

На правах рукописи

ЯЦУХНО ДМИТРИЙ СЕРГЕЕВИЧ

**ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ  
ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С  
ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОДЕЛЕЙ СОВЕРШЕННОГО И РЕАЛЬНОГО  
ГАЗА**

01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата физико-математических наук

Москва, 2019

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

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

Официальные оппоненты: **Луцкий Александр Евгеньевич**  
д.ф.-м.н., доцент, Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

**Новиков Андрей Валерьевич**  
д.ф.-м.н., Центральный аэрогидродинамический институт им Н.Е. Жуковского

Ведущая организация: **Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН**

Защита состоится 12 декабря 2019 года в 15-00 часов на заседании диссертационного совета Д002.240.01 при Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН по адресу: 119526, Москва, проспект Вернадского, д. 101, к. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ИПМех РАН (<http://www.ipmnet.ru/files/diss/2019/5/Yatsukhno-diss.pdf>).

Ученый секретарь диссертационного совета Д002.240.01

при ИПМех РАН

кандидат физико-математических наук

Сысоева Е.Я.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность.** Задачи обтекания летательных аппаратов, движущихся с очень большими сверхзвуковыми скоростями, активно исследуются как отечественным, так и зарубежным научным сообществом. Одна из наиболее существенных проблем, присущих данным скоростям полета, заключается в значительном нагреве газа в образующемся ударном слое. Подобное увеличение температуры приводит к невозможности выполнения расчетов параметров потока в рамках модели совершенного газа из-за активно протекающих химических реакций. Специфические условия входа в атмосферу некоторых планет и наличие в составе смеси оптически активных компонент объясняют также необходимость количественной оценки радиационного нагрева поверхности летательного аппарата. Экспериментальные исследования высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) к настоящему моменту сопряжены со значительными техническими проблемами как при проведении летных испытаний, так и стендовых экспериментов. Значительная стоимость подобных исследований обуславливает актуальность разработки вычислительных моделей и компьютерных кодов для численного моделирования задач аэротермодинамики и аэрофизики ВЛА в рамках моделей совершенного и реального газа.

Основной задачей аэротермодинамики является определение нагрева поверхности ВЛА. Однако расчет теплового потока требует детальной дискретизации узкой зоны пограничного слоя что приводит к существенному увеличению количества элементов используемой расчетной сетки. К настоящему моменту только использование структурированных сеток может обеспечить приемлемую точность моделирования конвективного нагрева. Таким образом еще одной актуальной задачей является разработка методов построения поверхностных и объемных структурированных сеток.

Существенным недостатком упомянутого типа сеточной топологии является значительная сложность построения сетки для реалистичных

моделей ВЛА. Применение неструктурированных сеток является оправданным в задачах вычислительной аэродинамики. Практически полная автоматизация процесса построения существенно расширяет возможности для исследования различных конфигураций ВЛА. Важнейшей задачей является разработка компьютерных кодов и численных методов для работы именно с неструктурированными сетками.

**Целью работы** является построение численных методов расчета азротермодинамики ВЛА в рамках моделей совершенного и реального газа, а также разработка компьютерных кодов для проведения вычислительных экспериментов с использованием полученных методов. Еще одной задачей является исследование возможностей применения невязкого поля течения для построения поверхности ВЛА. Заключительная задача состоит в разработке методов генерации структурированных расчетных сеток, позволяющих выполнять фундаментальные и прикладные исследования газовой динамики ВЛА сложной формы.

**Научная новизна работы:**

1. Реализован метод построения несущих поверхностей летательных аппаратов, основанный на решении обратной задачи аэродинамики – получения формы по известному полю течения;
2. Выполнена реализация эллиптического и гиперболического сеточных генераторов, позволяющих выполнять построение структурированных расчетных сеток для двух- и трехмерных конфигураций летательных аппаратов в различных задачах газовой динамики;
3. Выполнена валидация компьютерного кода UST3D на примере анализа экспериментальных данных по аэродинамике различных конфигураций волнолетов в широком диапазоне скоростей и углов атаки. Также выполнена верификация численной методики путем сравнения полученных результатов с расчетными данными других компьютерных кодов;
4. Выполнен расчет конвективных и радиационных тепловых потоков к поверхности спускаемого аппарата Exomars в рамках

осесимметричной двухмерной вычислительной модели компьютерного кода NERAT-2D для актуальных траекторных точек. Проведено оценочное сравнение полученных результатов с летными данными для различных участков траектории;

5. Проведены пространственные расчеты аэротермодинамики спускаемого аппарата Exomars под углом атаки. Выполнено сравнение результатов расчета конвективного теплового потока при различных каталитических свойствах поверхности и для различных способов учета эффектов турбулентности;

**Практическая значимость.** Реализованный метод газодинамического конструирования осуществляет построение несущих поверхностей ВЛА в широком диапазоне параметров набегающего потока. Разработанные компьютерные коды позволяют выполнять построение структурированных расчетных сеток для летательных аппаратов сложной формы. Применение метода расщепления по физическим процессам на неструктурированных сетках дает достоверные расчетные данные по аэродинамике летательных аппаратов сложной формы. Расчетные данные, полученные с использованием двух- и трехмерной моделей радиационной газовой динамики, позволяют получить оценку конвективного и радиационного нагрева поверхности спускаемого космического аппарата при различных приближениях, а также могут быть использованы при анализе актуальных данных летных испытаний.

Научные исследования, проведенные в работе, были выполнены в рамках проекта РФФИ 16-01-00379 и проекта РФФИ 19-0100515, госзадания № АААА-А17-117021310372-6, а также международного проекта CNES № 170440/00.

**Достоверность** результатов диссертации подтверждается физической обоснованностью постановок задач и строгим аналитическим характером их рассмотрения с применением современных теоретических концепций и математических средств физической и химической механики, сравнением

собственных численных результатов с расчетами других авторов, а также соответствием расчетных и экспериментальных данных.

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

1. Научная конференция МФТИ, Москва-Долгопрудный, Московский Физико-Технический Институт, 2016 – 2018 гг;

2. Школа-семинар «Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем» (АФМ), Москва, Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, 2016 – 2018 гг;

3. XX Юбилейная Международная конференция по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2017), 24–31 мая 2017 г., Алушта

4. Всероссийская конференция по аэрогидродинамике, посвященная 100-летию со дня рождения С.В. Валландера, Санкт-Петербург, Россия, 23-25 октября 2017 г.

5. XXI Научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов, г. Королев, 30 октября – 3 ноября 2017 г.

6. Научно-техническая конференция по аэродинамике. п. Володарского Московской обл. 2017 – 2019 гг;

7. Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства, Москва, 2018, 2019 гг;

8. 56<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting, Флорида, США, 8-12 января 2018 г.

9. XII Международная конференция по прикладной математике и механике в аэрокосмической области (NPNJ'2018). 24-21 мая 2018 г., Алушта.

10. 7-я Российская национальная конференция по теплообмену. 22-26 октября 2018, г. Москва, Россия

11. AIAA SciTech Forum (7-11 January, 2019, San Diego, California, USA), San Diego, California, США, 7-11 января 2019 г.

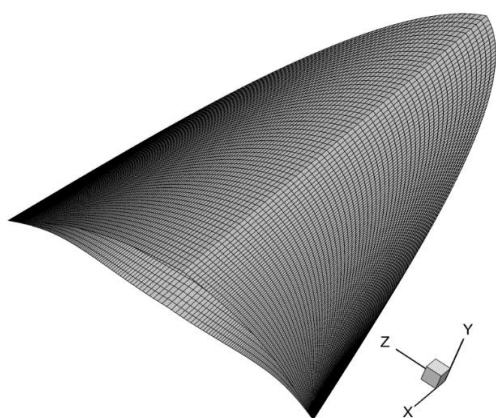
**Публикации.** По теме диссертации опубликовано 6 статей, входящих в список рекомендуемых изданий ВАК или индексируемых в базах данных «Сеть науки» (Web of Science) или «Скопус» (Scopus).

