

На правах рукописи

КОРЮКОВ ИВАН АЛЕКСАНДРОВИЧ

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ УДАРНО-
ВОЛНОВЫХ ВЗАИМОДЕЙСТВИЙ
В ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПОТОКАХ ГАЗА**

Специальность 1.1.9. Механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва, 2025 год

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, доктор физико-математических наук, профессор
Официальные оппоненты:	Кузенов Виктор Витальевич доктор физико-математических наук ФГУП «Всероссийский научно-исследовательский институт автоматики им. Н.Л. Духова» Поняев Сергей Александрович кандидат физико-математических наук ФГБУН «Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе Российской академии наук»
Ведущая организация:	ФАУ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»

Защита диссертации состоится «05» февраля 2026 года в _____ на заседании диссертационного совета 24.1.098.01 в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении науки Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук (ИПМех РАН) по адресу: г. Москва, пр-т Вернадского, д. 101, к. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ИПМех РАН <https://ipmnet.ru/diss/diss2/>

Автореферат разослан «__» _____ 2025 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета 24.1.098.01,
кандидат физико-математических наук

Сысоева Е.Я.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность. Развитие расчетно-теоретических и экспериментальных методов исследования аэротермодинамических процессов, сопровождающих полет спускаемых космических аппаратов и высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) является не только одним из актуальных направлений развития фундаментальной механики сплошных сред, но и важной составной частью создания современной авиационной и ракетной техники.

Важной актуальной задачей является также развитие вычислительных моделей и компьютерных программ для численного моделирования задач аэротермодинамики и аэрофизики ВЛА.

Развитие расчетно-теоретических методов приобретает особую практическую значимость, поскольку экспериментальные исследования перспективных ВЛА сопряжены со значительными техническими проблемами как при проведении стендовых экспериментов, так и летных испытаний.

Значительный вклад в развитие данного научного направления внесли ведущие отечественные научные школы. Среди них – научная школа Института проблем механики РАН, в частности работы профессора Ю.П. Райзера в области физической газовой динамики и академика С.Т. Суржикова в области компьютерной аэрофизики спускаемых космических аппаратов, научные школы НИИ механики МГУ им. Н.В. Ломоносова, ИПМ им. М.В. Келдыша, ИТПМ СО РАН в области вычислительной газовой динамики, вопросов турбулентности, МГТУ им. Н.Э. Баумана и МАИ в области расчетов термопрочности материалов. Успехи отечественных школ в указанном научном направлении определили расчетные и экспериментальные исследования спускаемых космических аппаратов и ВЛА, проводимые научными группами в ЦНИИмаш и ЦАГИ.

Значительных успехов достигли научные школы ведущих мировых аэрокосмических центров США, Китая, Франции, Германии, Италии и Японии.

Цель работы: изучение аэротермодинамики ВЛА с использованием авторских компьютерных программ, реализующих численное интегрирование

пространственных уравнений Навье-Стокса для решения задач внешней аэротермодинамики и выполняющих интегрирование пространственного уравнения теплопроводности для изучения прогрева конструкций, обтекаемых воздушным потоком изделий. Важнейшей задачей является создание методики сопряженного численного моделирования внешней аэротермодинамики и задач прогрева конструкции ВЛА.

Научная новизна работы состоит в следующем:

1. Выполнено развитие программной реализации метода расщепления по физическим процессам на трехмерных неструктурированных сетках путем использования приближенного метода расчета распада произвольного разрыва на границах ячеек AUSM $\pm$ up2 применительно к расчету аэротермодинамики ВЛА различной формы.

2. Предложена методика сопряженного численного моделирования внешней аэротермодинамики и задач прогрева конструкции ВЛА.

3. Разработаны авторские программные коды, реализующие метод сопряженного численного моделирования внешней аэротермодинамики и задач прогрева на трехмерных неструктурированных сетках для конструкций летательных аппаратов произвольных геометрий.

4. Выполнено расчетно-теоретическое исследование пространственной задачи обтекания ВЛА на примере экспериментального высокоскоростного аппарата HIFiRE-1 с использованием разработанного авторского компьютерного кода, реализующего модель вязкого сжимаемого теплопроводного газа на трехмерных неструктурированных сетках.

5. Выполнено расчетно-теоретическое исследование пространственной задачи прогрева на примере экспериментального высокоскоростного аппарата HIFiRE-1 с использованием разработанного авторского компьютерного кода, реализующего решение уравнения теплопроводности, в том числе с учетом композиций материалов.

Основными защищаемыми положениями являются:

1. Развитие программной реализации метода расщепления по физическим процессам на трехмерных неструктурированных сетках путем использования приближенного метода расчета распада произвольного разрыва на границах ячеек AUSM² применительно к расчету аэротермодинамики ВЛА различной формы.

2. Разработанная методика сопряженного численного моделирования внешней аэротермодинамики и задач прогрева конструкции ВЛА.

3. Результаты расчетно-теоретических исследований аэродинамических характеристик трех типичных конструктивных элементов модельного экспериментального ВЛА с использованием разработанных авторских компьютерных кодов, реализующих модель вязкого сжимаемого теплопроводного газа, описываемой пространственной нестационарной системой уравнений Навье-Стокса на трехмерных неструктурированных сетках.

4. Результаты расчетно-теоретических исследований по прогреву ВЛА и его конструктивных элементов простой формы.

5. Решение пространственной задачи обтекания на примере экспериментального ВЛА HIFiRE-1 с использованием разработанного авторского компьютерного кода, реализующего модель вязкого сжимаемого теплопроводного газа на трехмерных неструктурированных сетках.

6. Решение пространственной задачи прогрева конструкции ВЛА на примере экспериментального ВЛА HIFiRE-1 с использованием разработанного авторского компьютерного кода, реализующего решение уравнения теплопроводности, в том числе с учетом композиций материалов.

Теоретическая и практическая значимость. Построенная в работе компьютерная модель аэротермодинамики ВЛА может быть использована для численного моделирования высокоскоростного полета и расчета аэродинамических и тепловых характеристик летательных аппаратов произвольной формы.

Построенная компьютерная модель теплового воздействия внутри конструкций ВЛА может быть использована для анализа прогрева конструкций, численного моделирования теплонапряжений конструкции состоящей из разных материалов.

Разработанная методика позволит проводить сопряженные расчеты аэротермодинамики и прогрева летательных аппаратов сложной формы, что повысит эффективность создания новых типов конструкций и оптимизировать процедуру выбора материалов для ВЛА.

Положения, выносимые на защиту:

1. Алгоритм и программная реализация метода расщепления по физическим процессам на трехмерных неструктурированных сетках с реализацией приближенного метода $AUSM_{\pm up2}$ расчета распада произвольного разрыва на границах ячеек.

2. Алгоритм и авторская программная реализация метода решения уравнения теплопроводности на трехмерных неструктурированных сетках для конструкций летательных аппаратов произвольной геометрии.

3. Результаты численного моделирования распределения полей газодинамических функций при высокоскоростном обтекании конструктивно-подобных геометрий и модели летательного аппарата с использованием разработанного алгоритма.

4. Результаты численного моделирования теплового состояния элементов конструкции ВЛА на примере экспериментального ВЛА HIFiRE-1.

