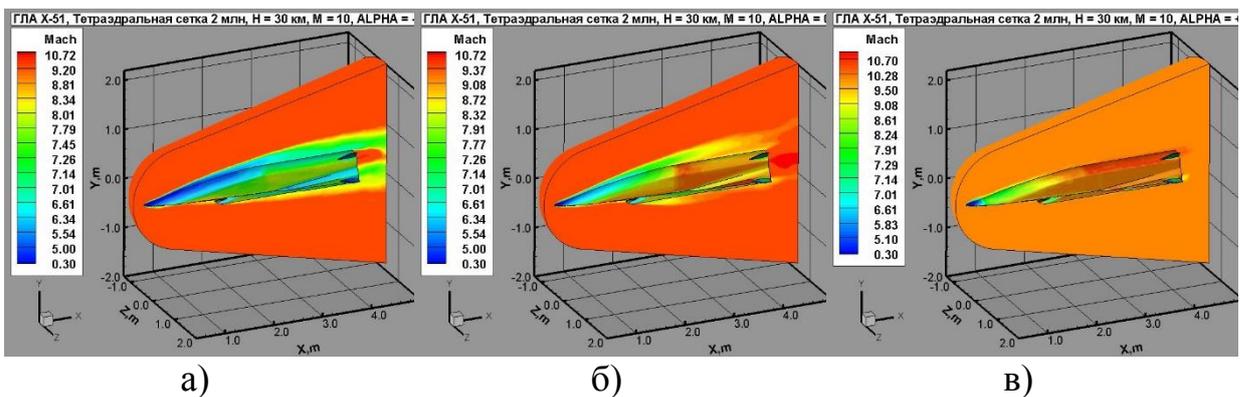


Рисунок 4.4.4. Поле чисел Маха (Mach) вблизи поверхности летательного аппарата X-51 при $M = 10$ и угле атаки а) $\alpha = -6^\circ$; б) $\alpha = 0^\circ$; в) $\alpha = 6^\circ$

Как видно из рисунка 4.4.4, воздушный поток достигает скорости выше, чем в невозмущенном потоке в донной области. В области нагрева за ударной волной скорость потока стремится к дозвуковой. При этом скорость

потока с наветренной стороны в процессе расчета получается выше, чем с подветренной стороны.

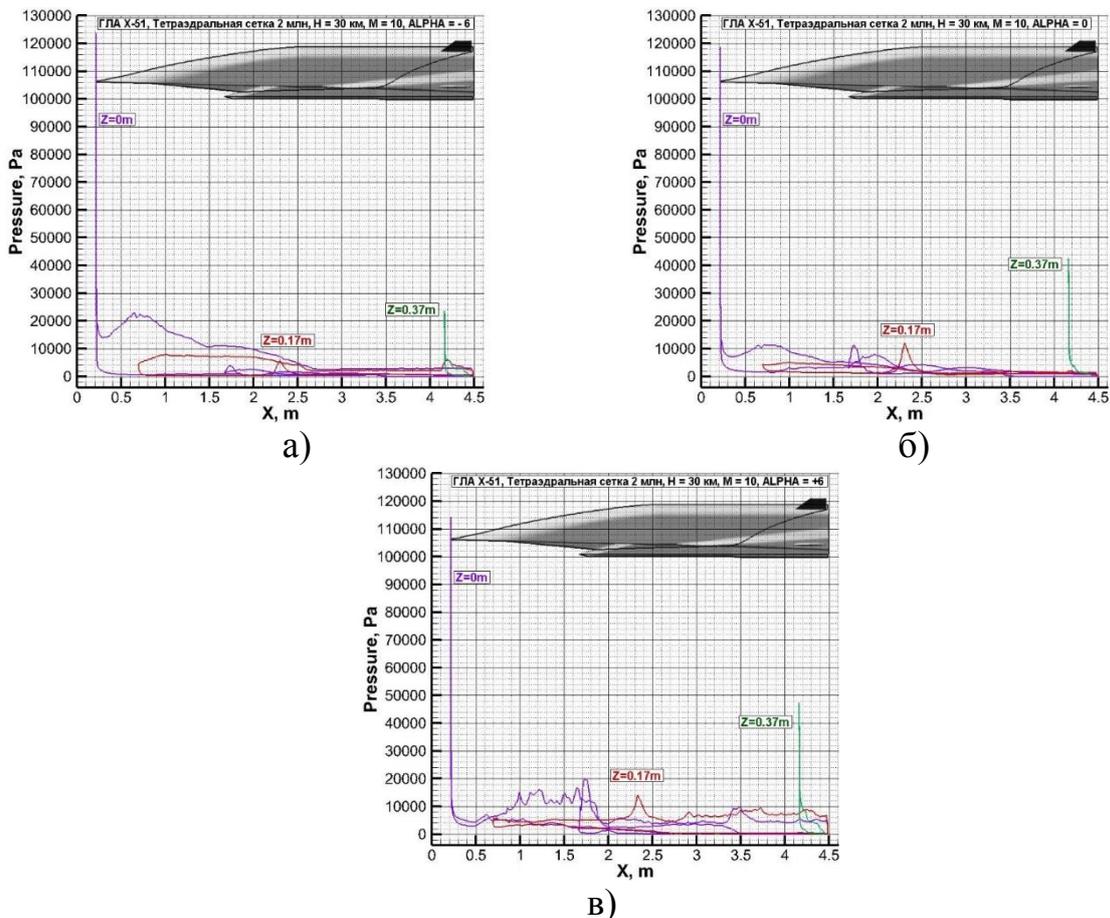


Рисунок 4.4.5. Линейные распределения давлений (в Па) на корпусе и хвостовом оперении летательного аппарата X-51 в различных сечениях $z = 0, 0.5, 0.6, 0.7$ м при $M = 10$ и угле атаки а) $\alpha = -6^\circ$; б) $\alpha = 0^\circ$; в) $\alpha = 6^\circ$

На рисунке 4.4.5 показана зависимость распределения давления вдоль поверхности аппарата в зависимости от угла атаки. Как видно из рисунка, при угле атаки $\alpha = -6^\circ$ большее давление образуется в области нагрева за ударной волной в головной части аппарата и передней части воздухозаборника. При этом при угле атаки $\alpha = 6^\circ$ большее давление образуется в задней части воздухозаборника и на хвостовом оперении. Также заметно особенное поведение распределения давления при угле атаки $\alpha = 6^\circ$ в головной части аппарата.

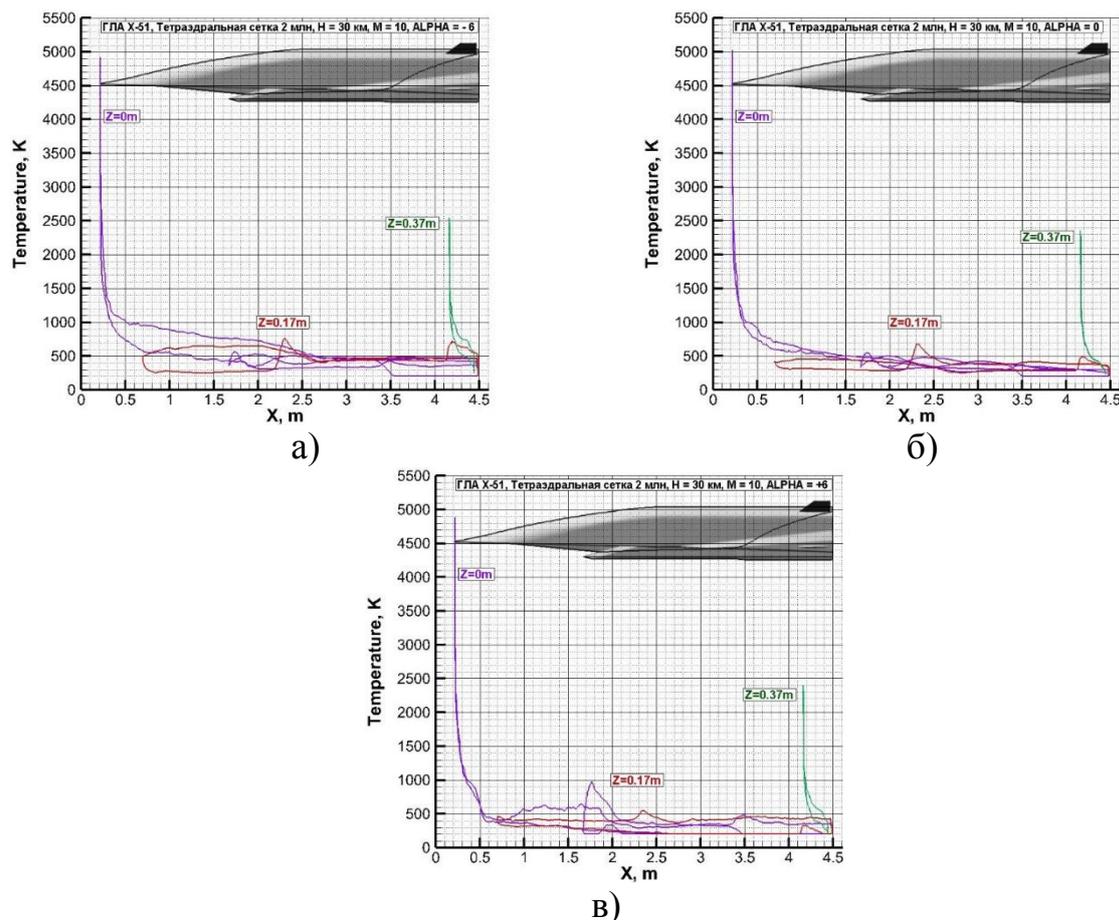


Рисунок 4.4.6. Линейные распределения температур (в К) на корпусе и хвостовом оперении летательного аппарата X-51 в различных сечениях $z = 0, 0.5, 0.6, 0.7$ м при $M = 10$ и угле атаки а) $\alpha = -6^\circ$; б) $\alpha = 0^\circ$; в) $\alpha = 6^\circ$

Как показано на рисунке 4.4.6, наиболее сильный нагрев головной части аппарата, в передней части воздухозаборника и на хвостовом оперении достигается при угле атаки $\alpha = -6^\circ$. При этом наибольшее значение температуры в области за ударной волной достигается при $\alpha = -0^\circ$. Наибольшее различие в температурах на нижней и верхних частях аппарата наблюдается в головной части аппарата при угле атаки $\alpha = -6^\circ$, а на хвостовой части - при угле атаки $\alpha = 6^\circ$.

4.5. Выводы

1. Собрана база численного моделирования аэротермодинамики летательного аппарата X-34 для разных углов атаки. Результаты были получены для $M = 0.8$ и углов атаки $4^\circ, 8^\circ, 16^\circ$. Анализ результатов показал,

что при увеличении угла атаки происходит уменьшение давления воздушного потока на крылья X-34 и увеличение давления на носовую часть аппарата, а также увеличивается давление и снижается нагрев подветренной части изделия.

2. Собрана база численного моделирования аэротермодинамики летательного аппарата X-43 для разных углов атаки. Результаты были получены для $M = 6$ и углов атаки -6° , -3° , 0° , 3° . Расчеты проводились с использованием сеток разной размерности. Как показали исследования, применение более подробной сетки позволяет получить лучшее представление о структуре ударных волн, возникающих в носовой части аппарата и около воздухозаборника. На расчетной сетке с большим количеством ячеек давление в наветренной части оказывается больше, чем на менее подробной сетке. Также из анализа видно более скачкообразное распределение давления в носовой части аппарата с подветренной стороны. Как следует из анализа, нагрев задней части изделия с наветренной стороны на расчетной сетке с меньшим числом ячеек получается выше, чем на менее подробной сетке. Однако, на более подробной сетке видно, что область нагрева за ударной волной занимает большую площадь.

3. Собрана база численного моделирования аэротермодинамики летательного аппарата X-51 для разных углов атаки. Результаты были получены для $M = 10$ и углов атаки -6° , -3° , 0° , 3° , 4° , 6° . Расчеты проводились с использованием сеток разной размерности. Из анализа 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.

ГЛАВА 5. СОЗДАНИЕ КОМПЛЕКСА АВТОРСКИХ КОМПЬЮТЕРНЫХ КОДОВ

5.1. Введение

Прогресс в сфере высоких технологий сильно зависит от развития информационных и вычислительных технологий. Последние достижения в области суперкомпьютерных технологий и математического моделирования сложных аэродинамических процессов для высокоскоростных летательных аппаратов позволяют создавать компьютерные модели, использование которых позволит значительно сократить объем наземных и летных испытаний, снизить влияние связанных с этим рисков и повысить экономическую эффективность поиска оптимального интегрального и инженерного решений. Таким образом, можно говорить о тесном слиянии современной механики сплошных сред с реализующими их компьютерными технологиями.

В ходе диссертационного исследования был проведен анализ существующих подходов к выработке концепции создания специализированных информационно-компьютерных систем для предсказания характеристик и оптимизации параметров перспективных высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА). По результатам анализа установлено, что на сегодняшний день существуют два основных подхода к созданию указанных систем, которые условно можно определить как: «технократический» и «прагматический».

Первый подход – «технократический» реализуется в США, Японии и некоторых других странах. Данный подход базируется на развитой системе мощных суперкомпьютерных ресурсов, обеспечивающих возможность детального расчета (на сетках, содержащих более 10^9 ячеек) течений около всего ВЛА. Такой подход имеет очевидное достоинство, так как позволяет получить полное согласованное поля течения около ВЛА. В то же время,

при таком подходе затруднено оперативное проведение массовых параметрических расчетов без потери качества получаемых расчетных данных, необходимых для принятия оптимальных решений в ходе оценки возможных вариантов компоновки разрабатываемого высокоскоростного летательного аппарата (ВЛА) и ключевых элементов и определения наиболее предпочтительного.

Второй подход – «прагматический» подразумевает расчет всего поля течения около ВЛА без детализации и последующий детальный расчет критических элементов ВЛА на основе полученного поля высокоскоростного течения. Это позволяет сочетать и эффективно использовать в повседневной деятельности разработчиков ВЛА быстрые инженерные расчеты на рабочих станциях средней и высокой производительности и детальные расчеты на суперкомпьютерах в ходе решения широкого круга фундаментальных и прикладных задач.

По оценкам ведущих отечественных специалистов «прагматический» подход обеспечивает необходимое качество расчетов (точность, скорость, учет особенностей течения и т.п.) в требуемых пределах. По всей видимости, именно «прагматический» подход более полно отвечает реалиям сегодняшнего дня в аэрокосмической отрасли России.

В настоящее время не существует единого программного пакета для полноценного междисциплинарного исследования взаимодействия высокоскоростного аппарата с окружающим газом. Однако, ведущими отечественными научными учреждениями и конструкторскими центрами накоплен богатый опыт создания компьютерных кодов для проведения аэротермогазодинамических исследований летательных аппаратов в рамках обеспечения контрактов по специальным тематикам.

Таким образом, возникает проблема систематизации и структурирования как существующих, так и вновь создающихся

компьютерных кодов в единый программный комплекс с модульной архитектурой для различных операционных систем (Windows и Linux), который позволит полностью решать задачи моделирования различных видов взаимодействий (механического, термического, химического) летательного аппарата с окружающей средой на всей траектории полета.

В рамках диссертационного исследования предлагается вариант реализации подобного комплекса [150, 153, 218].

5.2. Архитектура комплекса авторских компьютерных кодов

Комплекс авторских компьютерных кодов (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.

Вся совокупность компьютерных кодов интерактивной информационно-расчетной системы (ИИРС) может быть классифицирована на три группы: построители расчетных сеток, расчетные коды, модули генерации отчетных данных.

Расчетные коды (солверы) являются основным элементом разрабатываемого комплекса, предназначенным для расчетов аэротермодинамических характеристик ВЛА и их ключевых элементов. В зависимости используемой физико-математической модели (размерность, точность, быстродействие и т.п.) расчетные коды можно разделить на инженерные, которые позволяют быстро получить приближенное решение или отдельные характеристики течения, и полнофункциональные расчетные коды, предназначенные для получения всего поля течения.

ИИРС включает более 50-ти компьютерных кодов различной размерности для моделирования внешней аэротермодинамики компоновки

ВЛА и их силовых установок на жидком топливе, реализующие (Рисунок 5.2.1):

- 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.

| Размерность | Физическая модель | Численные методы | Модели физико-химической кинетики | Интегральная компоновка |
|---------------------|------------------------|---|-----------------------------------|---|
| 3D-модели | Уравнения Эйлера | МКР | Совершенный газ | ВЛА+ПВРД |
| 2D-модели | Уравнения Навье-Стокса | МКО | Химическое равновесие | |
| 1D-модели | | RANS-уравнения • Алгебраические модели • Дифференциальные модели • одно-, двух-параметрические • Перспективные (DSMC) | МКЭ | Модель локального термодинамического равновесия |
| 0D-модели | Явность | | Многотемпературная модель | |
| Сетки | | Явные методы | Неравновесная диссоциация | |
| Неструктурированные | | Неявные | Ионизация | |
| Структурированные | | Гибридные | Модели радиационного переноса | |
| Гибридные | | | Квантово-кинетическая модель | |

Рисунок 5.2.1. Аэротермогазодинамическая модель ВЛА

ИИРС предназначена для проведения расчетов прототипов высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) с последующим анализом и визуализацией результатов. Ядром ИИРС является набор авторских компьютерных кодов (решателей), предназначенных для моделирования

аэродинамики, аэротермодинамики и других физических процессов в ВЛА и их энергетических установках.

ИИРС включает в себя:

- средства выбора прототипов ВЛА из банка данных;
- банк расчетных данных;
- средства для ввода и подготовки параметров расчета;
- средства для подготовки, выбора и визуализации поверхностных и пространственных сеток;
- созданные авторские программы (солверы) для расчета аэродинамики (аэротермодинамики) прототипов и элементов конструкции, а также для тестирования результатов расчетов с экспериментальными и теоретическими данными;
- банк данных характеристик веществ с возможностью выборки и подготовки информации, необходимой для проведения расчетов с использованием виртуальных моделей ВЛА;
- средства для графического и числового представления результатов расчетов;
- средства для вывода текстовой и презентационной информации, организованной в виде гипертекстовых структур;
- базу данных расчетных и экспериментальных результатов для тестирования компьютерных кодов (с возможностью добавления в нее новых результатов расчетов);
- информационный банк, содержащий статьи, отчеты, подборки, графики, видеофрагменты и прочие информационные материалы по тематике ВЛА, необходимые для сопровождения проводимых расчетов и для анализа получаемых результатов.

Под архитектурой диалоговой системы понимается структура, позволяющая пользователю ИИРС осуществлять практическую работу по

проектированию изделий, добавлению различных материалов и проведению аэротермогазодинамических расчетов.

В основе архитектуры ИИРС заложено следующее: все типы высокоскоростных летательных аппаратов, ракет-носителей и дозвуковых изделий были разделены на так называемые «Прототипы».

Для каждого из прототипов была сформирована библиотека расчетных и экспериментальных данных и банк информационного сопровождения (статьи, отчеты, подборки, графики, видеофрагменты).

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).

Диалоговая система организована в виде оконной графической оболочки, обеспечивающей удобный и естественный интерфейс для работы пользователя.

Оконная графическая оболочка ИИРС написана на языке C++. Графический интерфейс реализован с использованием кроссплатформенной прикладной среды с открытым исходным кодом Qt, версия 5.5.1.

Авторские компьютерные коды могут быть написаны на любых языках программирования и скомпилированы любыми подходящими компиляторами. Компьютерные коды запускаются через командные файлы (скрипты). Существует два набора скриптов – для Windows (файлы «* .bat») и для Linux (скрипты Bash). Если для какого-либо компьютерного кода требуются дополнительные библиотеки (например, CUDA), необходимая среда может быть установлена внутри соответствующего скрипта. Аналогично, сложная процедура запуска может быть также алгоритмирована в сценарии (например, выполнение параллельного задания с использованием

среды OpenMP и / или среды MPI). Как правило, скриптовый подход позволяет освободить основную управляющую программу от выполнения сложных действий и определенных настроек.

Далее перечислены основные функциональные элементы ИИРС.

1. Средства для общего управления программой, включающие в себя систему меню и доступ к отдельным компонентам вспомогательного характера.

2. Средства для управления расчетным проектом: создание нового проекта, выбор существующего, сохранение изменений, завершение работы с проектом.

3. Средства для работы с элементами расчетного проекта:

выбор солвера;

задание входных данных солвера;

управление процессом решения;

управление результатами расчетов;

задание информационно-справочной информации к проекту.

4. Средства для просмотра и редактирования внешних файлов с данными:

входные и выходные текстовые данные солверов, текстовые файлы других компонент ИИРС;

справочно-информационные материалы (статьи, отчеты, и проч.)

5. Компоненты просмотра (редактирования) поверхностей и сеток внутренними и внешними средствами.

6. Информационно-справочная подсистема.

7. Средства для аутентификации пользователей и многоуровневого управления доступом.

8. Подсистема помощи по работе с программой.

9. Базы данных и средства для работы с ними.

10. Средства для запуска вычислительных программ (солверов) на других компьютерах (локальных и удаленных) и отслеживания их работы.

11. Предметно-ориентированный модуль выбора проекта (прототипа) или компонентов проекта.

12. Встроенные средства визуализации результатов расчетов.

Графическая оболочка включает в себя набор функциональных элементов, реализующих перечисленные выше функции, а также механизм управления с помощью специальных настроечных файлов. В этих файлах описывается структура информационного и предметного наполнения ИИРС, порядок подготовки входных данных, запуска программ на счет и просмотра результатов, вид графических и текстовых элементов диалоговой системы и прочие характеристики интерфейса.

Информационно-расчетное наполнение ИИРС задается с помощью специальных файлов в формате XML. Структура, процедуры чтения и обработки указанных файлов была разработана Х.Х. Ильясовым. В них описывается иерархическая структура наполнения, вид графических и текстовых элементов и прочие характеристики интерфейса, порядок подготовки входных данных, запуска программ на счет и просмотра результатов. Дополнительные действия описываются в командных файлах (скриптах) операционной системы. В совокупности настроечные файлы в формате XML и командные файлы вместе с каталогами, содержащими все информационные и предметные файлы, полностью описывают конфигурацию ИИРС и все сценарии работы.

Набор настроечных файлов графической оболочки и вспомогательных командных файлов в сочетании с деревом каталогов, содержащих все необходимые информационные и предметные файлы, полностью описывает конфигурацию ИИРС и сценарии работы с ней. Любые изменения и дополнения в ИИРС обеспечиваются редактированием

настроечных файлов и не требуют модификации программного кода диалоговой системы. Благодаря этому легко обеспечивается расширение и развитие ИИРС: добавление новых прототипов и информационных материалов, усложнение сценариев работы, поддержка вызова внешних приложений и прочее. Например, возможность запуска задач на удаленных суперкомпьютерных кластерах с контролем выполнения и последующим анализом результатов на локальном компьютере была реализована исключительно средствами программирования настроечных файлов ИИРС без модификации исходного кода.

Графическая оболочка ИИРС поддерживает два основных механизма работы – информационный и расчетный режимы. После входа в ИИРС и аутентификации пользователя графическая оболочка работает в информационном режиме. В этом режиме экран разбивается на два поля – верхнее (поле меню), содержащее заголовок экрана и значки (иконки) с указанием выбираемых объектов (например, прототипов ВЛА), и нижнее (информационное поле), предназначенное для описания этих объектов и действий над ними, а также для вывода информационных материалов. Первая версия функционирования верхнего поля была разработана Х.Х. Ильясовым. Нажатие на иконку в поле меню приводит к вызову другого экрана со своим меню (заголовком, списком иконок) и информационным полем. На экране также имеется кнопка для возврата на предыдущий экран. Указанные элементы управления – иконки и кнопка возврата – обеспечивают навигацию по информационному пространству ИИРС, организованному в виде иерархической структуры (дерева). Этой структуре в файловой системе компьютера соответствует дерево каталогов. Иерархическая структура ИИРС была разработана академиком РАН, д.ф.-м.н., профессором С.Т. Суржиковым. Описание каждого экрана находится в настроечном файле «dirinfo.dif», содержащем информацию о каждой иконке (название, ссылку

на файл с рисунком, имя подчиненного каталога, свойства объекта и действия над ним), а также общую информацию для экрана (заголовок, ссылку на информационный файл и действия над ним).

Навигация между экранами в иерархическом информационном режиме позволяет провести ознакомление с предметом работы, просмотреть информационные и иллюстративные материалы, выбрать прототип, сетку объекта и расчетную программу (решатель), при необходимости войти в режим выбора упрощенной модели прототипа или просмотра ранее рассчитанных результатов и прочее.

Иконки в поле меню могут быть настроены не только на переход к новому экрану (вниз по иерархии), но и на выполнение определенных действий, таких, как просмотр информационных либо визуальных файлов (PDF, изображения, видео) или переход к выполнению расчета.

Если после прохода по информационному дереву и выбора необходимого режима пользователь решает провести расчет и нажимает на соответствующую иконку, диалоговая система переходит в расчетный режим (Рисунок 5.2.2). Первая версия расчетного режима была разработана Х.Х. Ильясовым и доработана автором.

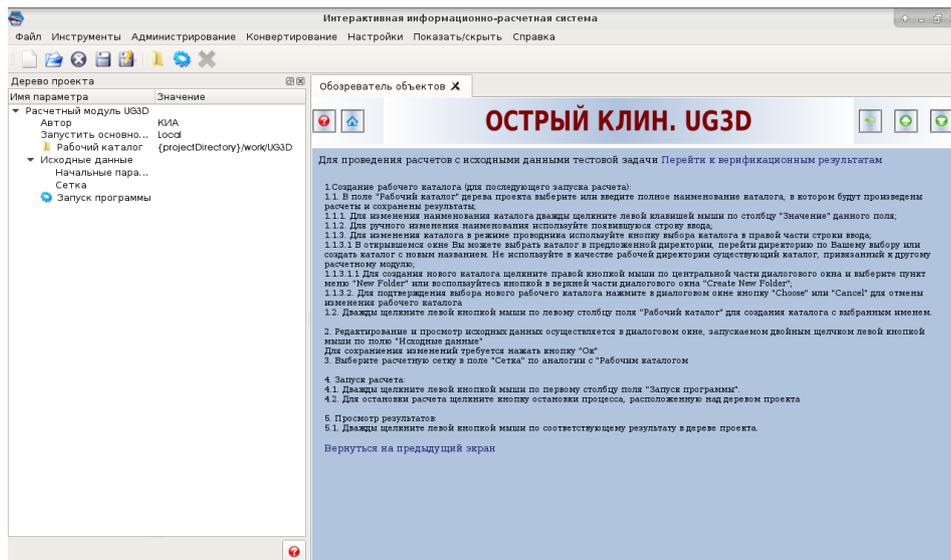


Рисунок 5.2.2. Пример расчетного режима. В левой части экрана – поле описания проекта, в правой – информационное поле

В расчетном режиме в левой части экрана выделяется поле описания проекта (при этом информационная часть экрана сужается). В поле описания проекта загружается список элементов управления, организованный иерархическим образом – так называемое дерево описания проекта. Дерево описания проекта может содержать элементы, позволяющие (при нажатии) задать входные параметры или вызвать редактирование входных файлов задачи, просмотреть файл подсказки или дополнительный информационный материал, выбрать расчетную сетку объекта, а также, по завершении всех подготовительных операций, запустить расчетную программу на счет. В информационном поле, помимо справочной информации, также могут находиться управляющие элементы (например, для выбора расчетной сетки).

После завершения счета в дереве описания проекта появляются дополнительные элементы и поля, соответствующие файлам результатов и настроечным файлам для визуализации этих результатов – например, файлам управления графической программы «Tecplot» (.lay) либо файлам данных (.plt, .dat). При нажатии на поля этих элементов вызывается просмотрщик файлов (для текстовой выдачи), встроенный в ИИРС графический визуализатор или внешняя графическая программа «Tecplot» (для настроечного файла .lay) либо иная программа в соответствии с типом элемента.

После просмотра результатов пользователь может повторить подготовительные действия (например, изменить содержимое входного файла) и снова запустить программу на счет, а затем просмотреть новые результаты в тех же выходных файлах (Рисунок 5.2.3).