**Структура и объем работы.** Диссертация состоит из введения, 5 глав, заключения, списка литературы и приложения. Общий объем работы составляет 167 страниц, включая 107 рисунков и 16 таблиц. Список литературы содержит 203 наименования.

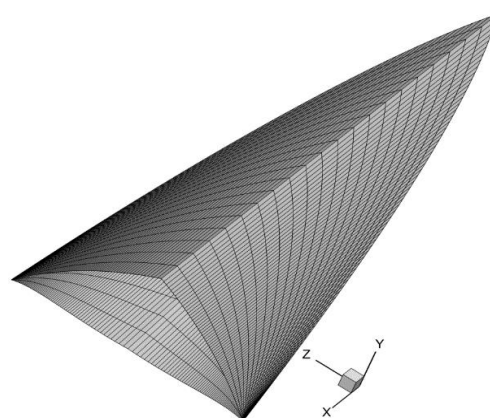
## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** отражена актуальность рассматриваемой проблемы, сформулирована цель работы и кратко отражена структура диссертации.

В **первой главе** рассматривается концепция волнолета как объекта компьютерных аэротермодинамических исследований. К достоинствам данной аэродинамической конфигурации следует отнести значительную подъемную силу, которая обеспечивается за счет высокого давления в сжатом слое у несущей поверхности, а также малое волновое сопротивление, за счет присоединения ударной волны к передней кромке и касательной ориентации верхней поверхности по отношению к набегающему потоку. Данные особенности обеспечивают достаточно высокое аэродинамическое качество при больших сверхзвуковых скоростях. В рамках главы был представлен обзор расчетных и экспериментальных работ, посвященных изучению волнолетов различной формы. Данные исследования проводились в ведущих отечественных и зарубежных исследовательских центрах, занимающихся вопросами теоретической и экспериментальной аэродинамики: ЦАГИ, ИТПМ СО РАН, NASA Langley Research Center, DLR, Arnold Engineering Development Center [1–6]. Представлена методика построения несущей поверхности волнолета на основе невязкого конического поля течения, сформулированная в работе [7], а также результаты ее практической реализации (см. рис. 1–2).



**Рис. 1.** Волнолет:  $\theta_s = 12^\circ$ ,  $M_\infty = 6$ ,  
 $p_\infty = 1185.5$  Па,  $T_\infty = 231.3$  К



**Рис. 2.** Волнолет:  $\theta_s = 11.66^\circ$ ,  $M_\infty = 14$ ,  
 $p_\infty = 165$  Па,  $T_\infty = 48.9$  К

Во **второй главе** изложены методики применения эллиптических [8] и гиперболических уравнений в частных производных [9] для построения

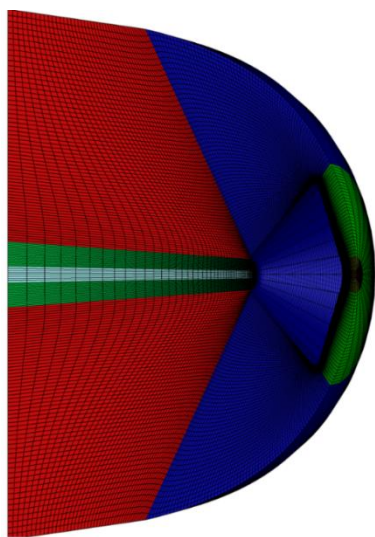


расчетных сеток. В начале главы представлен обзор по ключевым подходам к генерации сеточных топологий.

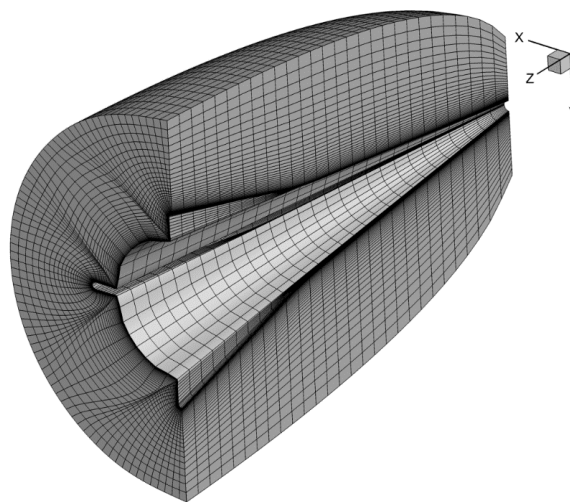
К достоинствам эллиптического генератора сеток следует отнести гладкость получаемых сеточных топологий, а также широкие возможности по контролю за распределением внутренних узлов сетки. К недостаткам следует отнести необходимость распределения узлов по всем границам расчетной области, и сложность генерации сеток при очень большом количестве узлов, что напрямую сказывается на итерационном процессе.

Гиперболический генератор подразумевает получение ортогональных сеток с predetermined размером первого слоя ячеек. В качестве начальных условий используется распределение узлов на внутренней границе расчетной области, при этом внешняя граница будет иметь произвольную форму, которая получается в процессе маршевого решения исходных уравнений. Основная проблема подобного типа сеточных генераторов – возможность появления дефектов внутренних линий сетки (изломов), обусловленных формой границы области. Для решения этой проблемы в исходные уравнения добавляются диссипативные члены.

В данной главе представлены результаты применения данных сеточных генераторов к различным конфигурациям летательных аппаратов (см. рис. 3–4).



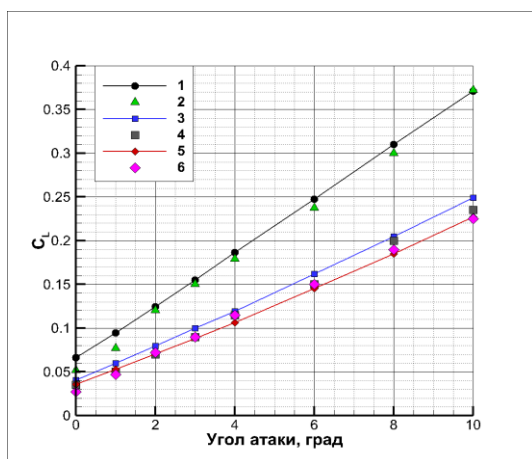
**Рис. 3.** Трехмерная семиблочная сетка для спускаемого космического аппарата Exomars (Эллиптический генератор)



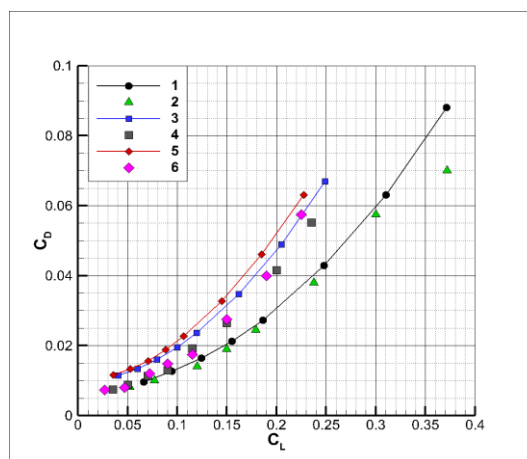
**Рис. 4.** Трехмерная сетка для спускаемого космического аппарата Exomars (Гиперболический генератор)

В третьей главе сформулирована физико-математическая модель компьютерного кода UST3D, реализующего метод расщепления по физическим процессам на неструктурированных тетраэдральных сетках [10–11]. Предложенный в работе [12] метод частиц в ячейках, а также его модифицированный вариант – метод крупных частиц [13] – реализуют принцип расщепления по физическим процессам, позволяющего свести решение исходной системы к последовательному решению более простых задач, используя различные сочетания Эйлера и Лагранжева подхода. Разработанный в лаборатории Радиационной газовой динамики ИПМех РАН компьютерный код UST3D (Unstructured Splitting Tetrahedron 3-Dimensional) предназначен для решения задач вычислительной аэродинамики высокоскоростных летательных с применением вышеупомянутых методов.