Достоверность результатов диссертации подтверждается физической обоснованностью постановок задач и строгим аналитическим характером их рассмотрения с применением современных теоретических концепций и математических средств механики сплошных сред, 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:

- 11-я Всероссийская школа-семинар «Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем» (АФМ-2017). 21-23 ноября 2017 г.
- 12-я Всероссийская школа-семинар «Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем» (АФМ-2018). 27-29 ноября 2018 г.
- 13-я Всероссийская школа-семинар «Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем» (АФМ-2019). 26-27 ноября 2019 г.
- 14-я Всероссийская школа-семинар «Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем» (АФМ-2020). 8-10 декабря 2020 г.
- 60-я Всероссийская научная конференция МФТИ. 20–26 ноября 2017 г.
- 61-я Всероссийская научная конференция МФТИ. 19–25 ноября 2018 г.
- 62-я Всероссийская научная конференция МФТИ. 18–24 ноября 2019 г.
- 63-я Всероссийская научная конференция МФТИ. 23-29 ноября 2020 г.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 10 научных работ [1 – 10], из них 4 в рецензируемых научных изданиях, входящих в перечень ВАК категории К2 и 1 в международном научном издании, включенном в систему цитирования Web of Sciences и Scopus.

Личный вклад соискателя. В работе [1] автором было проведено расчетно-теоретическое исследование ударно-волнового взаимодействия в процессе обтекания двойного конуса высокоскоростным потоком газа. В работах [2, 3] автором представлено развитие вычислительной модели течения вязкого и невязкого совершенного газа на основе метода конечного объема расщепления по физическим процессам применительно к неструктурированным тетраэдральным расчетным сеткам путем использования приближенного метода расчета распада произвольного разрыва на границах ячеек AUSM^{±up2}. На основе указанной модели разработан авторский компьютерный код аэротермодинамики ВЛА UST3D-AUSM^{±up2} и проведено расчетно-теоретическое исследование на примере обтекания основных конструктивных элементов.

В работах [4, 5] автором проведено интегрирование пространственного параболического уравнения теплопроводности с использованием неструктурированных тетраэдральных сеток. Проведены численные эксперименты с использованием разработанного авторского компьютерного кода, а также выполнена интерпретация полученных результатов.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, 4 глав, заключения и списка литературы. Общий объем работы составляет 146 страниц, включая 102 рисунка и 5 таблиц. Список литературы содержит 217 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

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** приведен анализ отечественного и зарубежного опыта теоретических и экспериментальных исследований аэротермодинамики ВЛА, включая проблемы компьютерного моделирования аэротермодинамики и тепловых нагрузок их ключевых элементов.

Во **второй главе** представлены теоретические аспекты компьютерного моделирования аэротермодинамики ВЛА. В основе расчетов лежит модель вязкого сжимаемого теплопроводного газа, которая описывается пространственной нестационарной системой уравнений Навье-Стокса, решаемой на трехмерных неструктурированных тетраэдральных сетках:

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \vec{v}) &= 0, \\
 \frac{\partial \rho u}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho u \vec{v}) &= -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z}, \\
 \frac{\partial \rho v}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho v \vec{v}) &= -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z}, \\
 \frac{\partial \rho w}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho w \vec{v}) &= -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z}, \\
 \frac{\partial \rho E}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \vec{v} E) &= \operatorname{div}(\vec{\Phi} - \vec{q}),
 \end{aligned} \tag{1}$$

где: $\vec{q} = \lambda \nabla T$ – вектор теплового потока, ρ – плотность, p – давление, E – удельная полная энергия, $\vec{\Phi}$ – диссипативная функция, компоненты которой записываются в виде:

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

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

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

где: u, v, w – проекции вектора скорости; $\tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yx}, \tau_{yy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}, \tau_{zy}, \tau_{zz}$ – компоненты тензора вязких напряжений.

Для аппроксимации интегрируемой системы уравнений (1) применяется метод конечных объемов. В рамках рассматриваемого подхода определяются усредненные значения производных по контрольному объему (в данном случае по тетраэдральному элементу).

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

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

где: V_i – объем i -ого тетраэдра; S_i^j – площадь поверхности j -ой грани i -ого элемента; $n_{i,j}^\alpha$ – x, y или z -я составляющая единичной нормали j -ой грани i -ого элемента; x, y, z – оси трехмерной декартовой системы координат. Предполагается, что к моменту построения расчетных соотношений создана неструктурированная конечно-объемная сетка с заданными характеристиками (сгущение к поверхности).

Важнейшим элементом разработанного метода является способ расчета функций f на грани каждой расчетной ячейки. В простейшем случае определяется как усреднённое 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.

Ключевым элементом расчетной методики является способ расчета параметров распада произвольного разрыва на границах элементарных объемов, на которые разбивается вся расчетная область.

В мировой практике развитие газодинамических моделей основано на пионерской работе С.К. Годунова [11]. В данной работе реализован приближенный метод расчета потока на грани в виде одной из схем семейства AUSM (Advection Upstream Splitting Method) алгоритмов – AUSM $\pm$ up2 [12].

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

Векторы конвективного F^C и акустического F^P потоков определяются следующим образом (введено число Маха $M = u/c$, где c – скорость звука):

$$F^C = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho Eu + pu \end{pmatrix} = u \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E + p \end{pmatrix} = M \begin{pmatrix} \rho c \\ \rho uc \\ \rho vc \\ \rho wc \\ (\rho E + p)c \end{pmatrix}; \quad F^P = p \begin{pmatrix} 0 \\ n_x \\ n_y \\ n_z \\ 0 \end{pmatrix}.$$

Обозначив величины внутри ячейки слева и справа индексами «L» и «R» соответственно, индексом «1/2» величины на границе между двумя соседними ячейками, получим конвективный поток на границе ячеек в следующем виде:

$$F_{1/2}^C = M_{1/2} \begin{pmatrix} \rho c \\ \rho uc \\ \rho vc \\ \rho wc \\ (\rho E + p)c \end{pmatrix}_{L/R}.$$

Основная идея подхода AUSM заключается в том, что приближенные значения определяются в зависимости от числа Маха $M_{1/2}$, в то время как «пассивные» величины переносятся из ячейки, откуда направлен поток:

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

В данной работе потоки через грани расчетных ячеек рассчитываются с использованием приближенного метода решения задачи распада произвольного разрыва по схеме AUSM $\pm$ up2 [12].

Основная идея подходов схем AUSM состоит в следующем: все расщепления потоков производятся за счет числа Маха $M_{1/2}$, в то время как «пассивные» величины переносятся из той ячейки, откуда направлен поток:

$$\dot{m} = M_{1/2} c_{1/2} \begin{cases} \rho_L & \text{если } M_{1/2} > 0, \\ \rho_R & \text{если } M_{1/2} \leq 0. \end{cases}$$

Однако в случае схемы AUSM $\pm$ up2 число Маха $M_{1/2}$ здесь определяется по-другому. Число $M_{1/2}$ расщепляется на вклад «слева» f_M^+ , «справа» f_M^- и параметр M_p .

$$M_{1/2} = f_M^+ + f_M^- + M_p.$$

Используется аппроксимация четвертого порядка точности, которая удовлетворяет указанным критериям:

$$f_M^\pm = \begin{cases} \frac{1}{2}(M \pm |M|), & \text{если } |M| \geq 1, \\ \pm \frac{1}{4}(M \pm 1)^2 \pm \frac{1}{8}(M^2 - 1)^2, & \text{если } |M| < 1. \end{cases}$$

Параметр M_p рассчитывается следующим образом:

$$M_p = -\frac{K_p}{f_a} \max(1 - \sigma \bar{M}^2, 0) \frac{p_R - p_L}{\bar{\rho} c_{1/2}^2}, \quad \bar{\rho} = \frac{\rho_L + \rho_R}{2},$$

где:

$$f_a(M_0) = M_0(2 - M_0),$$

$$M_0^2 = \min(1, \max(\bar{M}^2, M_\infty^2)),$$

$$\bar{M}^2 = \frac{V_n^{+2} + V_n^{-2}}{2c_{1/2}^2},$$

$$c_{1/2} = \min(\tilde{c}_L, \tilde{c}_R), \quad \tilde{c}_L = c^{*2} / \max(c^*, V_n^+), \quad \tilde{c}_R = c^{*2} / \max(c^*, -V_n^-),$$

$$c^{*2} = \frac{2(\gamma-1)}{(\gamma+1)} H,$$

$$K_p = 0.25, \sigma = 1.0,$$

где: H – удельная энтальпия.