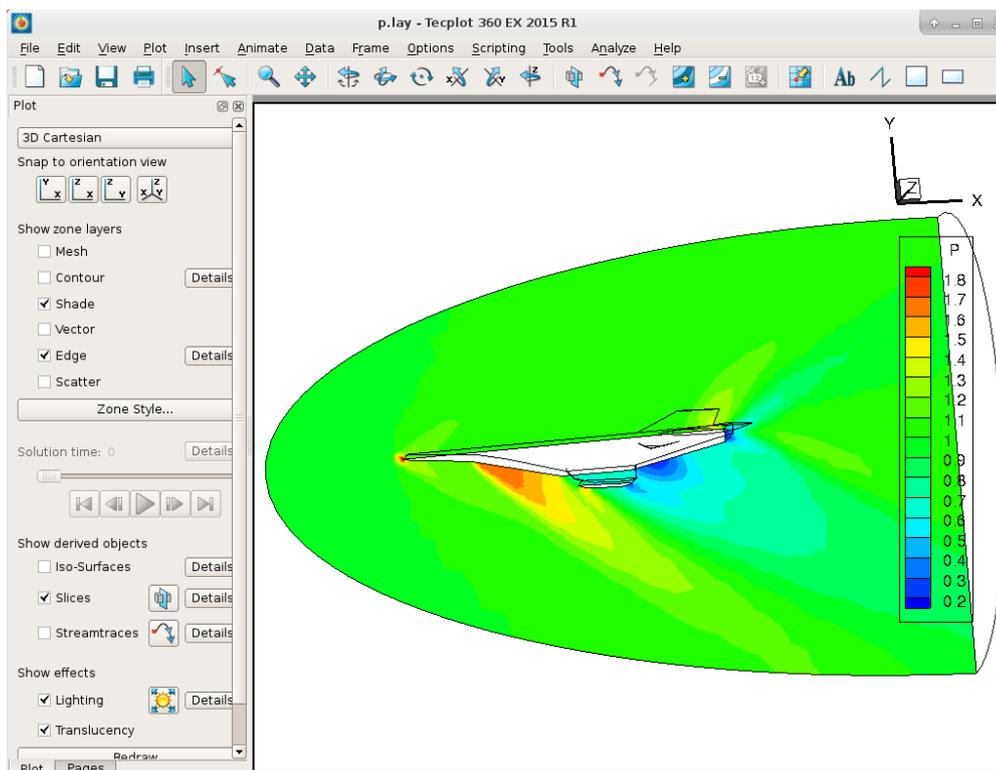


Рисунок 5.2.3. Пример визуализации результата расчета программой Tecplot

При работе с полем описания проекта сохраняется возможность работать в информационном режиме (в оставшейся части экрана). При необходимости можно выбрать другую задачу для счета – при этом при нажатии на соответствующую иконку поля меню происходит загрузка нового описания проекта вместо предыдущего. Также имеется возможность загружать новые элементы проекта в дополнение к существующим (без удаления старого проекта) – этот механизм используется для выбора расчетной сетки.

Элементы проектов описываются в специальных файлах с расширениями «.prj» (проект целиком) либо «.prg» (добавляемые элементы). Для каждого элемента в таком файле содержится информация о его типе, подпись и ссылка на соответствующий файл. Элементы управления для удобства навигации могут быть сгруппированы в секции.

Запуск программы на счет производится непосредственно либо через вызов командного файла (скрипта). В скрипте могут выполняться различные подготовительные действия. После завершения счета в текущем каталоге создается файл с названием «results.prs», описывающий дополнительные элементы, которые должны появиться в дереве проекта – как правило, результаты расчета и настроечные файлы для их визуализации.

Вызов командных файлов может также использоваться для выполнения других функций – например, для запуска внешних программ или для копирования файлов программы-решателя из репозитория в рабочий каталог расчета, а также для организации динамического дерева проекта.

Механизм, основанный на дереве описания проекта, позволяет обеспечить богатую функциональность и гибкость при организации сценариев работы. Кроме того, этот механизм позволяет вынести ряд функций из графической оболочки в командные файлы (скрипты), а также организовать проведение расчетов во временных рабочих каталогах, что важно для поддержки многопользовательских и многозадачных режимов работы.

При работе с полем описания проекта сохраняется возможность работать в информационном режиме (в оставшейся части экрана). При необходимости можно выбрать другую задачу для счета – при этом при нажатии на соответствующую иконку поля меню происходит загрузка нового описания проекта вместо предыдущего. Также имеется возможность загружать новые элементы проекта в дополнение к существующим (без удаления старого проекта) – этот механизм используется для выбора расчетной сетки.

Сочетание механизмов описания проекта и выполнения внешних действий с помощью командных файлов (скриптов) можно рассматривать как язык управления расчетом. На основе дерева описания проекта

организуется сеанс работы, который может включать в себя цепочку связанных операций – подготовку входных данных, запуск программ на счет, просмотр результатов и другие действия по управлению расчетом.

Реализация подобных функций на основе простого дерева каталогов (т.е. в информационном режиме) без образования сеанса работы ограничила бы возможности проведения расчета только самыми простыми схемами. Например, в этом режиме нет возможности обеспечить проведение расчета в рабочем каталоге – как следствие, редактирование входных данных пришлось бы проводить «по живому», с изменением первоначального содержимого оригинальных файлов.

В свою очередь, механизм с использованием описания проекта и сеанса работы позволяет реализовать схемы управления расчетом, подобные тем, которые обычный пользователь применяет в своей работе в «ручном» режиме (без диалоговой графической оболочки). Ниже перечислены некоторые возможности, которые реализованы либо могут быть реализованы с помощью этого механизма.

Проведение каждого расчета в своих рабочих каталогах:

при переходе в расчетный режим создается дерево рабочих каталогов (включая подкаталоги для входных файлов и для файлов результатов в соответствии с требованиями расчетной программы);

в рабочие каталоги из репозитория копируются все необходимые файлы; эти файлы могут быть изменены в процессе управления расчетом при том, что оригинальные файлы в репозитории останутся неизменными;

в одном сеансе можно провести несколько расчетов, поочередно меняя входные данные, при этом новые результаты будут записываться в те же выходные файлы;

при соответствующей организации расчета файлы результатов могут быть скопированы в банк расчетных данных;

по завершении расчетного сеанса рабочие каталоги удаляются вместе с их содержимым.

Расчет нескольких вариантов задачи или нескольких задач в одном сеансе работы:

при необходимости может быть создано несколько деревьев рабочих каталогов, по одному на каждый этап расчета; при этом каждому этапу будет соответствовать своя секция (сегмент) в дереве описания проекта;

создание нового дерева каталогов и копирование необходимых файлов может происходить либо изначально (при переходе в расчетный режим), либо по нажатию на соответствующий элемент дерева описания проекта (подписанный, например, как «Новый расчет?»); после этого в дереве описания проекта появятся дополнительные элементы, соответствующие новому этапу расчета (то есть формируется динамическое дерево проекта);

в каждой секции дерева описания проекта можно провести несколько расчетов, поочередно меняя входные данные, при этом новые результаты будут записываться в те же выходные файлы (в своем дереве каталогов); запускать расчеты в различных секциях можно в произвольном порядке;

одновременная доступность нескольких групп результатов позволяет произвести их сравнение, не выходя из сеанса работы;

файлы результатов, отобранные по результатам сравнения, при необходимости могут быть скопированы в банк расчетных данных.

Асинхронное (удаленное) выполнение расчетной программы:

программа запускается в фоновом режиме, ее состояние запоминается в специальных файлах; после этого управление возвращается пользователю;

в дереве описания проекта имеются управляющие элементы для определения состояния программы и для ее принудительного завершения, а также для актуализации результатов при плановом окончании расчета;

пользователь может выйти из ИИРС, не дожидаясь завершения расчета;

при последующем входе в ИИРС пользователь возвращается к дереву описания проекта с указанием исходного каталога, в котором был организован расчет;

пользователь может актуализировать результаты завершившегося расчета либо завершить его принудительно;

после этого в дереве описания проекта появляются дополнительные элементы для просмотра и визуализации результатов.

контрольная точка и повторный запуск из сохраненного состояния:

средствами языка управления расчетом может быть реализована возможность запуска программы из состояния, сохраненного в файле;

для каждого из таких файлов в дереве описания проекта заводится управляющий элемент;

при нажатии на элемент производится копирование соответствующего файла контрольной точки в файл, требуемый программе для ввода сохраненной информации, и затем программа запускается на счет (либо вместо копирования файла программе передается его имя);

возможность рестарта из сохраненного состояния может быть реализована как для синхронного, так и для асинхронного режимов выполнения программы.

Загрузка новых элементов дерева описания проекта в дополнение к существующим:

может оказаться удобным иметь возможность добавления к существующему дереву описания проекта нового сегмента с управляющими элементами;

добавление возможно только в случае, если ИИРС уже переводилась в расчетный режим с загрузкой дерева описания проекта;

эта возможность может быть полезна, если по результатам расчета образуется очень много файлов результатов, требующих вывода или визуализации, и дерево описания проекта может оказаться очень большим; если результаты разбить на группы и для каждой группы сформировать сегмент с управляющими элементами, то пользователь сможет загружать только нужные сегменты в соответствии с его текущими потребностями.

Некоторые из перечисленных возможностей реализованы в ИИРС – в частности, асинхронный счет на удаленных компьютерах. Созданы средства для асинхронного запуска программы с возможностью переключения ИИРС на другие задачи (либо выхода из ИИРС) с последующим возвратом и продолжением работы, а также для контроля за процессом удаленного счета и для принудительного прекращения счета.

Механизм удаленного счета обеспечивает автоматическую пересылку исходных данных для расчета на суперкомпьютер, получение с суперкомпьютера контрольной информации и протокола счета, а также прием в ИИРС результатов расчета. Механизм взаимодействия с удаленным кластером был разработан О.А. Бессоновым.

Обеспечена возможность поочередного выполнения этапов расчета на локальном компьютере (препроцессор, постпроцессор) и удаленном кластере (основной счет). Поддерживается возможность одновременного запуска нескольких расчетов для одного либо для разных расчетных кодов.

На рисунке 5.2.4 приведен пример расчета на суперкомпьютерном кластере K100 (ИПМ РАН). Показано состояние задачи после запуска удаленного расчета: при нажатии на элемент «ПРОВЕРКА» в файл «Состояние» помещается информация о текущем статусе задачи; в данном примере задача находится в состоянии ожидания в очереди (queued).

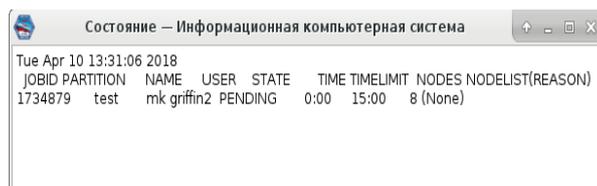


Рисунок 5.2.4. Пример расчета на удаленном суперкомпьютерном кластере

Помимо двух основных механизмов (информационного и расчетного режимов), графическая оболочка содержит еще несколько подсистем. В их число входят: предметно-ориентированные базы данных, информационно-справочная система, помощь по работе с программой, средства настройки графической оболочки и администрирования.

К предметно-ориентированным базам данных относится банк данных свойств (характеристик) веществ с возможностью выборки и подготовки информации, необходимой для проведения расчетов. Обращение к базам данных свойств веществ происходит через выпадающее меню «Инструменты»/»База свойств», далее производится выбор нужной базы и работа с ней. Примеры выбора базы данных и работы с ней приведены на рисунках 5.2.5 и 5.2.6.

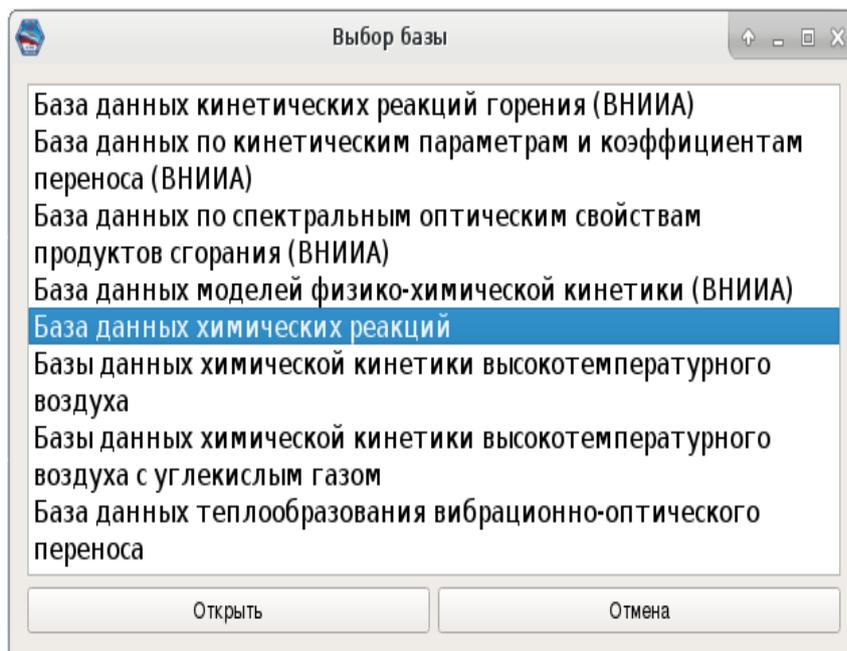


Рисунок 5.2.5. Пример меню со списком баз данных

| | Input1 | Input2 | Output1 | Output2 | Output3 | Af, (sm3/mol)^(n-1) /c | nf | Ef, K | Ar, (sm3/mol)^(n-1) /c | nr | Er, K |
|----|--------|--------|---------|---------|---------|------------------------|----------|------------|------------------------|----------|------------|
| 1 | N2 | N2 | N | N | N2 | 3.80E+19 | -1.0E+00 | 0.1132E+06 | 2.50E+18 | -1.0E+00 | +0.000E+00 |
| 2 | N2 | O2 | N | N | O2 | 1.90E+19 | -1.0E+00 | 0.1132E+06 | 1.00E+18 | -1.0E+00 | +0.000E+00 |
| 3 | N2 | NO | N | N | NO | 1.90E+19 | -1.0E+00 | 0.1132E+06 | 1.00E+18 | -1.0E+00 | +0.000E+00 |
| 4 | N2 | N | N | N | N | 1.30E+20 | -1.0E+00 | 0.1132E+06 | 7.00E+18 | -1.0E+00 | +0.000E+00 |
| 5 | N2 | O | N | N | O | 1.90E+19 | -1.0E+00 | 0.1132E+06 | 1.00E+18 | -1.0E+00 | +0.000E+00 |
| 6 | O2 | N2 | O | O | N2 | 2.30E+18 | -1.0E+00 | 0.594E+05 | 1.90E+16 | -0.5E+00 | +0.000E+00 |
| 7 | O2 | O2 | O | O | O2 | 2.30E+18 | -1.0E+00 | 0.594E+05 | 1.90E+16 | -0.5E+00 | +0.000E+00 |
| 8 | O2 | NO | O | O | NO | 3.00E+18 | -1.0E+00 | 0.594E+05 | 2.50E+15 | -0.5E+00 | +0.000E+00 |
| 9 | O2 | N | O | O | N | 3.00E+18 | -1.0E+00 | 0.594E+05 | 2.50E+15 | -0.5E+00 | +0.000E+00 |
| 10 | O2 | O | O | O | O | 8.50E+18 | -1.0E+00 | 0.594E+05 | 7.10E+16 | -0.5E+00 | +0.000E+00 |
| 11 | NO | N2 | N | O | N2 | 2.40E+17 | -0.5E+00 | 0.755E+05 | 3.20E+18 | -1.0E+00 | +0.000E+00 |
| 12 | NO | O2 | N | O | O2 | 2.40E+17 | -0.5E+00 | 0.755E+05 | 3.20E+18 | -1.0E+00 | +0.000E+00 |
| 13 | NO | NO | N | O | NO | 2.40E+17 | -0.5E+00 | 0.755E+05 | 3.20E+18 | -1.0E+00 | +0.000E+00 |
| 14 | NO | N | N | O | N | 2.40E+17 | -0.5E+00 | 0.755E+05 | 3.20E+18 | -1.0E+00 | +0.000E+00 |
| 15 | NO | O | N | O | O | 2.40E+17 | -0.5E+00 | 0.755E+05 | 3.20E+18 | -1.0E+00 | +0.00E+00 |
| 16 | O2 | N2 | NO | NO | | 2.00E+14 | 0.0E+00 | 0.616E+05 | 1.00E+13 | 0.0E+00 | +0.40E+05 |
| 17 | N2 | O | NO | N | | 6.80E+13 | 0.0E+00 | 0.3775E+05 | 1.50E+13 | +0.0E+00 | +0.00E+00 |

Рисунок 5.2.6. Пример работы с большой таблицей. В верхней части таблицы имеется стрелка прокрутки по вкладкам, в правой части – панель прокрутки по строкам. Справа показаны элементы управления

Для реализации работы с базами данных используются СУБД PostgreSQL и SQLite. Фреймворк Qt, который используется для разработки ИИРС, имеет удобные средства для работы с различными СУБД, в том числе и с СУБД, указанными выше. Механизм работы с базами данных с использованием СУБД PostgreSQL был разработан Дикалюком А.С.

Помимо пассивной информационной работы с базами, возможна и активная работа, с заведением новых информационных элементов и связей между ними (для пользователей с соответствующим уровнем доступа). Информация в базах данных хранится в виде таблиц, с возможностью иерархического размещения информации. Таблицы сгруппированы в каждой базе по содержательному принципу и выбираются пользователем с помощью вкладок.

В ИИРС также имеются локальные текстовые базы данных, используемые при выполнении расчетных кодов. Эти базы хранятся вместе с другими данными, относящимися к авторским компьютерным кодам,

копируются вместе с ними в рабочую директорию при подготовке расчета и считываются в процессе расчета (Рисунок 5.2.7).

| | | | | | | | | |
|----------|---------|-----------|------------|---------|---------|--------|----------|----|
| C=→ 1 | E- | | | | | | | |
| 73.0974 | 20.7861 | 0. | 0. | 0. | 0. | 0. | 0. | 0. |
| C=→ 2 | O2 | | | | | | | |
| 284.3346 | 33.5525 | -0.005113 | 0.43461 | 11.7687 | -0.234 | -1.284 | 0. | |
| C=→ 3 | N2 | | | | | | | |
| 258.8513 | 28.3130 | -0.003077 | 0.15456 | 32.8162 | -26.816 | 11.319 | 0. | |
| C=→ 4 | NO | | | | | | | |
| 284.6362 | 31.3395 | 0.0046731 | 0.2828 | 23.5950 | -19.718 | 8.828 | 91.265 | |
| C=→ 5 | NO+ | | | | | | | |
| 265.3544 | 28.2495 | -0.003031 | 0.18014993 | 32.8994 | -26.629 | 11.146 | 990.803 | |
| C=→ 6 | O+ | | | | | | | |
| 206.4039 | 20.4956 | 0.0002112 | -0.01863 | 1.9948 | -3.066 | 2.303 | 1568.779 | |

Рисунок 5.2.7. Фрагмент локальной базы данных авторского компьютерного кода

Другая категория баз данных в ИИРС – базы расчетных и экспериментальных данных для тестирования компьютерных кодов двух категорий:

для задач внешней аэротермодинамики;

для задач термогазодинамики силовой установки.

Результаты расчетов хранятся в основной информационной структуре ИИРС. Доступ к результатам осуществляется через иконки «Валидация» и «Верификация» на экранах моделей прототипов.

К настоящему моменту накоплены результаты тестовых двумерных и трехмерных расчетов с помощью различных авторских компьютерных кодов. На рисунке 5.2.8 показан экран вызова результатов тестовых расчетов одного

из режимов обтекания острого конуса для нескольких авторских компьютерных кодов.



Рисунок 5.2.8. Пример вызова результатов тестовых расчетов для острого конуса

Также накоплены результаты валидации для двумерных и трехмерных расчетов для различных моделей прототипов. На рисунке 5.2.9 представлены наборы результатов для 21 варианта расчета RAMC-2.

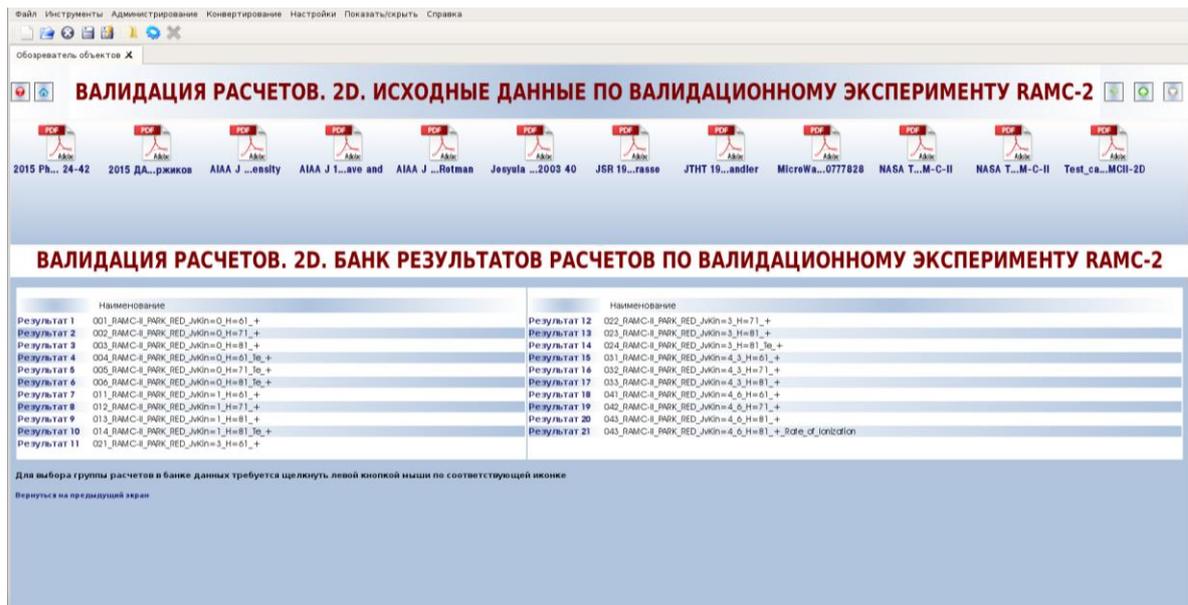


Рисунок 5.2.9. Результаты расчетов по валидационному эксперименту RAMC-2

Кроме того, в состав ИИРС входят:

Информационно-справочная подсистема содержит статьи, отчеты, подборки, графики, видеофрагменты и прочие информационные материалы по тематике ВЛА, необходимые для сопровождения проводимых расчетов и для анализа получаемых результатов. Дополнительная информация находится в разделе по выпадающему меню «Справка»/»Документация». Здесь размещены отчеты о проведении экспериментов на установках Лаборатории, результаты исследований, проведенных в рамках проекта, дополнительные информационные материалы по функционированию ИИРС.

Подсистема помощи по работе с программой содержит информацию по назначению управляющих элементов диалоговой системы, режимам работы с ней, способам подготовки входной информации, запуска прикладных программ и просмотра результатов расчетов.

Вспомогательные средства конвертирования сеточных файлов позволяют упростить подготовку авторских компьютерных кодов и их интеграцию в ИИРС.

Средства управления графической оболочкой позволяют производить ее настройку в соответствии с требованиями и квалификацией пользователя. Например, выпадающее меню «Настройки»/»Параметры» позволяет указать названия программ, используемых для отображения файлов того или иного вида, установить ассоциации расширений имен файлов, указать названия каталогов, в которых размещаются различные части ИИРС. Помимо общей настройки ИИРС, эти средства позволяют при необходимости динамически переключать средства просмотра и обработки определенных типов файлов – например, переходить от визуализации с помощью программ «Tecplot» или «Paraview» к встроенному просмотрщику графических файлов.

Средства редактирования управляющих файлов, определяющих информационную структуру ИИРС и сценарии расчетов, позволяют

оптимизировать разработку и отладку ИИРС, при этом редактирование производится на содержательном уровне.

Средства администрирования предназначены для заведения новых пользователей и многоуровневого управления доступом к возможностям ИИРС.

Встроенный графический визуализатор обеспечивает независимость ИИРС от коммерческого программного обеспечения. Визуализатор поддерживает основные геометрические и сеточные форматы, а также обеспечивает частичную совместимость с распространенной коммерческой системой визуализации Tecplot как по форматам графических данных, так и по способу настройки с помощью управляющих файлов [148, 154].

Система визуализации поддерживает следующие входные форматы данных:

- стандартные геометрические форматы (*.stl в бинарном и текстовом вариантах);
- стандартные сеточные форматы (*.neu, *.cgns, *.ngeom);
- графические форматы распространенных систем визуализации – Tecplot (*.plt, *.dat), ParaView (*.vtk, *.vtu) и OpenFOAM.

Для визуализации результатов была использована библиотека VTK. Библиотека VTK написана на языке C++ и может быть собрана из исходных кодов для использования совместно с фреймворком Qt, на которой разработан основной интерфейс ИИРС.

Система визуализации поддерживает два режима вывода данных – трехмерный и двухмерный (при наличии в файле необходимых данных).

Трехмерный режим визуализации предназначен для построения и представления пространственных изображений и их фрагментов, в том числе двумерных сечений пространственных распределений физических величин. Ниже приведен список основных типов пространственных изображений,

поддерживаемых визуализатором, а также отдельные примеры визуализации:

- полутоновые изображения поверхностей летательных аппаратов и элементов конструкции (Рисунок 5.2.10);
- пространственные изображения поверхностных и объемных расчетных сеток с возможностью скрытия невидимых линий (Рисунок 5.2.11);
- контуры изолиний и цветные распределения физических величин в сечениях (срезах) и на поверхностях объектов (Рисунок 5.2.12);
- изоповерхности с возможностью вывода на них цветных распределений физических величин (Рисунок 5.2.13);
- картины распределения физических величин в плоских сечениях расчетных областей с возможностью наложения пространственных изображений летательных аппаратов (Рисунок 5.2.14);
- траектории и линии тока (Рисунок 5.2.15).