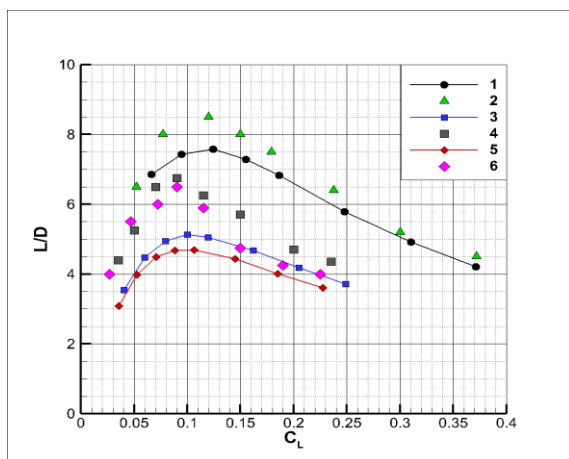
В рамках главы было рассмотрено несколько расчетно-исследовательских задач, посвященных моделированию аэродинамики волнолетов. Значительное внимание было уделено верификации и валидации используемого компьютерного кода. Первый подраздел главы был посвящен валидационной задаче определения аэродинамических характеристик волнолета, исследовавшегося экспериментально [4] (см. рис. 5–8).



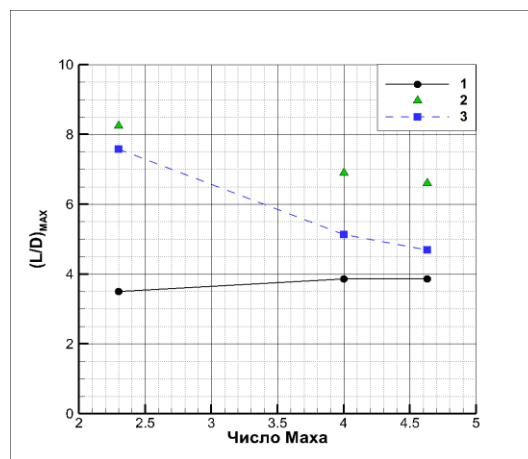
**Рис. 5.** Коэффициент подъемной силы в зависимости от угла атаки: 1, 3, 5 – расчет по коду UST3D для чисел Маха  $M_\infty = 2.3$ ,  $M_\infty = 4$  и  $M_\infty = 4.63$  соответственно; 2, 4, 6 – экспериментальные данные [4], соответствующие числам Маха  $M_\infty = 2.3$ ,  $M_\infty = 4$  и  $M_\infty = 4.63$



**Рис. 6.** Коэффициент силы лобового сопротивления в зависимости от угла атаки: 1, 3, 5 – расчет по коду UST3D для чисел Маха  $M_\infty = 2.3$ ,  $M_\infty = 4$  и  $M_\infty = 4.63$  соответственно; 2, 4, 6 – экспериментальные данные [4], соответствующие числам Маха  $M_\infty = 2.3$ ,  $M_\infty = 4$  и  $M_\infty = 4.63$ .



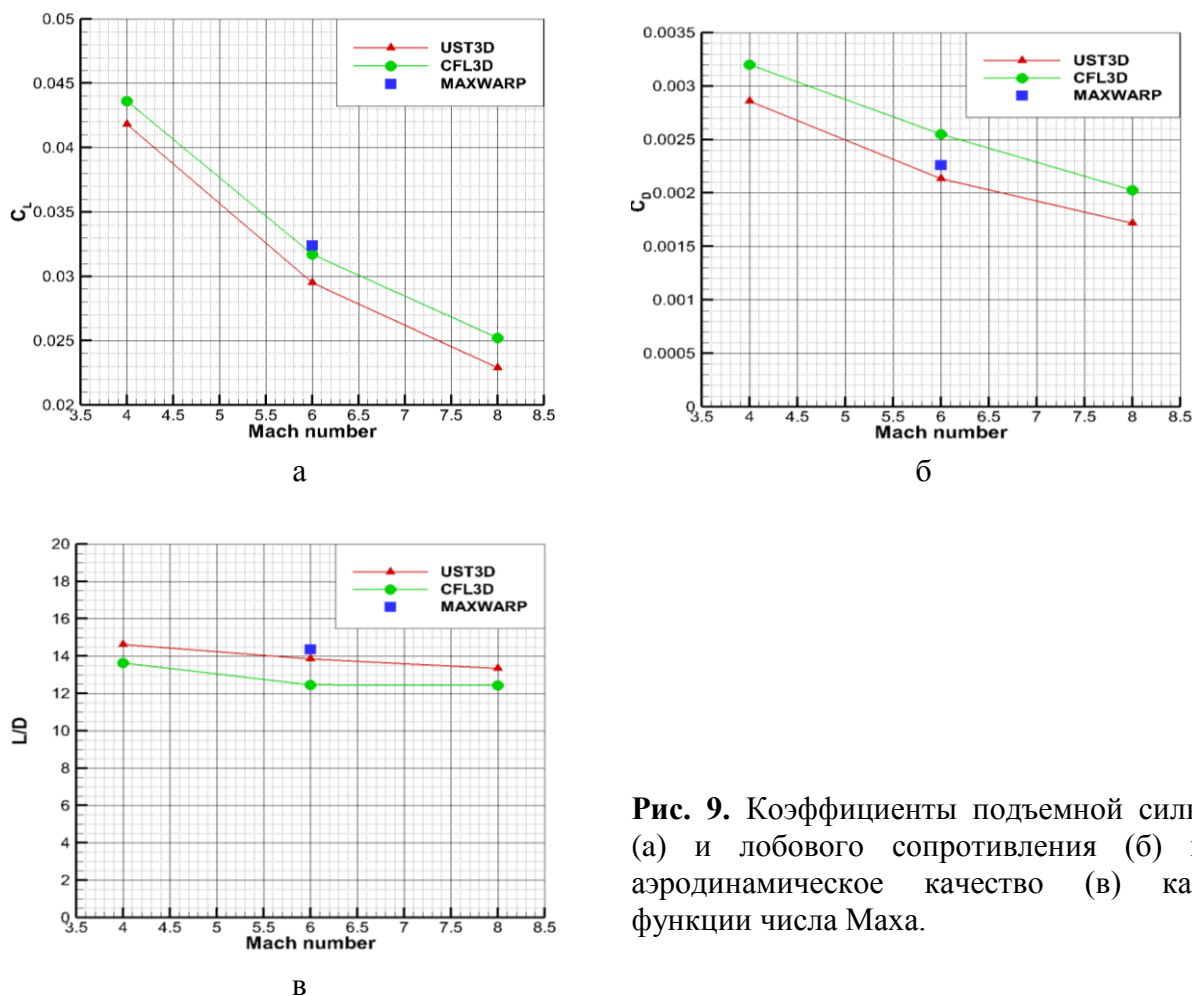
**Рис. 7.** Аэродинамическое качество в зависимости от угла атаки:  
1, 3, 5 – расчет по коду UST3D для чисел Маха  $M_\infty = 2.3$ ,  $M_\infty = 4$  и  $M_\infty = 4.63$  соответственно;  
2, 4, 6 – экспериментальные данные [4], соответствующие числам Маха  $M_\infty = 2.3$ ,  $M_\infty = 4$  и  $M_\infty = 4.63$ .



**Рис. 8.** Аэродинамическое качество как функция числа Маха при различных величинах донного давления: 1, 3 – расчет по коду UST3D при  $p_{base} = 0$  и  $p_{base} = p_\infty$ ; 2 – экспериментальные данные [4] для случая  $p_{base} = p_\infty$ .

Проведенное с использованием компьютерного кода UST3D численное моделирование позволило произвести оценку основных аэродинамических характеристик волнолета, построенного на скачке уплотнения за прямым круговым конусом. Несмотря на приближенный характер расчета коэффициента поверхностного трения и коэффициента донного давления, было получено, в целом, удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных данных. Сравнительный анализ показал, что для данной модели ВЛА аэродинамические характеристики при скорости полета  $M_\infty = 4.63$  наиболее близки к результатам эксперимента. Для представленной конфигурации волнолета поверхностное трение играет значительную роль в общем сопротивлении летательного аппарата.