Перейдем к расщеплению давления. Общий вид уравнения для вычисления давления выглядит следующим образом:

$$\tilde{p} = \frac{p_L + p_R}{2} + \frac{f_p^+ - f_p^-}{2} (p_L - p_R) + \sqrt{\frac{u_L^2 + v_L^2 + w_L^2 + u_R^2 + v_R^2 + w_R^2}{2}} (f_p^+ + f_p^- - 1) \bar{\rho} c_{1/2}.$$

По аналогии с числом Маха, число $p_{1/2}$ расщепляется на вклад «слева» $\varphi_L^+(M)$ и «справа» $\varphi_R^-(M)$:

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

Используется аппроксимация третьего порядка точности, которая удовлетворяет указанным критериям:

$$\varphi^\pm = \begin{cases} \frac{1}{2}(1 \pm \text{sign}|M|), & \text{если } |M| \geq 1, \\ \frac{1}{4}(M \pm 1)^2 (2 \mp M), & \text{если } |M| < 1. \end{cases}$$

Изложенный алгоритм применяется к расчету полной удельной энергии и компонент скорости в (1).

В **третьей главе** рассмотрены постановка задачи и основные уравнения, лежащие в основе компьютерной модели прогрева ВЛА.

Согласно закону Фурье, вектор теплового потока прямопропорционален градиенту температуры:

$$\vec{q} = -\lambda \text{grad } T,$$

где знак минус указывает на то, что векторы плотности теплового потока и градиента температур, в соответствии со вторым законом термодинамики, направлены в противоположные стороны, а множитель пропорциональности λ рассматривается как некоторая физическая характеристика, именуемая теплопроводностью.

Исходное уравнение теплопроводности формируется в следующем виде:

$$C_p \rho \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right) + q_v, \quad (2)$$

где: ρ – плотность материала; λ – коэффициент теплопроводности материала; C_p – теплоемкость материала при $p = \text{const}$; q_v – объемная плотность тепловыделения.

Дифференциальное уравнение (2) называется уравнением Фурье-Кирхгофа [13], которое устанавливает связь между временным и пространственным изменением температуры в любой точке тела и является параболическим уравнением второго порядка.

Для численного решения уравнения (2) используется метод конечного объема в трехмерной постановке на неструктурированных тетраэдральных сетках.

Особенностью данной реализации является то, что данные по тепловым нагрузкам на поверхности ВЛА определяются при решении аэротермодинамической задачи.

Задача прогрева, рассматриваемая в данной работе, сводится к решению уравнения Фурье-Кирхгофа с заданием граничных условий I, II, III или IV рода. Для решения этой задачи был разработан авторский компьютерный код TC3D (Thermal Conductive 3D).

Так как задача решается на пространственных неструктурированных тетраэдральных сетках методом конечного объема, то аппроксимация производных температуры по пространству записывается следующим образом:

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

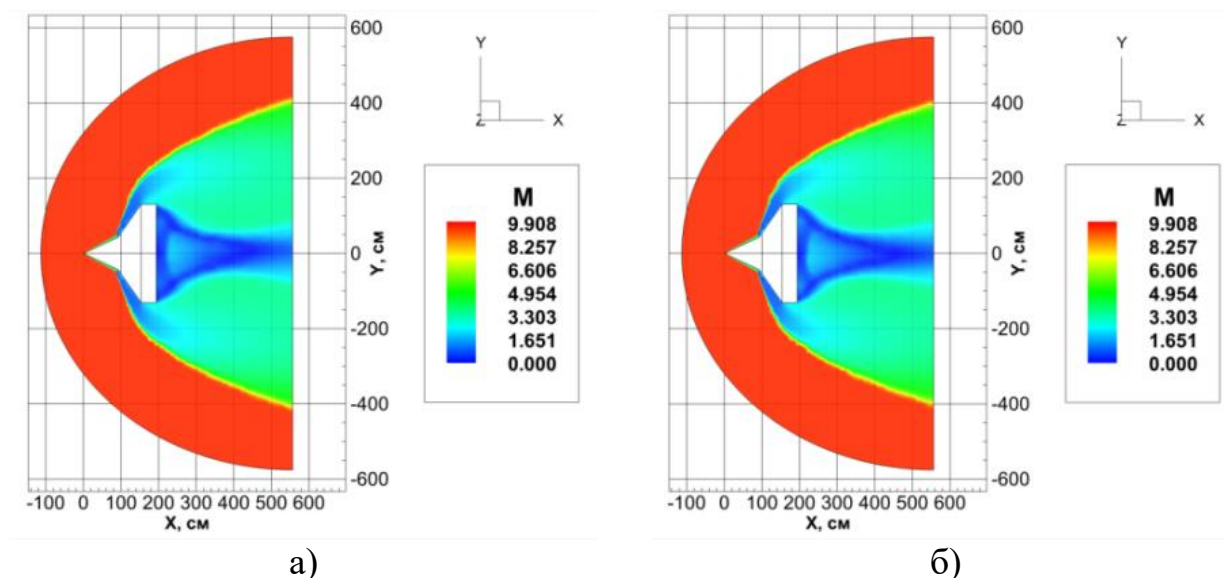
где $i = 1 \dots N$; $j = 1 \dots 4$; $\alpha = x, y, z$; V_i – объем i -го тетраэдра; S_i^j – площадь поверхности j -й грани i -го элемента; $n_{i,j}^\alpha$ – компонента единичной нормали j -й грани i -го элемента.

При расчете пространственных производных на гранях контрольного объема берется полусумма значений функции температуры в центрах соседних от грани ячеек.

Созданный авторский компьютерный код TC3D реализует задание граничных условий I, II и III рода, что делает возможным использовать результаты расчета распределений плотностей тепловых потоков на поверхности ВЛА, полученных с помощью компьютерных кодов, способных моделировать внешнюю аэротермодинамику ВЛА.

В четвертой главе приведены результаты численного моделирования с использованием разработанной в диссертации компьютерной модели и авторского кода, а также их сравнение с другими расчетными данными, полученными с использованием российских авторских компьютерных кодов UST3D, HySol и UST3D-AUSMPW (рисунок 1). Использована модель сверхзвукового обтекания затупленного конуса с изломом образующей.

Авторский компьютерный код UST3D реализует метод донорных ячеек, а в компьютерном коде HySol реализуются «классический» метод точного решения задачи Римана и схема AUSM $\pm$ up. В авторском компьютерном коде UST3D-AUSMPW реализуется метод AUSM PW.