Также в трехмерном режиме поддерживается возможность создавать зоны на основе срезов и симметрии существующих зон (Рисунок 5.2.16);

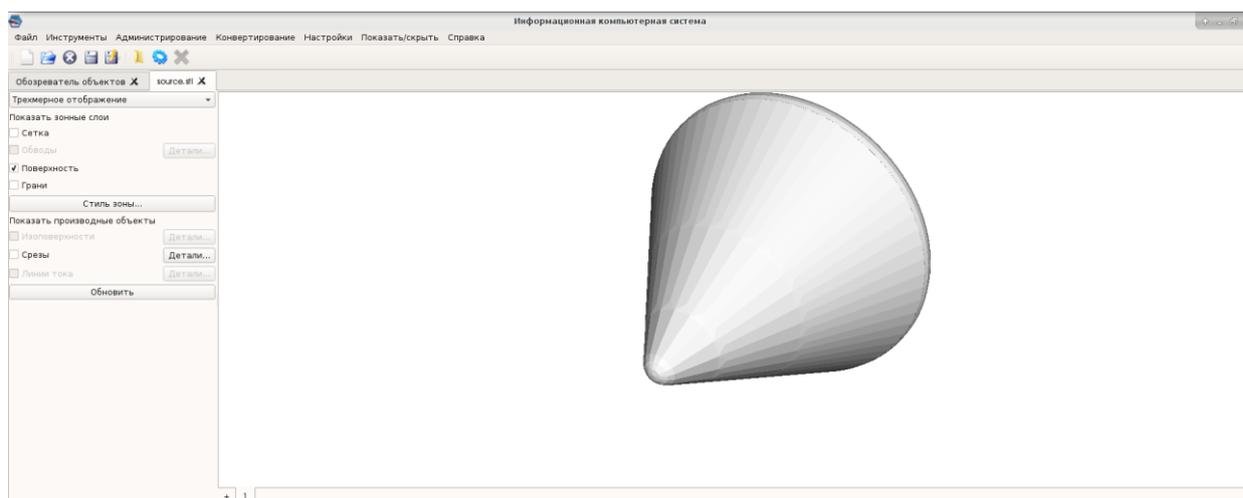


Рисунок 5.2.10. Визуализация геометрии в файле расширения STL

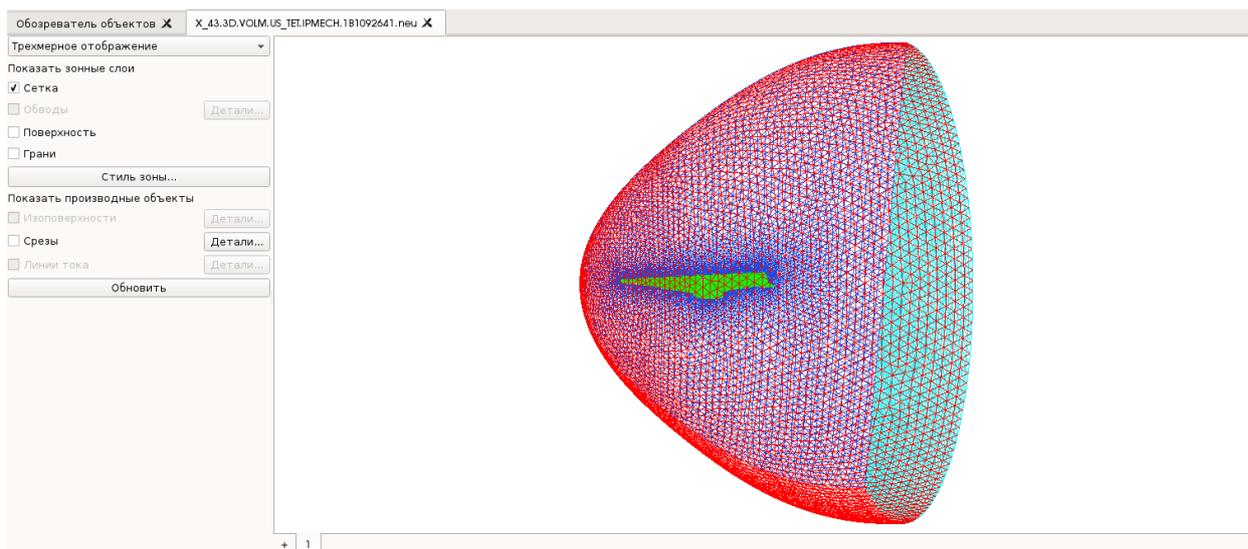


Рисунок 5.2.11. Визуализация геометрии в файле расширения NEU

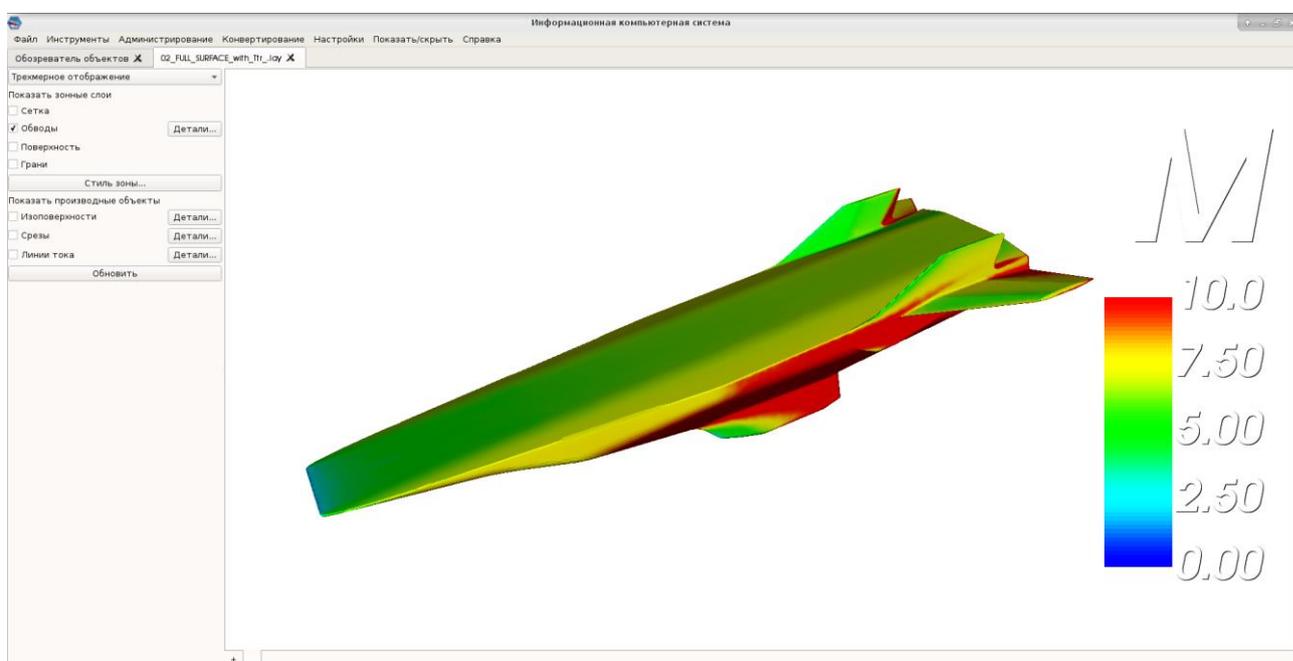


Рисунок 5.2.12. Визуализация контуров по результатам расчетов 3D обтекания X-43 с использованием авторского компьютерного кода UST3D

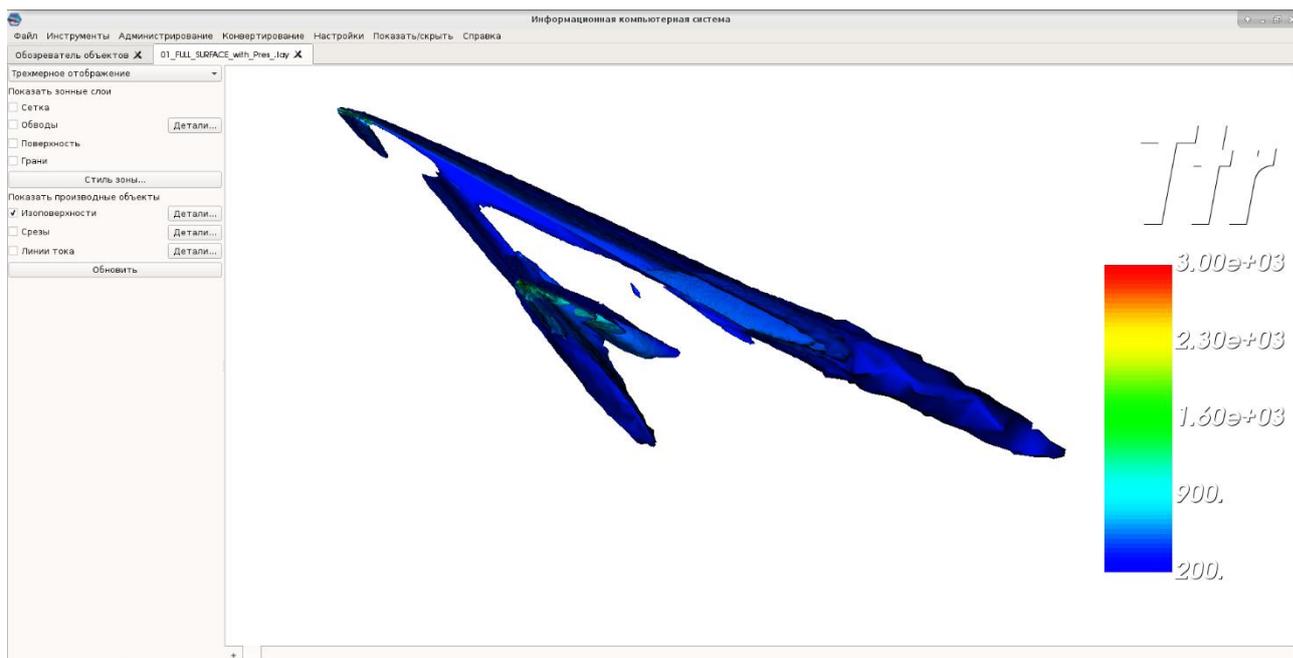


Рисунок 5.2.13. Визуализация изо-поверхностей по результатам расчетов 3D обтекания X-43 с использованием авторского компьютерного кода UST3D

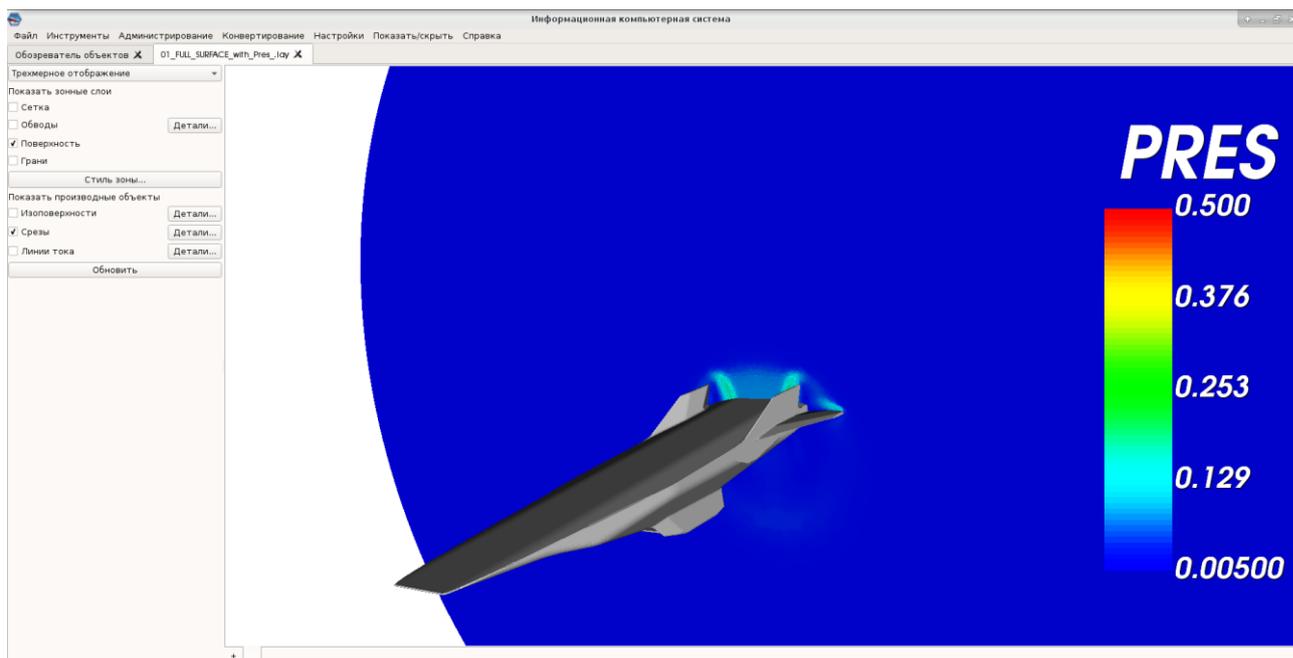


Рисунок 5.2.14. Визуализация срезов по результатам расчетов 3D обтекания X-43 с использованием авторского компьютерного кода UST3D

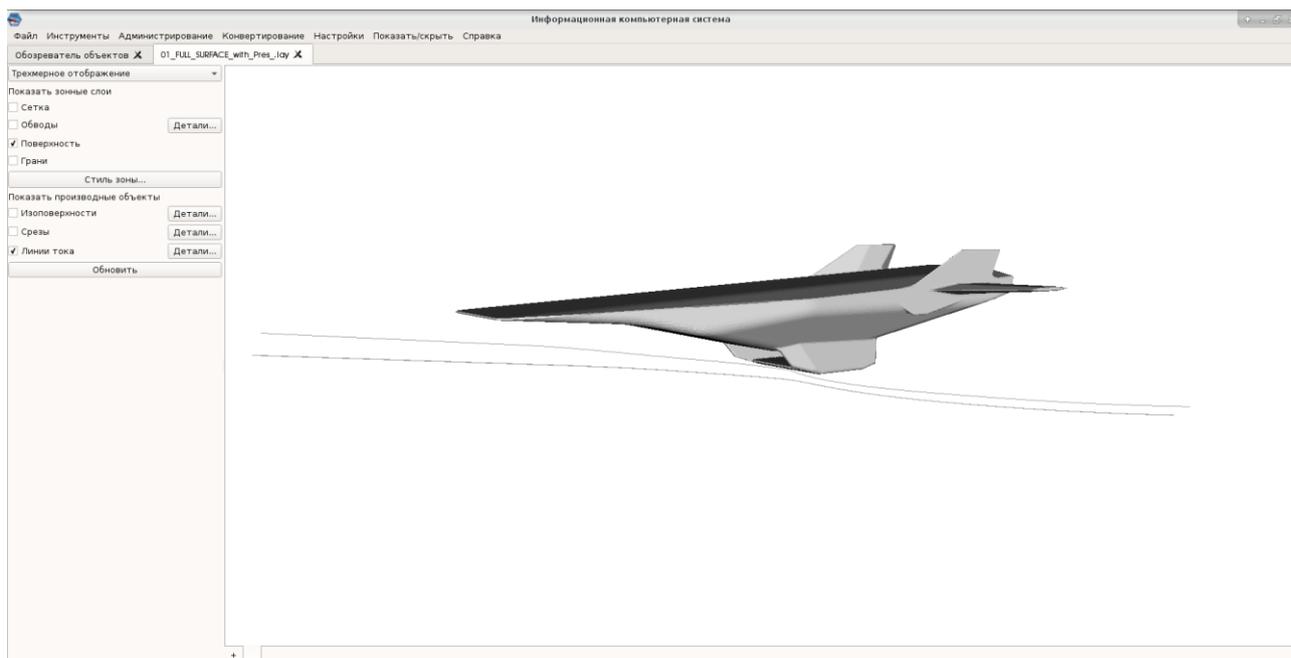


Рисунок 5.2.15. Визуализация линий тока по результатам расчетов 3D обтекания X-43 с использованием авторского компьютерного кода UST3D

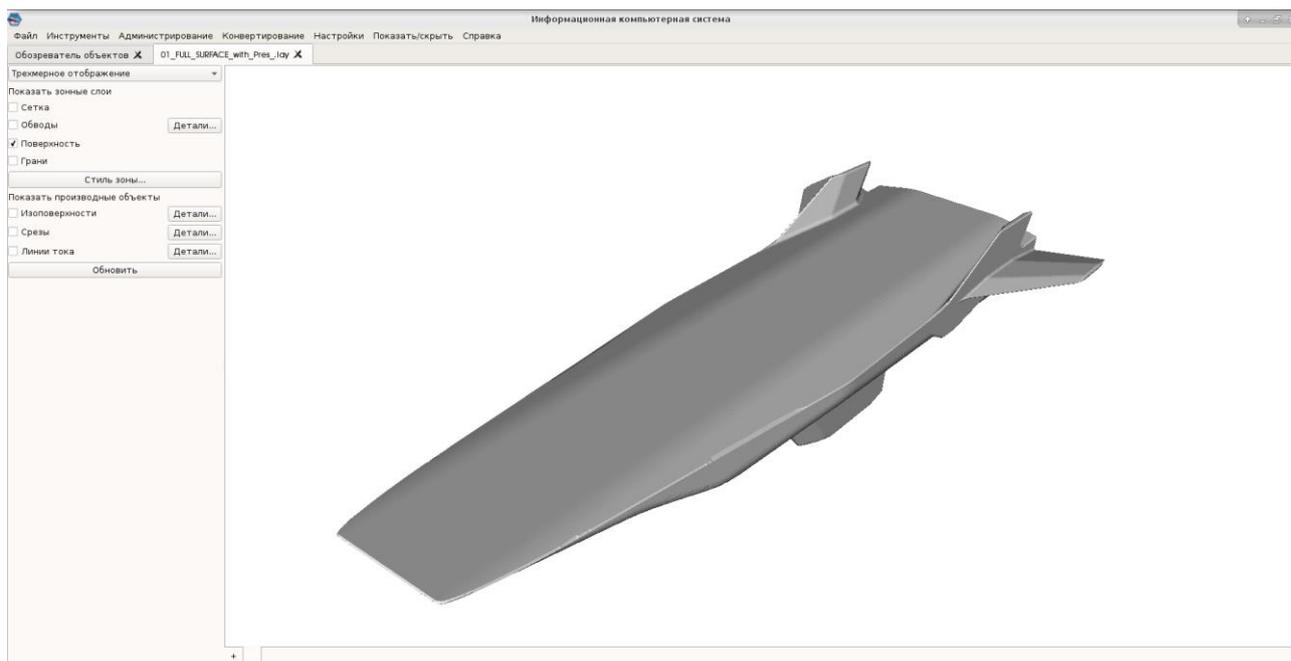


Рисунок 5.2.16. Визуализация геометрии X-43 с использованием симметричной зоны

Настройка изображаемых объектов производится с помощью диалоговых окон с элементами управления. Для указания параметров изображения и степени детализации используются диалоговые окна описания зон, срезов, контуров, изоповерхностей и линий тока.

Диалоговое окно описания зон предназначено для указания следующих параметров и характеристик рисунка с возможностью отдельных настроек в различных зонах (Рисунок 5.2.17):

- перечень зон, которые будут представлены на рисунке;
- указание, для каких зон будут изображены сетки, поверхности, контурные либо цветные распределения, сечения (срезы), изоповерхности и линии тока;
- вид и параметры представления распределения физических величин (контурные изолинии, цветная заливка);
- цвета сетки, поверхности и внешней линии контура для каждой зоны;
- характер симметрии зоны по отношению к выбранной плоскости.

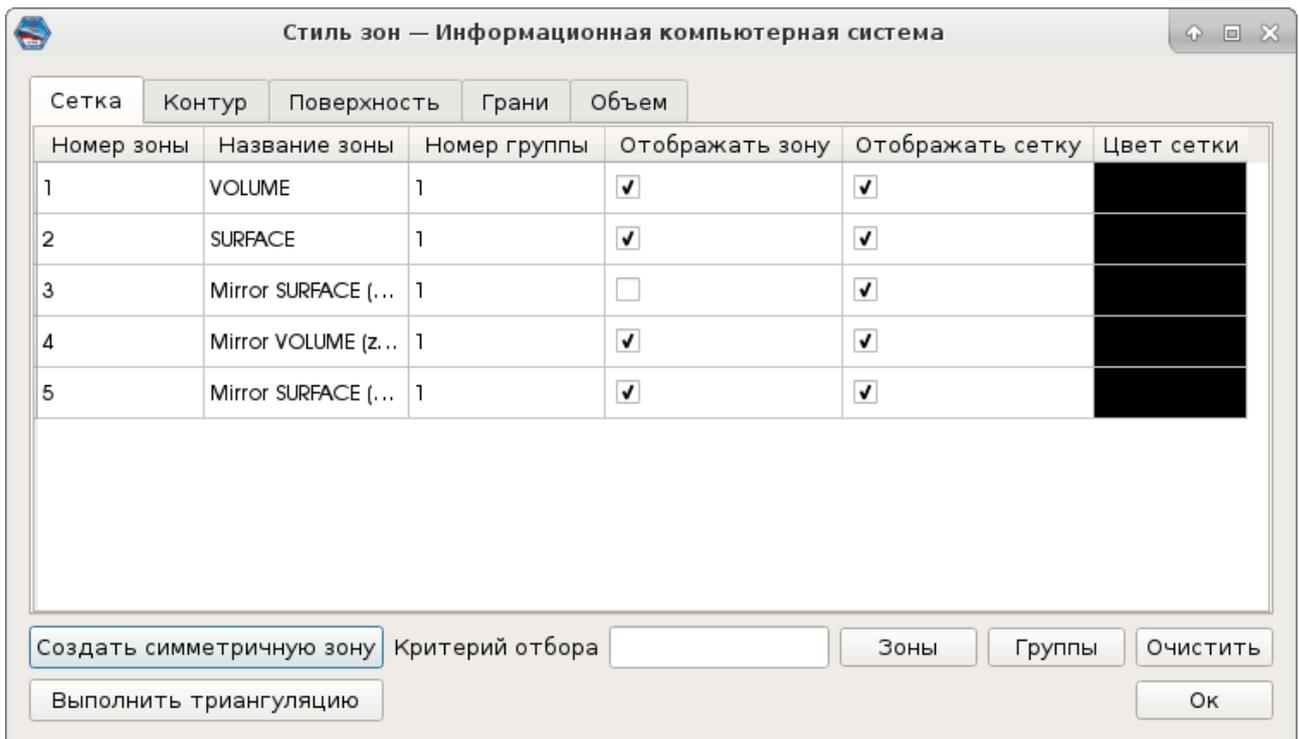


Рисунок 5.2.17. Пример диалогового окна описания зон

Диалоговое окно описания срезов (сечений расчетной области) предназначено для описания конфигурации и взаимного расположения нескольких срезов, параллельных друг другу (Рисунок 5.2.17), и определения

способа представления данных на этих срезах (Рисунок 5.2.18). В окне описания срезов пользователь может указать:

- плоскость, указывающую ориентацию срезов;
- точки на оси, перпендикулярной этой плоскости, через которые проходят срезы;
- необходимость изображения поверхности для каждого среза, цвет поверхности;
- необходимость изображения сетки для каждого среза, цвет сетки;
- характер представления распределений физических величин для каждого среза.

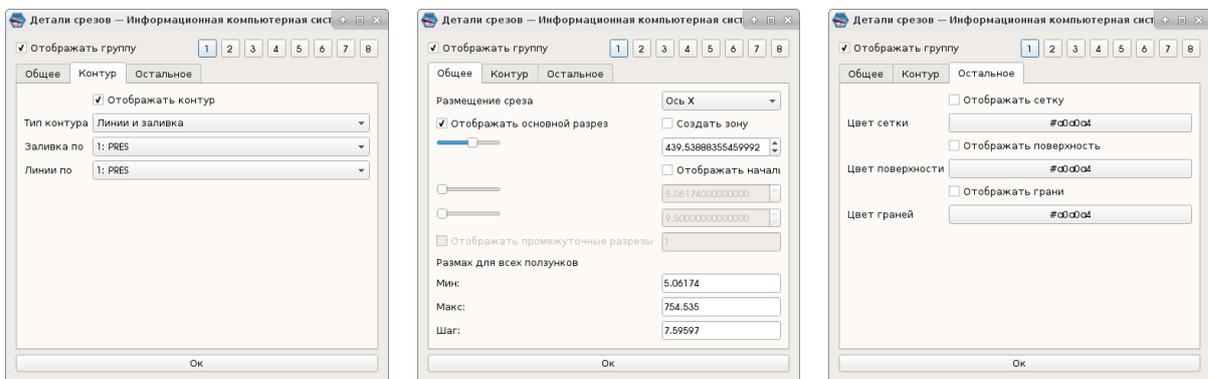


Рисунок 5.2.18. Пример диалоговых окон, описывающих группу из нескольких срезов

Диалоговое окно описания контуров предназначено для указания способа и параметров представления физических величин на плоскости в виде изолиний либо цветных распределений (Рисунок 5.2.19). В окне указывается два основных набора параметров:

- значения уровней цветового или контурного отображения распределения;
- подписи на цветовом или контурном отображении.

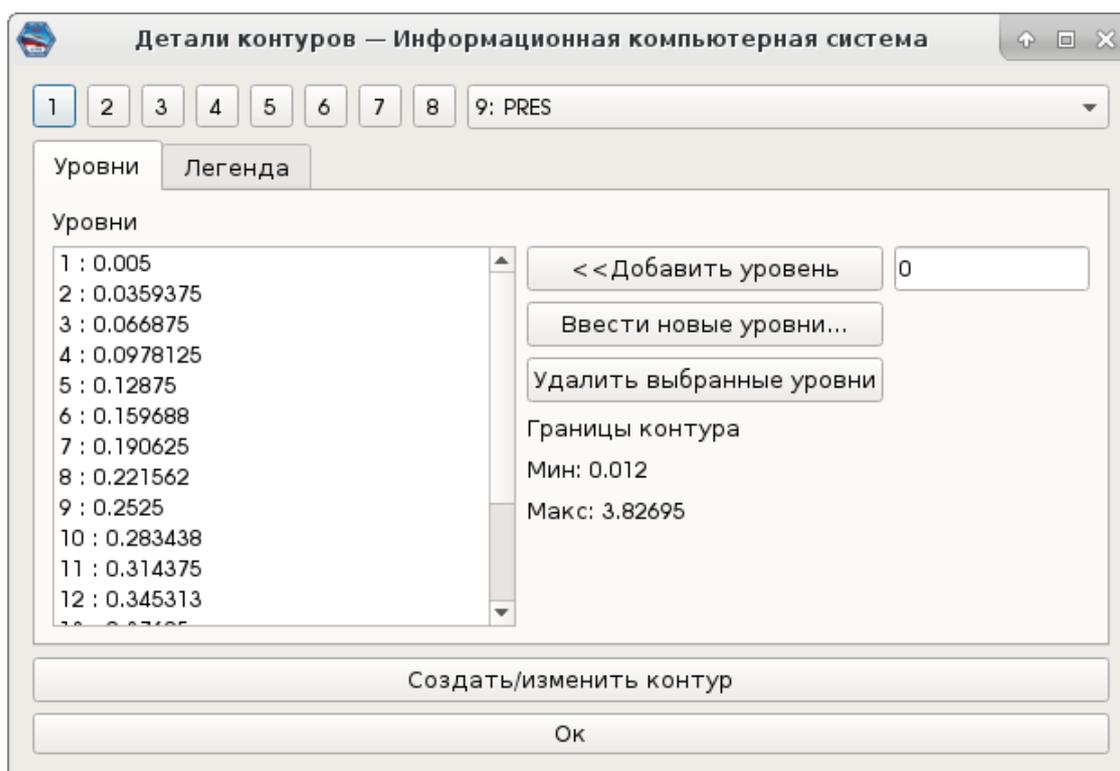


Рисунок 5.2.19. Пример диалогового окна описания контуров

В диалоговом окне описания изоповерхностей доступен выбор следующих параметров (Рисунок 5.2.20):

- физическая величина, представляемая в виде изоповерхностей;
- значения, для которых изображаются изоповерхности;
- необходимость отрисовки изоповерхностей, цвет изоповерхностей;
- необходимость отображения сетки на изоповерхностях, цвет сетки;
- детали распределения физической величины, выводимого на изоповерхностях.

Диалоговое окно описания линий тока позволяет указывать характеристики выводимых траекторий, а также производить манипуляции с ними (добавлять новые траектории с указанием начальной точки, либо удалять существующие траектории).

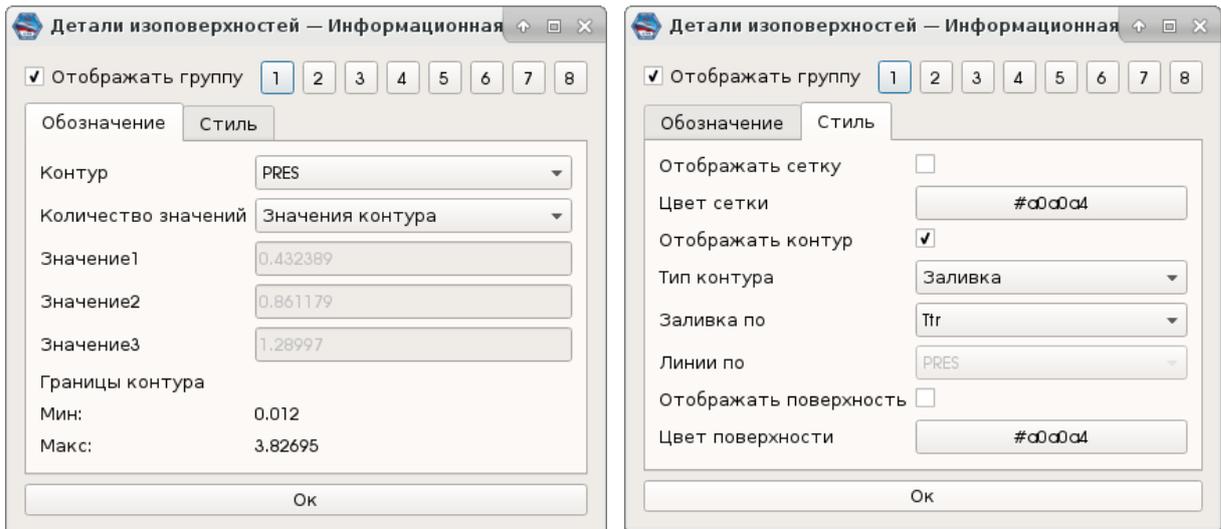


Рисунок 5.2.20. Пример диалоговых окон, описывающих изоповерхность и выводимое на ней цветное распределение физической величины

Двухмерный режим визуализации предназначен для построения распределения физических величин как функции одной переменной в виде графиков (Рисунок 5.2.21). При построении могут использоваться линии, точки и их сочетания.