Также в этом подразделе представлена задача перекрестной верификации компьютерного кода UST3D и компьютерных кодов MAXWARP [14] и CFL3D [15]. Численное моделирование было выполнено для расчетного режима, соответствующего числу Маха  $M_\infty = 6$  и двух нерасчетных режимов:  $M_\infty = 4$  и  $M_\infty = 8$ . Результаты расчетов показаны на рис. 9.

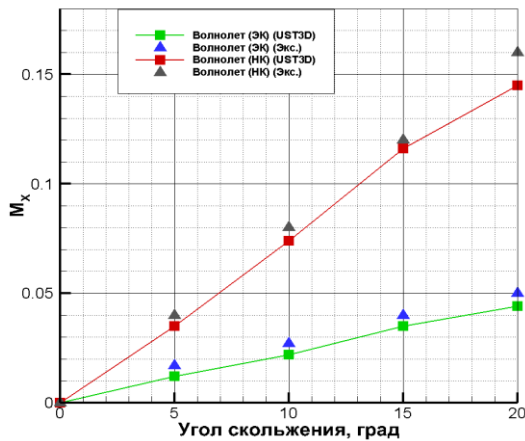


**Рис. 9.** Коэффициенты подъемной силы (а) и лобового сопротивления (б) и аэродинамическое качество (в) как функции числа Маха.

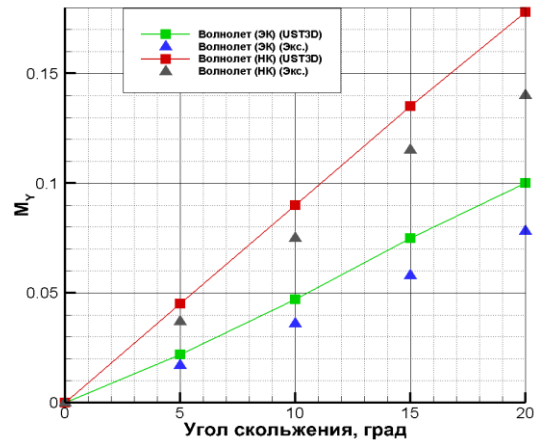
В качестве характерной площади для расчета аэродинамических коэффициентов использовалась площадь волнолета в плане. Должно быть отмечено, что при расчете коэффициента лобового сопротивления учитывалась только составляющая, обусловленная действием давления. Все аэродинамические коэффициенты монотонно убывают при увеличении числа Маха. В целом наблюдается хорошее согласие между всеми представленными расчетными данными.

Во втором подразделе главы рассматриваются волнолеты построенные на скачках уплотнения за эллиптическим (ЭК-волнолет) и наклонным круговым конусом (НК-волнолет). Данные конфигурации обладают большим полезным объемом чем волнолеты на круглых конических ударных волнах, поэтому представляет интерес исследование силовых и моментных характеристик данных ВЛА. Оценка моментных характеристик летательного аппарата необходима для понимания относительного перераспределения давления по

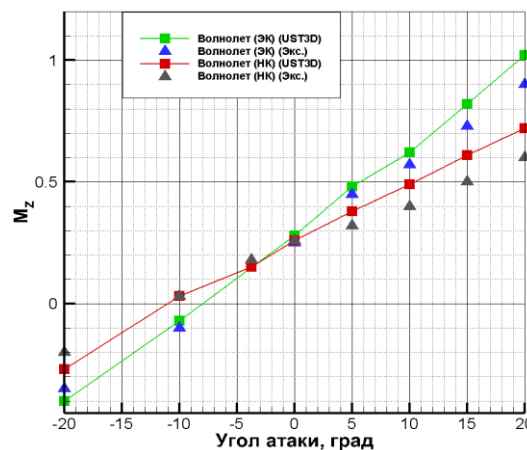
поверхности исследуемого объекта при изменении его ориентации в пространстве. Это обусловлено вопросами управления ВЛА и его устойчивостью в полете. Эти коэффициенты обладают высокой чувствительностью как к условиям эксперимента, так и к положению центра тяжести виртуальной модели. Распределения коэффициентов аэродинамических моментов в зависимости от изменения угла атаки или скольжения показаны на рис. 10–12. Все графики имеют характер близкий к линейному. Следует отметить, что для НК-волнолета абсолютные значения момента тангажа при любых углах атаки несколько ниже, чем для ЭК-волнолета. Это говорит о несколько большей устойчивости данной конфигурации в процессе полета.



**Рис. 10.** Коэффициенты момента крена для ЭК- и НК-волнолета в сравнении с экспериментальными данными [16] для числа Маха  $M_\infty = 4$



**Рис. 11.** Коэффициенты момента рыскания для ЭК- и НК-волнолета в сравнении с экспериментальными данными [16] для числа Маха  $M_\infty = 4$



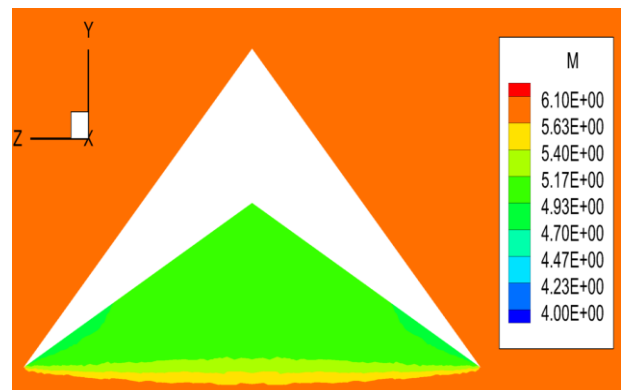
**Рис. 12.** Коэффициента момента тангажа для ЭК- и НК-волнолета в сравнении с экспериментальными данными [16] для числа Маха  $M_\infty = 4$



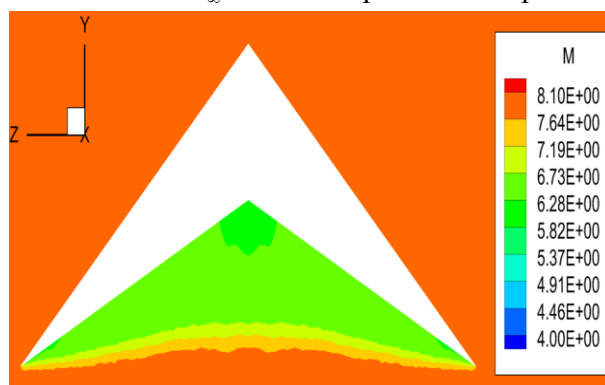
В третьем подразделе главы рассматривался волнолет, построенный на плоском скачке уплотнения [5]. В частности, были исследованы особенности ударно-волновой конфигурации при расчетных и нерасчетных скоростях набегающего потока. Были выполнены расчеты для чисел Маха  $M_\infty = 4 \div 8$  при нулевом угле атаки. При обтекании волнолета с острыми кромками образуется присоединенная ударная волна, форма которой зависит от параметров обтекания. При расчетном режиме обтекания (в данном случае это  $M_\infty = 6$ , рис. 14) скачок уплотнения лежит точно между двумя кромками, образуя прямую линию в поперечном сечении с равномерным распределением давления по поверхности тела.



**Рис. 13.** Конфигурация ударной волны в плоскости поперечного сечения  $\Delta$ -волнолета на расстоянии  $s = 0.9l$  от передней критической точки для нерасчетного режима обтекания  $M_\infty = 4$



**Рис. 14.** Конфигурация ударной волны в плоскости поперечного сечения  $\Delta$ -волнолета на расстоянии  $s = 0.9l$  от передней критической точки для расчетного режима обтекания  $M_\infty = 6$



**Рис. 15.** Конфигурация ударной волны в плоскости поперечного сечения  $\Delta$ -волнолета на расстоянии  $s = 0.9l$  от передней критической точки для нерасчетного режима обтекания  $M_\infty = 8$

С увеличением числа Маха фронт ударной волны искривляется в направлении несущей поверхности, формируя зону локального увеличения давления в окрестности точки излома нижней поверхности. Если скорость

потока меньше расчетной, то скачок уплотнения изгибается от несущей поверхности, а давление в окрестности точки излома снижается. При расчетах скачок уплотнения так или иначе отходил от кромок, что проявлялось в локальном увеличении давления на них (см. рис. 13.). В остальном форма ударной волны, полученная в процессе численного моделирования, соответствует описанной выше теории (см. рис. 15).