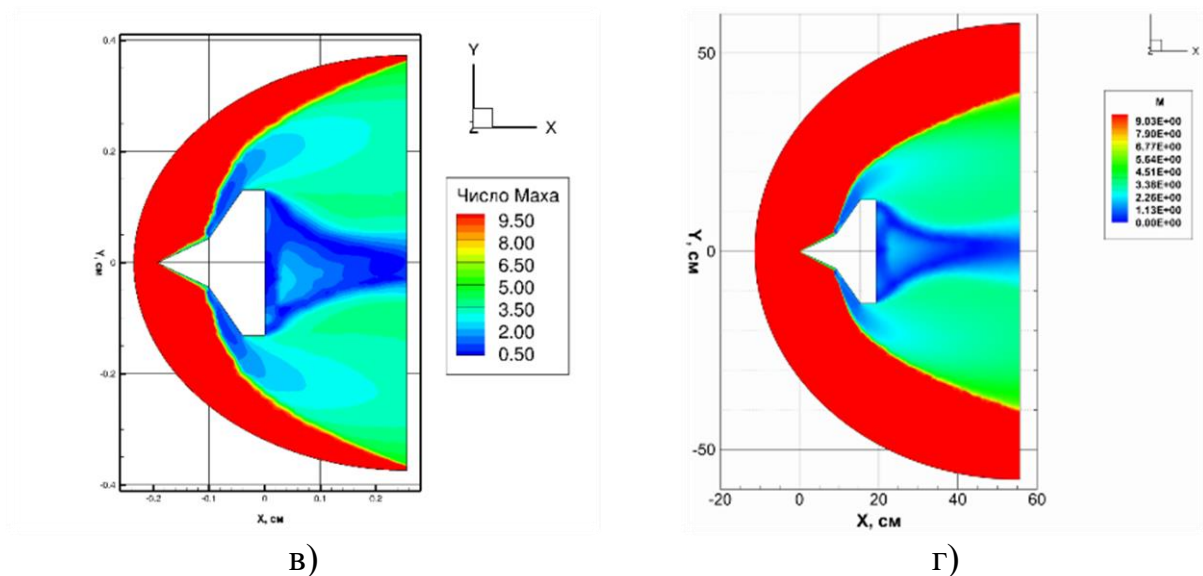


Рисунок 1 – Распределение чисел Маха, полученных с использованием компьютерных кодов: а) UST3D_AUSM $\pm$ up2; б) UST3D_AUSMPW; в) HySol; г) UST3D

Получение достоверной картины ударно-волнового взаимодействия очень сложный процесс, поскольку на достоверность конечного результата влияет не только используемый метод расчета, но также и тип, подробность и качество расчетной пространственной сетки.

Как показывает опыт вычислительной аэротермодинамики, также могут возникать проблемы, приводящие к завышению или занижению температуры потока в зоне отрыва, как это видно на примере расчета обтекания затупленного конуса (рисунки 2, 3). Существует множество подходов для решения указанной проблемы. В данной работе рассматривается применение метода приближенного вычисления потоков через грань расчетной ячейки AUSM $\pm$ up2 для устранения данной проблемы.

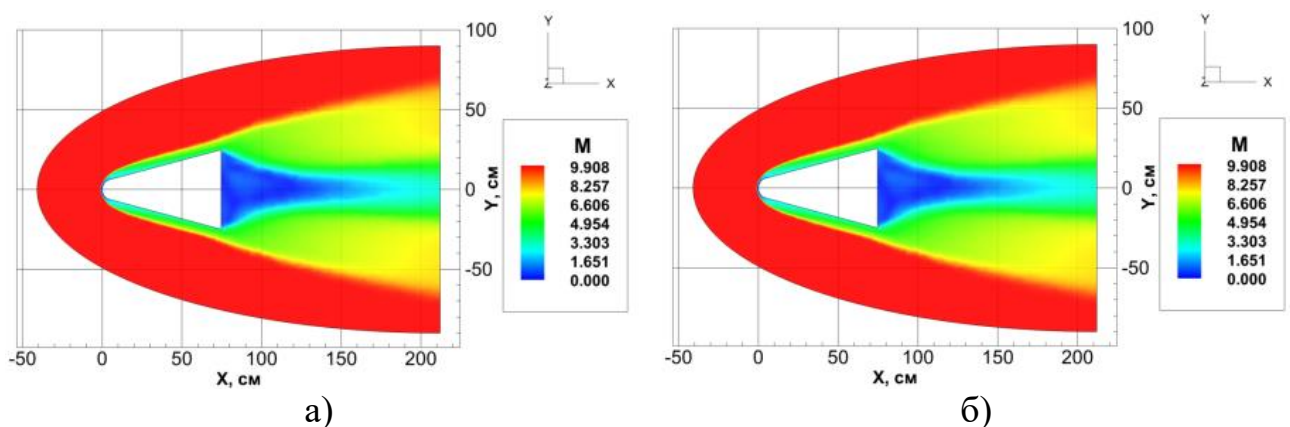


Рисунок 2 – Распределение чисел Маха при $M = 10$, полученные с использованием компьютерных кодов: а) UST3D_AUSMPW; б) UST3D_AUSM $\pm$ up2

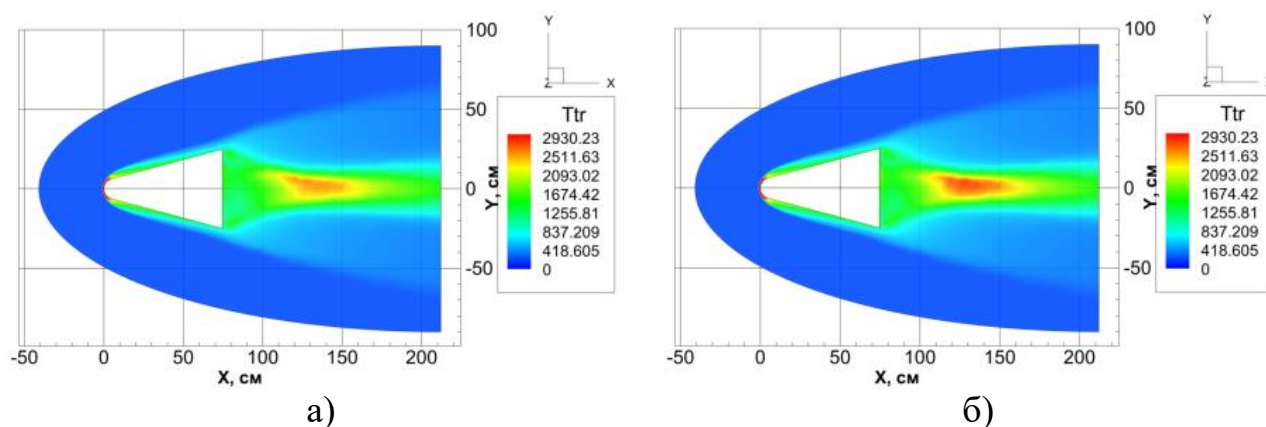


Рисунок 3 – Распределение температуры при $M = 10$, полученные с использованием компьютерных кодов: а) UST3D_AUSMPW; б) UST3D_AUSM±up2. Температура указана в К.

Анализ представленных на рисунках 2 и 3 данных, позволяет сделать вывод о том, что использование приближенного метода вычисления потоков через грань расчетной ячейки методом AUSM±up2 позволяет достаточно корректно решить проблему расчета температуры потока в зоне отрыва.

Исследовательский аппарат HIFiRE-1 имеет длину 2,1 м и состоит из сферически-конической секции длиной 1,1 м с радиусом затупления 2,5 мм и углом полураствора 7° , цилиндрического участка и юбки с углом наклона 33° .

С использованием созданного авторского компьютерного кода выполнены расчеты полей чисел Маха, давления, плотности и температуры вблизи поверхности экспериментального ВЛА HIFiRE-1 (рисунки 4 – 7).