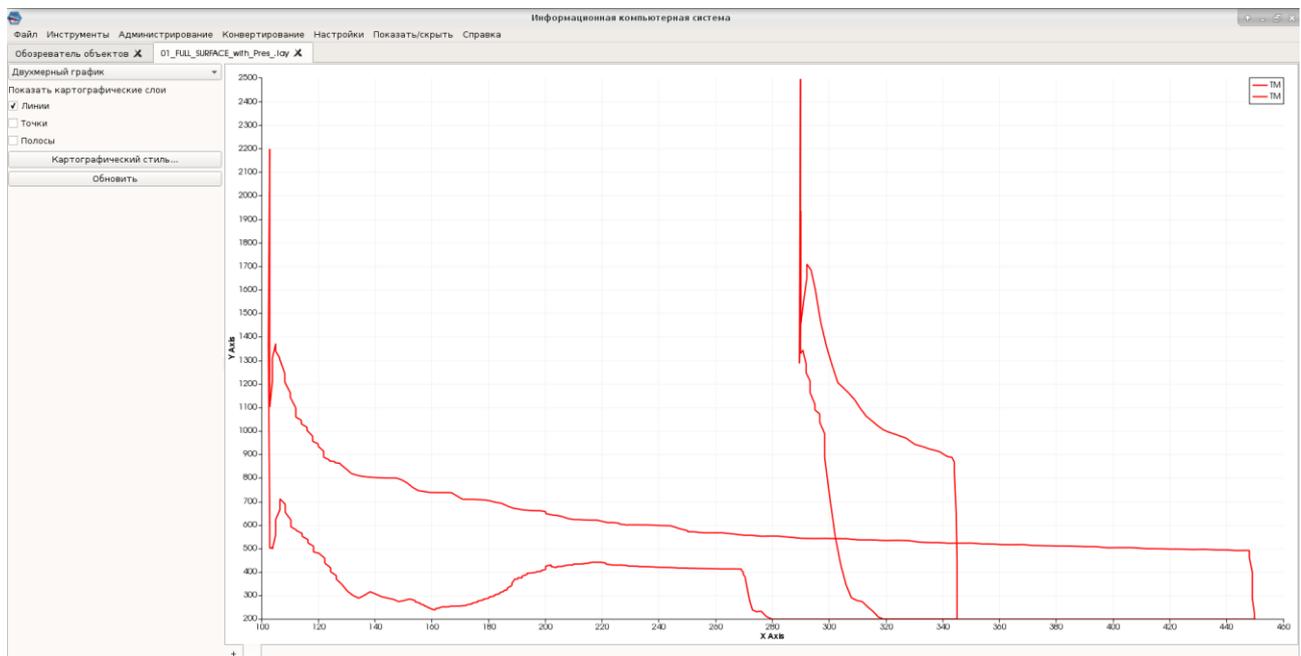


Рисунок 5.2.21. Визуализация графика зависимости температуры по оси X на поверхности X-43 по результатам расчетов 3D обтекания с использованием авторского компьютерного кода UST3D

В двумерном режиме управление также производится с помощью диалогового окна (Рисунок 5.2.22), в котором указываются параметры визуализации:

- зависимая и независимая переменные;
- зоны, из которых будут извлечены переменные;
- характер отображения (линии, точки), внешний вид и цвет линий и точек;
- характер вывода подписей (легенды).

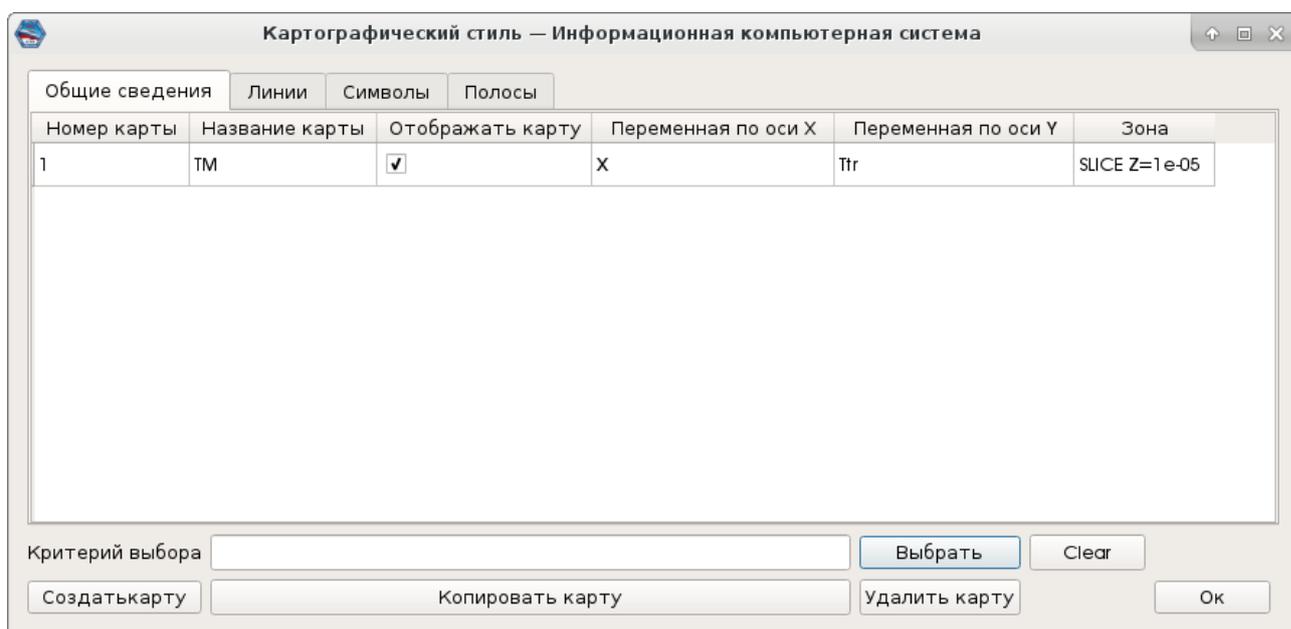


Рисунок 5.2.22. Пример диалогового окна настройки двумерной визуализации

Таким образом, разработанная система визуализации содержит все необходимые элементы и способы графического представления данных, а также инструменты для интерактивного управления процессом просмотра.

Предложенная архитектура ИИРС позволит обеспечить интеграцию комплекса авторских компьютерных кодов, средств работы с сетками, графических программ, информационных ресурсов и прочих модулей в единую диалоговую систему. Программная платформа, созданная в соответствии с изложенными требованиями, станет эффективным и

удобным инструментом для проведения расчетов прототипов ВЛА с последующим анализом и визуализацией результатов.

Подход с разделением программного кода графической оболочки и содержательного наполнения позволяет реализовать несколько вариантов ИИРС с различным предметным наполнением. Это позволит соответствующим образом сконфигурировать и настроить подсистемы конкретной ИИРС с учетом задач, на решение которых она будет ориентирована в процессе эксплуатации у конкретного специалиста или в организации – пользователе ИИРС (информационно-справочное обеспечение, инженерный расчет, суперкомпьютерный расчет, численное моделирование и т.д.).

ИИРС реализует следующие основные этапы аэротермодинамического моделирования ВЛА. Предметно-ориентированный сценарий работы ИИРС был разработан академиком РАН, д.ф.-м.н., профессором С.Т. Суржиковым.

Этап 1. Построение геометрической модели ВЛА.

Одним из основных элементов исходных данных, необходимых для выполнения работ по аэротермодинамическому моделированию ВЛА, является геометрия аппарата (3D модель). В настоящее время для создания 3D моделей как в нашей стране, так и за рубежом используется специальное программное обеспечение (CAD системы – системы компьютерного автоматизированного проектирования). Создание CAD систем является весьма сложной самостоятельной задачей, решение которой в рамках настоящего проекта не предусмотрено.

На практике для построения геометрической модели ВЛА используются существующие CAD системы, такие как российские коммерческие программы T-Flex CAD, Компас 3D или варианты свободного программного продукта, например FreeCAD.

В ИИРС в качестве исходных данных используются трехмерные полигональные геометрические модели ВЛА. Для определения пригодности построенной геометрических моделей ВЛА для выполнения дальнейших работ по построению соответствующих расчетных сеток рекомендуется предварительно проверить прочитав и визуализировав ее специально разработанными для этого средствами ИИРС.

Этап 2. Построение расчетной области вокруг модели ВЛА.

Под расчетной областью понимается пространственная область вблизи ВЛА, на которую летящий аппарат оказывает существенное влияние, определяющее его аэротермодинамические характеристики. Расчетная область должна включать в себя всю пространственную ударно-волновую структуру, образующуюся вблизи ВЛА, которая зависит от его геометрии и параметров полета.

Ориентировочно размеры расчетной области можно оценить по включенным в ИИРС результатам моделирования типовых ВЛА. Расчетную область можно построить в соответствующих САД системах, некоторых сеточных генераторах (Gambit, Pointwise и других) или с помощью разработанного Железняковой А.Л. кода построения расчетных сеток «MOLDYN».

Этап 3. Построение поверхностных расчетных сеток на границах расчетной области.

Поверхностные сетки необходимы для проведения инженерных расчетов аэротермодинамики ВЛА, а также для построения объемных сеток.

Для построения поверхностных сеток можно использовать существующие сеточные генераторы, в том числе код построения расчетных сеток «MOLDYN» ИИРС.

Этап 4. Построение пространственной сетки.

Расчетные сетки, используемые авторскими компьютерными кодами ИИРС, могут быть двух типов: неструктурированные, состоящие из ячеек разного вида (тетраэдров, пирамид, шестигранников), или структурированные многоблочные. Построенная расчетная сетка сохраняется в стандартных сеточных форматах ИИРС: неструктурированные сетки в формате «.neu»; структурированные сетки в формате «.dat».

Этап 5. Подготовка исходных данных для численного моделирования.

В состав исходных данных для численного моделирования в рамках ИИРС входят параметры набегающего потока, параметры физико-математической модели аэротермодинамики ВЛА и служебные параметры (в первую очередь – параметры численного метода, реализованного в авторском компьютерном коде).

Для задания исходных данных в ИИРС реализована процедура создания «проекта» – ввод пользователем исходных данных и сохранение «проекта» в отдельной директории ИИРС. В «проекте» указывается имя файла, содержащего расчетную сетку, построенную на предыдущем этапе.

Этап 6. Запуск авторского компьютерного кода.

В зависимости от решаемой задачи в ходе разработки ВЛА и необходимой точности искомых значений параметров ИИРС обеспечивает возможность запуска пользователем соответствующих авторских компьютерных кодов:

– инженерных кодов для быстрой предварительной оценки базовых параметров течения вблизи ВЛА;

– кодов для проведения расчетов с использованием расчетных сеток малой и средней размерности на персональных рабочих станциях;

– кодов для проведения расчетов на отечественных суперкомпьютерах.

Этап 7. Визуализация результатов моделирования.

Для визуализации результатов моделирования могут быть использованы возможности самой ИИРС, реализованные в ее графической оболочке, или специализированных систем научной графики (Tecplot и т.п.).

5.3. Выводы

1. Разработан Комплекс авторских компьютерных кодов (ИИРС). ИИРС представляет собой интегрированную диалоговую систему, развернутую на высокопроизводительном компьютере и содержащую набор прикладных расчетных программ и средств взаимодействия между ними, объединенных единой графической оболочкой.

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

3. В ИИРС были включены более 50-ти компьютерных кодов различной размерности для моделирования внешней аэротермодинамики компоновки ВЛА и их силовых установок на жидком топливе, которые реализуют:

а) модели физической и химической кинетики высокотемпературного воздуха, учитывающие взаимодействие поверхности ВЛА с газовым потоком;

б) усредненные по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса с различными моделями турбулентного смешения;

в) модели неравновесной физико-химической механики и аэротермодинамики;

г) модели термогазодинамики процессов горения;

д) модели сигнатур струй продуктов сгорания.

4. ИИРС включает в себя:

а) средства выбора прототипов ВЛА из банка данных;

б) банк расчетных данных;

в) средства для ввода и подготовки параметров расчета;

г) средства для подготовки, выбора и визуализации поверхностных и пространственных сеток;

д) созданные авторские программы (солверы) для расчета аэродинамики (аэротермодинамики) прототипов и элементов конструкции, а также для проведения тестовых расчетов;

е) банк данных характеристик веществ с возможностью выборки и подготовки информации, необходимой для проведения расчетов с использованием виртуальных моделей ВЛА;

ж) средства для графического и числового представления результатов расчетов;

з) средства для вывода текстовой и презентационной информации, организованной в виде гипертекстовых структур;

и) базу данных расчетных и экспериментальных результатов для взаимного тестирования компьютерных кодов (с возможностью добавления в нее новых результатов расчетов);

к) информационный банк, содержащий статьи, отчеты, подборки, графики, видеофрагменты и прочие информационные материалы по тематике ВЛА, необходимые для сопровождения проводимых расчетов и для анализа получаемых результатов.

5. ИИРС реализует следующие основные этапы аэротермодинамического моделирования ВЛА:

а) построение геометрической модели ВЛА.

б) построение расчетной области вокруг модели ВЛА.

в) построение поверхностных расчетных сеток на границах расчетной области.

г) построение пространственной сетки.

д) подготовка исходных данных для численного моделирования.

е) запуск авторского компьютерного кода.

ж) визуализация результатов моделирования.

6. ИИРС позволяет реализовать весь комплекс мероприятий по численному моделированию высокоскоростных летательных аппаратов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. 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 HIFiRE-1 с результатами, полученными с использованием компьютерного кода UST3D. Поведение полученного в результате компьютерного моделирования распределения давления вдоль поверхности аппарата в целом соответствует экспериментальным данным. 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 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. Автором разработан Комплекс авторских компьютерных кодов (ИИРС – Интерактивная информационно-расчетная система). ИИРС представляет собой интегрированную диалоговую систему, развернутую на высокопроизводительном компьютере и содержащую набор прикладных расчетных программ и средств взаимодействия между ними, объединенных единой графической оболочкой.

6. В ИИРС были включены более 50-ти компьютерных кодов разной степени сложности, которые реализуют:

а) модели физической и химической кинетики высокотемпературного воздуха, учитывающие взаимодействие поверхности ВЛА с газовым потоком;

б) усредненные по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса с различными моделями турбулентного смешения;

в) модели неравновесной физико-химической механики и аэротермодинамики;

г) модели термогазодинамики процессов горения;

д) модели сигнатур струй продуктов сгорания.

7. ИИРС реализует следующие основные этапы аэротермодинамического моделирования ВЛА:

а) построение геометрической модели ВЛА.

б) построение расчетной области вокруг модели ВЛА.

в) построение поверхностных расчетных сеток на границах расчетной области.

г) построение пространственной сетки.

д) подготовка исходных данных для численного моделирования.

е) запуск расчетного кода.

ж) визуализация результатов моделирования.

8. ИИРС позволяет реализовать весь комплекс мероприятий по численному моделированию высокоскоростных летательных аппаратов.

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.

ЛИТЕРАТУРА

1. Черный Г.Г. Газовая динамика. – М.: Наука, 1988. – 420 с.
2. Черный Г.Г. Избранные труды. – М.: Наука, 2009. – 759 с. – ISBN 978-5-02-036636-7.
3. Крайко А.Н. Теоретическая газовая динамика. Классика и современность. – М.: Торус Пресс, 2010. – 440 с. – ISBN 978-5-94588-076-4.
4. Седов Л.И. Механика сплошной среды. – 6-е изд. Т. 1. – СПб.: Лань, 2004. – 528 с. – ISBN 5-8114-0541-3.
5. Седов Л.И. Механика сплошной среды. – 6-е изд. Т. 2. – СПб.: Лань, 2004. – 560 с. – ISBN 5-8114-0542-1.
6. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – 7-е изд. – М.: Дрофа, 2003. – 840 с. – ISBN 5-7107-6327-6.
7. Валландер С.В. Лекции по гидродинамике. – 2-е изд. – Издательство СПбГУ, 2005. – 304 с. – ISBN 5-288-03755-8.
8. Зельдович Я.Б., Райзер Ю.П. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. – М.: Физматлит, 2008. – 686 с.
9. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Данилов А.Н. и др. Прикладная аэродинамика. / под ред. Краснова Н.Ф. – М.: Высшая школа, 1974. – 732 с.
10. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Данилов А.Н. и др. Аэродинамика ракет. / под ред. Краснова Н.Ф. – М.: Высшая школа, 1968. – 772 с.
11. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. – 2-е изд. Т. 1. – М.: Высшая школа, 1976. – 384 с.
12. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. – 2-е изд. Т. 2. – М.: Высшая школа, 1976. – 368 с.

13. Калугин В.Т. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. – 688 с. – ISBN 5-7038-1968-7.
14. Калугин В.Т. Аэродинамика. – 2-е изд. / под ред. Калугина В.Т. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. – 607 с.
15. Гинзбург И.П. Теория сопротивления и теплопередачи. – Ленинград: Издательство ЛГУ, 1970. – 375 с.
16. Гинзбург И.П. Трение и теплопередача при движении смеси газов. – Ленинград.: Изд-во ЛГУ, 1975. – 278 с.
17. Землянский Б.А., Лунев В.В., Власов В.И. и др. Конвективный теплообмен летательных аппаратов. / под ред. Землянского Б.А. – М.: Физматлит, 2014. – 380 с. – ISBN 978-5-9221-1523-0.
18. Лунев В.В. Гиперзвуковая аэродинамика. – М.: Машиностроение, 1975. – 328 с.
19. Лунев В.В. Течение реальных газов с большими скоростями. – М.: Физматлит, 2007. – 760 с. – ISBN 978-5-9221-0773-0.
20. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. – М.: Наука, 1982. – 391 с.
21. Белоцерковский О.М., Андрущенко В.А., Шевелев Ю.Д. Динамика пространственных вихревых течений в неоднородной атмосфере. Вычислительный эксперимент. – М.: Янус-К, 2000. – 455 с. – ISBN 5-8037-0043-6.
22. Боровой В.Я., Егоров И.В., Мошаров В.Е. и др. Экстремальный нагрев тел в гиперзвуковом потоке. / под ред. Борового В.Я. – М.: Наука, 2018. – 390 с. – ISBN 978-5-02-040074-0.

23. Агафонов В.П., Вертушкин В.К., Гладков А.А. и др. Неравновесные физико-химические процессы в аэродинамике. / под ред. Майкапара Г.И. – М.: Машиностроение, 1972. – 344 с.
24. Нейланд В.Я., В.В. Б., Дудин Г.Н. и др. Асимптотическая теория сверхзвуковых течений вязкого газа. – М.: Физматлит, 2004. – 453 с. – ISBN 5-9221-0469-1.
25. Тирский Г.А., Сахаров В.И., Ковалев В.Л. и др. Гиперзвуковая аэродинамика и тепломассообмен спускаемых космических аппаратов и планетных зондов. / под ред. Тирского Г.А. – М.: Физматлит, 2011. – 548 с. – ISBN 978-5-9221-1322-9.
26. Стулов В.П. Лекции по газовой динамике. – М.: Физматлит, 2004. – 192 с.
27. Авдудевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. / под ред. Кошкина В.К. – М.: Машиностроение, 1975. – 624 с.
28. Исаев С.И., Кожин И.А., Кофанов В.И. и др. Теория тепломассообмена. / под ред. Леонтьева А.И. – М.: Высшая школа, 1979. – 495 с.
29. Шевелев Ю.Д. Трехмерные задачи теории ламинарного пограничного слоя. – М.: Наука, 1977. – 224 с.
30. Алексин В.А., Шевелев Ю.Д. Пространственный турбулентный пограничный слой на теле сложной формы. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1986. – Вып. 5. – С. 25-35.
31. Кестенбойм Х.С., Росляков Г.С., Чудов Л.А. Точечный взрыв: Методы расчета: Таблицы. / под ред. Кестенбойма Х.С. – М.: Наука, 1974. – 255 с.
32. Суржиков С.Т. Компьютерная аэрофизика спускаемых космических аппаратов. Двухмерные модели. – М.: Физматлит, 2018. – 544 с. – ISBN 978-5-9221-1773-9.

33. Суржиков С.Т. Радиационная газовая динамика спускаемых космических аппаратов. Многотемпературные модели. – М.: ИПМех РАН, 2013. – 706 с. – ISBN 978-5-91741-088-3.
34. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика. Гидродинамика. Том VI. – 5-е изд. – М.: Физматлит, 2015. – 736 с.
35. Алферов В.И., Дмитриев Л.М., Егоров Б.В. и др. К возможности воспроизведения в аэродинамических трубах параметров гиперскоростного потока и условий в камере сгорания ГПВРД. // ТВТ. 2001. – Т. 39, Вып. 5. – С. 743-747.
36. Бедарев И.А., Маслов А.А., Сидоренко А.А. и др. Экспериментальное и численное исследование гиперзвукового отрывного течения в окрестности конуса с «юбкой». // ПМТФ. 2002. – Вып. 6. – С. 100-112.
37. Благовещенский Н.А., Гусев В.Н., Задонский С.М. Особенности обтекания высокоскоростных летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями в диапазонах до-, транс- и малых сверхзвуковых скоростей. // Изв. АН СССР. МЖГ. 2007. – Вып. 2. – С. 162-170.
38. Благовещенский Н.А., Гусев В.Н., Задонский С.М. Особенности обтекания летательного аппарата, интегрированного с воздушно-реактивным двигателем, при больших сверхзвуковых скоростях. // Изв. АН СССР. МЖГ. 2004. – Вып. 4. – С. 160-168.
39. Боровой В.Я., Кубышина Т.В. Теплообмен на концевых киях в гиперзвуковом потоке. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1993. – Вып. 2. – С. 18-25.
40. Бражко В.Н., Ковалева Н.А., Крылова Л.А. и др. О нагревании подветренной стороны треугольного крыла при сверхзвуковом обтекании. // ПМТФ. 1989. – Вып. 4. – С. 106-112.

41. Бродецкий М.Д., Краузе Э., Никифоров С.Б. и др. Развитие вихревых структур на подветренной стороне треугольного крыла. // ПМТФ. 2001. – Вып. 2. – С. 68-80.
42. Голубкин В.Н., Михайлов В.И. Интерференция скачков уплотнения на крыле с перегородкой при гиперзвуковых скоростях. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1992. – Вып. 3. – С. 135-140.
43. Гунько Ю.П., Кудрявцев А.Н., Мажуль И.И. и др. О газодинамике конвергентного воздухозаборника, интегрированного с носовой поверхностью сжатия. // Изв. АН СССР. МЖГ. 2001. – Вып. 2. – С. 157-169.
44. Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Рахимов Р.Д. и др. Особенности бокового растекания для конвергентного воздухозаборника, интегрированного с носовой конвергентной поверхностью сжатия. // Изв. АН СССР. МЖГ. 2002. – Вып. 5. – С. 144-155.
45. Запрягаев В.И., Киселев Н.П., Павлов А.А. Влияние кривизны линий тока на интенсивность продольных вихрей в слое смешения сверхзвуковых струй. // ПМТФ. 2004. – Вып. 3. – С. 32-43.
46. Зауличный Е.Г., Трофимов В.М. Продольные вихревые структуры и теплообмен в области присоединения сверхзвукового турбулентного пограничного слоя. // ПМТФ. 1991. – Вып. 2. – С. 66-72.
47. Зубин М.А., Остапенко Н.А., Чулков А.А. Аэродинамическое качество треугольного в плане волнолета при гиперзвуковых скоростях. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1997. – Вып. 6. – С. 74-87.
48. Иванов О.Н., Швец А.И. Обтекание Λ -крыльев с закрылками. // ПМТФ. 1985. – Вып. 5. – С. 41.
49. Иванов О.Н., Швец А.И. Сверхзвуковое обтекание Λ -крыльев и элементов звездообразных тел при углах атаки и крена. // ПМТФ. 1989. – Вып. 1. – С. 81-87.

50. Киселев В.Я., Маслов А.А., Шиплюк А.Н. Аэродинамические характеристики дельта-крыла в гиперзвуковом потоке. // ПМТФ. 1994. – Вып. 2. – С. 66-69.
51. Ковалева Н.А., Колина Н.П., Косых А.П. и др. Результаты экспериментального и численного исследований аэродинамического нагрева нижней поверхности треугольных крыльев с острыми передними кромками при числах $M=6.1$ и $M=8$. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1991. – Вып. 4. – С. 183-188.
52. Маслов А.А., Миронов С.Г., Поплавская Т.В. и др. О влиянии угла атаки на гиперзвуковое обтекание пластины. // ТВТ. 1998. – Т. 36, Вып. 5. – С. 754-760.
53. Смыгина Г.В., Юшин А.Я. О влиянии формы затупления передних кромок треугольного крыла на распределение коэффициента теплоотдачи по его поверхности. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1990. – Вып. 5. – С. 180-183.
54. Аукин М.К., Тагиров Р.К. Определение оптимальных контуров выходного устройства плоского гиперзвукового прямого воздушного реактивного двигателя с учетом влияния пограничных слоев. // Изв. АН СССР. МЖГ. 2000. – Вып. 4. – С. 174-184.
55. Башкин В.А., Егоров И.В., Иванов Д.В. Влияние перепада температуры между изотермическими стенками канала на структуру сверхзвукового потока и аэродинамические характеристики. // ТВТ. 2001. – Т. 39, Вып. 4. – С. 581-588.
56. Башкин В.А., Егоров И.В., Иванов Д.В. Расчет сверхзвукового течения совершенного газа в гиперзвуковом воздухозаборнике. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1996. – Вып. 5. – С. 191-200.

57. Башкин В.А., Егоров И.В., Иванов Д.В. Эволюция поля течения около кругового цилиндра и сферы при мгновенном старте со сверхзвуковой скоростью. // ПМТФ. 2004. – Вып. 3. – С. 44-49.
58. Бедарев И.А., Борисов А.В., Федорова Н.Н. Моделирование сверхзвуковых турбулентных течений в окрестности осесимметричных конфигураций. // ПМТФ. 2002. – Вып. 6. – С. 93-99.
59. Бедарев И.А., Федорова Н.Н. Расчет газодинамических параметров и теплообмена в сверхзвуковых турбулентных отрывных течениях в окрестности уступов. // ПМТФ. 2001. – Вып. 1. – С. 56-63.
60. Бедарев И.А., Федорова Н.Н. Структура сверхзвуковых турбулентных течений в окрестности наклонных уступов. // ПМТФ. 2006. – Вып. 6. – С. 48-59.
61. Битюрин В.А., Ватажин А.Б., Гуськов О.В. и др. Обтекание головной сферической части тела гиперзвуковым потоком при наличии магнитного поля. // Изв. АН СССР. МЖГ. 2004. – Вып. 4. – С. 169-179.
62. Борисов А.В., Федорова Н.Н. Численное моделирование сверхзвуковых отрывных турбулентных течений. // ПМТФ. 1996. – Вып. 4. – С. 89-97.
63. Бородин А.И., Пейгин С.В. Численное исследование сверхзвукового обтекания затупленных тел сложной формы под углами атаки и скольжения. // ТВТ. 2000. – Т. 38, Вып. 3. – С. 468-476.
64. Бородин А.И. Вход в атмосферу земли тел с аэродинамическим качеством. // ПМТФ. 2001. – Вып. 4. – С. 3-10.
65. Бородин А.И. Вход в атмосферу земли тела с аэродинамическим качеством и теплопроводной поверхностью. // ПМТФ. 2001. – Вып. 5. – С. 16-26.

66. Ботин А.В., Гусев В.Н., Провоторов В.П. Гиперзвуковое обтекание затупленных кромок при малых числах Рейнольдса. // ПМТФ. 1989. – Вып. 4. – С. 161-168.
67. Брыкина И.Г., Русаков В.В., Щербак В.Г. Аналитическое и численное исследование пространственного вязкого ударного слоя на затупленных телах. // ПМТФ. 1991. – Вып. 4. – С. 81-88.
68. Ватажин А.Б., Данилов М.К., Гуськов О.В. и др. Магнитогазодинамическое управление сверхзвуковым обтеканием тел: возможности и нежелательные эффекты. // Изв. АН СССР. МЖГ. 2006. – Вып. 2. – С. 138-148.
69. Ветлущий В.Н., Поплавская Т.В. Численный расчет трехмерного ламинарного сжимаемого пограничного слоя на профилированных треугольных крыльях со сверхзвуковыми передними кромками. // ПМТФ. 1993. – Вып. 5. – С. 88-94.
70. Ветлущий В.Н., Хоутман Е.М. Исследование турбулентного пограничного слоя на модели гиперзвукового летательного аппарата. // ПМТФ. 1999. – Вып. 1. – С. 115-125.
71. Волков В.Ф., Мажуль И.И. Расчетные исследования сверхзвукового обтекания гиперэллиптических конусов. // Изв. АН СССР. 2001. – Вып. 5. – С. 150-158.
72. Горохов С.А., Еремин В.В., Поляков А.М. Гиперзвуковое обтекание треугольных крыльев с затупленными кромками. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1990. – Вып. 5. – С. 175-179.
73. Горохов С.А., Еремин В.В., Поляков А.М. Энтропийные эффекты гиперзвукового обтекания затупленных треугольных крыльев. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1991. – Вып. 2. – С. 178-181.

74. Дудин Г.Н. Влияние сильного охлаждения поверхности на характер обтекания треугольного крыла гиперзвуковым потоком вязкого газа. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1998. – Вып. 4. – С. 57-74.
75. Дудин Г.Н. О закритических режимах гиперзвукового обтекания плоского треугольного крыла при наличии угла скольжения. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1995. – Вып. 4. – С. 151-158.
76. Дудин Г.Н. Трехмерный пограничный слой на плоском треугольном крыле на режиме умеренного взаимодействия с гиперзвуковым потоком. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1991. – Вып. 3. – С. 110-116.
77. Егорушкин С.А., Слободкина Ф.А. Нестационарные газодинамические процессы в прямоточных воздушно-реактивных двигателях. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1993. – Вып. 4. – С. 140-144.
78. Ерофеев А.И., Провоторов В.П. Особенности гиперзвуковых отрывных течений при умеренных числах Рейнольдса. // Изв. АН СССР. МЖГ. 2000. – Вып. 1. – С. 134-144.
79. Журавлева Г.С., Пилюгин Н.Н. Влияние вдува газа с поверхности сферы на трение и теплообмен при неравномерном турбулентном гиперзвуковом обтекании. // ТВТ. – 1999. – Т. 37, вып. 3. – С. 427-433.
80. Исаев С.А., Леонтьев А.И., Кудрявцев Н.А. и др. Численное моделирование нестационарного теплообмена при ламинарном поперечном обтекании кругового цилиндра. // ТВТ. 2005. – Т. 43, Вып. 5. – С. 745-758.
81. Казаков В.Ю., Пейгин С.В. Численное моделирование двумерных неравновесных сверхзвуковых течений в рамках модели вязкого ударного слоя. // ТВТ. 1998. – Т. 36, Вып. 5. – С. 776-784.

82. Леонтьев А.И., Луцник В.Г., Якубенко А.Е. Коэффициент восстановления в сверхзвуковом потоке газа с малым числом Прандтля. // ТВТ. 2006. – Т. 44, Вып. 2. – С. 238-245.
83. Паламарчук И.И., Тирский Г.А., Утюжников С.В. и др. Исследование турбулентного гиперзвукового обтекания длинных затупленных конусов. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1993. – Вып. 6. – С. 123-128.
84. Поплавская Т.В., Миронов С.Г. Численное моделирование гиперзвукового обтекания острого конуса. // ПМТФ. 2001. – Вып. 3. – С. 43-50.
85. Бородин А.И., Пейгин С.В. Теплообмен в пространственном параболизированном вязком ударном слое около затупленных тел, обтекаемых под углами атаки и скольжения. // ТВТ. 1999. – Т. 37, Вып. 5. – С. 765-771.
86. Брыкина И.Г. О теплообмене на стреловидных крыльях с затупленной передней кромкой, обтекаемых гиперзвуковым потоком под углом атаки. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1994. – Вып. 4. – С. 170-179.
87. Ветлущий В.Н., Поплавская Т.В. Расчетное исследование пространственного сжимаемого турбулентного пограничного слоя на наветренной стороне треугольных крыльев при сверхзвуковом обтекании. // ПМТФ. 1994. – Вып. 1. – С. 68-74.
88. Воеводенко Н.В., Пантелеев И.М. Численное моделирование сверхзвуковых течений около крыльев разных удлинений в широком диапазоне углов атаки в рамках закона плоских сечений. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1992. – Вып. 2. – С. 113-120.
89. Воробьев Н.Ф. Об одном точном решении задачи о концевом эффекте крыла конечного размаха в сверхзвуковом потоке. // ПМТФ. 1992. – Вып. 1. – С. 65-70.

90. Георгиевский П.Ю., Левин В.А. Управление обтеканием различных тел с помощью локализованного подвода энергии в сверхзвуковой набегающий поток. // Изв. АН СССР. МЖГ. 2003. – Вып. 5. – С. 154-167.
91. Голубкин В.Н., Дудин Г.Н., Тугазаков Р.Я. Обтекание и аэродинамические характеристики треугольного крыла с изломом поверхности в сверхзвуковом потоке газа. // Изв. АН СССР. МЖГ. 2002. – Вып. 2. – С. 164-175.
92. Голубкин В.Н., Негода В.В. Нестационарное обтекание треугольных крыльев потоком за ударными волнами. // ПМТФ. 1988. – Вып. 5. – С. 40-47.
93. Голубкин В.Н., Негода В.В. Оптимальные формы крыльев в гиперзвуковом неравновесном потоке. // ПМТФ. 1993. – Вып. 2. – С. 66-72.
94. Голубкин В.Н., Постнов Д.С. Оптимизация формы крыла в гиперзвуковом потоке газа с учетом неравновесности. // Изв. АН СССР. МЖГ. 2000. – Вып. 2. – С. 160-170.
95. Голубкин В.Н. Гиперзвуковое обтекание крыла при больших углах атаки. // ПМТФ. 1984. – Вып. 4. – С. 65-70.
96. Голубкин В.Н. Несущие крылья оптимальной формы в вязком гиперзвуковом потоке. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1995. – Вып. 6. – С. 154-164.
97. Голубкин В.Н. Пространственное обтекание крыльев гиперзвуковым потоком газа. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1992. – Вып. 5. – С. 148-161.
98. Дудин Г.Н., Липатов И.И. О закритическом режиме гиперзвукового обтекания треугольного крыла. // ПМТФ. 1985. – Вып. 3. – С. 100-107.
99. Кталхерман М.Г., Мальков В.М., Рубан Н.А. Торможение сверхзвукового потока в прямоугольном канале постоянного сечения. // ПМТФ. 1984. – Вып. 6. – С. 48-57.

100. Мирабо Л., Райзер Ю.П., Шнейдер М.Н. и др. Уменьшение сопротивления и энергетических затрат при выделении энергии перед тупым телом в гиперзвуковом полете. // ТВТ. 2004. – Т. 42, Вып. 6. – С. 890-499.
101. Миско Г.Ю. Построение оптимального сопла гиперзвукового летательного аппарата при заданных габаритах и моменте. // Изв. АН СССР. МЖГ. 1999. – Вып. 1. – С. 118-124.
102. Остапенко Н.А., Симоненко А.М. V-образное крыло в сверхзвуковом потоке под углами атаки и скольжения. // Изв. АН СССР. МЖГ. 2004. – Вып. 1. – С. 97-109.
103. Поплавская Т.В. Вязкий ударный слой на конусе в гиперзвуковом потоке. // ТВТ. – 2002. – Т. 40, вып. 2. – С. 256-261.
104. Гарнавский Г.А. Ударно-волновые режимы течения на входе в диффузор гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя: влияние высоты и скорости полета. // ТВТ. 2005. – Т. 43, Вып. 1. – С. 57-70.
105. Watts J.D. Flight Experience with Shock Impingement and Interference Heating on the X-15-2 Research Airplane. – NASA TM-X-1669, 1968.
106. Boyce R., Gerard S., and Paull A. The HyShot Scramjet Flight Experiment – Flight Data and CFD Calculations Compared. // 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2003-7029. – Norfolk, VA. - 2003.
107. Walker S., Rodgers F., and Esposito A. Hypersonic Collaborative Australia/United States Experiment (HyCAUSE). // 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2005-3254. – Capua, Italy. - 2005.

108. Lyke J. Space-Plug-and-Play Avionics (SPA): A Three-Year Progress Report. // AIAA Infotech Aerospace Conference, AIAA 2007-2928. – Rohnert Park, CA. - 2007.
109. Dougherty N., Fisher D. Boundary Layer Transition on a 10-Degree Cone: Wind-Tunnel/Flight Data Correlation. // 12th AIAA 18th Aerospace Sciences Meeting, AIAA 80-0154. - 1980.
110. Wright R., Zoby E. Flight Boundary Layer Transition Measurements on a Slender Cone at Mach 20. // 10th AIAA Fluid and Plasmadynamics Conference, AIAA 77-719. – Albuquerque, NM. - 1977.
111. Santangelo A. The University NanoSAT Program and Its Use of QuickSAT as an End to End Design Tool. // AIAA 2012 SPACE Conference, AIAA 2012-5192. – Pasadena, CA. - 2012.
112. Ottens H., Walpot L., Cipollini F., et al. Aerodynamic Environment and Flight Measurement Techniques of EXPERT. // 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2006-8118. - 2006.
113. Dolvin D. Hypersonic International Flight Research and Experimentation (HIFiRE) Fundamental Science and Technology Development Strategy. // 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2008-2581. – Dayton, Ohio. - 2008.
114. Kimmel R., Adamczak D. HIFiRE-1 Background and Lessons Learned. // 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2012-1088. – Nashville, TN. - 2012.
115. Stansfield S., Kimmel R., and Adamczak D. HIFiRE-1 Data Analysis: Boundary Layer Transition Experiment During Reentry. // 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2012-1087. – Nashville, TN. - 2012.

116. Kimmel R., Adamczak D., and Paull A. HIFiRE-5 Flight Test Preliminary Results. // 51 st AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2013-0377. – Grapevine, TX. - 2013.
117. Adamczak D., Alesi H., and Frost M. HIFiRE-1: Payload Design, Manufacture, Ground Test and Lessons Learned. // 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2009-7294.
118. Dolling D. 50 Years of Shock Wave/Boundary Layer Interaction – What Next? // AIAA Fluids 2000 Conference, AIAA 2000-2596. – Denver, CO. - 2000.
119. Stetson K., Thompson E., Donaldson J., et al. Laminar Boundary Layer Stability Experiments on a Cone at Mach 8. Part 1: Sharp Cone. // AIAA 16th Fluid and Plasma Dynamics Conference, AIAA 83-1761. – Danvers, MA. - 1983.
120. Li F., Choudhari M., Chang C.L., et al. Transition Analysis for the HIFiRE-1 Flight Experiment. // 41st AIAA Fluids Dynamics Conference, AIAA 2011-3414. – Honolulu, HI. - 2011.
121. Li F., Choudhari M., Chang C.L., et al. Stability Analysis for HIFiRE Experiments. // AIAA 42nd Fluid Dynamics Conference, AIAA 2012-2961. - 2012.
122. Eggers T., Longo J., Hoerschgen M., et al. The Hypersonic Flight Experiment SHEFEX. // 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2005-3294. – Capua, Italy. - 2005.
123. Goyne C., Hall C., O'Brien W., et al. The Hy-V Scramjet Flight Experiment. // 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2006-7901. - 2006.

124. Reshotko E., Tumin A. Role of Transient Growth in Roughness-Induced Transition. // AIAA Journal. - 2004. – pp. 766-770.
125. Schneider S. Flight Data for Boundary Layer Transition at Hypersonic and Supersonic Speeds. // Journal of Spacecraft and Rockets. - 1999. – pp. 8-20.
126. Malik M. Prediction and Control of Transition in Supersonic and Hypersonic Boundary Layers. // AIAA Journal. - 1989. – pp. 1487-1493.
127. Johnson H., Candler G. Hypersonic Boundary Layer Stability Analysis Using PSE-Chem. // 35th AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA 2005-5023. – Toronto, Canada: AIAA Paper 2005-5023, 2005.
128. Wright M., Candler G., and Bose D. A Data-Parallel Line Relaxation Method for the Navier-Stokes Equations. // 13th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA 1997-2046. - 1997.
129. Nompelis I., Drayna T., and Candler G. A Parallel Unstructured Implicit Solver for Hypersonic Reacting Flow Simulation. // 17th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA 2005-4867. – Toronto, Ontario, Canada. - 2005.
130. Subbareddy P., Candler G. A Fully-Discrete, Kinetic Energy Consistent Finite Volume Scheme for Compressible Flows. // Journal of Computational Physics. 2009. – pp. 1347-1364.
131. Estorf M., Radespiel R., Schneider S., et al. Surface-Pressure Measurements of Second-Mode Instability in Quiet Hypersonic Flow. // 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2008-1153. – Reno, NV. - 2008.
132. Technologies for Propelled Hypersonic Flight. – NATO-RTO-AVT-WG10, 1998-2002.
133. Knight D. RTO WG 10: Test Cases for CFD Validation of Hypersonic Flight. // 40 th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2002-0433. – Reno, NV. - 2002.

134. Walker S., Schmisser J. CFD Validation of Shock-Shock Interaction Flow Fields. // 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2002-0436. – Reno, NV. – P. 2002.
135. Harvey J., Holden M., and Wadhams T. Code Validation Study of Laminar Shock/Boundary Layer and Shock/Shock Interactions in Hypersonic Flow. Part B: Comparison with Navier-Stokes and DSMC Solutions. // 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting. - 2001.
136. Holden M., Wadhams T., Candler G., et al. Measurements in Regions of Low Density Laminar Shock Wave/Boundary Layer Interaction in Hypervelocity Flows and Comparison with Navier Stokes Predictions. // 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2003-1131. – Reno, NV. - 2003.
137. Knight D., Schmisser J. Assessment of Aerothermodynamic Flight Prediction Tools. // Progress in Aerospace Sciences. 2012. – pp. 1-74.
138. Horvath T., Tomek D., Splinter S., et al. The HYTHIRM Project: Flight Thermography of the Space Shuttle During Hypersonic Re-entry. // 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2010-0241. – Orlando, FL. - 2010.
139. Saric W., Reed H. Crossflow Instabilities – Theory and Technology. // 41 st AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2003-771. – Reno, NV. - 2003.
140. Rasheed A., Hornung H., Federov A., et al. Experiments on Passive Hypervelocity Boundary-Layer Control Using an Ultrasonically Absorptive Surface. // AIAA Journal. - 2002. – pp. 481-489.
141. Martin M., and Candler G. Temperature Fluctuation Scaling in Reacting Boundary Layers. // 31st AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA 2001-2717. – Anaheim, CA. - 2001.
142. Leyva I., Laurence S., Beierholm A., et al. Transition delay in hypervelocity boundary layers by means of CO₂/acoustic instability interactions. // 47th

- AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2009-1287. – Orlando, FL. - 2009.
143. Bres G., Colonius T., and Fedorov A. Interaction of Acoustic Disturbances with Micro-Cavities for Ultrasonic Absorptive Coatings. // 5th AIAA Theoretical Fluid Mechanics Conference, AIAA 2008-3903. – Seattle, WA. - 2008.
144. Hornung H., Adam P., Germain P., et al. On transition and transition control in hypervelocity flows. // Proceedings of the Ninth Asian Congress of Fluid Mechanics. 2002.
145. Jewell J., Leyva I., Parziale N., et al. Effect of Gas Injection on Transition in Hypervelocity Boundary Layers. // Proceedings of the 28th International Symposium on Shock Waves. – pp. 735-740.
146. Wagnild R., Candler G., Subbareddy P., et al. Vibrational Relaxation Effects on Acoustic Disturbances in a Hypersonic Boundary Layer Over a Cone. // 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2012-0922. – Nashville, TN. - 2012.
147. Сильвестров П.В., Крюков И.А., Обносков Б.В. Численное моделирование гиперзвукового обтекания треугольного крыла. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2018. – Т. 19, Вып. 1. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2018-19-1/articles/733>.
148. Сильвестров П.В., Бессонов О.А., Ярмолюк В.Н. Концепция создания отечественного визуализатора результатов аэротермогазодинамических расчетов. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2018. – Т. 19, Вып. 2. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2018-19-2/articles/725>.
149. Сильвестров П.В., Суржигов С.Т. Расчет аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата Х-43 с использованием компьютерных кодов UST3D и UST3D-AUSMPW. // Физико-

химическая кинетика в газовой динамике. 2019. – Т. 20, Вып. 4. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-4/articles/865>.

150. 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. – Т. 20, Вып. 4. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-4/articles/864>.
151. 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.
152. Сильвестров П.В., Суржиков С.Т. Расчетный анализ особенностей аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата X-51. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2020. – Вып. 5. – С. 41-57.
153. 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.
154. Silvestrov P., Bessonov O. Development of a visualization module for aerogasdynamics computations. // Journal of Physics: Conf. Series. 2018.
155. 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.
156. 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.

157. 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.
158. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА. I. – М.: ИПМех РАН, 2013. – 160 с.
159. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата Х-43. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. – Т. 11, Вып. 1.
160. Roache P.J. Computational Fluid Dynamics. – Hermosa Publishers. – 434 pp.
161. Liou M.S., Steffen C. A new flux splitting scheme. // J. Comput. Phys. 1993. – pp. 23-39.
162. 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.
163. Surzhikov S.T. Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data. // Journal of Physics: Conference Series. - 2017.
164. 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.
165. Гидаспов В.Ю. Вычислительный алгоритм решения задачи о распаде произвольного разрыва в равновесно-реагирующем газе. // Матем. моделирование. 2006. – Т. 18, Вып. 8. – С. 64-76.

166. Гиршфельдер Д., Кертис Ч., Берд Р. Молекулярная теория газов и жидкостей. – М.: Изд-во иностранной литературы, 1961. – 929 с.
167. Берд Р., Стьюарт В., Лайтфут Е. Явления переноса. – М.: Изд-во «Химия», 1974. – 687 с.
168. Wilke C.R. Diffusional Properties of Multicomponent Gases//. // Chem. Engn. Progr. 1950. – Vol. 46, No. 2. – pp. 95-104.
169. Анфимов Н.А. Ламинарный пограничный слой в многокомпонентной смеси газов. // Изв. АН СССР. Механика и машиностроение. 1962. – Вып. 1. – С. 25-31.
170. Svehla R.A. Estimated Viscosities and Thermal Conductivities of Gases at High Temperatures. // NASA TR-R-132. 1962. – P. 26.
171. Rose P.H., Stark W.I. Stagnation point heat transfer measurements in dissociated air. // Journal of Aeronautical Sciences. 1958. – Vol. 25, No. 2. – pp. 86-97.
172. Josyula E., Shang J. Computation of Nonequilibrium Hypersonic Flowfields Around Hemisphere Cylinders. // J. of Thermophysics and Heat Transfer. 1993. – Vol. 7, No. 2. – pp. 668-679.
173. Четверушкин Б.Н. Кинетические схемы и квазигазодинамическая система уравнений. – М.: МАКС Пресс, 2004.
174. Ковеня В.М., Яненко Н.Е. Метод расщепления в задачах газовой динамики. – Новосибирск: Изд-во Наука. Сибирское отделение, 1981. – 304 с.
175. Марчук Г.И. Методы расщепления. – М.: Наука, 1988. – 263 с.
176. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Расчет гиперзвукового обтекания тел сложной формы на неструктурированных тетраэдральных сетках с использованием схемы AUSM. // ТВТ. 2014. – Т. 52, Вып. 2. – С. 283–293.

177. Chang C.H., Liou M.S. A New approach to the simulation of compressible multifluid flows with AUSM+ scheme. // 16th AIAA CFD Conference. Orlando, FL. June 23-26, 2003. AIAA Paper 2003-4107.
178. Edwards J.R., Franklin R., and Liou M.S. Low-Diffusion Flux-Splitting Methods for Real Fluid Flows with Phase Transitions. // AIAA J. 2000. – Vol. 38, No. 9. – pp. 1624-1633.
179. Edwards J.R., Liou M.S. Low-diffusion flux-splitting methods for flows at all speeds. // AIAA J. 1998. – Vol. 36, No. 9. – pp. 1610-1617.
180. Liou M.S. A Sequel to AUSM, Part II: AUSM+-up. // J. Comput. Phys. 2006. – pp. 137-170.
181. Liou M.S. A Sequel to AUSM: AUSM+. // J. Comput. Phys. 1996. – pp. 364-382.
182. Wada Y., Liou M.S. An accurate and robust flux splitting scheme for shock and contact discontinuities. // SIAM J. Scientific Computing. 1997. – pp. 633-657.
183. Van Leer B. Flux-vector splitting for the Euler equations. // 8th Int. Conf. on Num. Meth. in Fluid Dyn. Lecture Notes in Physics. Berlin: Springer. 1982. – pp. 507-512.
184. Liou M.S., Wada Y. A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities. // AIAA Paper 94-0083. - 1994.
185. Kryuchkova A.S. Development and testing of non-viscid solver based on UST3D programming code. // Journal of Physics: Conference Series. 2019. – P. 012009.
186. Крюков И.А., Иванов И.Э., Ларина Е.В. Верификация программного комплекса hysol для расчета высокоскоростных течений. // Материалы XX Юбилейной Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2017), 24–31 мая 2017 г. Алушта. – М.: МАИ, 2017. – С. 485–487.

187. Surzhikov S.T. Calculation analysis of the experimental data of HIFIRE-I using the computer code NERAT-2D. // *Journal of Physics: Conference Series*. - 2018. – P. 012001.
188. 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.
189. Kimmel R.L., Adamczak D., Paull A., et al. HIFiRE-1 Ascent-Phase Boundary-Layer Transition. // *Journal of Spacecraft and Rockets*. - 2015. – pp. 217–230.
190. Stanfield S.A., Kimmel R.L., and Adamczak D. HIFiRE-1 Flight Data Analysis: Turbulent Shock-Boundary-Layer Interaction Experiment During Ascent. // 42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. – New Orleans, Louisiana. - 2012.
191. Kimmel R.L., Adamczak D., Gaitonde D., et al. HIFiRE-1 Boundary Layer Transition Experiment Design. // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. – Reno, Nevada. - 2007.
192. Johnson H.B., Alba C.R., Candler G.V., et al. Boundary-Layer Stability Analysis of the Hypersonic International Flight Research Transition Experiments. // *Journal of Spacecraft and Rockets*. - 2008.
193. Wadhams T.P., Mundy E., MacLean M.G., et al. Ground Test Studies of the HIFiRE-1 Transition Experiment Part 1: Experimental Results. // *Journal of Spacecraft and Rockets*. - 2008.
194. Johnson H., Candler G. Analysis of Laminar-Turbulent Transition in Hypersonic Flight Using PSE-Chem. // 36TH AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. – San Francisco, USA: AIAA Paper 2006-3057, 2006.

195. MacLean M., Wadhams T., Holden M., et al. Ground Test Studies of the HIFiRE-1 Transition Experiment Part 2: Computational Analysis. // Journal of Spacecraft and Rockets. - 2008.
196. 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.
197. Судаков В.Г. Численное моделирование физических процессов восприимчивости, устойчивости, и управления течением в высокоскоростном пограничном слое, Жуковский, - 2017.
198. Mack L.M. Boundary-Layer stability theory. – Pasadena (California): Jet Propul. Lab., 1969.
199. Гушин В.Р., Федоров А.В. Ассимптотический анализ невязких возмущений в сверхзвуковом пограничном слое. // Прикладная механика и техническая физика. – 1989. – Т. 30, вып. 1. – С. 69-75.
200. Kimmel R.L., Adamczak D., Borg M.P., et al. HIFiRE-1 and -5 Flight and Ground Tests. // 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. – Kissimmee, Florida. - 2018.
201. Kimmel R.L., Adamczak D.W., Borg M.P., et al. First and Fifth Hypersonic International Flight Research Experimentation's Flight and Ground Tests. // Journal Of Spacecraft And Rockets. - 2018.
202. 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.
203. 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.
204. Surzhikov S.T. Comparative Analysis of the Results of Aerodynamic Calculation of a Spherical Blunted Cone on a Structured and Unstructured Grid. // Journal of Physics: Conference Series. - 2019. – P. 012007.
205. 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.
206. Berry S.A., Horvath T.J., Difulvio M., et al. X-34 Experimental Aeroheating at Mach 6 and 10. // 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. – Reno, NV. AIAA 98-0881. - January 12–15 1998.
207. Brauckmann G.J. X-34 Vehicle Aerodynamic Characteristics. // 16th AIAA Applied Aerodynamics Meeting, Albuquerque. – New Mexico, AIAA 98-2531. - June 15 – 18, 1998.
208. Historical Fact Sheet. X-34: Demonstrating Reusable Launch Vehicle Technologies. [Электронный ресурс] // Marshall Space Flight Center. URL: <http://www.nasa.gov/centers/marshall/news/background/facts/x-34.html>
209. Miller J. The X-Planes: X-1 to X-45. – Midland Publishing, 2001.
210. NASA Dryden Flight Research Center Photo Collection [Электронный ресурс] // Dryden Flight Research Center. URL: <http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/index.html>
211. Pamadi B.N., Brauckmann G.J., Ruth M.J., et al. Aerodynamic Characteristics, Database Development and Flight Simulation of the X-34 Vehicle. // 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. – Reno, NV. AIAA 2000-0900. - 10–13 January 2000. – P. 17.

212. Space History Photo: X-34 at NASA Dryden Flight Research Center [Электронный ресурс] // Новостной сайт о Космосе. 2013. URL: <http://www.space.com/news>
213. Котов М.А. Геометрическое моделирование поверхностей гиперзвуковых летательных аппаратов X-43 и X-51A. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. – Т. 14, Вып. 2. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2013-14-2/articles/393/>.
214. Котов М.А. Моделирование поверхности гиперзвукового летательного аппарата. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. – Т. 14, Вып. 4. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2013-14-4/articles/427/>.
215. Железнякова А.Л. Численное моделирование внешнего гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-51. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. – Т. 15, Вып. 2. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-2/articles/218>.
216. Железнякова А.Л. Унифицированный подход к созданию сложных виртуальных поверхностей и расчетных сеток для комплексного имитационного 3D моделирования современных изделий аэрокосмической техники. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2016. – Т. 17, Вып. 2. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-2/articles/634>.
217. Brauckmann G.J. X-34 Vehicle Aerodynamic Characteristics. // JSR. 1999. – Vol. 36, No. 2. – pp. 229-239.
218. 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.

219. Староверова И.В., Суржиков С.Т. Анализ некоторых кинетических моделей, используемых в аэрофизике. – М.: ИПМех РАН. Препринт № 975, 2011. – С. 50.
220. Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. – М.: Высш. шк., 1967. – 675 с.
221. Zheleznyakova A.L. Molecular dynamics-based triangulation algorithm of free-form parametric surfaces for computer-aided engineering. // Computer Physics Communication. 2015.
222. Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Molecular dynamic-based unstructured grid generation method for aerodynamic application. // Computer Physics Communication. 2013. – P. 2711–2727.
223. Weisgerber M. Technology key to Pacific pivot, Panetta says [Электронный ресурс] // Navy Times. 2012. – URL: <http://www.navytimes.com/article/20120531/NEWS/205310316/Technology-key-to-Pacific-pivot-Panetta-says>
224. Boyd I. Modeling of associative ionization reactions in hypersonic rarefied flows. // Phys. Fluids 19.
225. Bird G.A. Nonequilibrium Radiation During Re-entry at 10 km/s. // AIAA Paper. 1987.

ПРИЛОЖЕНИЯ

Приложение А. База данных расчетов аэротермодинамики X-43

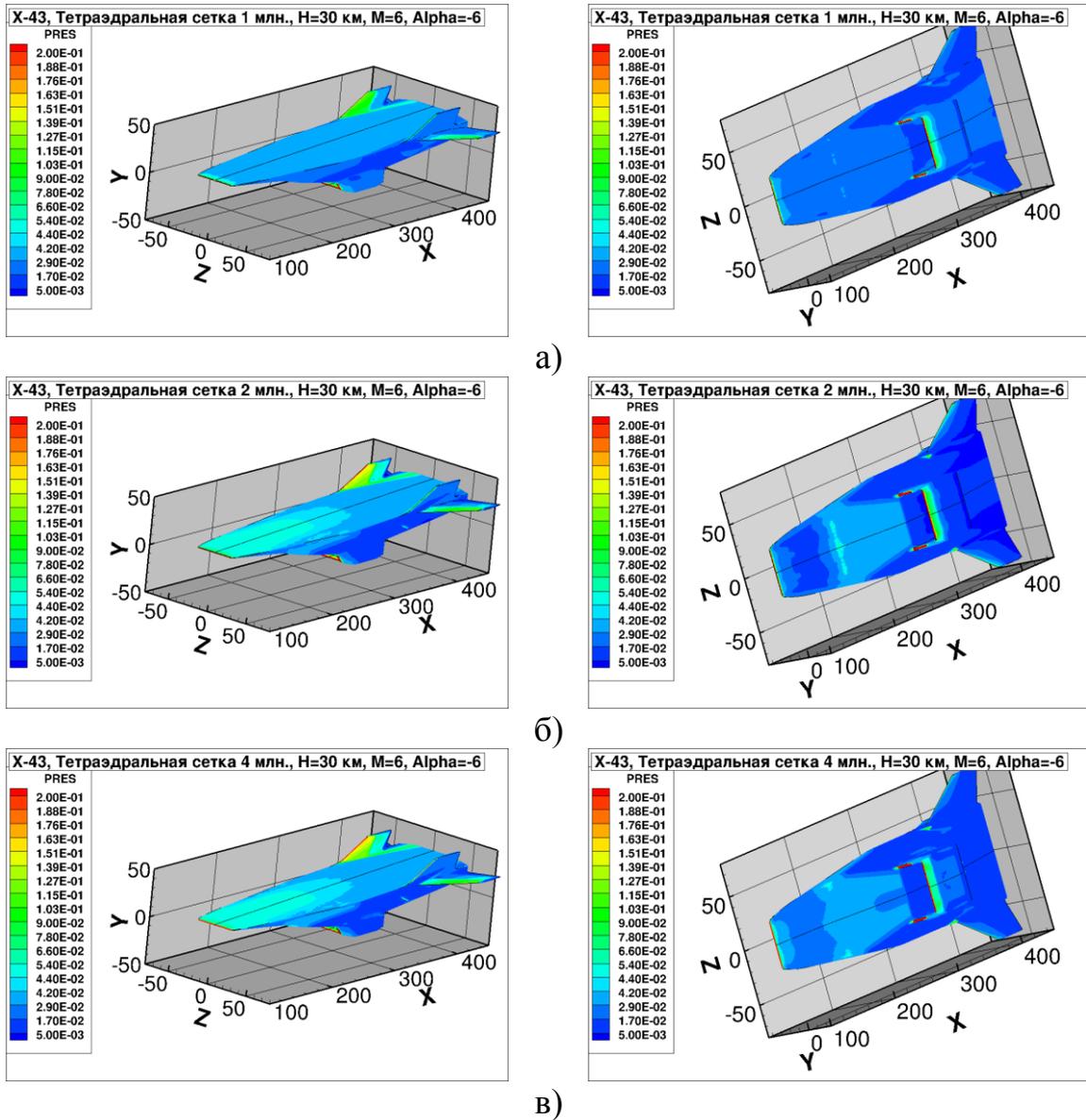


Рисунок А.1. Распределение давления (PRES, в атм) на поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -6^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $2 \cdot 10^6$; в) $4 \cdot 10^6$.

Размерность здесь и далее в см

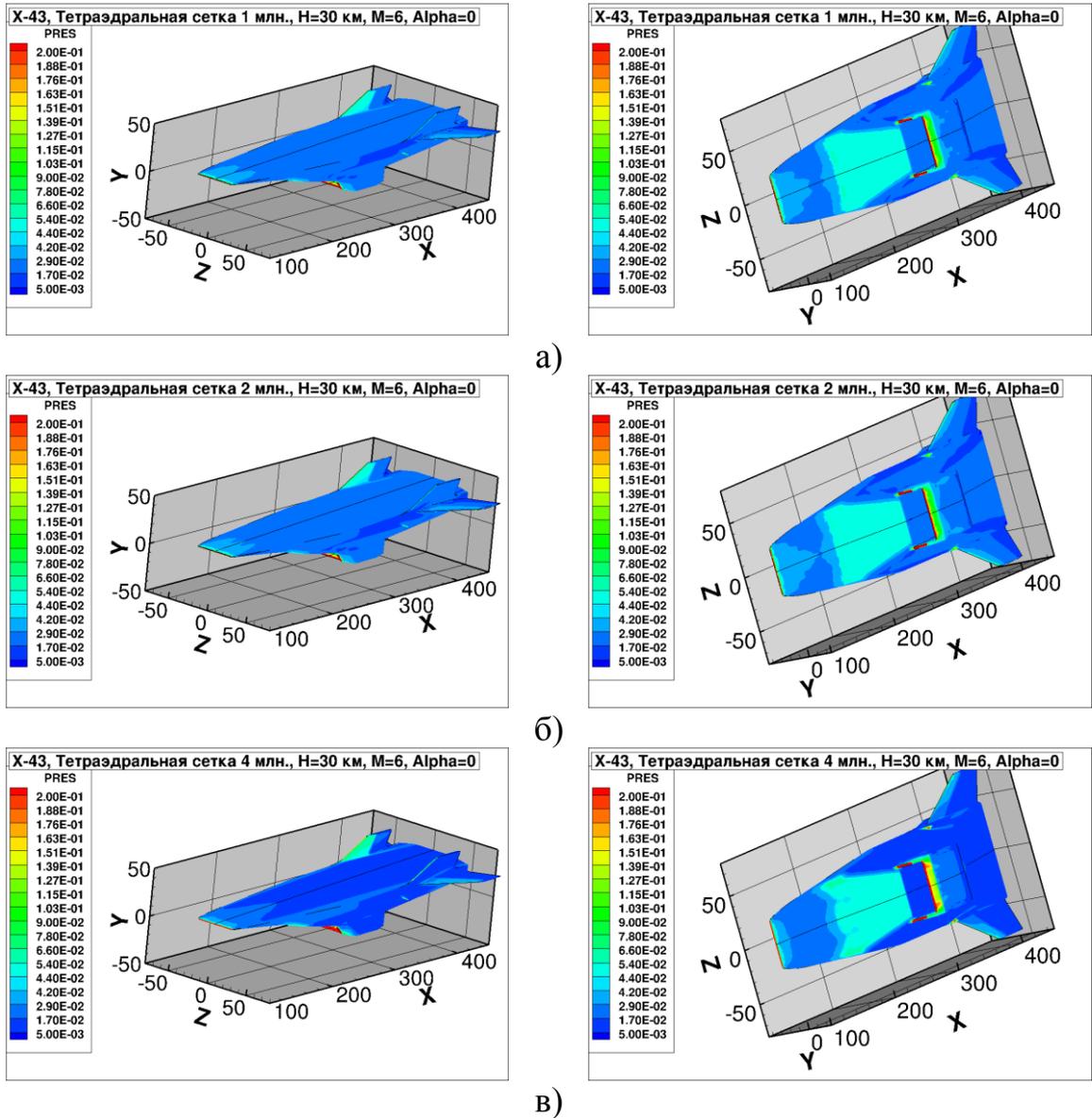


Рисунок А.2. Распределение давления (PRES, в атм) на поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 0^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $2 \cdot 10^6$; в) $4 \cdot 10^6$

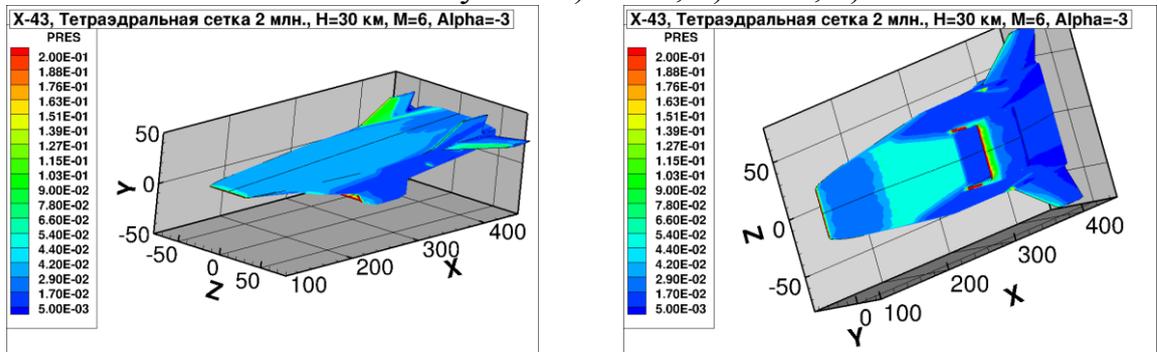


Рисунок А.3. Распределение давления (PRES, в атм) на поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов $2 \cdot 10^6$

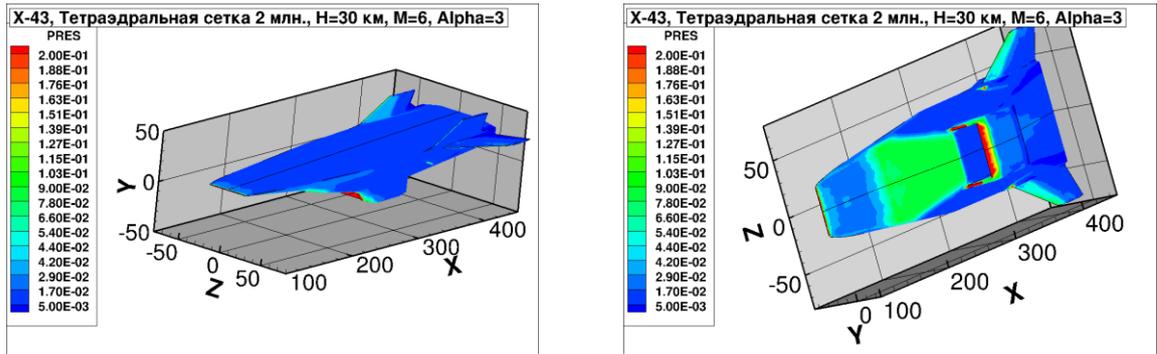


Рисунок А.4. Распределение давления (PRES, в атм) на поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов $2 \cdot 10^6$

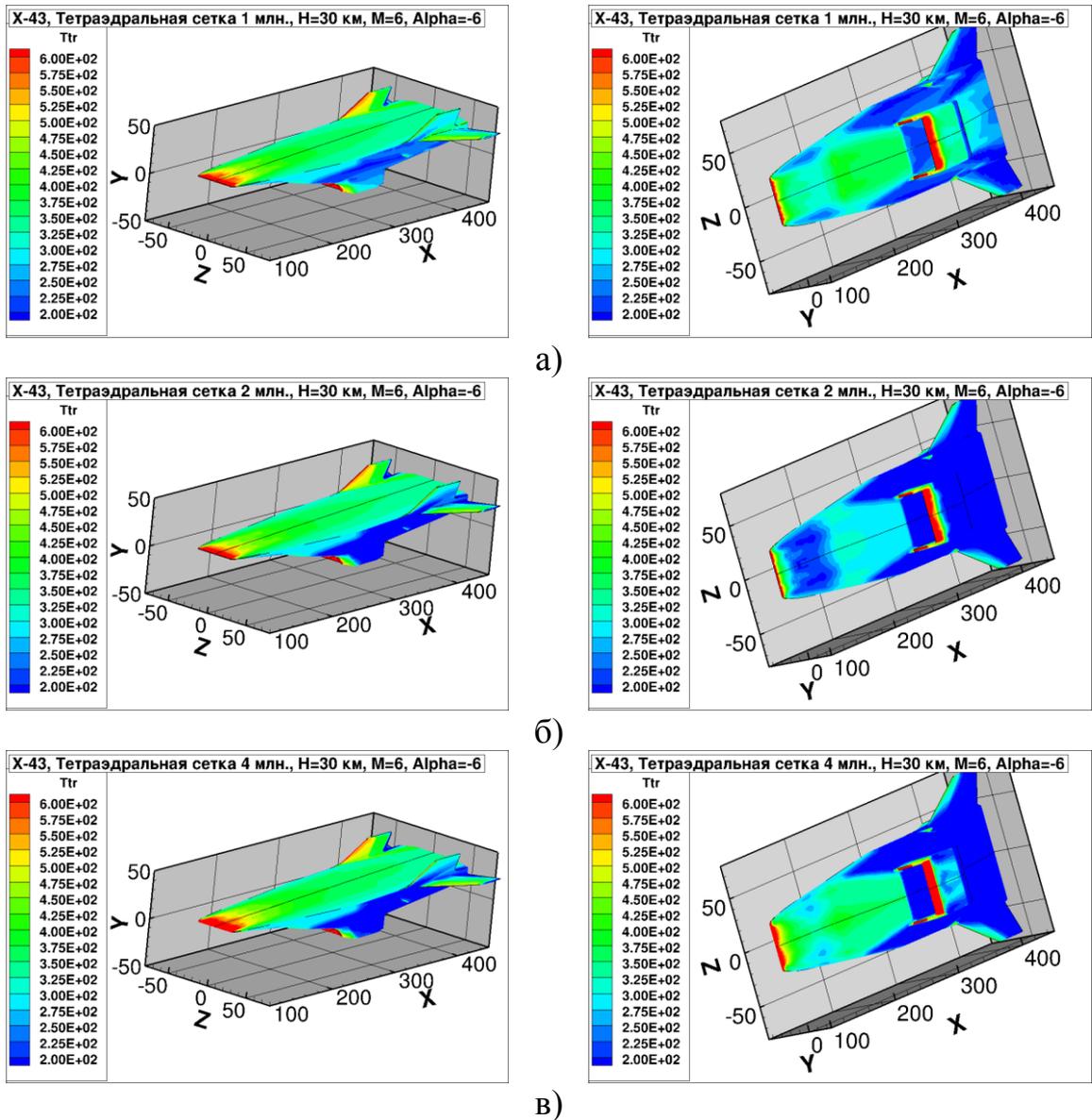


Рисунок А.5. Распределение температуры (Ttr, в К) на поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -6^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $2 \cdot 10^6$; в) $4 \cdot 10^6$

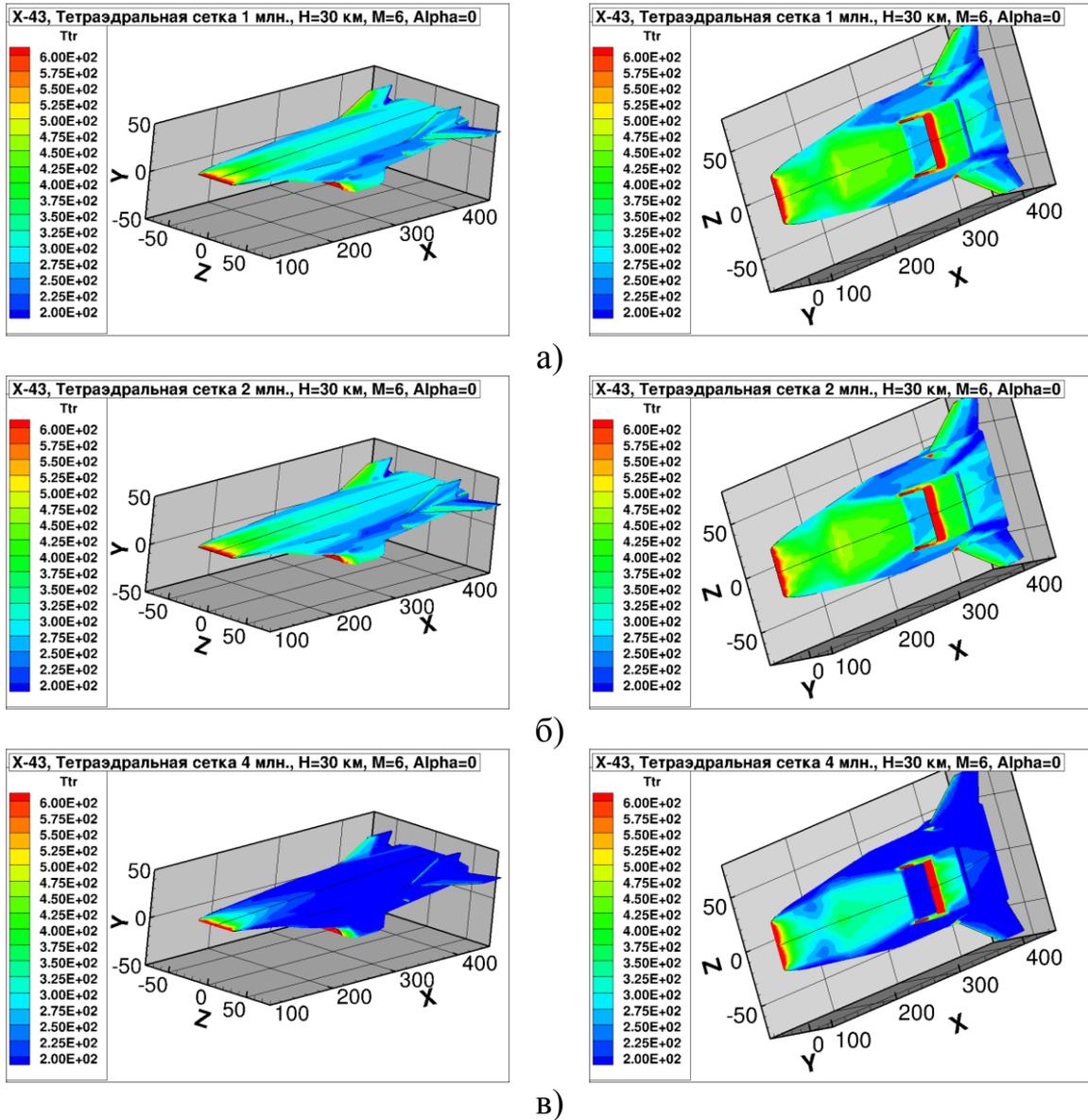


Рисунок А.6. Распределение температуры (T_{tr} , в К) на поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 0^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $2 \cdot 10^6$; в) $4 \cdot 10^6$

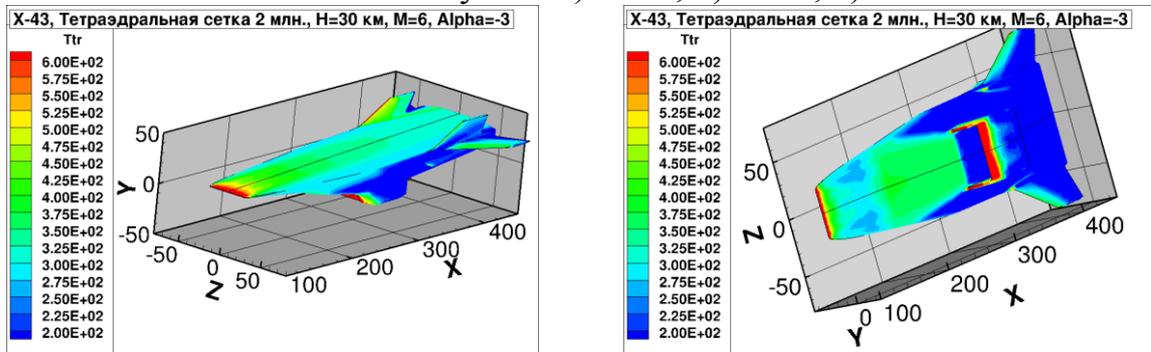


Рисунок А.7. Распределение температуры (T_{tr} , в К) на поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов $2 \cdot 10^6$

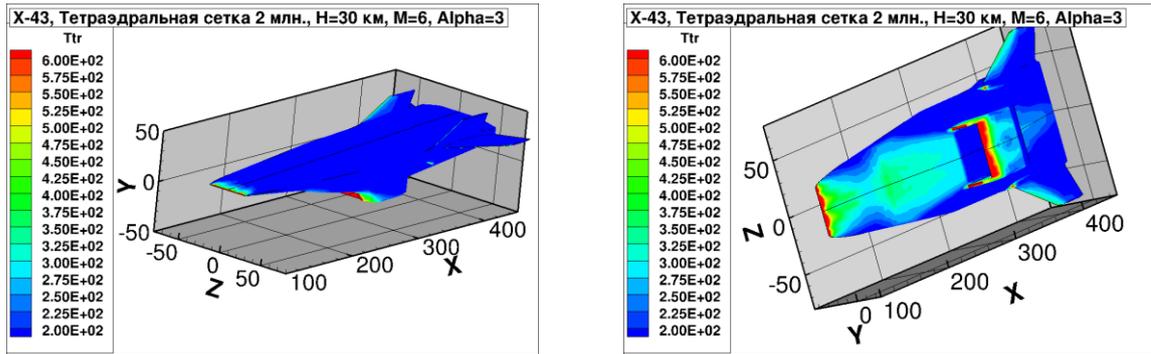


Рисунок А.8. Распределение температуры (T_{tr} , в К) на поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов $2 \cdot 10^6$

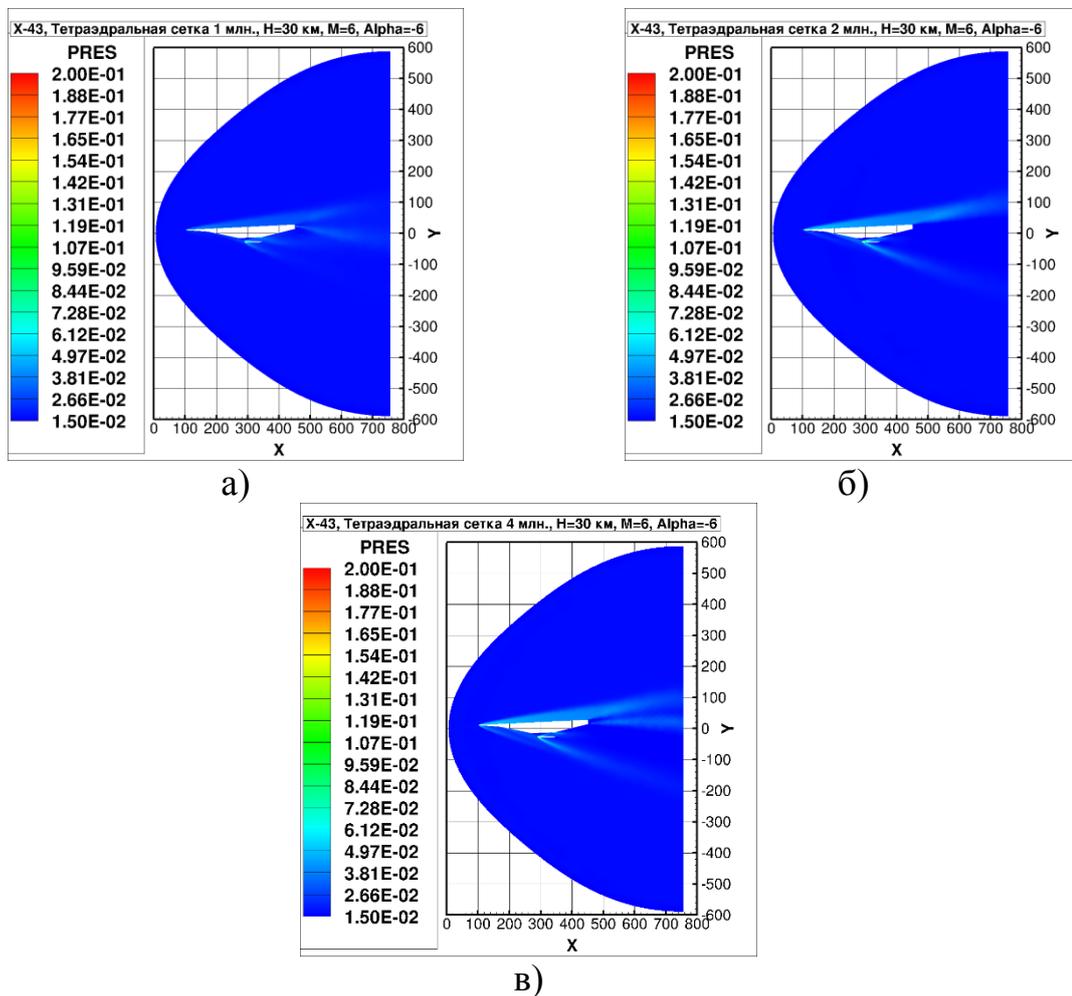


Рисунок А.9. Распределение давления (PRES, в атм) вдоль поверхности летательного аппарата X-43 в плоскости симметрии при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -6^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $2 \cdot 10^6$; в) $4 \cdot 10^6$

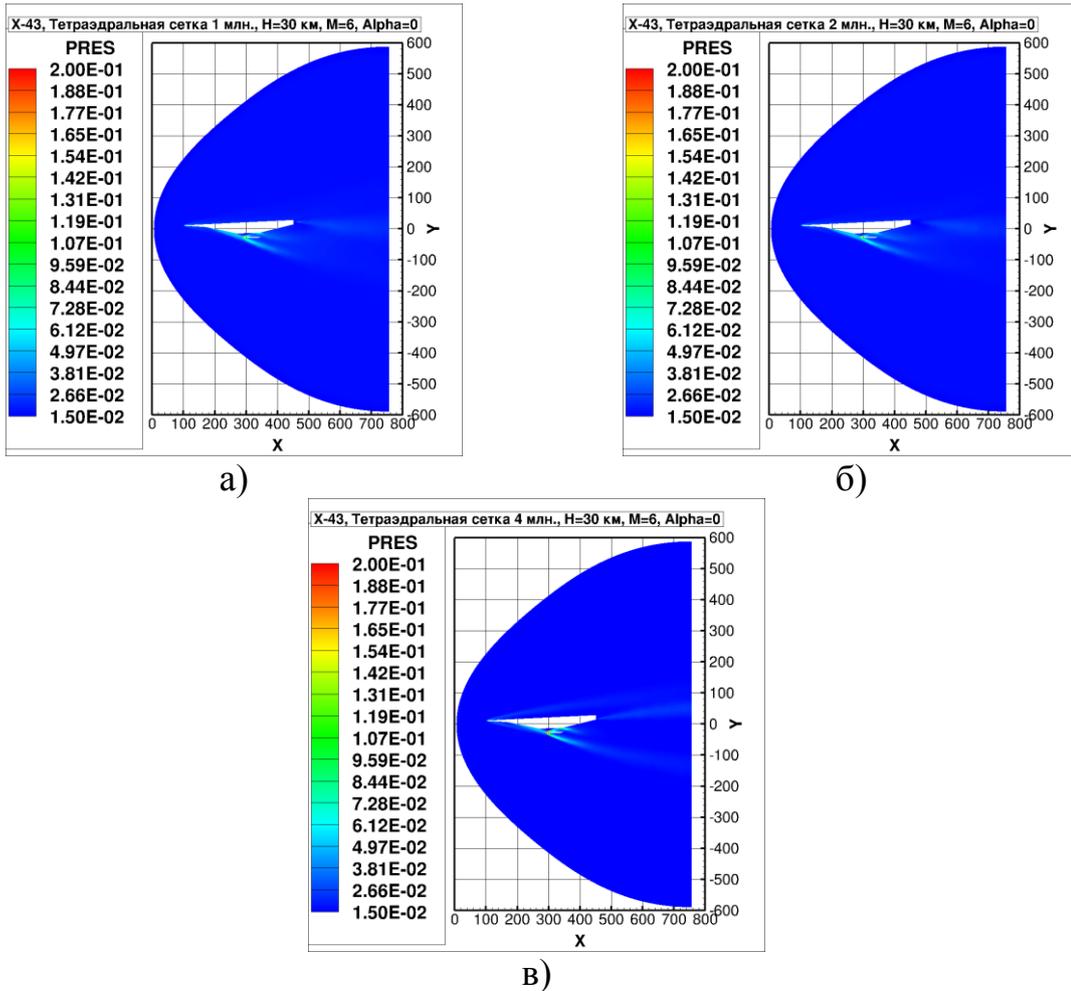


Рисунок А.10. Распределение давления (PRES, в атм) вдоль поверхности летательного аппарата X-43 в плоскости симметрии при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 0^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $2 \cdot 10^6$; в) $4 \cdot 10^6$

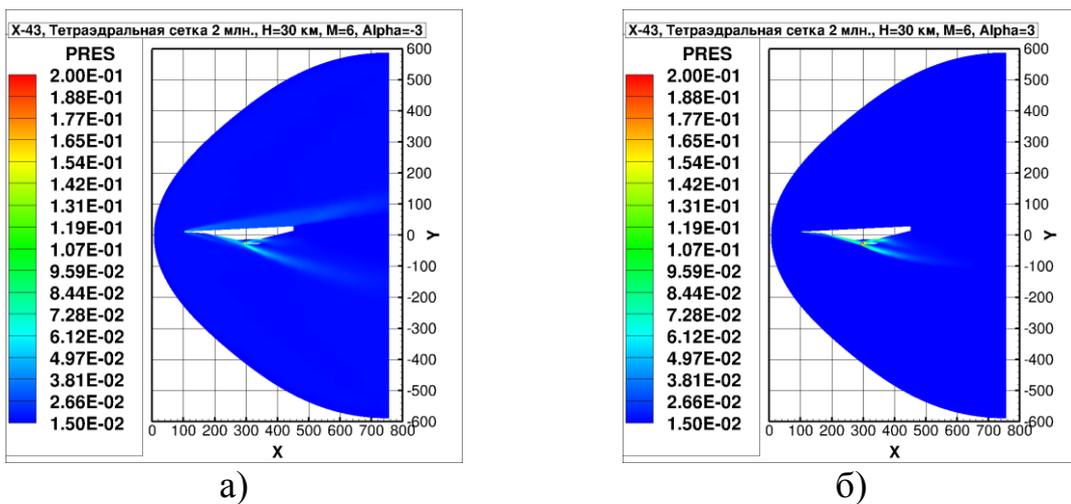


Рисунок А.11. Распределение давления (PRES, в атм) вдоль поверхности летательного аппарата X-43 в плоскости симметрии при $M = 6$ на расчетной сетке с числом узлов $2 \cdot 10^6$ и углах атаки а) $\alpha = -3^\circ$ б) $\alpha = 3^\circ$

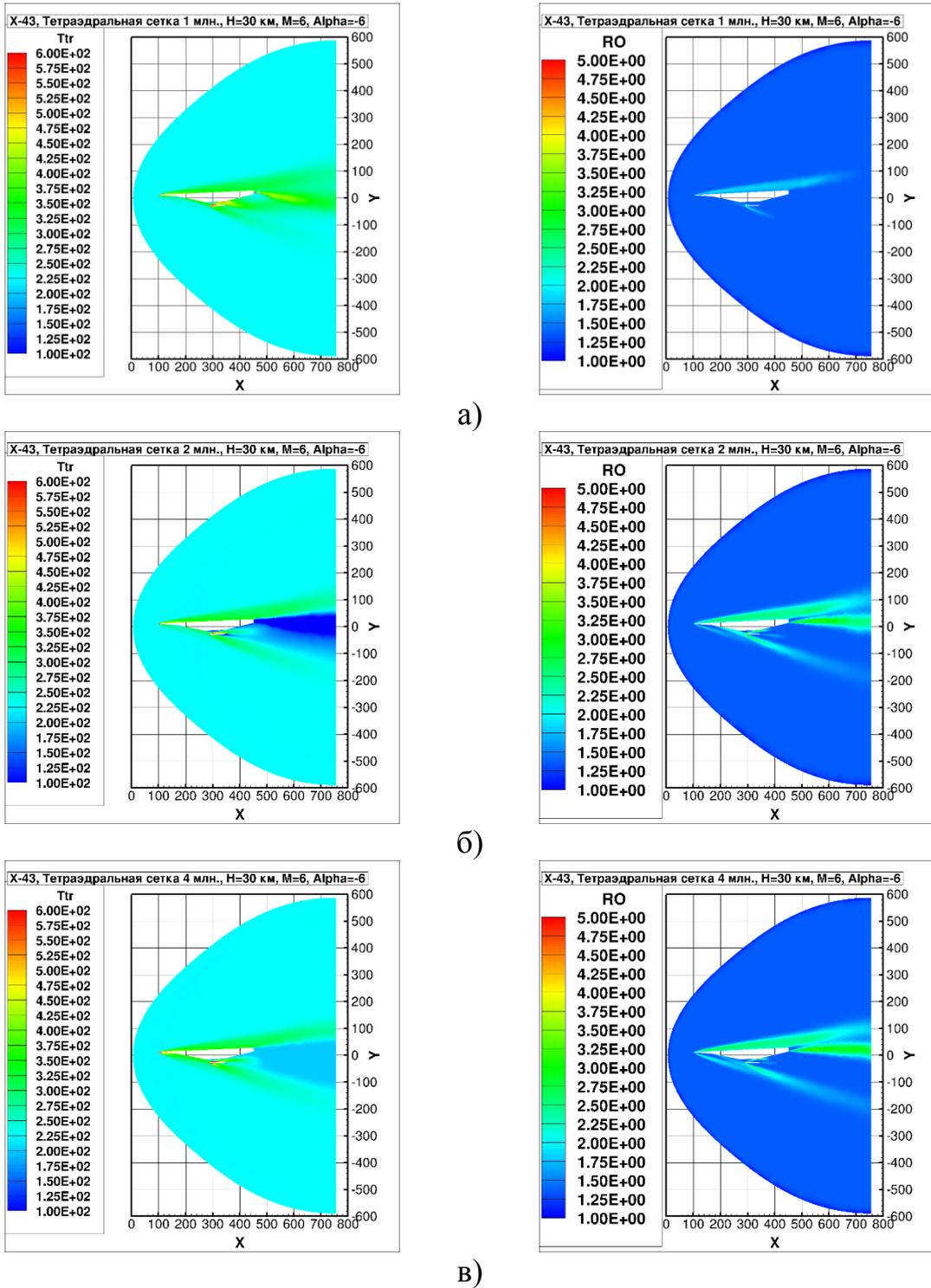


Рисунок А.12. Распределение температуры (T_{tr} , в К) и плотности ($RO = \rho/\rho_\infty$) в плоскости симметрии при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -6^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $2 \cdot 10^6$; в) $4 \cdot 10^6$

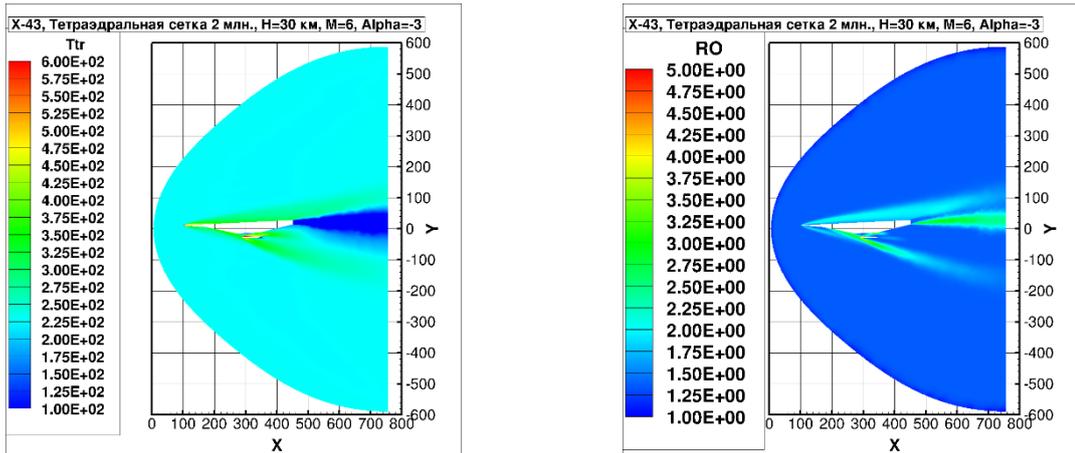


Рисунок А.13. Распределение температуры (T_{tr} , в К) и плотности ($RO = \rho/\rho_\infty$) в плоскости симметрии при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов $2 \cdot 10^6$

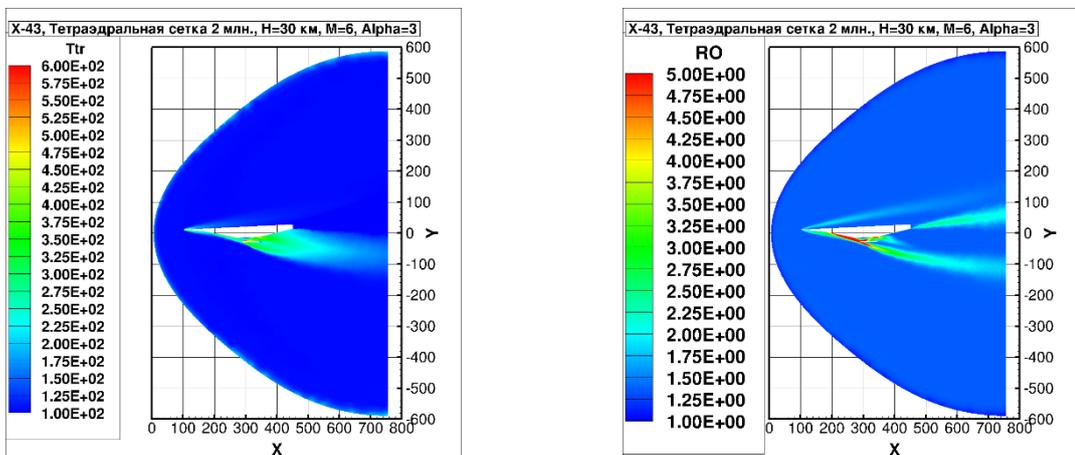


Рисунок А.14. Распределение температуры (T_{tr} , в К) и плотности ($RO = \rho/\rho_\infty$) в плоскости симметрии при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов $2 \cdot 10^6$

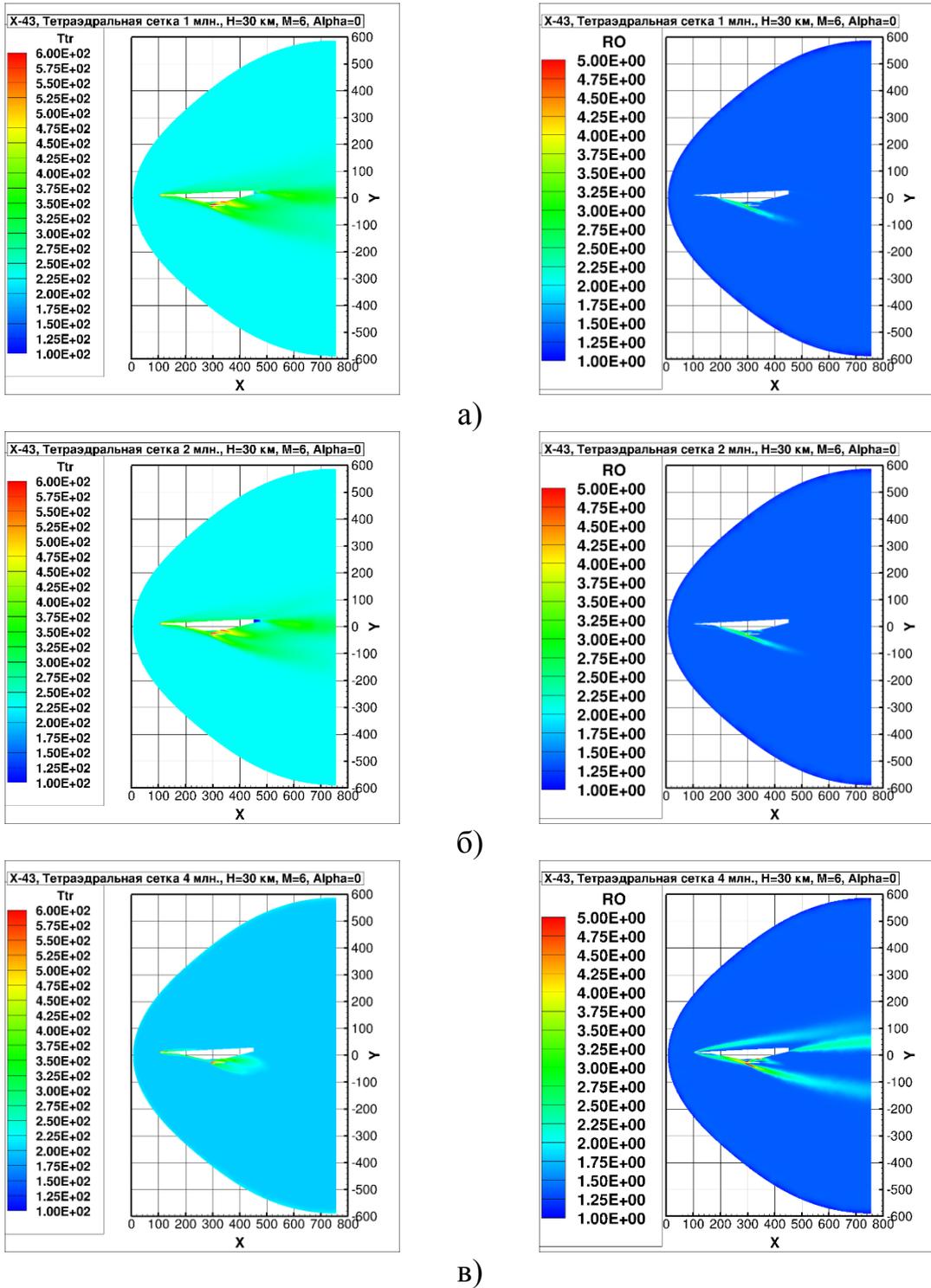


Рисунок А.15. Распределение температуры (T_{tr} , в К) и плотности ($RO = \rho/\rho_{\infty}$) в плоскости симметрии при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 0^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $2 \cdot 10^6$; в) $4 \cdot 10^6$

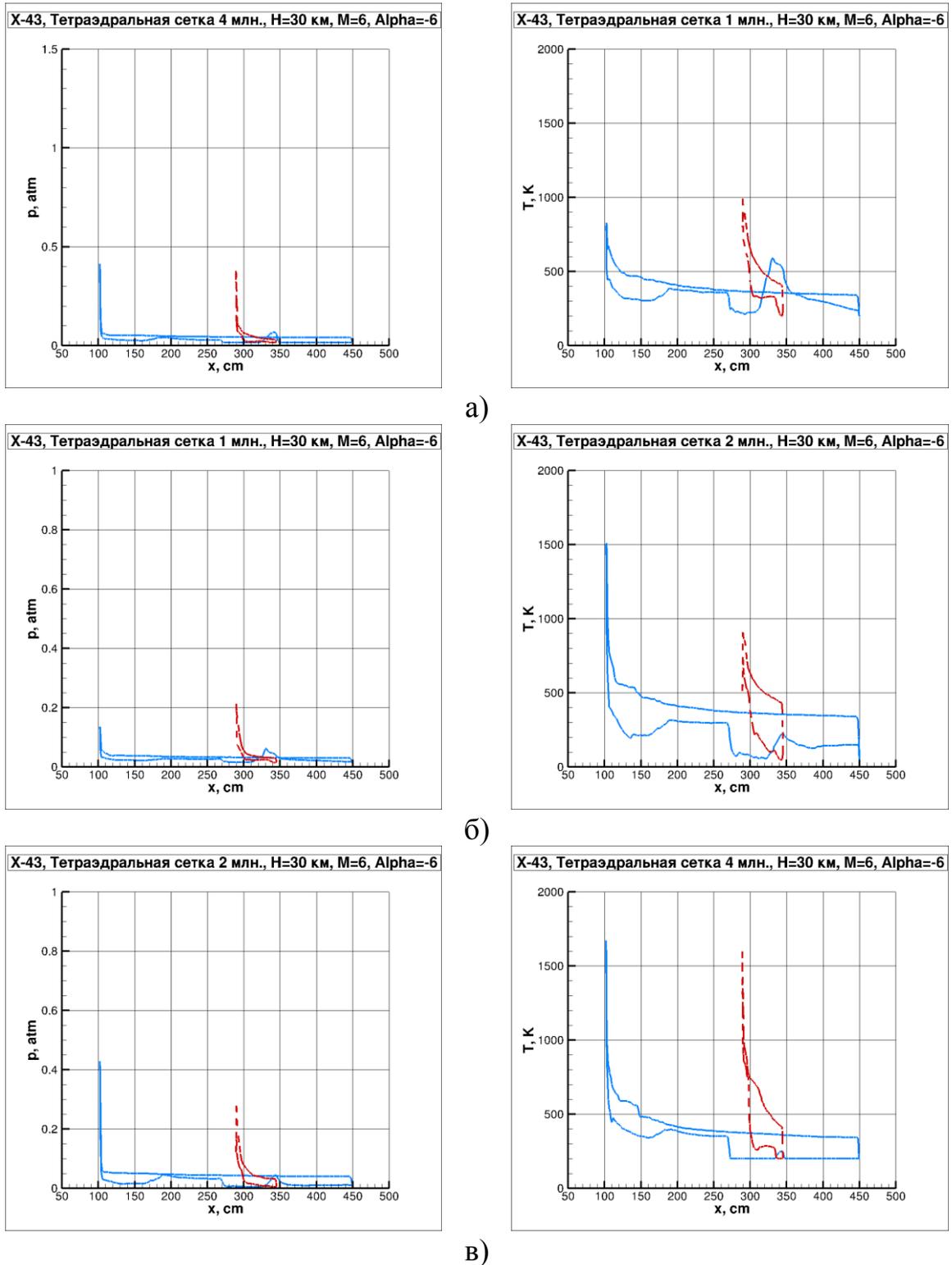
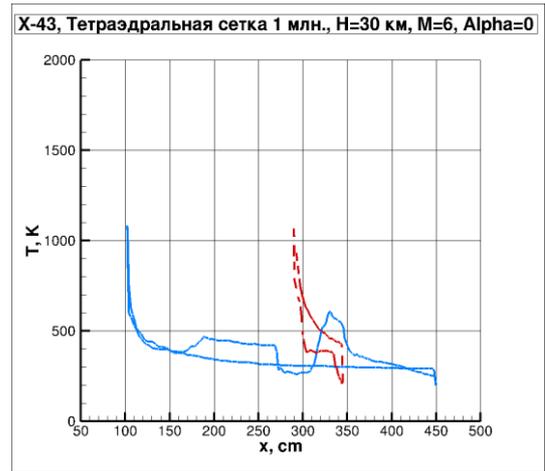
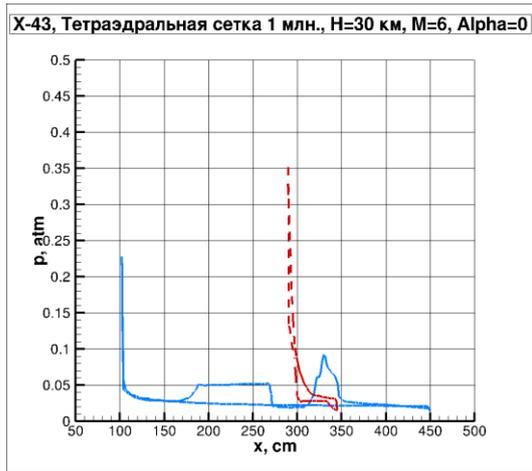
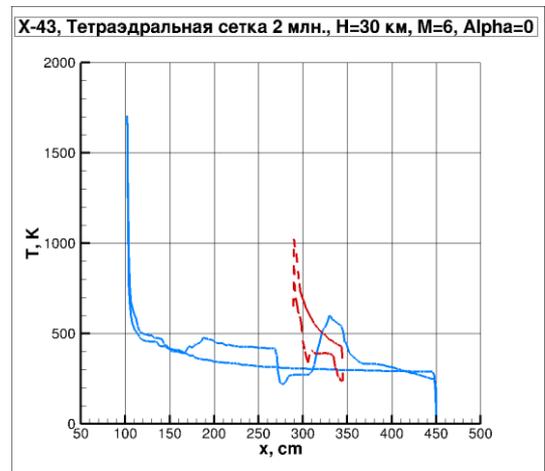
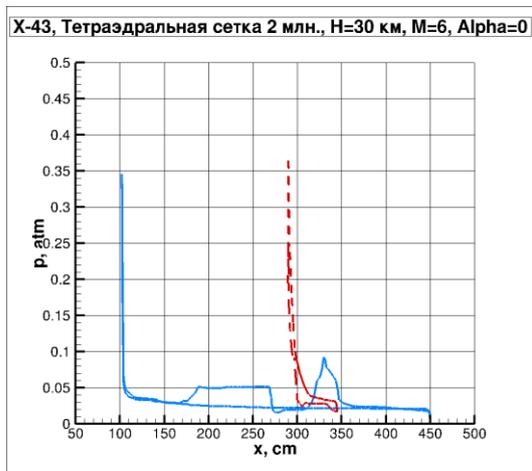


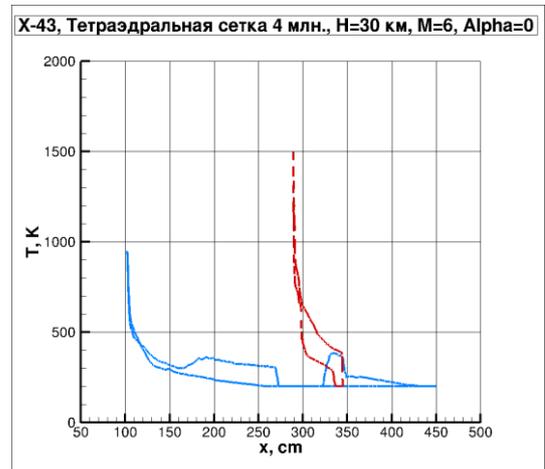
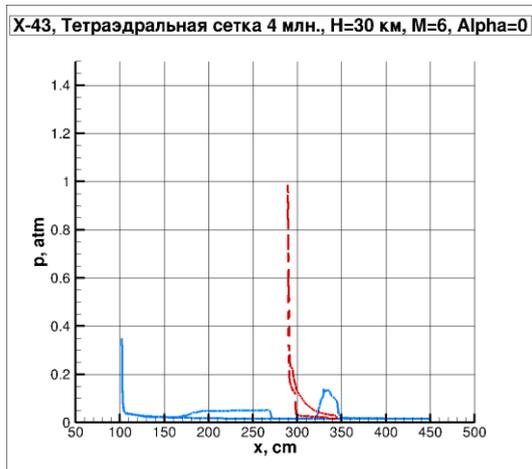
Рисунок А.16. Распределение давления (в атм) и температуры (в К) вдоль поверхности в плоскости симметрии при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -6^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $2 \cdot 10^6$; в) $4 \cdot 10^6$



а)



б)



в)

Рисунок А.17. Распределение давления (в атм) и температуры (в К) вдоль поверхности в плоскости симметрии при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 0^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $2 \cdot 10^6$; в) $4 \cdot 10^6$

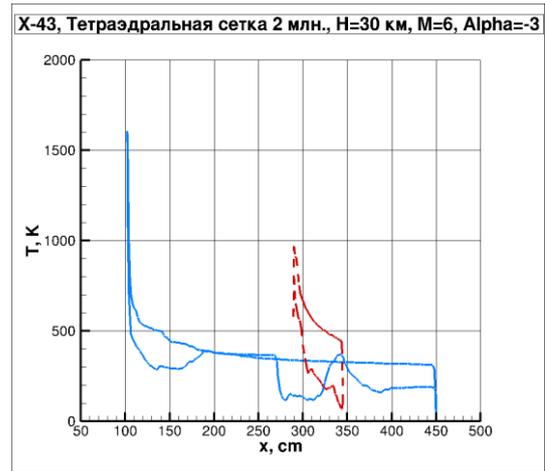
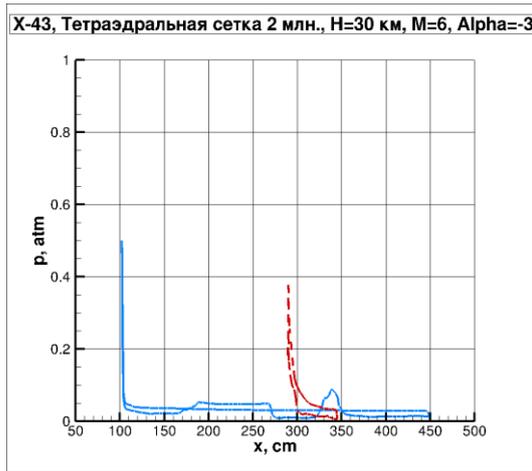


Рисунок А.18. Распределение давления (в атм) и температуры (в К) вдоль поверхности в плоскости симметрии при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов $2 \cdot 10^6$

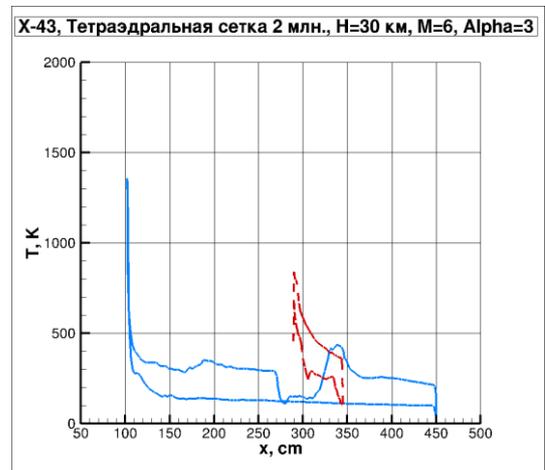
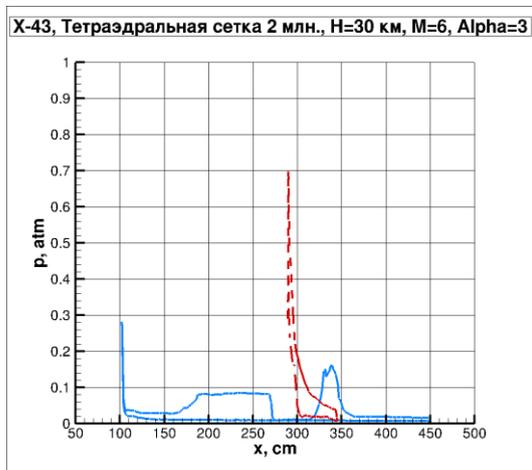


Рисунок А.19. Распределение давления (в атм) и температуры (в К) вдоль поверхности в плоскости симметрии при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов $2 \cdot 10^6$

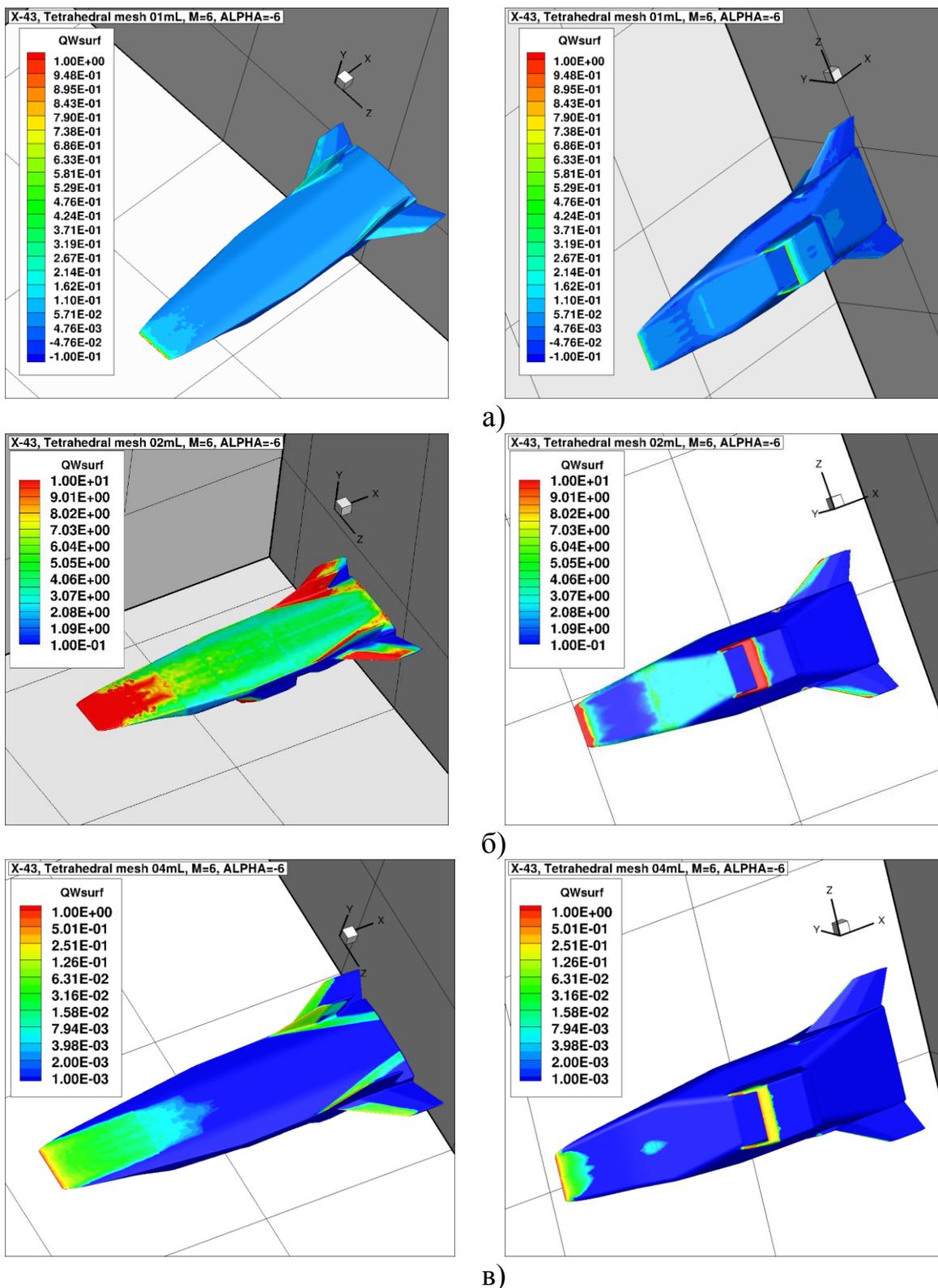


Рисунок А.20. Распределение плотностей конвективных тепловых потоков (QWsurf, в относительных единицах) вдоль поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -6^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $2 \cdot 10^6$; в) $4 \cdot 10^6$

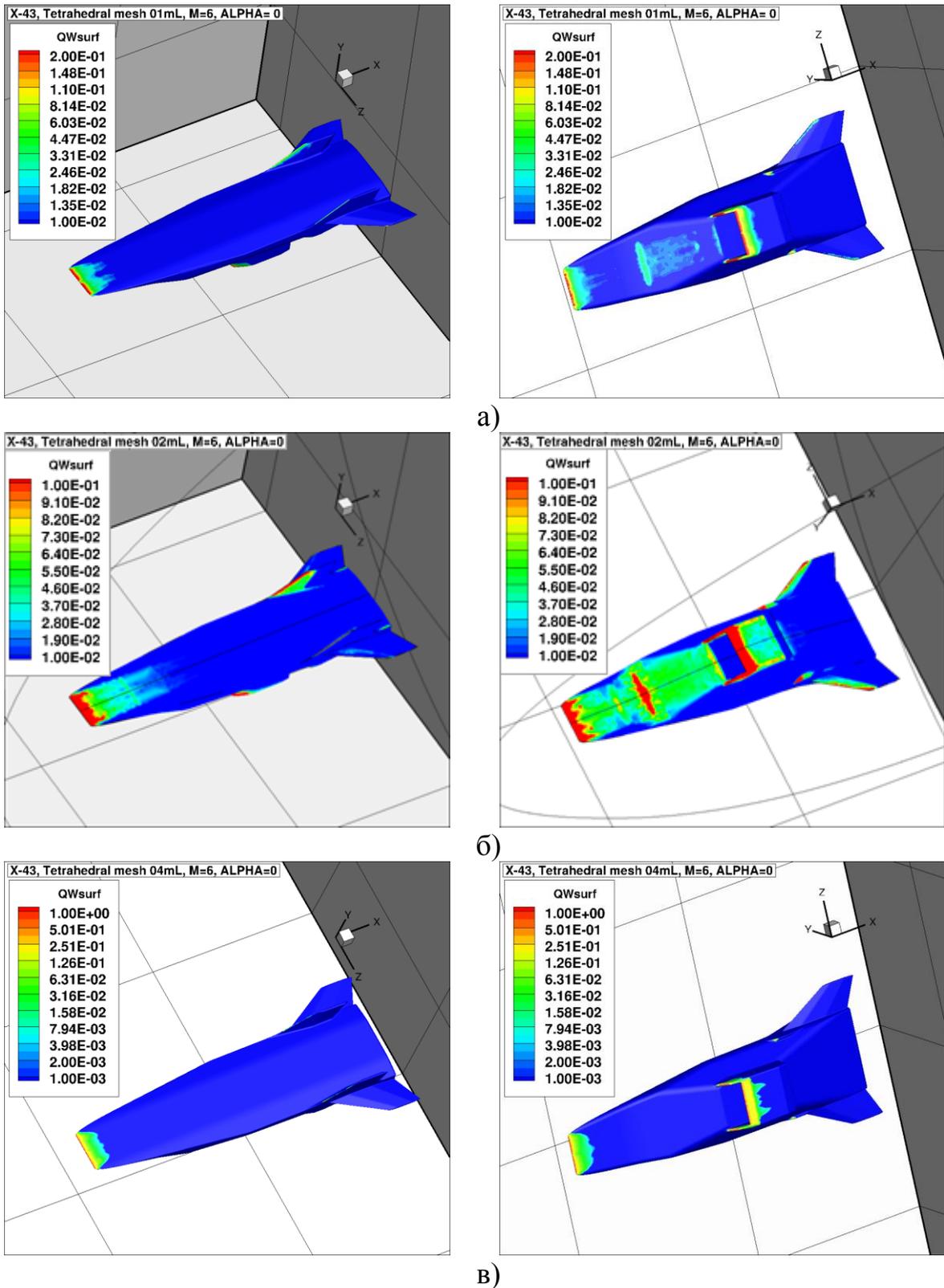


Рисунок А.21. Распределение плотностей конвективных тепловых потоков (QW_{surf} , в относительных единицах) вдоль поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 0^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов а) $1 \cdot 10^6$; б) $2 \cdot 10^6$; в) $4 \cdot 10^6$

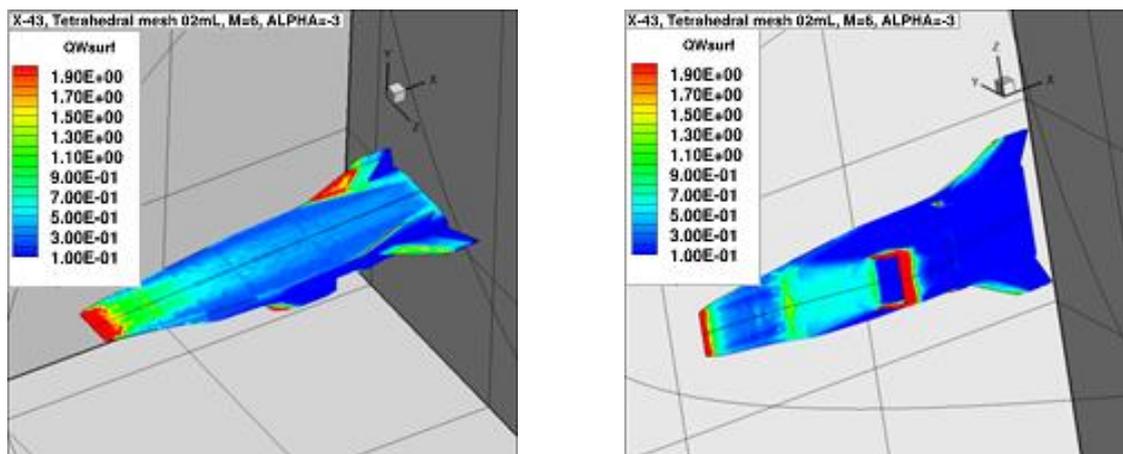


Рисунок А.22. Распределение плотностей конвективных тепловых потоков (QW_{surf} , в относительных единицах) вдоль поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = -3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов $2 \cdot 10^6$

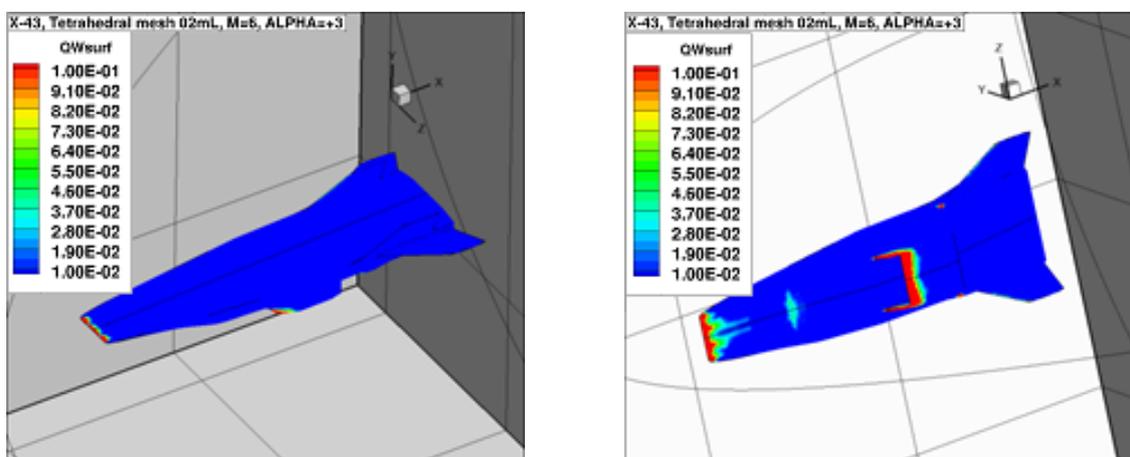


Рисунок А.23. Распределение плотностей конвективных тепловых потоков (QW_{surf} , в относительных единицах) вдоль поверхности летательного аппарата X-43 при $M = 6$ и угле атаки $\alpha = 3^\circ$ на расчетной сетке с числом узлов $2 \cdot 10^6$

Приложение Б. База данных расчетов аэротермодинамики X-51

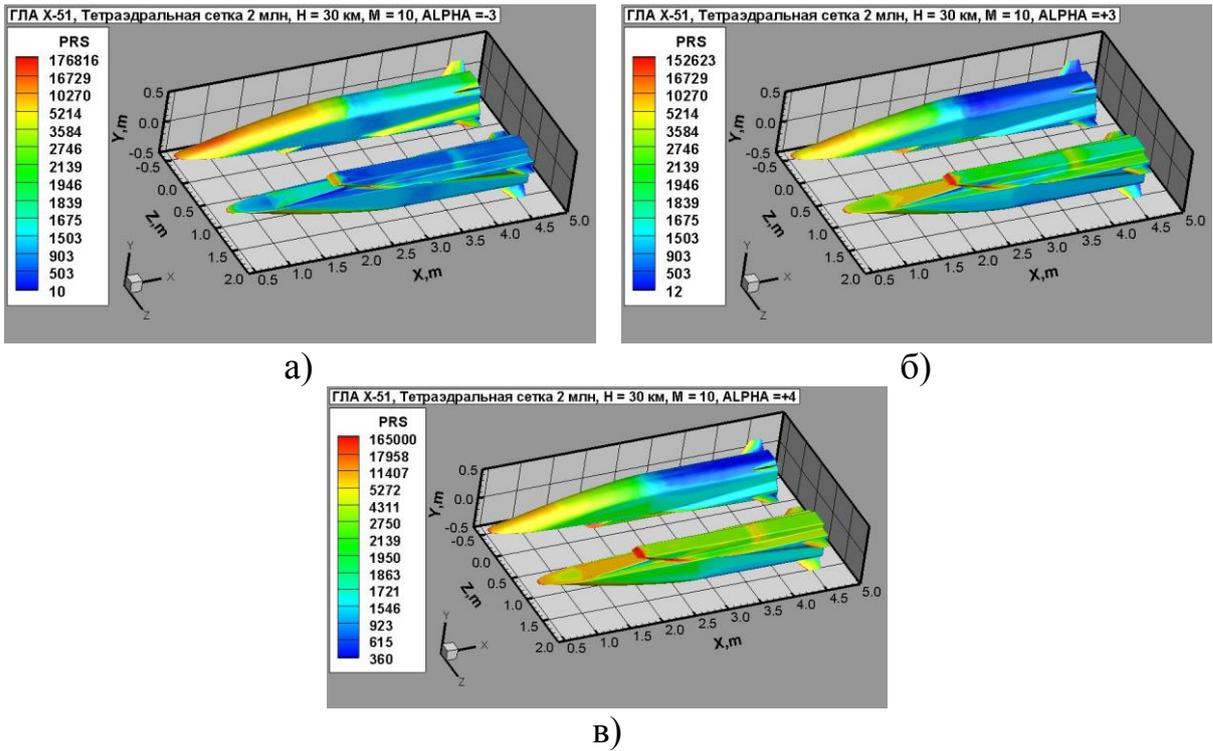


Рисунок Б.1. Распределение давлений (PRS, в Па) по поверхности летательного аппарата X-51 при $M = 10$ и угле атаки а) $\alpha = -3^\circ$; б) $\alpha = 3^\circ$; в) $\alpha = 4^\circ$

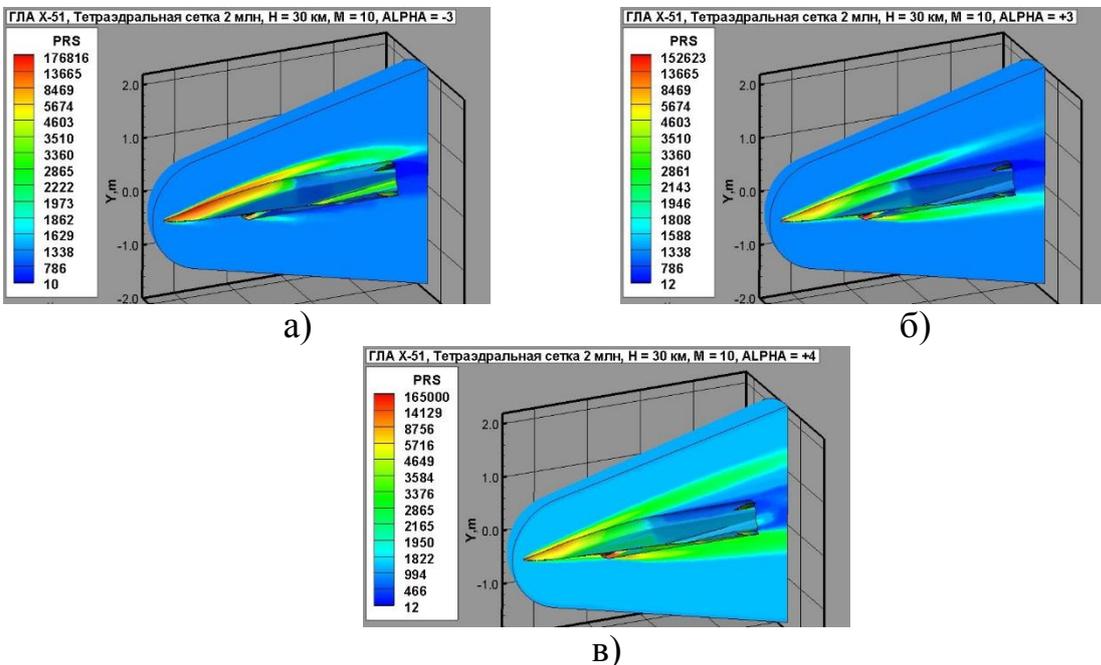


Рисунок Б.2. Поле давлений (PRS, в Па) вблизи поверхности летательного аппарата X-51 при $M = 10$ и угле атаки а) $\alpha = -3^\circ$; б) $\alpha = 3^\circ$; в) $\alpha = 4^\circ$

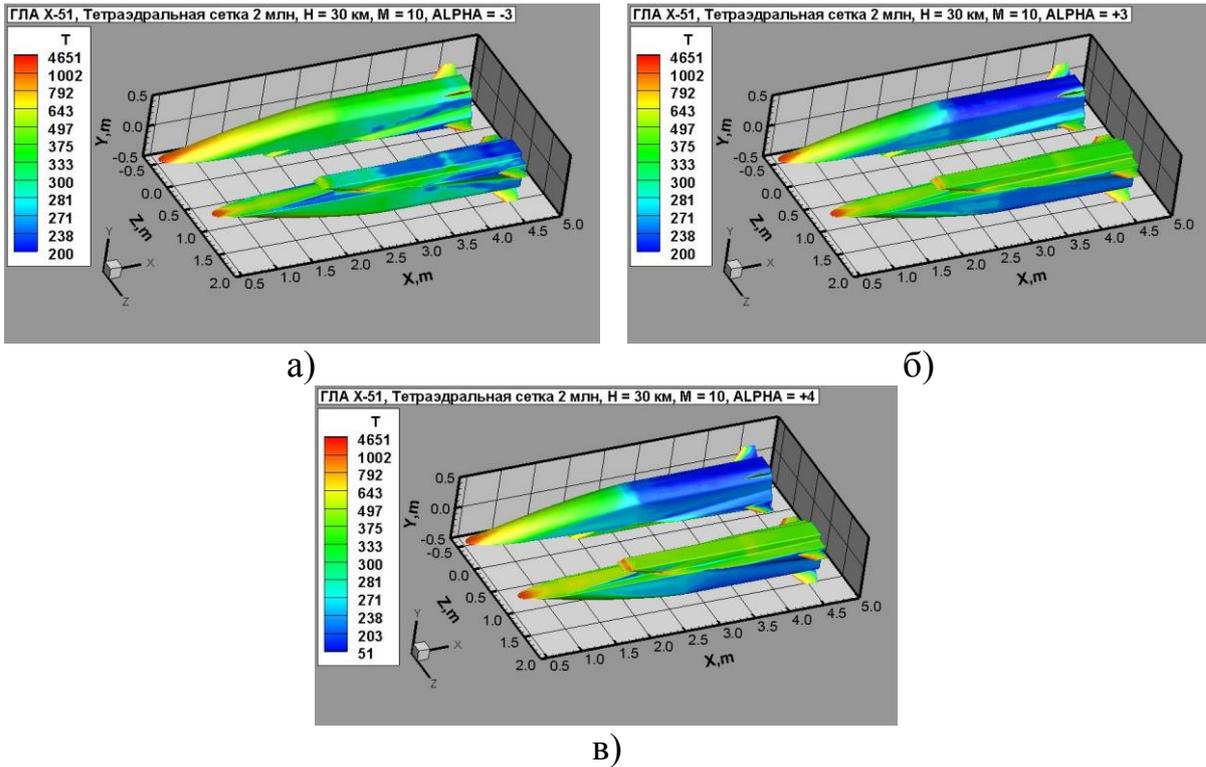


Рисунок Б.3. Распределение температур (в К) по поверхности летательного аппарата X-51 при $M = 10$ и угле атаки а) $\alpha = -3^\circ$; б) $\alpha = 3^\circ$; в) $\alpha = 4^\circ$

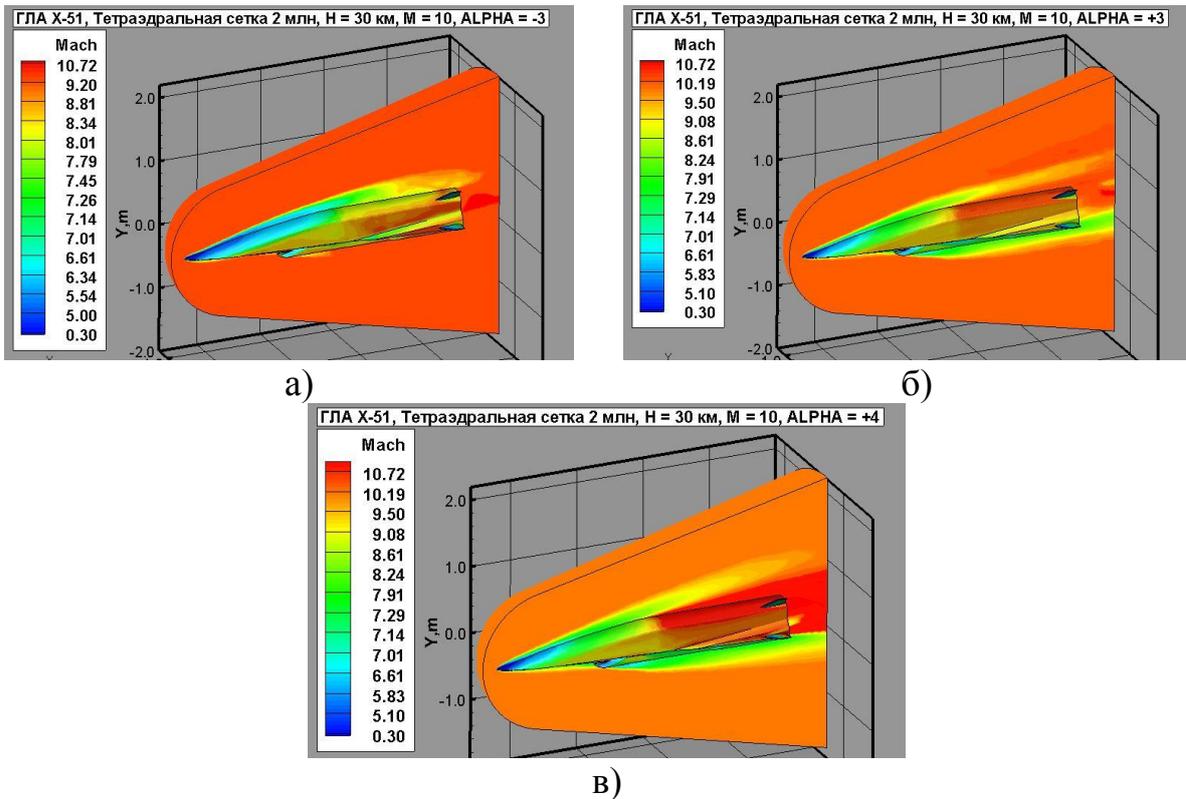


Рисунок Б.4. Поле чисел Маха (Mach) вблизи поверхности летательного аппарата X-51 при $M = 10$ и угле атаки а) $\alpha = -3^\circ$; б) $\alpha = 3^\circ$; в) $\alpha = 4^\circ$

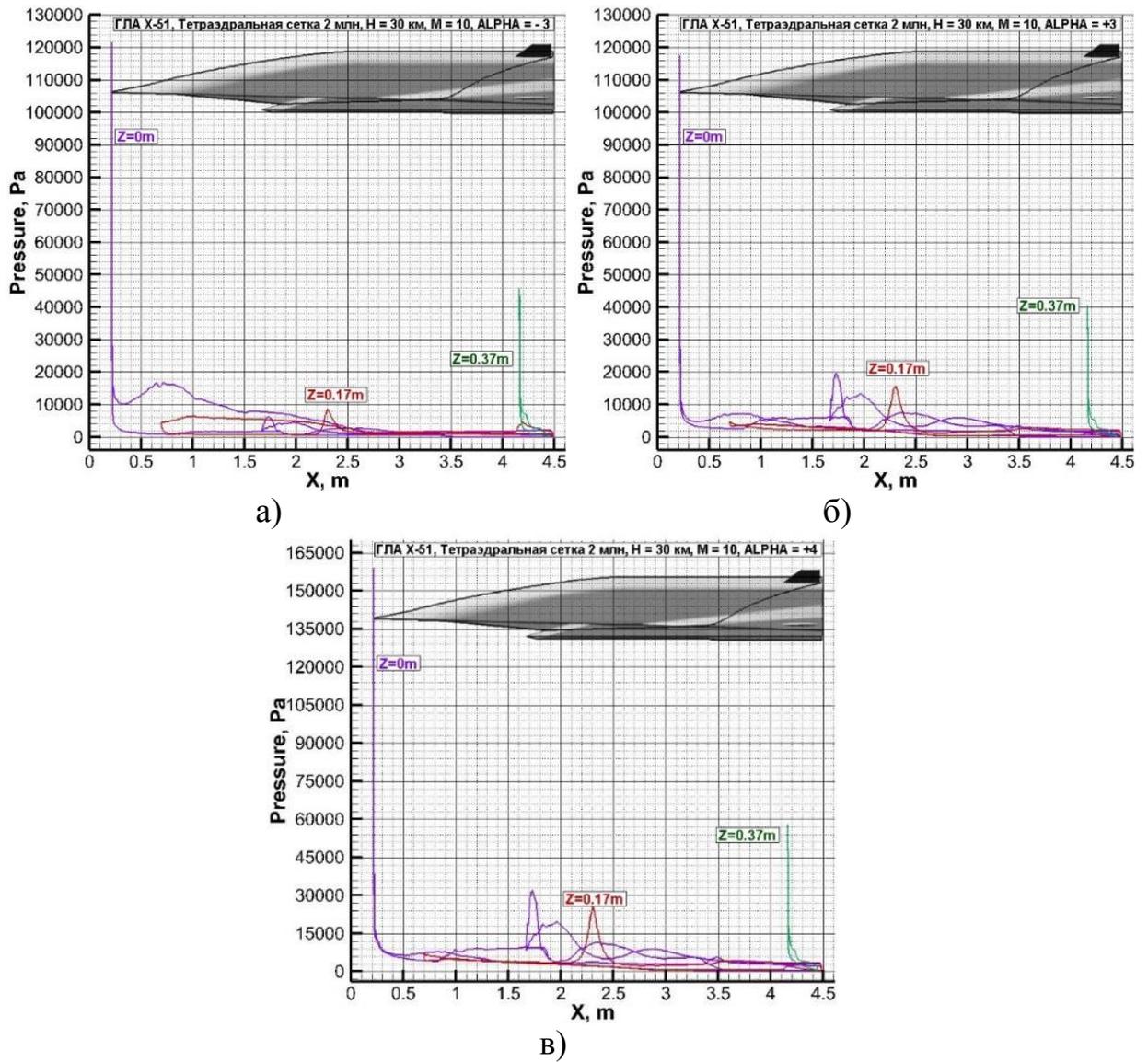


Рисунок Б.5. Линейные распределения давлений (в Па) на корпусе и хвостовом оперении летательного аппарата X-51 в различных сечениях $z = 0, 0.5, 0.6, 0.7$ м при $M = 10$ и угле атаки а) $\alpha = -3^\circ$; б) $\alpha = 3^\circ$; в) $\alpha = 4^\circ$

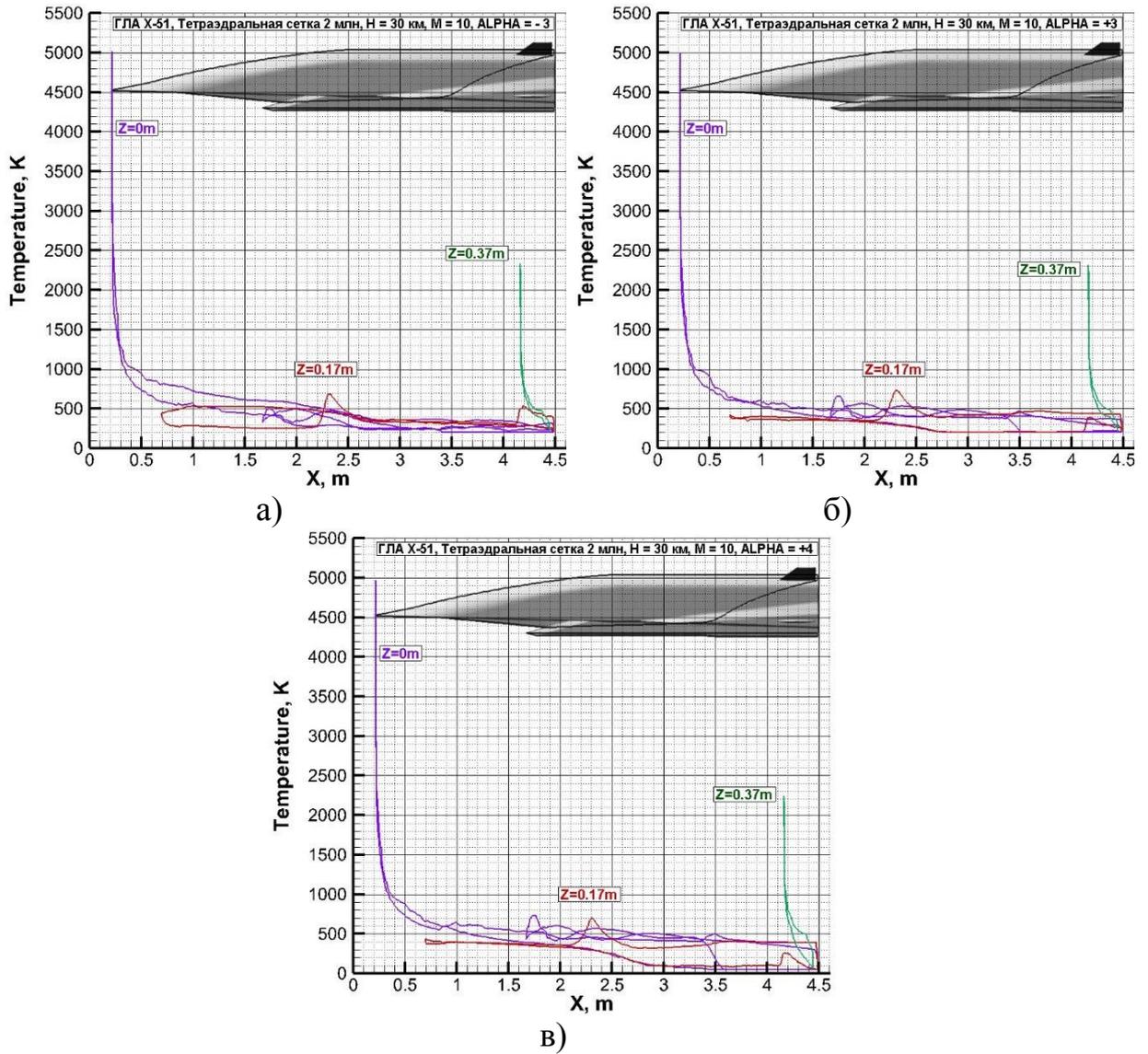


Рисунок Б.6. Линейные распределения температур (в К) на корпусе и хвостовом оперении летательного аппарата X-51 в различных сечениях $z = 0, 0.5, 0.6, 0.7$ м при $M = 10$ и угле атаки а) $\alpha = -3^\circ$; б) $\alpha = 3^\circ$; в) $\alpha = 4^\circ$