Четвертый подраздел главы посвящен моделированию обтекания волнолета, сопряженного с ракетным ускорителем. Современная концепция ВЛА для больших сверхзвуковых скоростей подразумевает необходимость предварительного разгона летательного аппарата до скорости, обеспечивающей возможность начала работы силовой установки. Таким образом, непосредственно летному испытанию ВЛА предшествуют этап транспортировки (из опыта летных экспериментов для ВЛА X-43 и X-51 – под крылом самолета) на высоту начала работы ускорителя и фаза полета вместе с ракетой. В связи с этим представляет интерес оценка относительного влияния ускорителя на аэродинамические характеристики интегральной компоновки.

Результаты соответствующих расчетов при  $M_\infty = 8$  показаны на рис. 16–17. Интегральная компоновка обладает значительно большим сопротивлением, при этом площадь смачиваемой поверхности используется менее эффективно, что соответствует меньшим значениям коэффициента подъемной силы.

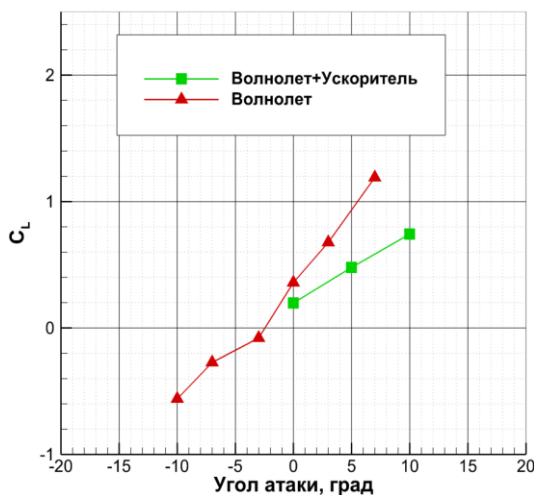


Рис. 16. Распределение коэффициента подъемной силы

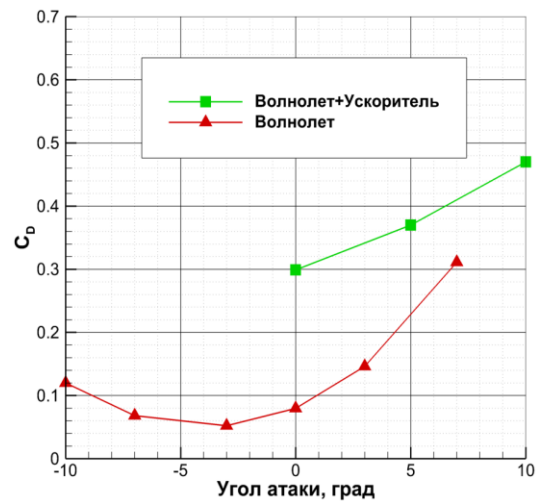
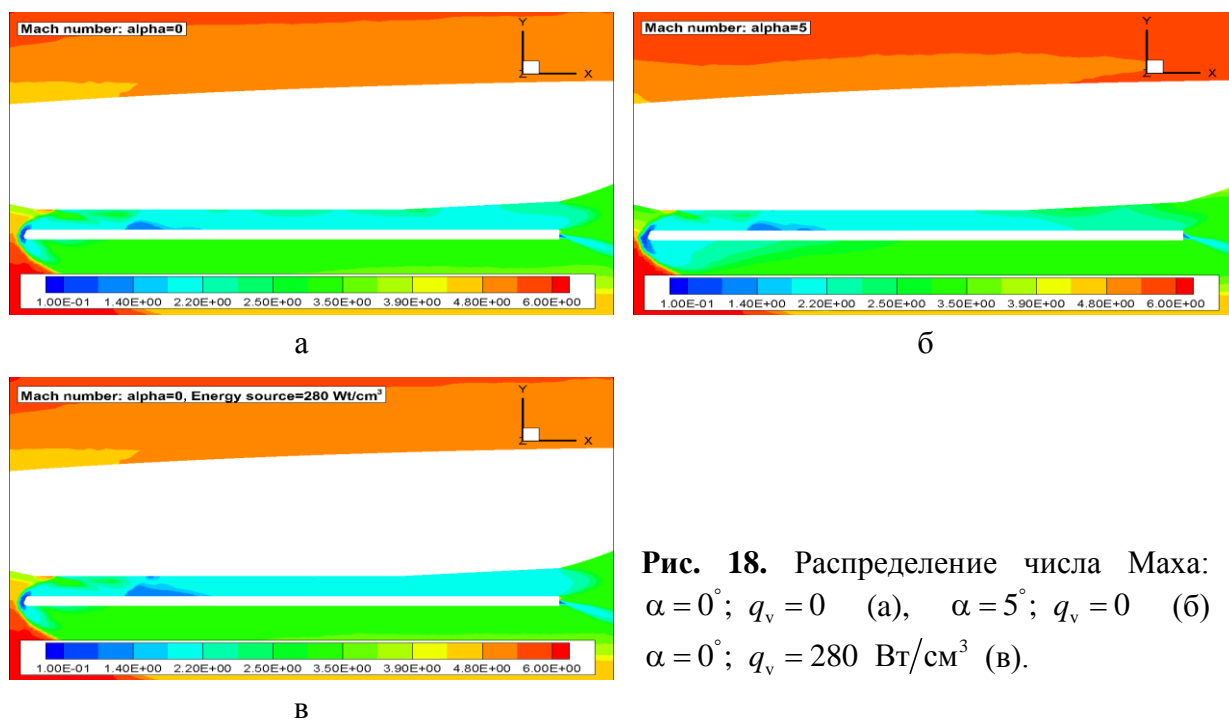


Рис. 17. Распределение коэффициента лобового сопротивления

В пятом подразделе главы решалась задача оценки влияния объемных источников энергии на аэротермодинамику волнолета, сопряженного с ГПВРД. Были рассмотрены два варианта позиционирования источника: в камере двигателя и в области носовой части. Для моделирования энергетического воздействия использовался подход, изложенный в работе [17].

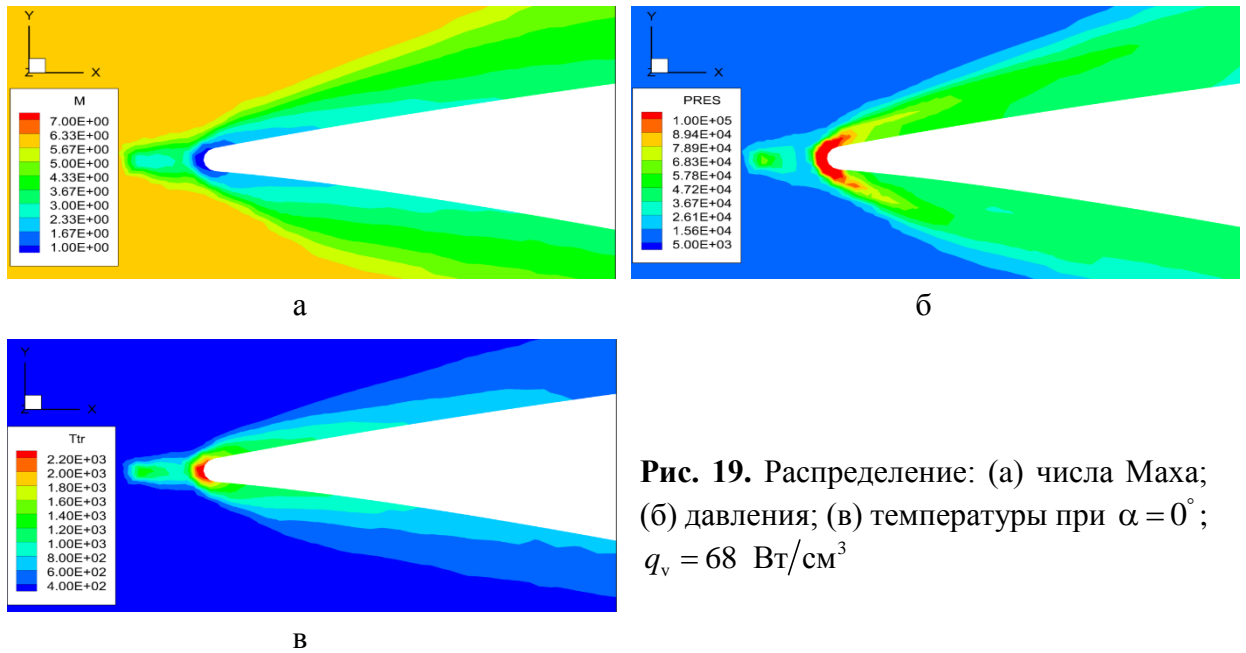
Распределение числа Маха в камере ГПВРД для различных расчетных случаев показано на рис. 18 (а,б,в). Влияние угла атаки на поле течения в тракте двигательной установки является незначительным, а некоторые отличия в ударно-волновой структуре обусловлены изменением части набегающего потока, попадающей непосредственно в воздухозаборник. Влияние объемного источника проявляется в возникновении дополнительного торможения потока позади области энерговклада и как следствие снижения скорости течения.



**Рис. 18.** Распределение числа Маха:  $\alpha = 0^\circ$ ;  $q_v = 0$  (а),  $\alpha = 5^\circ$ ;  $q_v = 0$  (б)  $\alpha = 0^\circ$ ;  $q_v = 280$  Вт/см<sup>3</sup> (в).

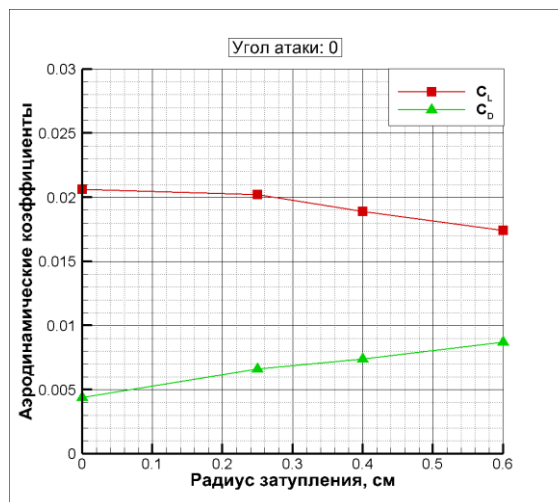
Результаты моделирования влияния объемного источника вблизи носовой части ВЛА на число Маха (а), давление (б) и температуру (в) представлены на рис. 19. Прежде всего изменяется структура фронта головной ударной волны. Еще одним эффектом является увеличение давления на носовой кромке.





**Рис. 19.** Распределение: (а) числа Маха; (б) давления; (в) температуры при  $\alpha = 0^\circ$ ;  $q_v = 68 \text{ Вт/см}^3$

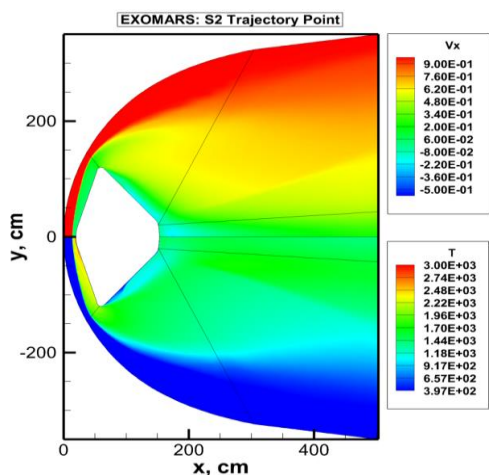
В заключительном подразделе главы анализировалось влияние радиуса затупления на аэродинамические характеристики волнолета. На рис. 20 показана динамика изменения аэродинамических коэффициентов в зависимости от радиуса затупления передней кромки. Несмотря на сокращение площади смачиваемой поверхности происходит увеличение лобового сопротивления. Таким образом, эффект влияния кромки является более существенным чем влияние площади смачиваемой поверхности.



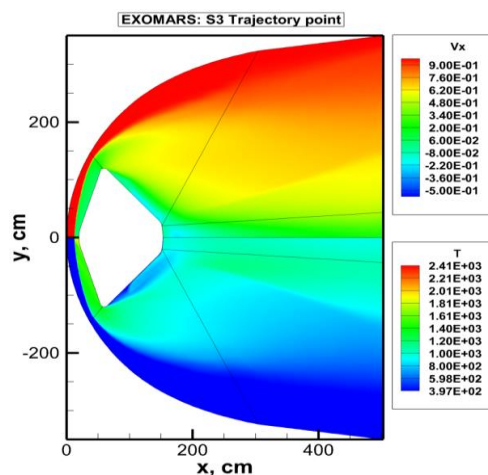
**Рис. 20.** Аэродинамические коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления для различных вариантов радиуса затупления

В четвертой главе представлена двухмерная осесимметричная модель радиационной газовой динамики, предназначенная для моделирования конвективного и радиационного нагрева поверхности спускаемого космического аппарата в условиях марсианской атмосферы [18]. Основной

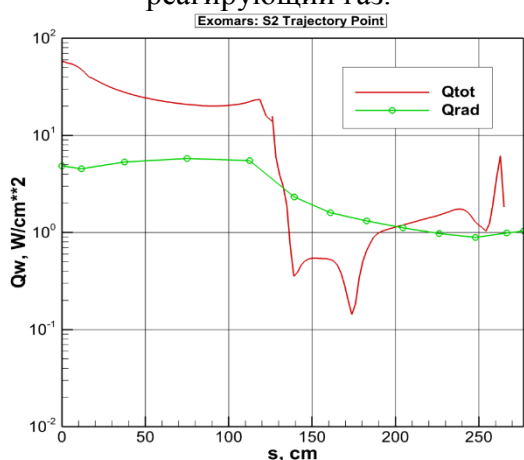
цикл расчетов был проведен при параметрах набегающего потока, соответствующих траекторным точкам S2 и S3 [19]. Основные результаты представлены на рис. 21–24, а также в таблице 1 продемонстрировано сравнение с доступными экспериментальными данными.



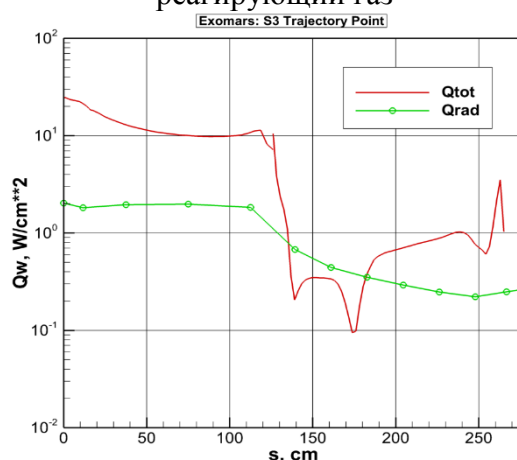
**Рис. 21.** Распределение продольной компоненты скорости (верхняя часть) и поступательной температуры (нижняя часть). Траекторная точка S2. Химически реагирующий газ.



**Рис. 22.** Распределение продольной компоненты скорости (верхняя часть) и поступательной температуры (нижняя часть). Траекторная точка S3. Химически реагирующий газ



**Рис. 23.** Распределение конвективного (красная линия) и радиационного теплового потока (зеленая линия) вдоль образующей СКА Exomars. Точка S2.



**Рис. 24.** Распределение конвективного (красная линия) и радиационного теплового потока (зеленая линия) вдоль образующей СКА Exomars. Точка S3.

**Таблица 1.** Результаты расчетов и экспериментальные данные [19]

Траекторная точка	Радиометр, Вт/см <sup>2</sup>		COMARS3, Вт/см <sup>2</sup>		COMARS2, Вт/см <sup>2</sup>		COMARS1, Вт/см <sup>2</sup>	
	Эксперимент [23]	NER AT-2D	Эксперимент [23]	NER AT-2D	Эксперимент [23]	NER AT-2D	Эксперимент [23]	NER AT-2D
S2	0.9	2.13	1.48	2.4	1.12	2.26	1.09	2.52
S3	0.195	0.61	0.55	0.875	0.33	0.944	0.42	1.15

Выполненные двумерные расчеты позволили провести оценку конвективных и радиационных тепловых потоков в сравнении с доступными экспериментальными данными. В целом расчетные данные по нагреву излучением, а также полному тепловому потоку превышают соответствующие экспериментальные значения. Одной из причин, затрудняющих проведение более корректного сравнения, является неопределенность в значении угла атаки летательного аппарата.

Полученные результаты также говорят о слабом влиянии химических реакций на тепловые потоки для исследованных траекторных точек.

В пятой главе показаны результаты применения трехмерной модели радиационной газовой динамики [20] для моделирования конвективного нагрева поверхности спускаемого космического аппарата. Данные расчеты были выполнены при различных углах атаки. Оценка влияния типа температурного граничного условия на величину конвективного нагрева для траекторной точки S3 при угле атаки  $\alpha = 3^\circ$  для абсолютно каталитической поверхности может быть выполнена из анализа рис. 25 – 26. При фиксированной температуре стенки фиксируется значительно больший тепловой поток к подветренной поверхности, чем при реализации равновесной радиационной температуры в качестве температуры поверхности.

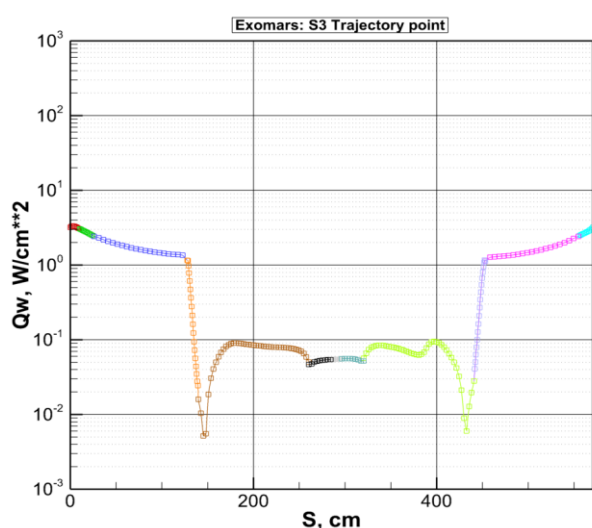


Рис. 25. Распределение конвективного теплового потока вдоль поверхности СКА Exomars для постоянной температуры стенки. Траекторная точка S3. Совершенный газ. Ламинарный поток.

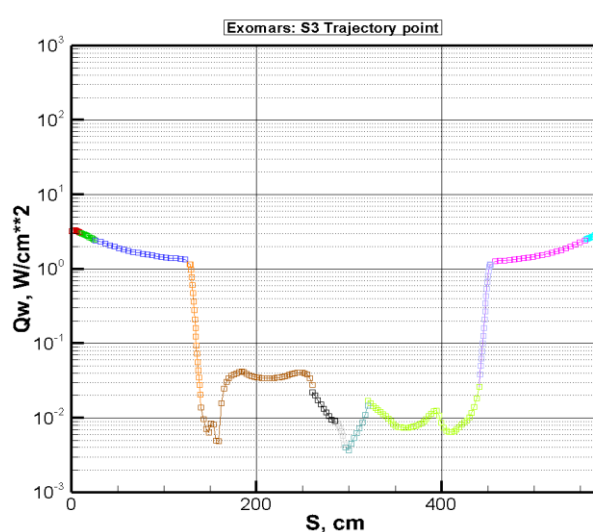
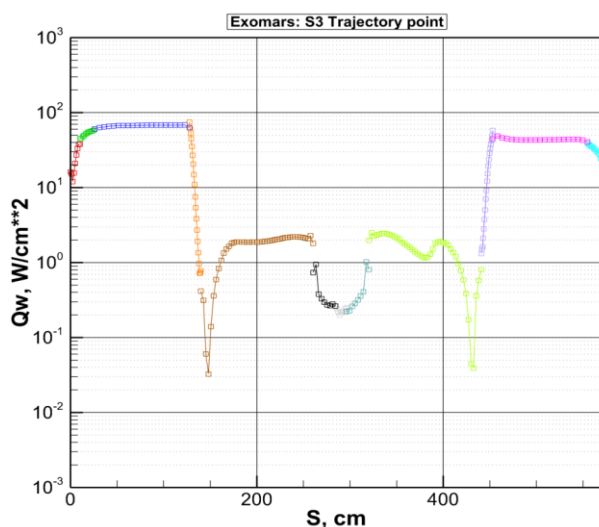
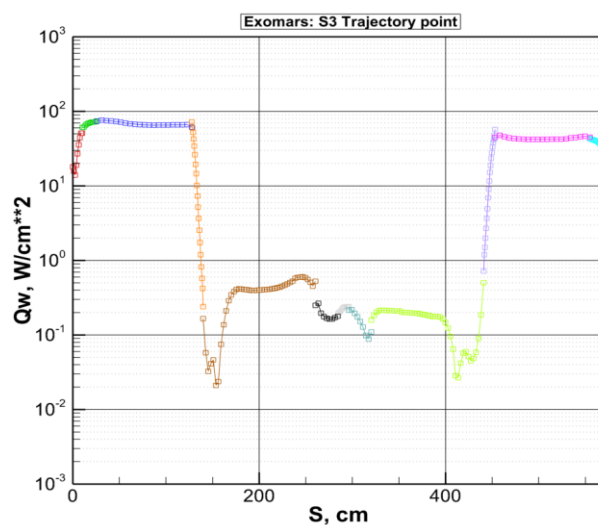


Рис. 26. Распределение конвективного теплового потока вдоль поверхности СКА Exomars для переменной температуры стенки. Траекторная точка S3. Совершенный газ. Ламинарный поток.

Еще одна задача заключалась в исследовании влияния пристеночных функций [21], реализованных в рамках модели Болдуина-Ломакса, на распределение конвективных тепловых потоков. В настоящей работе не затрагивались фундаментальные аспекты ламинарно-турбулентного перехода при гиперзвуковых скоростях (см. например работы [22–23]) и течение предполагалось полностью турбулентным. На рис. 27 показаны результаты, полученные в рамках модели химически реагирующего газа с учетом алгебраической модели турбулентности Болдуина-Ломакса. Тепловой поток как на подветренной поверхности, так и в зоне лобового щита существенно возрастает. Применение метода пристеночных функций (см. рис. 28) совместно с моделью турбулентности обеспечивает снижение теплового потока к задней поверхности СКА, а также небольшой прирост нагрева в зоне носового затупления.



**Рис. 27.** Распределение конвективного теплового потока вдоль поверхности СКА Exomars для постоянной температуры стенки. Траекторная точка S3. Химически реагирующий газ. Турбулентный поток (Модель Болдуина-Ломакса).



**Рис. 28.** Распределение конвективного теплового потока вдоль поверхности СКА Exomars для постоянной температуры стенки. Траекторная точка S3. Химически реагирующий газ. Турбулентный поток (модель Болдуина-Ломакса + пристеночные функции)

В заключении кратко формулируются основные выводы, полученные в диссертации.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

В настоящей диссертации были получены следующие основные результаты:

1. Выполнен анализ работ, посвященных экспериментальному и теоретическому исследованию перспективной аэродинамической конфигурации – волнолета. На их основе разработан компьютерный код, позволяющий выполнять автоматическое построение поверхности данного типа летательных аппаратов для заданных условий полета.

2. Представлены определяющие уравнения и численный метод реализации эллиптического и гиперболического сеточных генераторов. С помощью эллиптического генератора были получены двух и трехмерные многоблочные расчетные сетки для СКА Exomars. Гиперболический сеточный генератор был применен для получения пространственных расчетных сеток для ВЛА длительного атмосферного полета.

3. Выполнены расчеты аэродинамических характеристик волнолетов, построенных на скачках уплотнения за прямым круговым конусом, наклонным круговым и эллиптическими конусами, а также за плоским клином. Проведено сравнение с доступными расчетными и экспериментальными данными, продемонстрированы основные особенности поля течения, характерные для каждой конфигурации. Были также исследованы прикладные вопросы интеграции волнолета с ракетным ускорителем или ГПВРД, выполнено исследование влияния объемных источников энергии на аэрогазодинамику летательного аппарата, а также исследованы волнолеты с различными вариантами радиуса затупления.

4. Получены результаты расчета конвективного и радиационного нагрева поверхности СКА Exomars в рамках двухмерной осесимметричной модели радиационной газовой динамики для двух траекторных точек. Выполнен анализ влияния подробности сетки на величины тепловых потоков. Показано сравнение с актуальными летными данными.

5. Проведены расчеты обтекания СКА Exomars под углом атаки. Представлены результаты сравнения конвективных тепловых потоков в условиях реализации ламинарного течения или турбулентного: с помощью алгебраической модели Болдуина-Ломакса – чистой или дополненной пристеночными функциями. Выполнена также оценка влияния каталитических свойств на конвективный нагрев.

Автор выражает большую благодарность научному руководителю, д.ф.-м.н., проф., академику РАН С.Т. Суржикову за постоянное внимание, ценные советы и большую помощь в подготовке работы. Автор также благодарит весь коллектив лаборатории радиационной газовой динамики Института Проблем Механики им. А.Ю. Ишлинского РАН за плодотворные обсуждения и полезные замечания, сделанные при подготовке диссертации.

## СПИСОК ЦИТИРУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Maikapar G. I.* Bodies Formed by the Stream Surfaces of Conical Flows // *Mekhanika Zhidkosti i Gaza*. Vol. 1. No. 1. 1966. pp. 126-127
2. *Мажуль И.И.* Сравнительный анализ аэродинамики волнолетов, построенных на основе конических и плоских течений // *Теплофизика и аэромеханика*. 2007. Т. 14. № 1. С. 99-112.
3. *Мажуль И.И., Рахимов Р.Д.* Численное исследование нерасчетных режимов обтекания волнолетов на основе осесимметричных конических течений // *Изв. РАН. МЖГ*. 2007. № 2. С. 171-180.
4. *Cockrell Ch.E.* Interpretation of Waverider Performance Data Using Computational Fluid Dynamics // *J. Aircraft*. 1994 V. 31. №. 5. pp. 1095-1100.
5. *Kipke K.* Experimentelle Untersuchungen an Wellenreiter-Flugeln im Hyperschallbereich // *Abd. der Brau*. 1969. V. 21. pp. 407-328.
6. *Drayna T.W., Nompelis I., Candler G.V.* Numerical Simulation of the AEDC Waverider at Mach 8 // *AIAA Paper 2006-2816*. 2006. pp. 1-17.
7. *Jones J.G., Moore K.C., Pike J., Roe P.L.* A Method for Designing Lifting Configurations for High Supersonic Speeds Using Axisymmetric Flow Fields // *Ingenieur-Archiv*. 1968. V. 37. № 1. pp. 56-72.
8. *Weatherhill P., Thompson J.F., Soni B.K.* Handbook of grid generation. C.R.C. Press, 1999.
9. *Steger J.L., Chaussee D.S.* Generation of Body-Fitted Coordinates Using Hyperbolic Partial Differential Equations // *SIAM J. Sci. Stat. Comput*. 1980. Vol. 1. No. 4. pp. 431-437.
10. *Surzhikov S.T.* Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data // *Journal of Physics: Conference Series*. 2017. Vol. 815. No 1.
11. *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. Vol. 1250. No 012007.
12. *Ewans M.W., Harlow F.H.* The Particle-In-Cell Method for Hydrodynamic Calculations // *Los Alamos Scientific Lab. Rept*. 1957. 76 P.
13. *Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М.* Метод крупных частиц в газовой динамике. М.: Наука, 1982. – 392 с.
14. *Corda S., Seifert E.S.* User Information for Maryland Axisymmetric Waverider Program (MAXWARP). Univ. of Maryland, Jan. 1989.
15. *Takashima N., Lewis M.J.* Navier-Stokes Computation of a Viscous Optimized Waverider // *J. Spac. Rock*. 1994. V. 31. № 3. pp. 383-391.
16. *Rasmussen M.L.* Experimental Forces and Moments on Cone-Derived Waveriders for M=3 to 5 // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1982. V. 19. № 6. pp. 592-598.
17. *Ханхасаева Я. В., Борисов В. Е., Луцкий А. Е.* Энергетическое воздействие на обтекание гиперзвуковых летательных аппаратов // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2016. Т.17, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-4/articles/646/>



18. *Surzhikov S.T.* 2D CFD/RGD Model of Space Vehicles // Proceedings of the 1<sup>st</sup> International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry; 8–10 October 2003, Lisbon, Portugal. ESA-533. 2003. pp. 95-102.
19. *Surzhikov S.T.* Three-Dimensional Computer Model of Nonequilibrium Aerophysics of the Spacecraft Entering in the Martian Atmosphere // High Temperature. 2011. Vol. 46. No. 3. pp. 490–503.
20. *Gulhan A., Thiele T., Siebe F., Kronen R., Schleutker T.* Aerothermal Measurements from the Exomars Schiaparelli Capsule Entry // Journal of Spacecraft and Rockets. 2018. pp. 1–14.
21. *Луцкий А.Е., Северин А.В.* Простейшая реализация метода пристеночных функций // Препринт ИПМ. 2013. № 38. 25 с.
22. *Егоров И.В., Новиков А.В.* Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного обтекания плоской пластины при гиперзвуковых скоростях потока // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 2016. Т. 56, № 6. С. 145–162.
23. *Егоров И.В., Новиков А.В., Фёдоров А.В.* Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного перехода при гиперзвуковых скоростях потока на супер-ЭВМ // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 2017. Т. 57, № 8. С. 1347–1373.

## **СПИСОК РАБОТ ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

**Статьи в рецензируемых научных журналах, входящих в Перечень ВАК РФ и/или индексируемых в Web of Science, Scopus:**

1. **Яцухно Д.С., Суржиков С.Т.** Метод расщепления по физическим процессам в задаче моделирования обтекания перспективного высокоскоростного летательного аппарата // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2018. № 1. С. 20-33.
2. **Yatsukhno D.S.** Computational study of the waverider aerothermodynamics by the UST3D computer code // J. of Physics: Conf. Series. 2018. Vol. 1009. No. 012002.
3. **Yatsukhno D.S.** Application of the finite volume method for the standard ballistic model aerodynamics calculations // J. Phys.: Conf. Ser. 2019. Vol. 1250. No. 012011. 10 P.
4. **Yatsukhno D.S.** Numerical simulation of the flow over a hypersonic waverider using the method for splitting into physical processes // J. of Physics: Conf. Series. 2017. Vol. 815. No. 012022.
5. **Bessonov O, Yatsukhno D., Surzhikov S., Andrienko D., Annaloro J., Hebert P.-J., Omaly P.** Radiative Gas Dynamics of MSL and Exomars at Angle of Attack in view of Turbulent Heating // AIAA Paper 2018-0982. 2018. 37 p.
6. **Yatsukhno D., Surzhikov S., Andrienko D., Annaloro J., Omaly P.** Different Estimations of the Convective and Radiative Heating for the Martian Entry Probes // AIAA Paper 2019-0973. 2019. 52 p.