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

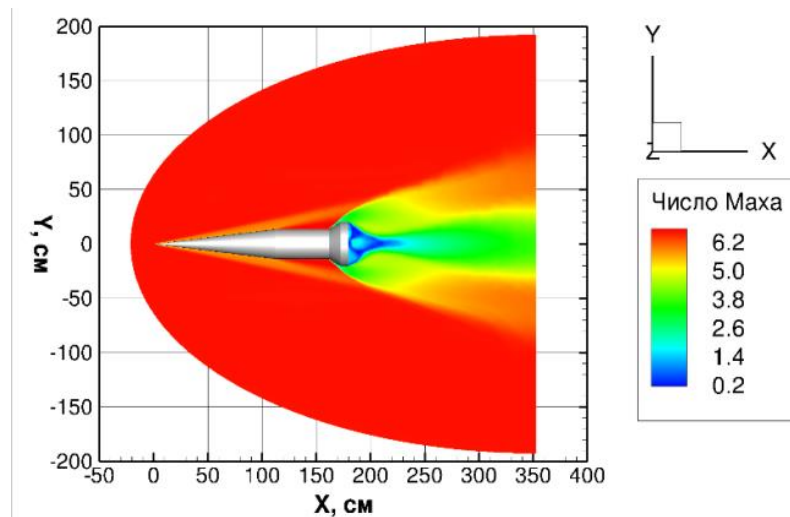


Рисунок 4 – Распределение числа Маха на пространственной неструктурированной тетраэдральной расчетной сетке при $\alpha = 0$

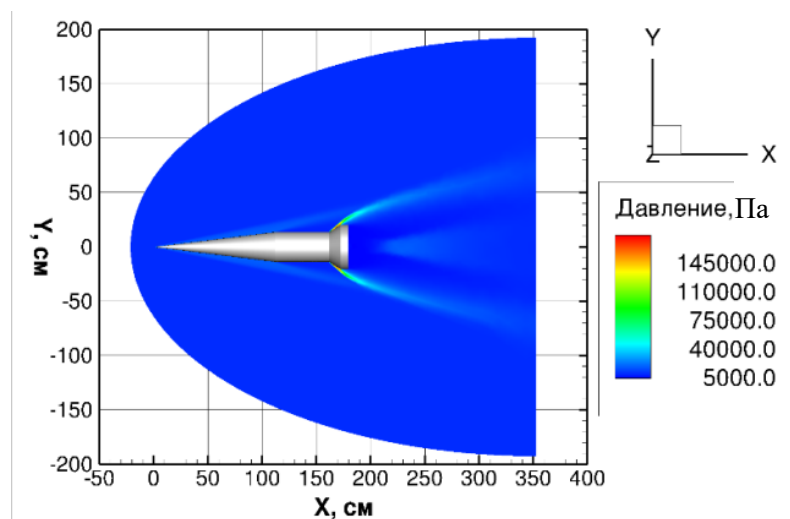


Рисунок 5 – Распределение давления на пространственной неструктурированной тетраэдральной расчетной сетке при $\alpha = 0$

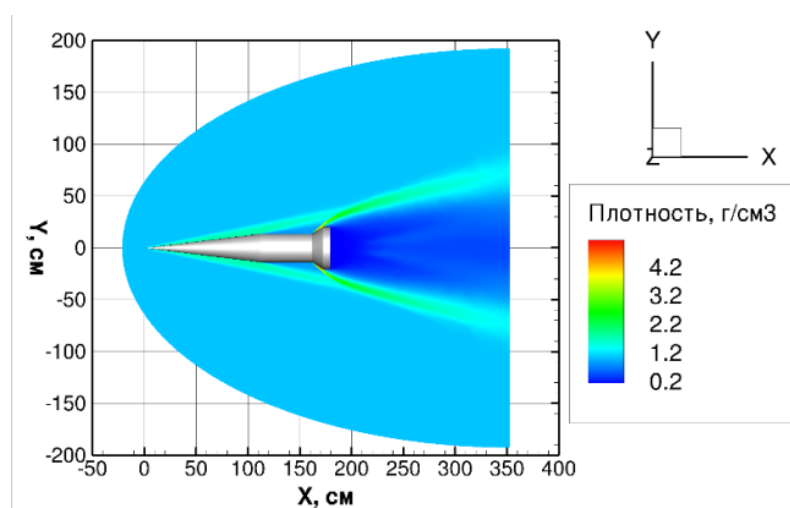


Рисунок 6 – Распределение плотности на пространственной неструктурированной тетраэдральной расчетной сетке при $\alpha = 0$

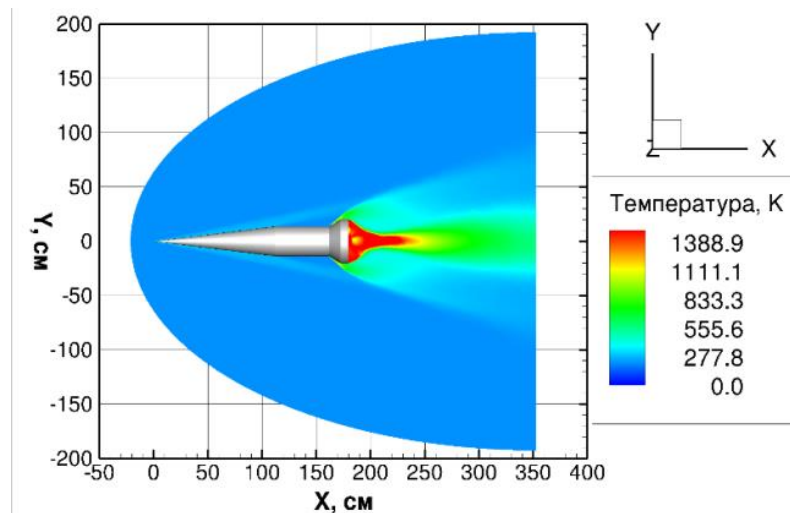


Рисунок 7 – Распределение температуры на пространственной неструктурированной тетраэдральной расчетной сетке при $\alpha = 0$

На рисунках 8 – 10 приведено сравнение результатов численного моделирования, полученных с помощью компьютерных кодов UST3D_AUSM $\pm$ up2 и UST3D_AUSMPW. Как видно из графиков, поведение распределений давления, плотности и температуры в целом соответствуют результатам, полученным с помощью компьютерного кода UST3D_AUSMPW, хотя имеются некоторые расхождения в отдельных областях.

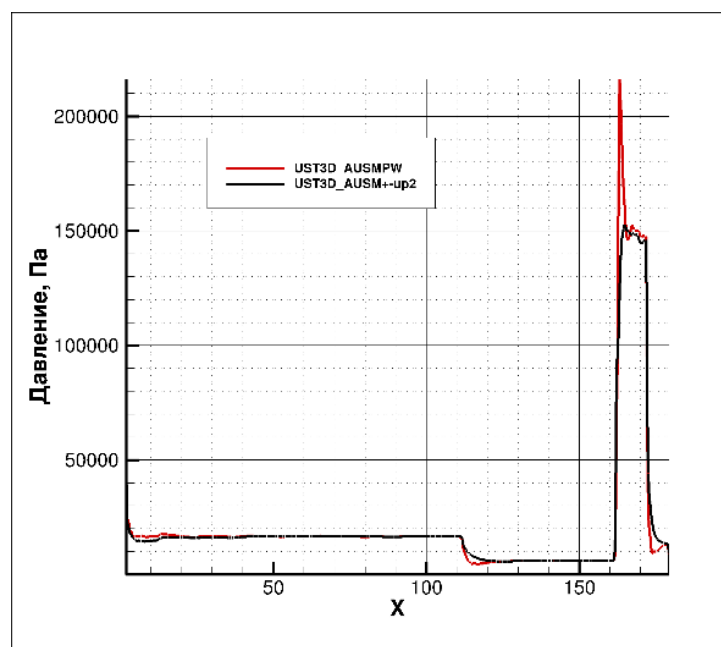


Рисунок 8 – Сравнение распределения давления вдоль поверхности при угле атаки $\alpha = 0^\circ$, полученного с помощью разработанного компьютерного кода UST3D_AUSM $\pm$ up2 (черная кривая) с результатами компьютерного кода UST3D_AUSMPW (красная кривая)

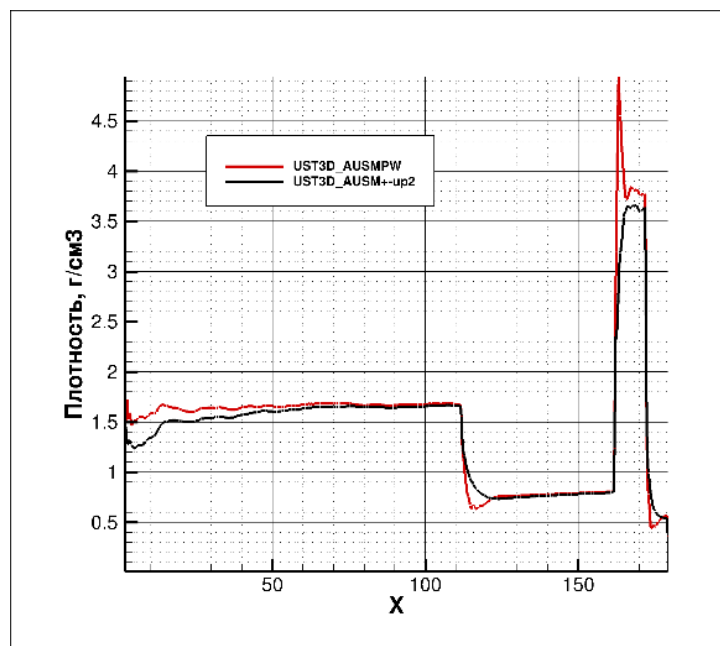


Рисунок 9 – Сравнение распределения плотности вдоль поверхности при угле атаки $\alpha = 0^\circ$, полученного с помощью разработанного компьютерного кода UST3D_AUSM+up2 (черная кривая) с результатами компьютерного кода UST3D_AUSMPW (красная кривая)

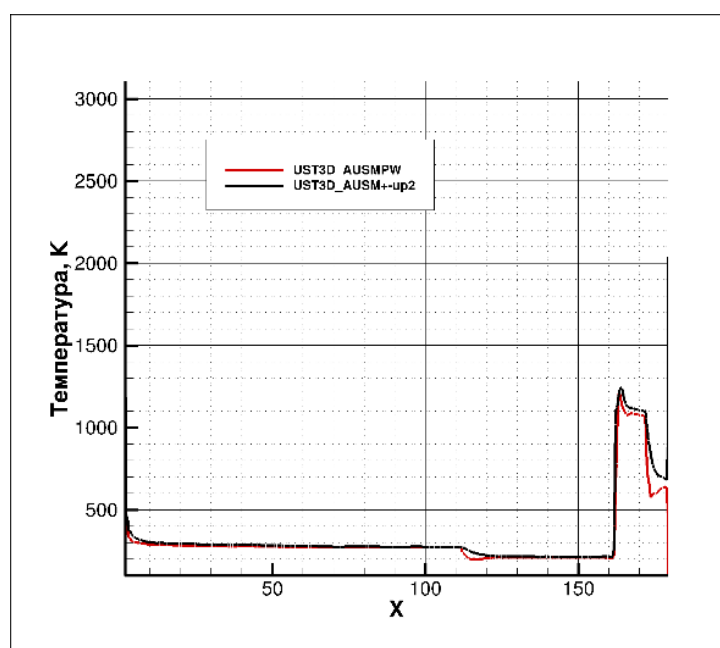


Рисунок 10 – Сравнение распределение температуры вдоль поверхности при угле атаки $\alpha = 0^\circ$, полученного с помощью разработанного компьютерного кода UST3D_AUSM+up2 (черная кривая) с результатами компьютерного кода UST3D_AUSMPW (красная кривая)

Также в данной главе приводятся результаты численно-теоретического анализа прогрева на примере конструктивно-подобных элементов и экспериментального ВЛА с использованием предложенного авторского кода.

Тестовые расчеты проведены для геометрии конуса, затупленного по сфере, с граничными условиями первого рода $T = 1000$ К на внешней границе расчетной области и $T = 300$ К на внутренней границе расчетной области (рисунок 11).

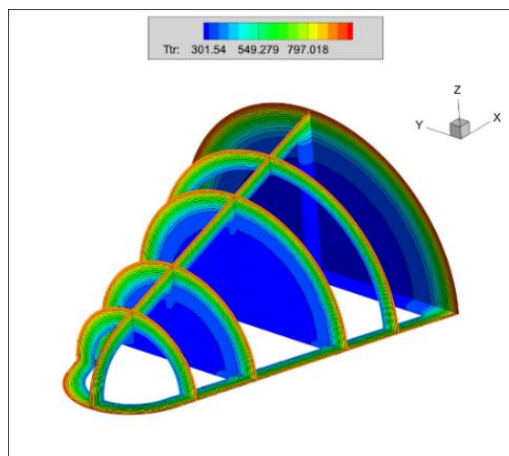


Рисунок 11 – Результат распределения температуры по всей расчетной области при численном моделировании затупленного конуса

Получено удовлетворительное совпадение численного моделирования с аналитическим решением [14] (рисунок 12).

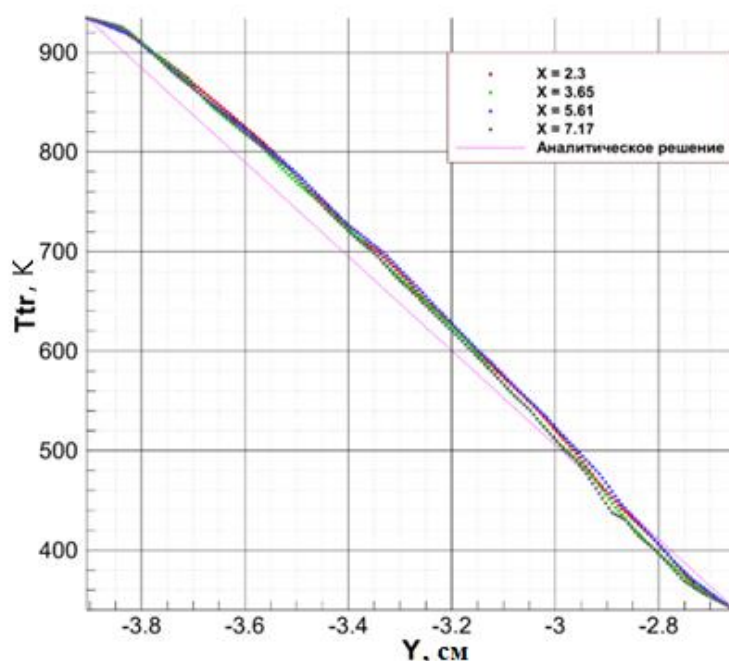


Рисунок 12 – График распределения температуры в разных сечениях вдоль оси X. Координата X в см указана на поле рисунка

В последующих исследованиях использовалась виртуальная модель экспериментального летательного аппарата HIFiRE-1, построенная на основе

данных из [15] в САПР SolidWorks в формате *.step, со внутренней стенкой толщиной, указанной на схеме (рисунок 13).

Носовая часть состояла из трех компонент: титан-цирконий-молибденовый наконечник (TZM), изолятор из стали AISI 1020 и адаптер из стали AISI 304, соединяющий носовой узел с конусом. Коническая и цилиндрическая секции были изготовлены из алюминия Al 6061-T6. Наружная конструкция конуса имела номинальную толщину оболочки 20 мм, а цилиндр – 5 мм. Отбортовка – AISI 1020 толщиной 12 мм.

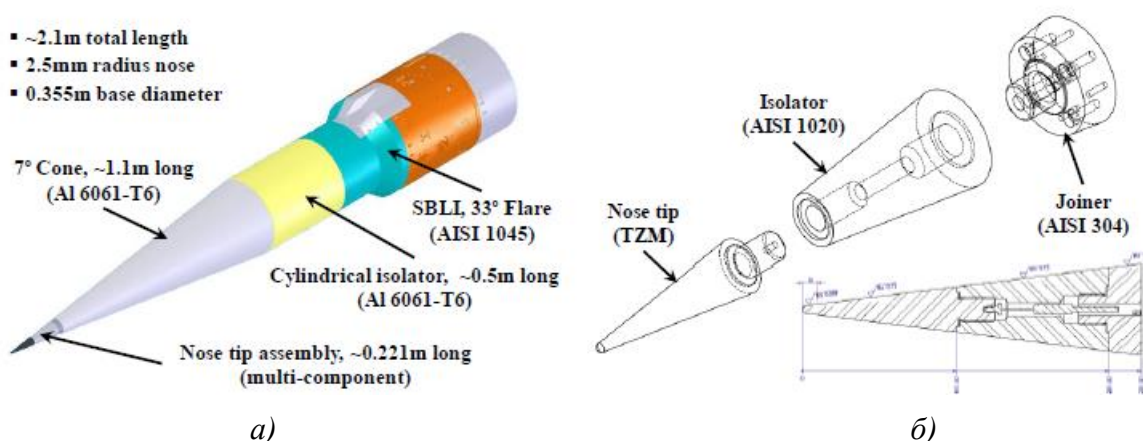


Рисунок 13 – Схема исследовательского летательного аппарата HIFiRE-1 [15]:
а) геометрия HIFiRE-1; б) компоновка носовой части HIFiRE-1

Так как характеристики материалов AISI 1020 и AISI 304, используемых в ВЛА HIFiRE-1, в открытом доступе отсутствуют, было принято решение использовать характеристики отечественных аналогов (таблица 1).

Таблица 1 – Исходные параметры, используемые в расчете [15 – 18]

№ п/п	Оригинальный материал	Отечественный аналог	λ , Вт/(м*К)	C_p , Дж/(кг*К)	T_w , К	ρ , кг/м ³
1	Al6061-T6	-	151	897	300	2 700
2	AISI 1020	Сталь 20	52	486	300	7 770
3	AISI 304	Сталь 08X18H10	17	504	300	7 850

В данной работе была рассмотрена упрощенная модель исследовательского ВЛА HIFiRE-1, без задней юбки. При проведении расчетов на внешней границе расчетной области задавалось следующее граничное

условие:

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial n} = q_w + \varepsilon \sigma T_{surf-in}^4, \quad (3)$$

где: λ – коэффициент теплопроводности, T – температура, n – нормаль к поверхности, q_w – конвективный тепловой поток на поверхности, определенный из решения задачи внешнего обтекания, например, в работе [19], ε – степень черноты поверхности, σ – постоянная Стефана-Больцмана.

Результаты численного моделирования показаны на рисунках 14 – 18. Представленные данные позволяют выполнить анализ теплового состояния исследуемого летательного аппарата.

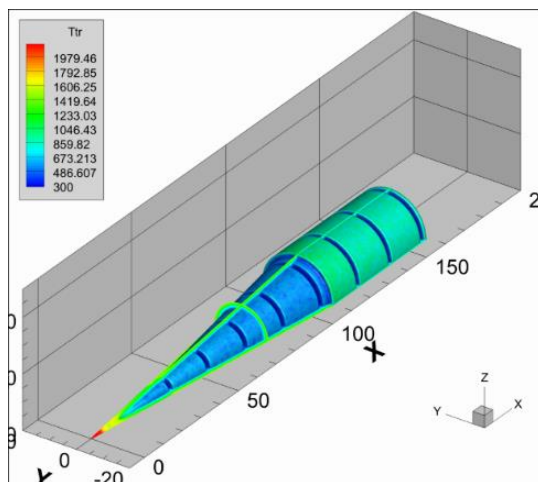


Рисунок 14 – Температура в оболочке модели экспериментального летательного аппарата HIFiRE-1 при использовании композиции материалов. Температура указана в К

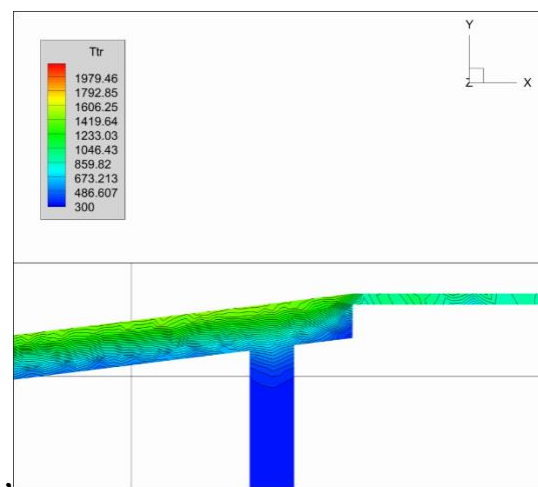


Рисунок 15 – Температура в области перехода конуса в цилиндр в модели экспериментальном летательном аппарате HIFiRE-1. Температура указана в К

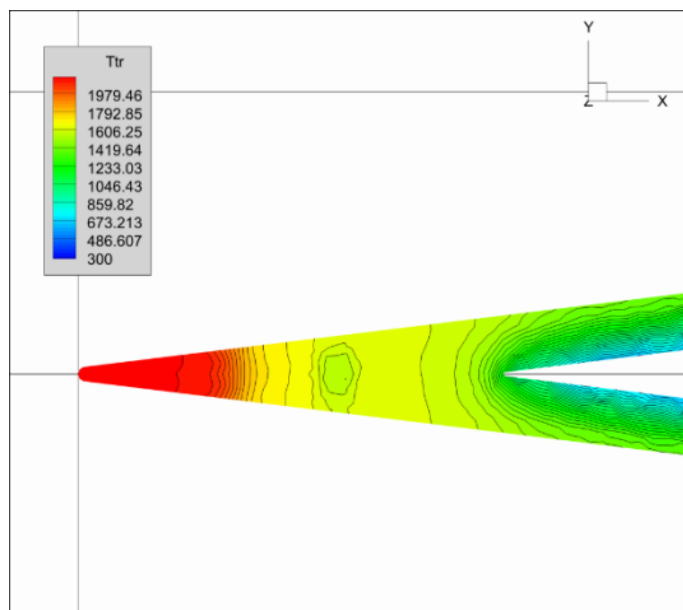


Рисунок 16 – Распределение температуры в области составной носовой части модели экспериментального летательного аппарата HIFiRE-1.

Температура указана в К

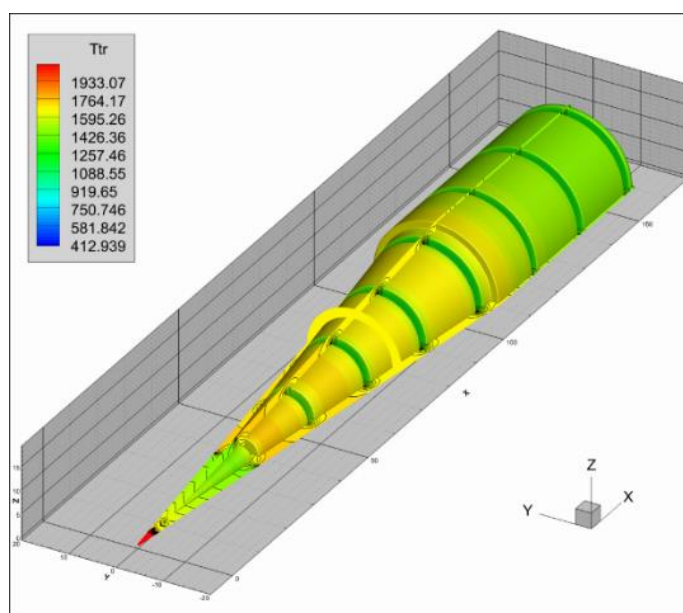


Рисунок 17 – Температура в оболочке модели экспериментального летательного аппарата HIFiRE-1. Температура указана в К

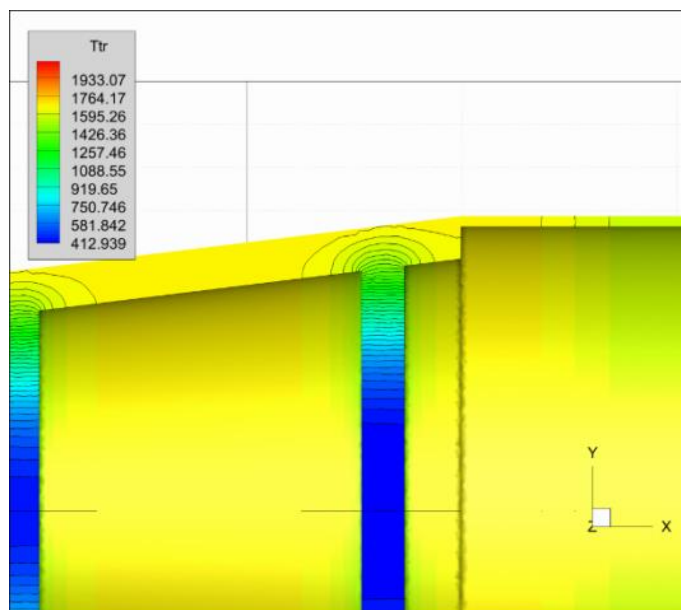


Рисунок 18 – Температура в области перехода конуса в цилиндр модели экспериментального летательного аппарата HIFiRE-1.

Температура указана в К

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

Основные полученные результаты диссертации заключаются в следующем:

1. Выполнено развитие вычислительной модели течения вязкого и невязкого совершенного газа на основе метода конечного объема с использованием расщепления по физическим процессам применительно к неструктурированным тетраэдральным расчетным сеткам, путем использования приближенного метода расчета распада произвольного разрыва на границах ячеек AUSM $\pm$ up2.

2. На основе данной вычислительной модели разработан авторский компьютерный код аэротермодинамики ВЛА UST3D-AUSM $\pm$ up2, с использованием которого выполнено расчетно-теоретическое исследование пространственной задачи обтекания экспериментального высокоскоростного аппарата HIFiRE-1. Указанный авторский компьютерный код, реализует модель вязкого сжимаемого теплопроводного газа на трехмерных неструктурированных сетках.

3. Разработан авторский компьютерный код TC3D, с использованием которого выполнено расчетно-теоретическое исследование пространственной задачи прогрева оболочки экспериментального высокоскоростного аппарата HIFiRE-1. Также разработанный авторский компьютерный код реализует решение уравнения теплопроводности с учетом композиций материалов.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Koryukov I.A., Kryukov I.A. Three-dimensional calculation of the aerothermodynamics of a double cone $25^\circ/55^\circ$ on an unstructured grid. // J. Phys.: Conf. Ser. – 2018. – No 1009 012003.

2. Корюков И.А., Сильвестров П.В. Численное моделирование аэродинамики простых геометрий с использованием приближенного вычисления потоков через грань расчетной ячейки методом AUSM[±]_{up2}. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. – 2022. – Т. 23, вып. 1.

3. Корюков И.А., Сильвестров П.В., Ишин Д.В. Пространственный расчет аэротермодинамики двойного конуса $25^\circ/55^\circ$ с помощью семейства компьютерных кодов UST3D. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. – 2022. – Т. 23, вып. 1.

4. Корюков И.А., Рыбаков А.Н. Решение пространственной задачи теплового баланса высокоскоростного летательного аппарата. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. – 2021. – Т. 22, вып. 2.

5. Корюков И.А., Рыбаков А.Н. Трехмерное моделирование теплового баланса на примере экспериментального летательного аппарата HIFiRE-1. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. – 2022. – Т. 23, вып. 1.

6. Корюков И.А. Расчет аэротермодинамики двойного конуса $25^\circ/55^\circ$ // Труды 60-й Всероссийской научной конференции МФТИ. 20–26 ноября 2017 г. Электроника, фотоника и молекулярная физика. - М.: МФТИ, 2017. - 290 с. ISBN 978-5-7417-0644-2

7. Корюков И.А. Численное моделирование аэродинамики конуса, затупленного по сфере, с использованием приближенного вычисления потоков через грань расчетной ячейки методом AUSM⁺_{up2} // Труды 61-й Всероссийской научной конференции МФТИ. 19–25 ноября 2018 г.

Электроника, фотоника и молекулярная физика. — М.: МФТИ, 2018. — 242 с. ISBN 978-5-7417-0688-6

8. Корюков И.А. Трехмерный расчет аэротермодинамики острого конуса с углом полураствора 15° на неструктурированной сетке // Материалы XII Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (NPNJ'2018), 24–31 мая 2018 г., Алушта. — М.: Изд-во МАИ, 2018. — 768 с.: ил. ISBN 978-5-4316-0491-1

9. Корюков И.А. Отладка и тестирование компьютерного кода TCR3D // Труды 62-й Всероссийской научной конференции МФТИ. 18-24 ноября 2019 г. Электроника, фотоника и молекулярная физика. — М.: МФТИ, 2019. — 320 с. ISBN 978-5-7417-0724-1

10. Корюков И.А. Решение пространственной задачи теплового баланса высокоскоростных летательных аппаратов // Труды 63-й Всероссийской научной конференции МФТИ. 18-24 ноября 2020 г. Электроника, фотоника и молекулярная физика. — М.: МФТИ, 2020. ISBN 978-5-7417-0756-2

11. Годунов С.К., “Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики”, Матем. сб., 47(89):3 (1959), 271–306

12. Chang C.H., Liou M.S. A New approach to the simulation of compressible multifluid flows with AUSM+ scheme. // 16th AIAA CFD Conference. – Orlando. – 2003. – pp. 23-26.

13. Лыков А.В., Теплообмен: (Справочник). 2-е изд., перераб. И доп. — М.: Энергия, 1978. — 480 с., ил.

14. Авдусевский В.С., Галицкий 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.

15. Kimmel R.L., Adamczak D., Gaitonde D., Rougeux A. and Hayes J.R. 45th AIAA Aerospace Sc. Meeting and Exhibit. // HIFiRE-1 Boundary Layer Transition Experiment Design. — 2007. — P. 534.

16. Зиновьев В.Е. Теплофизические свойства металлов при высоких температурах. — «Металлургия», 1989.

17. Чиркин В.С. Теплофизические свойства материалов ядерной техники. — Москва: Атомиздат, 1967. — 474 с.

18. Марочник стали и сплавов [Электронный ресурс] – Режим доступа:
<http://www.splav-kharkov.com>

19. Surzhikov S.T. Calculation analysis of the experimental data of HIFiRE-1 using the computer code NERAT-2D. // Journal of Physics: Conference Series. 2018. – Vol. 1009, No. 012001.

КОРЮКОВ ИВАН АЛЕКСАНДРОВИЧ

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ УДАРНО-ВОЛНОВЫХ
ВЗАИМОДЕЙСТВИЙ В ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПОТОКАХ ГАЗА**

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук