

Конг Кунсик

Особенности моделирования обтекания спускаемого космического аппарата в атмосфере Марса

Специальность: 01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ

**диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук**

Работа прошла апробацию в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Московский физико-технический технический институт (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: Егоров Иван Владимирович – доктор физико-математических наук, профессор, член-корреспондент РАН

Научный консультант: Новиков Андрей Валерьевич – доктор физико-математических наук

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Защита состоится **31 августа 2022 года в 11 часов 00 минут** на заседании диссертационного совета **ФАКТ.01.02.05.006**, созданного на базе федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский физико-технический технический институт (национальный исследовательский университет)» (МФТИ, Физтех)

по адресу: 141701, Московская область, г. Долгопрудный, Институтский переулок, д. 9.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МФТИ, Физтех и на сайте организации <https://mipt.ru>

Автореферат разослан «__» _____ 2022 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета

Быков Александр Андреевич

Общая характеристика

Ключевые слова: высокоскоростные течения, физико-химические процессы, краевая задача для уравнений Навье–Стокса, расчетная сетка, осесимметричные течения, трехмерные течения, закон Аррениуса, закон действующих масс, формула Парка, метод Роу, метод TVD-minmod, каталитическая и некаталитическая стенка, закон излучения Стефана–Больцмана, колебательная и вращательная степени свободы.

Актуальность темы исследования: обусловлена тем, что спускаемые космические аппараты (КА) являются важной частью космических исследований других планет. Такие аппараты позволяют доставлять на поверхность планеты различное исследовательское оборудование, включающее в себя автоматические планетоходы и т.д. В настоящий момент в мире активно проводятся исследования поверхности Марса. Форма спускаемых на Марс аппаратов чаще всего имеет вид сегментно-конического тела: передняя часть является конусом с затупленной вершиной и большим углом раскрытия, кормовая часть является сужающимся конусом с затупленным или торцевым окончанием. КА входят в атмосферу на большой скорости, около передней части КА образуется ударная волна. При переходе кинетической энергии газа во внутреннюю в результате торможения возбуждаются вращательные, колебательные и химические степени свободы газовой смеси. Для расчета тепловых потоков, приходящих на поверхность обтекаемого тела необходимо учитывать физико-химические превращения в смеси.

Для проведения данных расчетов необходимо использовать численные методы, с помощью которых можно достаточно точно описать динамику течения возле аппарата. Стоит отметить ограниченность экспериментальных данных в данной области в силу сложности постановки эксперимента и воспроизведения основных параметров подобия реального полета. В связи со сказанным выше необходимо развивать методы и подходы для

моделирования высокоскоростного потока с учетом физико-химических процессов и особенностей трехмерного обтекания поверхности КА.

Степень разработанности темы: обусловлена тем, что в Лаборатории аэрофизических исследований МФТИ проводятся работы по разработке и улучшению оригинального пакета программ для расчета сложных высокоскоростных течений HSFlow. Данный пакет программ поддерживает сложные многопроцессорные вычисления и активно используется для расчетов высокоскоростных течений.

Кроме того, в России и за рубежом, начиная с прошлого столетия, активно проводятся исследования высокоскоростных течений для космических аппаратов, входящих в атмосферу Марса.

Цель данной работы: состоит в разработке методов численных расчетов, проведении расчетов обтекания высокоскоростным потоком КА с учетом особенностей сложной трехмерной картины течения. Для этого должны быть решены следующие задачи:

- проведение расчета обтекания сферы, моделирующей носовую затупленную часть КА;
- расчет обтекания носовой части КА в осесимметричной постановке;
- расчет обтекания носовой части КА под различными углами атаки при помощи решения полной трехмерной системы уравнений Навье–Стокса, сравнение с результатами осесимметричного расчета.

Расчеты производятся при граничных условиях каталитической и некаталитической стенки, при заданной температуре стенки или при условии закона излучения Стефана–Больцмана. При этом в расчетах учитываются процессы диссоциации и рекомбинации компонент химической смеси, возбуждение колебательных, вращательных степеней свободы молекул.

Научная новизна работы: заключается в том, что разработана и верифицирована методика и программа расчета уравнений Навье–Стокса для

решения задачи обтекания спускаемого космического аппарата, входящего в атмосферу Марса.

В работе исследованы различные режимы течения на характерных траекторных точках спуска аппарата, показано влияние химических превращений на аэродинамический нагрев поверхности аппарата. В частности проведены исследования влияния каталитических свойств обшивки аппарата на тепловые потоки вблизи стенки. При этом установлено существенное отличие влияния различных типов поверхностей (каталитическая и некаталитическая стенка) на картину течения.

В работе исследованы режимы обтекания под нулевым (осесимметричное течение) и ненулевым углами атаки. Показано, что при увеличении угла атаки в ударной волне возникают нефизические колебания, обусловленные немонотонностью численного решения.

Теоретическая и практическая значимость: заключается в том, что расчетные методы и подходы, разработанные в процессе исследований, могут быть использованы при проведении сложных вычислений трехмерного стационарного обтекания спускаемых КА. В частности результаты расчетов могут быть полезны для анализа аэродинамики КА «Exomars», входящего в атмосферу Марса.

Методология и методы исследования: в данной работе используются современные подходы к численному решению уравнений Навье–Стокса с использованием неравновесной модели физико-химических превращений. Для описания газодинамики смеси используются современные и классические методы термодинамики.

Достоверность результатов: проверяется путем сопоставления полученных в работе данных с результатами расчета других авторов, а также сопоставления данных на различных шагах по времени.

На защиту выносятся:

1. Результаты расчетов осесимметричного обтекания носовой части спускаемого в атмосферу Марса космического аппарата на различных траекторных точках полета;
2. Результаты расчетов трехмерного стационарного обтекания носовой части спускаемого в атмосферу Марса космического аппарата при различных углах атаки;
3. Результаты расчета трехмерного стационарного обтекания наветренной и подветренной части спускаемого космического аппарата.

Апробация работы:

Результаты работы представлены на следующих научных конференциях:

- 61-я Всероссийская научная конференция МФТИ;
- 62-я Всероссийская научная конференция МФТИ;
- 63-я Всероссийская научная конференция МФТИ;
- 64-я Всероссийская научная конференция МФТИ;

Текст диссертации включается в себя

Основное содержание диссертации

Работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка источников.

Во введении описаны цель работы, актуальность исследования, научная новизна, теоретическая и практическая значимость, приведен обзор основных источников литературы. Приведены данные об апробации результатов работы, основных публикациях по теме работы.

В главе 1 сформулирована постановка задачи на осесимметричного и трехмерного обтекания космического аппарата, входящего в атмосферу Марса. Приведены основные уравнения движения газовой смеси, химических реакций, граничные условия, расчетные сетки.

В параграфе 1.1 приведены основные уравнения движения, параметры подобия, формулы диффузионных потоков.

Двумерные уравнения Навье–Стокса имеют вид:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \eta} = \mathbf{S}.$$

Здесь ξ и η являются криволинейными координатами, связанными с декартовыми координатами x, y соотношениями $x = x(\xi, \eta)$, $y = y(\xi, \eta)$; $\mathbf{Q}$ – вектор консервативных переменных; $\mathbf{E}$, $\mathbf{G}$ – векторы потоков массы, импульса и энергии; $\mathbf{S}$ – вектор источников. $\mathbf{Q}$, $\mathbf{E}$, $\mathbf{G}$ и $\mathbf{S}$ связаны с соответствующими векторами декартовой системы координат следующим образом:

$$\mathbf{Q} = J\mathbf{Q}_c, \quad \mathbf{E} = J\left(\mathbf{E}_c \frac{\partial \xi}{\partial x} + \mathbf{G}_c \frac{\partial \xi}{\partial y}\right), \quad \mathbf{G} = J\left(\mathbf{E}_c \frac{\partial \eta}{\partial x} + \mathbf{G}_c \frac{\partial \eta}{\partial y}\right), \quad \mathbf{S} = J\mathbf{S}_c.$$

Здесь $J = \partial(x, y)/\partial(\xi, \eta)$ – якобиан; $\mathbf{Q}_c$, $\mathbf{E}_c$, $\mathbf{G}_c$ и $\mathbf{S}_c$ – вектора в декартовой системе координат.

Система координат ξ, η используется для записи конечно-разностных уравнений на структурированной криволинейной сетке. Компоненты векторов $\mathbf{Q}_c$, $\mathbf{E}_c$, $\mathbf{G}_c$ и $\mathbf{S}_c$ для осесимметричных уравнений Навье–Стокса, учитывающие неравновесные химические реакции, процессы возбуждения внутренних степеней свободы, имеют вид:

$$\mathbf{Q}_c = \begin{pmatrix} \rho_i \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \end{pmatrix}, \quad \mathbf{E}_c = \begin{pmatrix} \rho_i u + I_x^i \\ \rho u^2 + p + \tau_{xx} \\ \rho uv + \tau_{xy} \\ \rho uH + q_x \end{pmatrix}, \quad \mathbf{G}_c = \begin{pmatrix} \rho_i v + I_y^i \\ \rho uv + \tau_{yx} \\ \rho v^2 + p + \tau_{yy} \\ \rho vH + q_y \end{pmatrix}, \quad \mathbf{S}_c = \begin{pmatrix} \omega_i \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix},$$

где ρ – суммарная плотность смеси газов; ρ_i – плотность i -ой компоненты смеси ($i = \overline{1, K}$, K – общее число компонент); u, v компоненты вектора скорости $\mathbf{V} = (u, v)$; $e = h - p / \rho + \frac{1}{2}(u^2 + v^2)$ – удельная энергия; $h = \sum_{i=1}^K h_i C_i$ – удельная энтальпия смеси газов; C_i – массовые концентрации компонент смеси, ω_i – скорости образования компонент, h_i – удельные энтальпии компонент.

Компоненты симметричного тензора вязких напряжений $\boldsymbol{\tau}$ связаны с тензором скоростей деформации $\boldsymbol{\varepsilon}$ следующим образом:

$$\boldsymbol{\tau} = - \left[2\mu \boldsymbol{\varepsilon} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \mu \nabla \cdot \mathbf{V} \right],$$

где δ_{ij} – единичный тензор, μ – коэффициент молекулярной вязкости.

Компоненты $\boldsymbol{\varepsilon}$ вычисляются следующим образом:

$$\varepsilon_{xx} = \frac{\partial u}{\partial x}, \quad \varepsilon_{xy} = \varepsilon_{yx} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right), \quad \varepsilon_{yy} = \frac{\partial v}{\partial y}.$$

Вектор теплового потока $\mathbf{q}$ в данной работе определяется следующим образом:

$$\mathbf{q} = -\lambda \text{grad}(T) + \boldsymbol{\tau} \mathbf{V} + \sum_{i=1}^K h_i \mathbf{I}^i.$$

Здесь λ – коэффициент теплопроводности; $\mathbf{I}^i$ – вектор диффузионного потока i -ой компоненты смеси. В данной работе вектор $\mathbf{I}^i$ определим на основе модели бинарной диффузии (закон Фика):

$$\mathbf{I}^i = -\rho D_i \text{grad}(C_i),$$

где D_i – коэффициент диффузии i -ой компоненты.

Вектор источников $\mathbf{S}_c$ в плоском ($\theta = 0$) и осесимметричном ($\theta = 1$) случаях имеет вид:

$$\mathbf{S}_c = \frac{\theta}{r} \begin{pmatrix} \omega_i - \rho v \\ -\rho uv - \tau_{xy} - \frac{2}{3} r \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{v}{r} \right) \\ -\rho v^2 - \tau_{yy} + \tau_{\theta\theta} - \frac{2}{3} \mu \frac{v}{r} - \frac{2}{3} r \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{v}{r} \right) \\ -(\rho e + p)v - u\tau_{xy} - v\tau_{yy} - q_y - \frac{2}{3} \mu \frac{v^2}{r} - \frac{2}{3} r \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{v^2}{r} \right) - \frac{2}{3} r \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{uv}{r} \right) \end{pmatrix},$$

где $r = |y|$ – расстояние до оси симметрии, $\tau_{\theta\theta} = -\mu(-2/3 \nabla \cdot \mathbf{V} + 4/3 v/r)$.

Система уравнений Навье–Стокса замыкается уравнением состояния газовой смеси:

$$p = \frac{\rho R T}{M}, \quad M = \left(\sum_{i=1}^K \frac{C_i}{M_i} \right)^{-1},$$

где R , M – соответственно универсальная газовая постоянная и молярная масса газовой смеси. Для концентраций C_i и векторов диффузионного потока $\mathbf{I}^i$ должны быть выполнены следующие соотношения:

$$\sum_{i=1}^K C_i = 1, \quad \sum_{i=1}^K \mathbf{I}^i = 0.$$

В безразмерной форме в уравнения движения входят следующие параметры подобия: показатель адиабаты набегающего потока $\gamma_\infty = c_{p,\infty} / c_{v,\infty}$; число Маха набегающего потока $M_\infty = V_\infty / a_\infty$ (скорость звука определяется как $a_\infty = \sqrt{\gamma R T_\infty / M}$); число Рейнольдса: $Re_\infty = \rho_\infty V_\infty L / \mu_\infty$, число Прандтля: $Pr = \lambda c_p / \mu$, и число Шмидта: $Sc_i = \mu / \rho D_i = 0.5$.

Для молекулярного коэффициента вязкости принят степенной закон зависимости от температуры: $\mu / \mu_{\infty} = (T / T_{\infty})^{\omega}$, $\omega = 0.731$. Коэффициент теплопроводности пропорционален коэффициенту вязкости в предположении постоянства числа Прандтля: $\lambda = \text{Pr} \mu / c_p$. Коэффициенты диффузии D_i также связаны с коэффициентом вязкости из условия постоянства числа Шмидта: $D_i = \mu / \rho \text{Sc}_i$.

В параграфе 1.1.1 приведены уравнения движения для описания трехмерного обтекания космического аппарата, входящего в атмосферу Марса.

В параграфе 1.2 приведены уравнения физико-химической модели, используемой в настоящем исследовании.

В данной работе принята восьмикомпонентная модель газа, состоящая из восьми элементов: O, N, NO, O₂, N₂, CO₂, CO, C. Скорость образования химических компонент ω_i определяется по формуле:

$$\omega_i = M_i \sum_{l=1}^L R_{i,l}.$$

Здесь L число химических реакций, скорость химических реакций $R_{i,l}$ подчиняется закону действующих масс:

$$R_{i,l} = \rho^2 (v''_{i,l} - v'_{i,l}) k_{b,l} \left[K_{c,l} \prod_j X_j^{v'_{j,l}} - \prod_j X_j^{v''_{j,l}} \right],$$

где $X_j = C_j / M_j$ – мольная концентрация j -ого компонента; l – номер химической реакции; $v'_{i,l}$, $v''_{i,l}$ – стехиометрические коэффициенты.

Энтальпия компонент газовой смеси вычисляется следующим образом:

$$h_i = \frac{5}{2} \frac{RT}{M_i} + e_i^r(T) + e_i^v(T) + h_i^0,$$

где h_i^0 – энтальпия образования компонент газовой смеси; $e_i^r(T) = RT / M_i$ – энергия возбуждения вращательных степеней свободы для двухатомных молекул, для трехатомных $e_i^r(T) = 3RT / 2M_i$ для молекулы CO_2 . $e_i^v(T)$ – энергия возбуждения колебательных степеней для двухатомной молекулы:

$$e_i^v(T) = \frac{RT_{vi}}{M_i} \frac{1}{e^{T_{vi}/T} - 1}.$$

Для трехатомной молекулы CO_2 данная формула имеет вид:

$$e_i^v(T) = \sum_{k=1}^3 \frac{RT_{vi,k}}{M_i} \frac{1}{e^{T_{vi,k}/T} - 1}.$$

Значения энтальпий образования и колебательных компонент приведены в таблице 1.1

Таблица 1.1 Значения энтальпии образования и колебательной температуры

Химический компонент	Колебательная температура T_{vi} , К	Энтальпия образования h_i^0 , Дж · моль/кг
O	0	$15.6 \cdot 10^6$
N	0	$33.9 \cdot 10^6$
NO	2791	$3.02 \cdot 10^6$
O ₂	2256	0
N ₂	3354	0
CO ₂	960	$-8.37 \cdot 10^6$
	1190	
	3380	
CO	3122	$-4.06 \cdot 10^6$
C	0	$59 \cdot 10^6$

В параграфе 1.3 приведены граничные условия, в том числе условия для каталитической и некаталитической стенок.

На поверхности обтекаемого аппарата ставились условия непротекания и прилипания:

$$u = 0, \quad v = 0.$$

В трехмерном случае данные условия соответственно имеют вид:

$$u = 0, \quad v = 0, \quad w = 0.$$

При постановке граничных условий на тепловой поток предполагалось, что теплозащитное покрытие КА не разрушается и не уносится потоком, тепловой поток с поверхности рассеивается согласно известному закону Стефана–Больцмана:

$$q_w^n = \varepsilon \sigma (T_w^4 - T_\infty^4).$$

Здесь q_w^n – проекция теплового потока на нормаль к поверхности тела, ε – коэффициент черноты тела (в расчетах принято значение $\varepsilon = 0.9$), σ – константа Стефана–Больцмана.

На абсолютно некаталитической стенке ставились следующие граничные условия для концентраций химических компонент:

$$\left. \frac{\partial C_O}{\partial n} \right|_w = \left. \frac{\partial C_N}{\partial n} \right|_w = \left. \frac{\partial C_{NO}}{\partial n} \right|_w = \left. \frac{\partial C_{CO_2}}{\partial n} \right|_w = \left. \frac{\partial C_{CO}}{\partial n} \right|_w = 0.$$

На каталитической стенке данные условия имеют вид:

$$C_O = 0, \quad C_N = 0, \quad C_{NO} = 0, \quad C_{CO_2} = 0.97, \quad C_{CO} = 0.$$

Граничные условия симметрии ставились на нижней границе расчетной области $y = 0$.

В параграфе 1.3.1 приведены параметры набегающего потока для постановки задачи осесимметричного обтекания носовой и хвостовой частей космического аппарата. Параметры потока приведены в таблице ниже.

Таблица 1.2 Параметры набегающего потока при обтекании сферы

H , км	V_{∞} , м/с	ρ_{∞} , кг/м ³	T_{∞} , К	M_{∞}	Re_{∞}	R , м	Стенка
30	4000.0	$0.111 \cdot 10^{-5}$	150	20.1	461 000	1	Некаталитическая

Схема расчетной области для расчета обтекания сферы приведена на рисунке ниже.

В качестве модели носовой части выбрана сфера радиуса 1 м. На поверхности сферы ставилось условие заданной температуры стенки, равной $T_w = 1000$ К. Данные граничные условия совпадают с данными, представленными в работе Сахарова, используемыми в дальнейшем для верификации результатов численных расчетов.

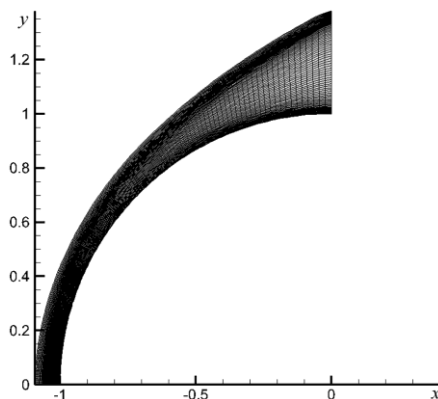


Рис. 1.1 Схема расчетной сетки, содержащая 168 x 151 узлов в продольном и поперечном направлениях

На следующем этапе работ проведены численные расчеты обтекания носовой части космического аппарата «ЭкзоМарс», схема расчетной области приведена на рисунке ниже. Размерность данной сетки составляет 301×501 узел.

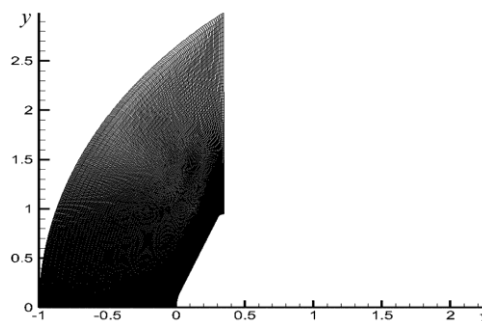


Рис. 1.2 Схема расчетной сетки вблизи носовой части спускаемого КА

Параметры набегающего потока для расчета обтекания носовой части соответствуют данным в таблице, приведенной ниже.

Таблица 1.3 Параметры набегающего потока для трех траекторных точек

H , км	V_{∞} , м/с	ρ_{∞} , кг/м ³	T_{∞} , К	Стенка
86.5	6024	$0.131 \cdot 10^{-5}$	140	Каталитическая / некаталитическая
76.5	5990	$0.526 \cdot 10^{-5}$	151.5	Каталитическая / некаталитическая

66.5	5964	$0.123 \cdot 10^{-4}$	147	Каталитическая / некаталитическая
------	------	-----------------------	-----	--------------------------------------

Схема расчетной сетки для моделирования отрывного обтекания космического аппарата приведена на рисунке ниже. В данной сетке содержится 1201×351 узел.

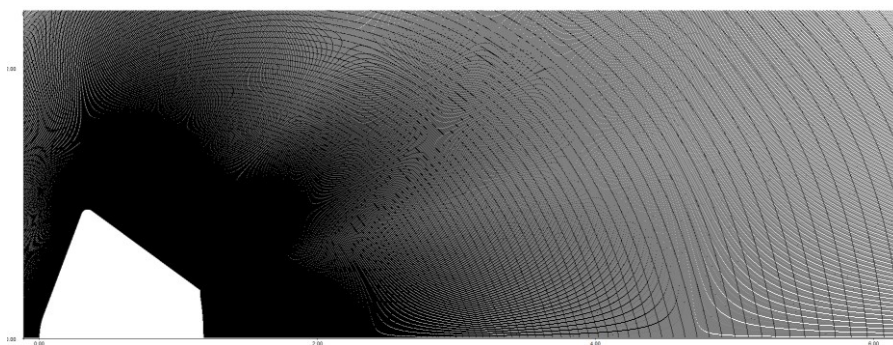


Рис. 1.3. Расчетная сетка для моделирования отрывного обтекания КА,
 1201×351 узел

В параграфе 1.3.2 приведена схема расчетной области для моделирования трехмерного обтекания КА, входящего в атмосферу под нулевым и ненулевым углами атаки. Расчетная область и параметры набегающего потока приведены в таблице и на рисунке ниже.

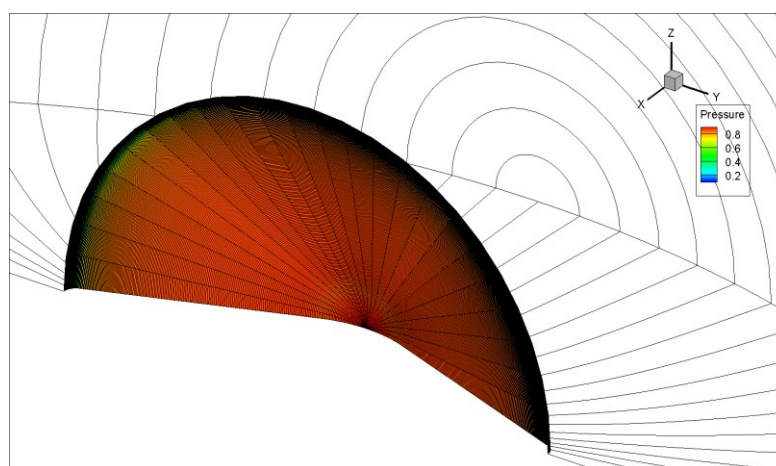


Рис. 1.4 Схема расчетной области для трехмерного обтекания аппарата,
 $251 \times 251 \times 25$ узлов.

Расчеты для случая № 40 проведены под углами атаки, равными $\alpha = 0^\circ$ и $\alpha = 5^\circ$, для случая № 45: $\alpha = 0^\circ$ и $\alpha = 10^\circ$.

Таблица 1.4 Параметры набегающего потока для случая трехмерного расчета обтекания космического аппарата

№	H , км	V_∞ , м/с	ρ_∞ , кг/м ³	T_∞ , К	Re	M	Условие на стенке
40	66.5	5964	1.23×10^{-5}	147	10009.9	30.2	Каталитическая Не- каталитическая
45	45	5000	4.232×10^{-5}	149.8	28334.2	25.1	Каталитическая Не- каталитическая

В параграфе 1.4 приведена разностная схема для решения уравнений Навье–Стокса, методы решения сеточных уравнений.

Конечно-разностная аппроксимация уравнений Навье–Стокса имеет вид:

$$\frac{\mathbf{Q}_{i,j}^{n+1} - \mathbf{Q}_{i,j}^n}{\Delta t} + \frac{\mathbf{E}_{i+\frac{1}{2},j}^{n+1} - \mathbf{E}_{i-\frac{1}{2},j}^{n+1}}{h_\xi} + \frac{\mathbf{G}_{i,j+\frac{1}{2}}^{n+1} - \mathbf{G}_{i,j-\frac{1}{2}}^{n+1}}{h_\eta} = \mathbf{S}_{i,j}^{n+1}.$$

Для аппроксимация конвективных составляющих векторных потоков $\mathbf{E}$, $\mathbf{G}$ используется монотонный метод Годунова и метод Роу для решения задачи о распаде разрыва:

$$\mathbf{E}_{i+\frac{1}{2}} = \frac{1}{2} \left[\mathbf{E}(\mathbf{Q}_L) + \mathbf{E}(\mathbf{Q}_R) - \mathbf{R}(\mathbf{Q}_{LR}) \Phi(\phi(\lambda_i)) \mathbf{R}(\mathbf{Q}_{LR})^{-1} (\mathbf{Q}_R - \mathbf{Q}_L) \right].$$

Здесь $\Phi(\phi(\lambda_i))$ – диагональная матрица, заполненная элементами $\phi(\lambda_i)$, где λ_i – собственные числа матрицы $\mathbf{A} = \partial \mathbf{E} / \partial \mathbf{Q}$, столбцами матрицы $\mathbf{R}_{LR} = \mathbf{R}_{LR}(\mathbf{Q}_{LR})$ являются собственные векторы матрицы $\mathbf{A}$. Зависимыми переменными $\Phi(\phi(\lambda_i))$, $\mathbf{R}_{LR}$ и $\mathbf{R}_{LR}^{-1}$ при этом являются:

$$u_{LR} = \frac{u_L \sqrt{\rho_L} + u_R \sqrt{\rho_R}}{\sqrt{\rho_L} + \sqrt{\rho_R}}, \quad v_{LR} = \frac{v_L \sqrt{\rho_L} + v_R \sqrt{\rho_R}}{\sqrt{\rho_L} + \sqrt{\rho_R}}, \quad w_{LR} = \frac{w_L \sqrt{\rho_L} + w_R \sqrt{\rho_R}}{\sqrt{\rho_L} + \sqrt{\rho_R}},$$

$$a_{LR} = \frac{a_L \sqrt{\rho_L} + a_R \sqrt{\rho_R}}{\sqrt{\rho_L} + \sqrt{\rho_R}},$$

где a – значение местной скорости звука.

Вид функции $\phi(\lambda_i)$, обеспечивающей выполнение энтропийного неравенства для физически правильного выбора численного решения:

$$\phi(\lambda) = \begin{cases} |\lambda|, & |\lambda| > \varepsilon, \\ \frac{\lambda^2 + \varepsilon^2}{2\varepsilon}, & |\lambda| \leq \varepsilon. \end{cases}$$

где ε – параметр диссипативных свойств численной схемы.

Для достижения второго порядка численной схемы при интерполяции переменных задачи на грани ячейки использован метод минимальной производной MUSCL [58 – 60]:

$$Q_L = Q_i + \frac{1}{2}m(Q_i - Q_{i-1}, Q_{i+1} - Q_i), \quad Q_R = Q_{i+1} - \frac{1}{2}m(Q_{i+1} - Q_i, Q_{i+2} - Q_{i+1}),$$

функция $m(a, b)$ имеет следующий вид:

$$m(a, b) = \minmod(a, b) = \begin{cases} a, & ab > 0, \quad |a| < |b| \\ b, & ab > 0, \quad |a| > |b| \\ 0, & ab \leq 0 \end{cases}$$

В пункте 1.4.1 приведены сеточные уравнения для численного решения трехмерных уравнений Навье–Стокса.

В пункте 1.4.2 приведено описание итерационного метода Ньютона, используемого для решения нелинейных сеточных уравнений.

В главе 2 представлены результаты расчетов обтекания сферы, моделирующей затупленную носовую часть спускаемого аппарата. Также представлены результаты расчета носовой части спускаемого аппарата «ЭкзоМарс» на трех траекторных точках. Расчеты проведены при нулевом угле атаки, т.е. в осесимметричной постановке.

В пункте 2.1 приведена схема расчетной области, на который указаны основные граничные условия.

На выходной границе ставилось условие экстраполяции, которое имеет вид: $3U_i - 4U_{i-1} + U_{i-2} = 0$, на поверхности сферы, как было сказано выше, ставилось условие постоянной температуры стенки $T_w = 1000\text{ K}$ (см. рис. ниже).

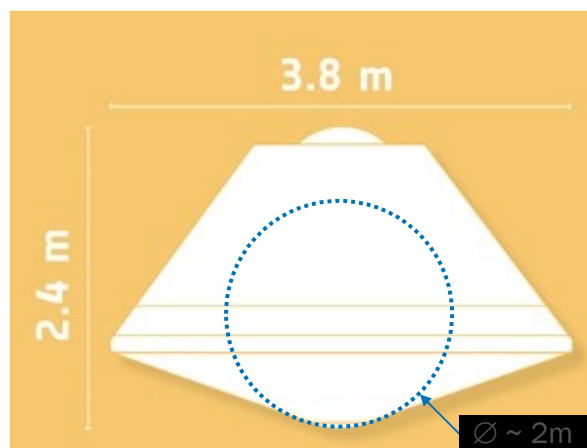


Рис. 2.1. Затупленная носовая часть космического аппарата «ЭкзоМарс»

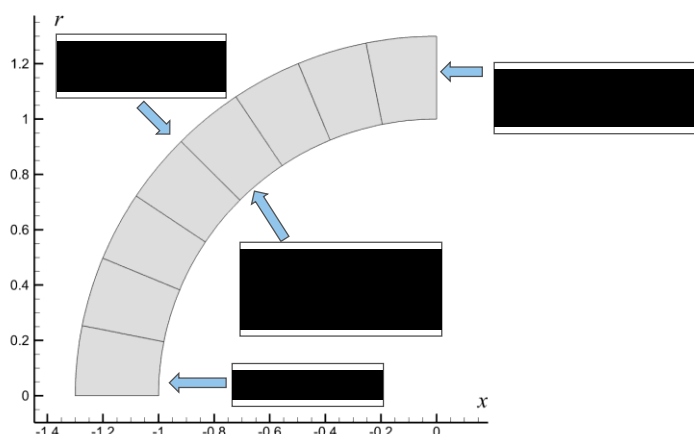


Рис. 2.2. Схема граничных условий для расчета обтекания сферы

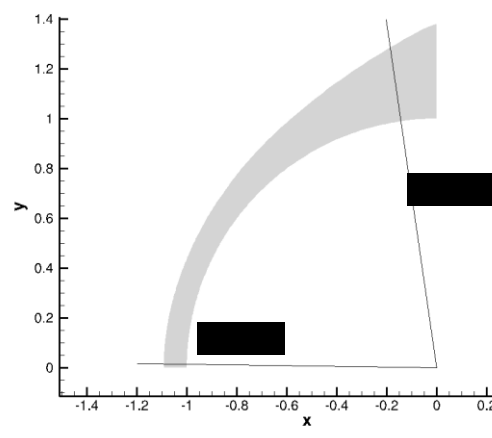


Рис. 2.3. Схема сечений поперек ударного слоя

На рисунках ниже приведены результаты расчетов давления и температуры и концентраций некоторых компонент поперек ударного слоя. Видно, что результаты хорошо согласуются с данными Сахарова.

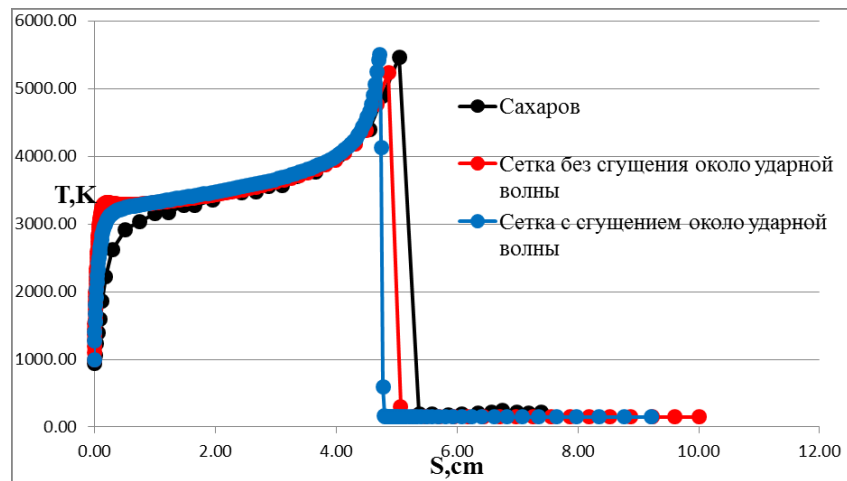


Рис. 2.5 Распределение температуры вблизи поверхности сферы в сечении $\theta = 0.75^\circ$

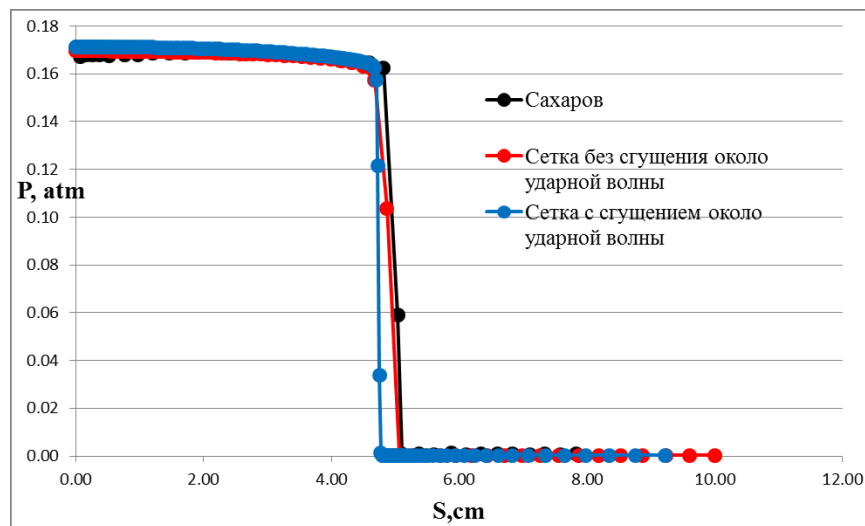


Рис. 2.7 Распределение давления вблизи поверхности сферы в сечении $\theta = 0.75^\circ$

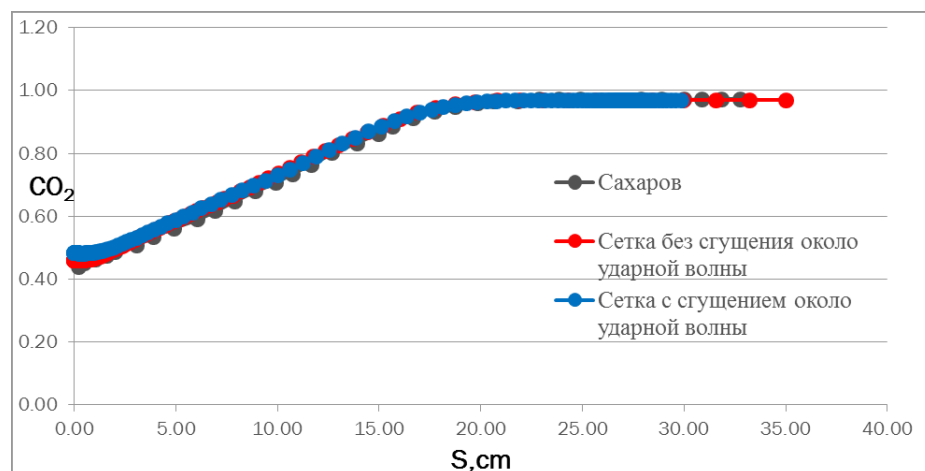


Рис. 2.10 Распределение концентрации CO_2 вблизи поверхности сферы в сечении $\theta = 81.75^\circ$

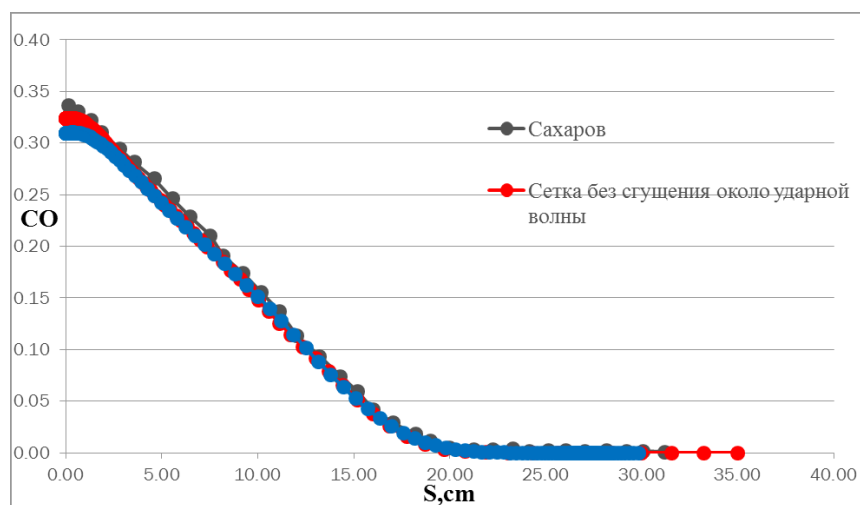
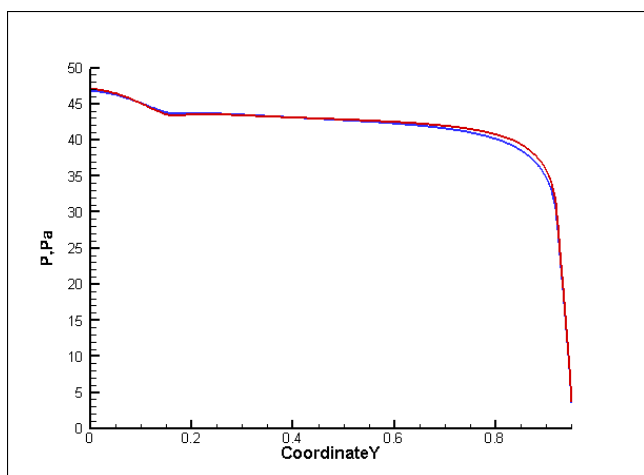


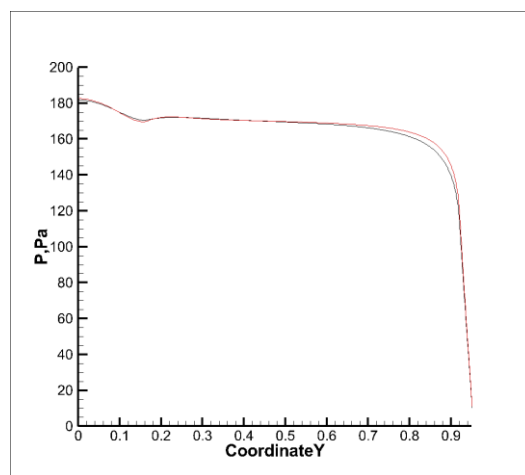
Рис. 2.12 Распределение концентрации CO вблизи поверхности сферы в сечении $\theta = 81.75^\circ$

В пункте 2.2 приведены результаты расчетов осесимметричного обтекания носовой части аппарата «ЭкзоМарс».

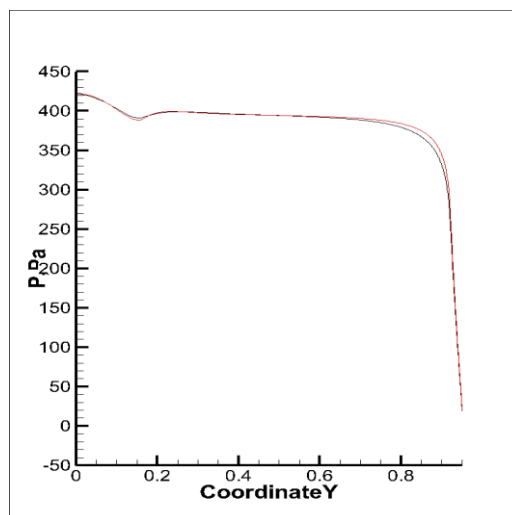
На рисунках ниже приведено распределение давления на поверхности аппарата для различных режимов обтекания. Из данных рисунков видно, что давление на высоте $H = 76.5 \text{ км}$ почти в четыре раза выше, чем на высоте $H = 86.5 \text{ км}$. Давление на высоте $H = 66.5 \text{ км}$ почти в десять раз выше чем на $H = 86.5 \text{ км}$.



а)



б)



в)

Рис. 2.17. Распределение давления на поверхности аппарата, вдоль оси ОУ при а) $H = 86.5 \text{ км}$, б) $H = 76.5 \text{ км}$, в) $H = 66.5 \text{ км}$; синяя линия – некаталитическая стенка; красная линия – каталитическая стенка

Из таблицы 1.3 видно, что плотность газа на высоте $H = 76.5 \text{ км}$ в пять раз выше чем на высоте $H = 86.5 \text{ км}$, плотность газа на высоте $H = 66.5 \text{ км}$ почти в десять раз выше, чем на высоте $H = 86.5 \text{ км}$. Можно сделать вывод что на пропорции значений давления напрямую влияет значение плотности газа.

Распределение температуры на поверхности аппарата вдоль оси ОУ показано на рисунках ниже для высот полета $H = 86.5 \text{ км}$ и $H = 76.5 \text{ км}$.

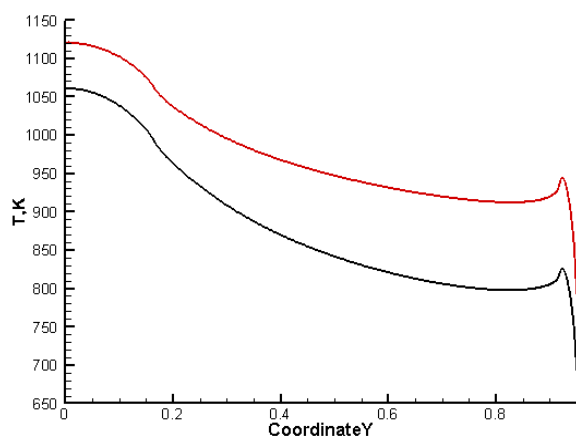


Рис. 2.18. Распределение

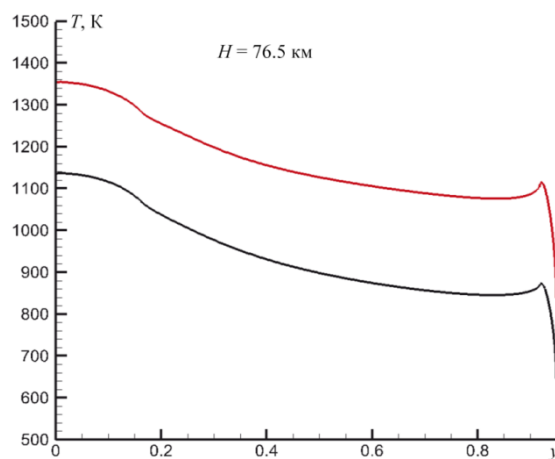


Рис. 2.19. Распределение

температуры на поверхности аппарата, вдоль оси ОУ при $H = 86.5 \text{ км}$; черная линия – некаталитическая стенка; красная линия – каталитическая стенка

температуры на поверхности аппарата, вдоль оси ОУ при $H = 76.5 \text{ км}$; черная линия – некаталитическая стенка; красная линия – каталитическая стенка

В главе 3 приведены результаты расчетов отрывного обтекания космического аппарата «ЭкзоМарс», входящего в атмосферу Марса под нулевым углом атаки.

В пункте 3.1 приведена зависимость дуговой координаты вдоль осей ОХ и ОУ. Далее в главе распределения газодинамических параметров приведены вдоль указанных дуговых координат.

На рисунках ниже приведены распределения температуры, давления и концентраций вдоль дуговых координат для высоты полета $H = 86.5 \text{ км}$

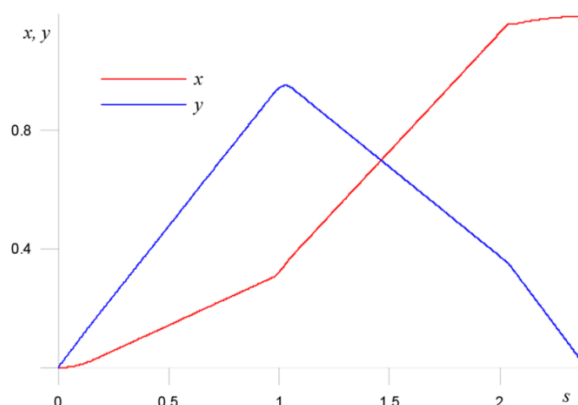


Рис. 3.1. Декартовы координаты поверхности модели в зависимости от длины дуги, отсчитываемой от передней критической точки

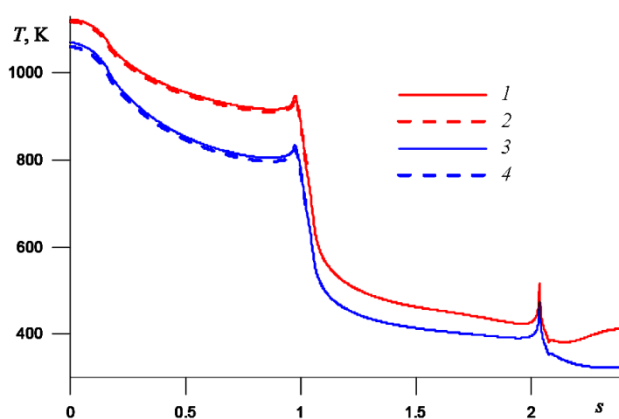


Рис. 3.2. Распределение температуры на поверхности аппарата при высоте полета $H = 86.5 \text{ км}$

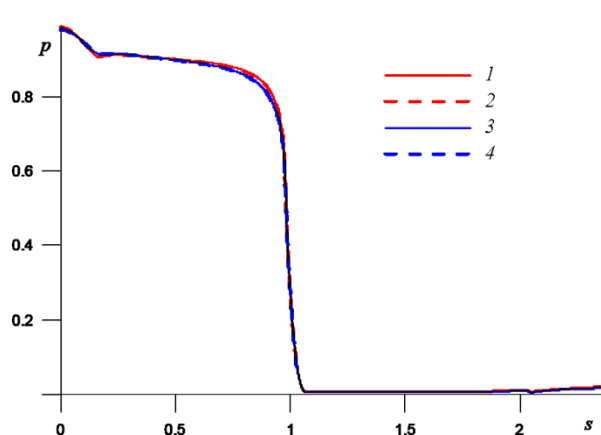


Рис. 3.3. Распределение давления на поверхности аппарата при высоте полета $H = 86.5 \text{ км}$

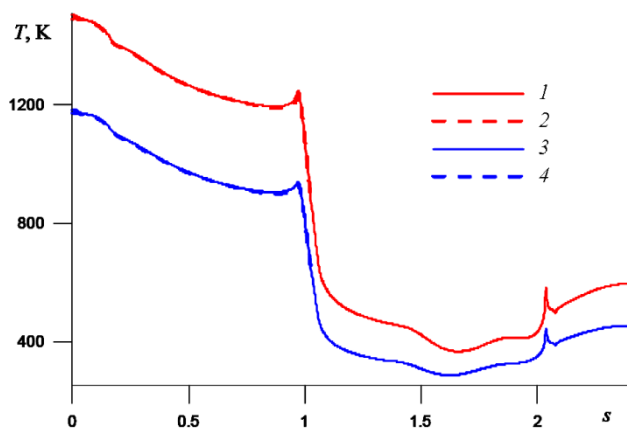


Рис. 3.4. Распределение температуры на поверхности аппарата при высоте полета $H = 66.5 \text{ км}$

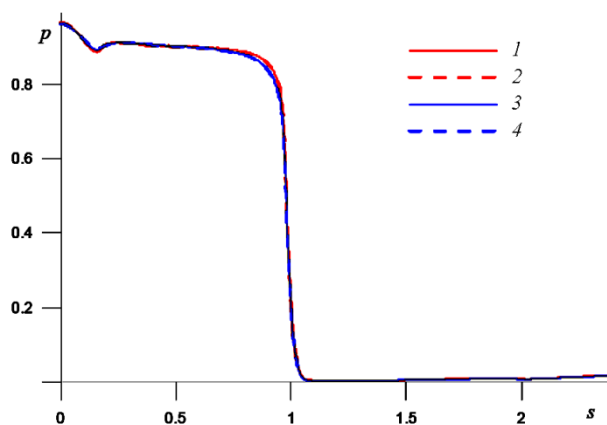


Рис. 3.5. Распределение давления на поверхности аппарата при высоте полета $H = 66.5 \text{ км}$

1 – каталитическая стенка полная модель, 2 – каталитическая стенка носовая часть, 3 – некаталитическая стенка полная модель, 4 – некаталитическая стенка носовая часть

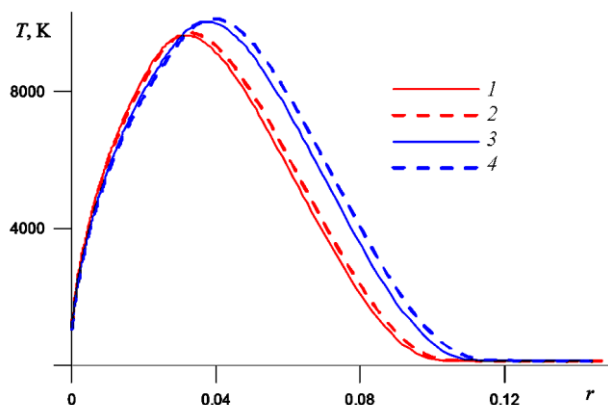


Рис. 3.6. Распределение температуры на линии торможения при высоте полета $H = 86.5 \text{ км}$

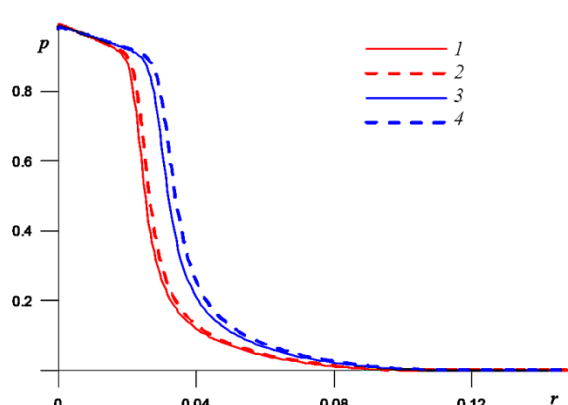


Рис. 3.7. Распределение давления на линии торможения при высоте полета $H = 86.5 \text{ км}$

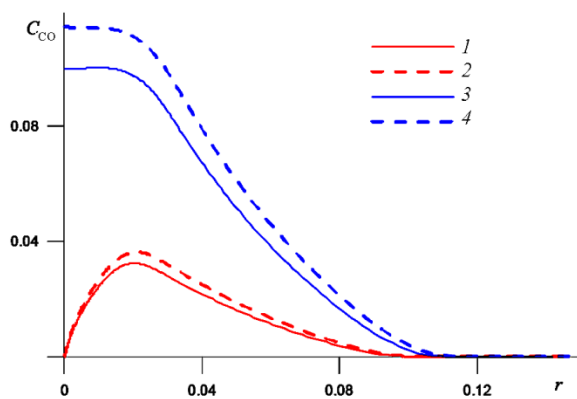


Рис. 3.8. Распределение концентрации СО на линии

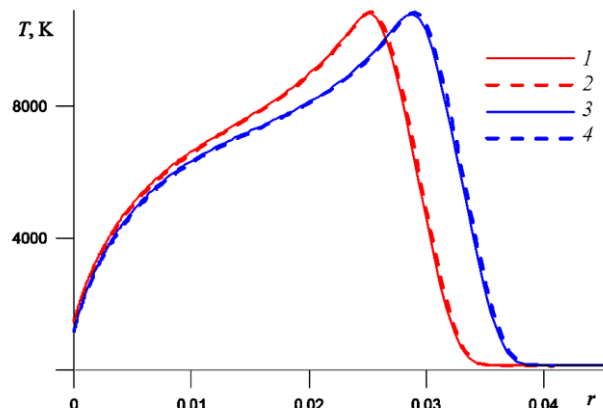


Рис. 3.9. Распределение температуры на линии торможения при высоте

торможения при высоте полета
 $H = 86.5 \text{ км}$

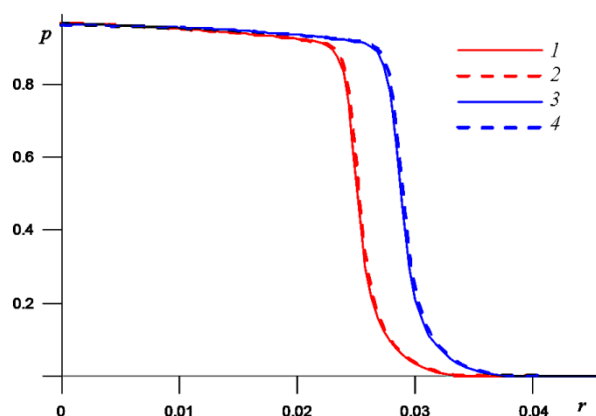


Рис. 3.10. Распределение давления на линии торможения при высоте полета $H = 86.5 \text{ км}$

полета $H = 66.5 \text{ км}$

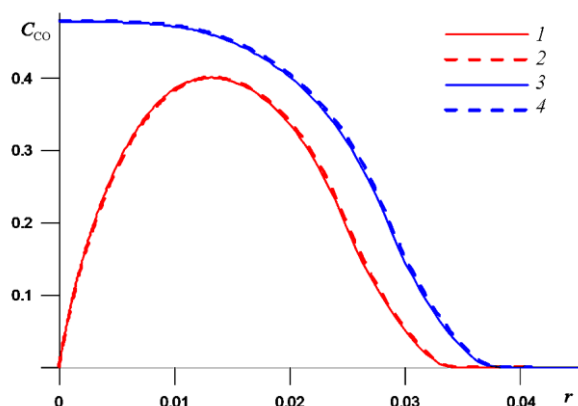


Рис. 3.11. Распределение концентрации CO на линии торможения при высоте полета $H = 66.5 \text{ км}$

1 – каталитическая стенка полная модель, 2 – каталитическая стенка носовая часть, 3 – некаталитическая стенка полная модель, 4 – некаталитическая стенка носовая часть

В пункте 3.2 представлена двумерная визуализация полей температуры, давления и концентрации компонент смеси по всей области течения.

В главе 4 представлены результаты расчетов трехмерного обтекания носовой части космического аппарата под различными углами атаки. Расчеты, проведенные под нулевым углом атаки, сравниваются с результатами, полученными в третьей главе для осесимметричного обтекания.

В параграфе 4.1 представлены результаты численных расчетов обтекания носовой части КА под 0 и 5 градусными углами атаки. В соответствии с таблицей 1.4 в данном параграфе исследуется режим № 40.

Сравнение профилей температуры и давления на поверхности аппарата вдоль оси ОУ представлены на рисунках ниже. Как видно из представленных графиков, каталитические свойства стенки значительно влияют на температурный профиль и практически не оказывают влияние на распределение давления. Видно, что температура оказывается выше вниз по

потоку (область $y > 0$). Данный эффект можно объяснить тем, что за время релаксации реагирующие частицы успевают сместиться вниз по потоку и вступить в этой области в химическую реакцию. Поэтому температура вниз по потоку поднимается.

Следует отметить что в расчетах константы скоростей реакций вычислялись с учетом неравновесного возбуждения колебательных степеней свободы в газе. Согласно модели Парка [62] средняя температура для константы химической реакции вычисляется следующим образом:

$$T_{\text{сред}} = \sqrt{T_{\text{пост}} T_{\text{вращ}}} ,$$

где $T_{\text{пост}}$ – поступательная температура, $T_{\text{вращ}}$ – температура возбуждения вращательных степеней свободы. В данной задаче $T_{\text{пост}} = T_{\text{вращ}}$.

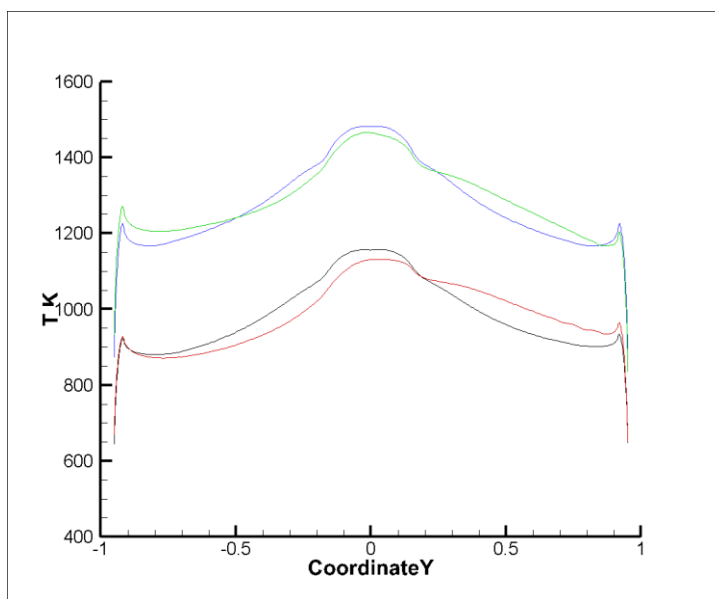


Рис. 4.1 Сравнение температуры на стенке аппарата; темная линия – $\alpha = 0^\circ$, некаталитическая стенка; голубая линия – $\alpha = 0^\circ$, каталитическая стенка; красная линия – $\alpha = 5^\circ$, некаталитическая стенка; зеленая линия – $\alpha = 5^\circ$, каталитическая стенка

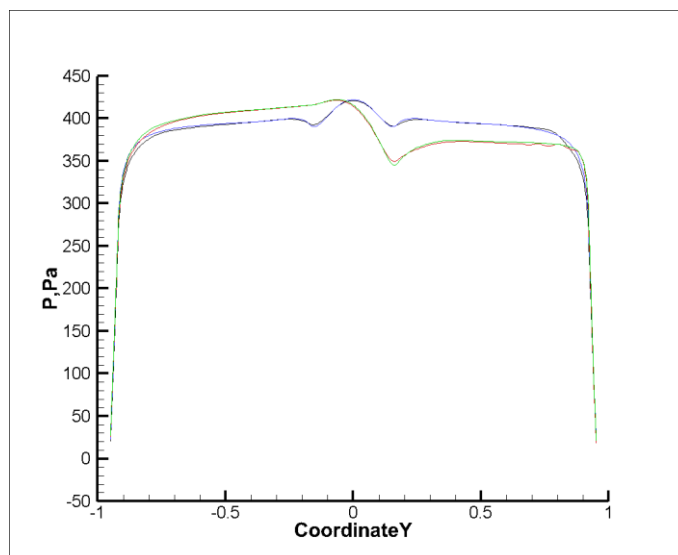


Рис. 4.2 Сравнение давления на стенке аппарата; темная линия – $\alpha = 0^\circ$, некаталитическая стенка; голубая линия – $\alpha = 0^\circ$, каталитическая стенка; красная линия – $\alpha = 5^\circ$, некаталитическая стенка; зеленая линия – $\alpha = 5^\circ$, каталитическая стенка

Сравнение профилей температуры и давления поперек ударного слоя, вычисленных на нулевой линии тока, приведены на рисунках ниже. Как видно из данных графиков каталитические свойства стенки влияют на положение ударной волны, при этом расстояние между ударной волной при каталитической и некаталитической стенках совпадают для разных углов атаки.

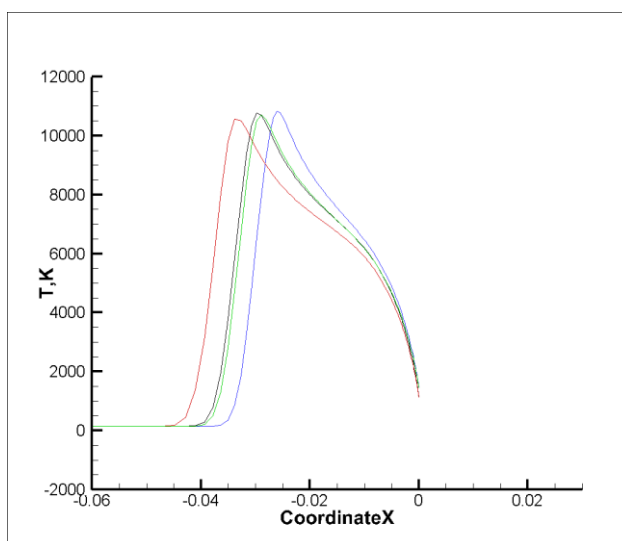


Рис. 4.3 Распределение температуры вблизи критической точки поперек

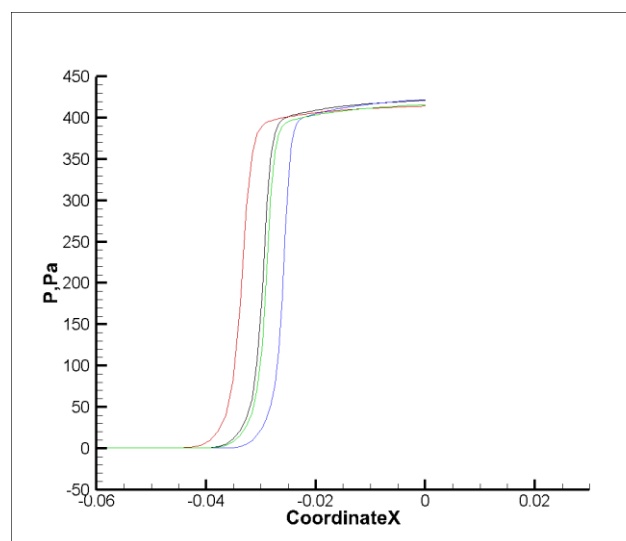


Рис. 4.4 Распределение давления вблизи критической точки поперек

положение ударной волны смещено дальше от тела. Данный результат является обоснованным, так как при $\alpha = 10^\circ$ поверхность наклонена по отношению к набегающему потоку, то есть образуется косая ударная волна.

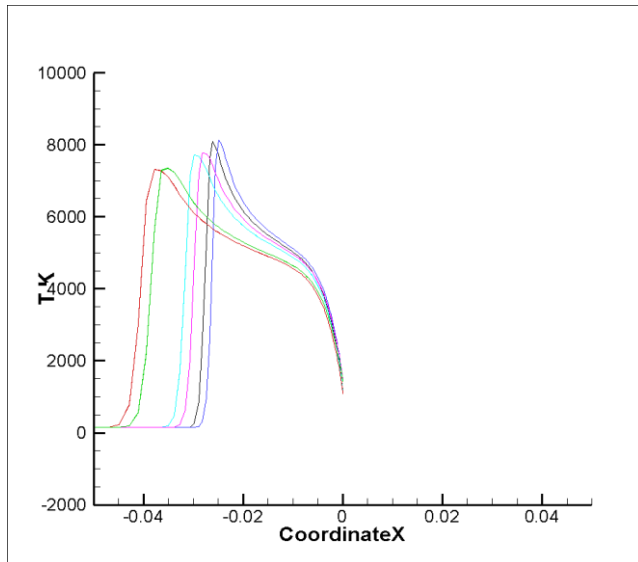


Рис. 4.9 Распределение температуры
вблизи точки торможения

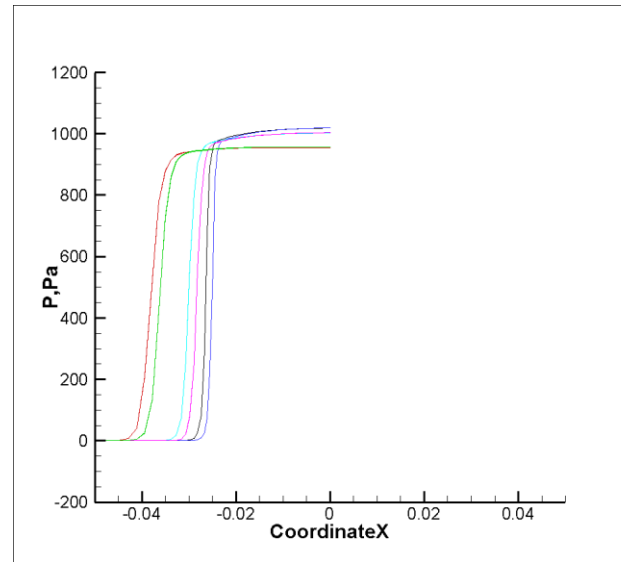


Рис. 4.10 Распределение
температуры вблизи точки
торможения

черная линия – $\alpha = 0^\circ$, некаталитическая стенка; синяя линия – $\alpha = 0^\circ$, каталитическая стенка; голубая линия – $\alpha = 5^\circ$, некаталитическая стенка; розовая линия – $\alpha = 5^\circ$, каталитическая поверхность; красная линия – $\alpha = 10^\circ$, некаталитическая стенка; зеленная линия – $\alpha = 10^\circ$, каталитическая стенка

На рисунке ниже представлено поле распределения температуры в плоскости симметрии при $\alpha = 10^\circ$ и значении энтропийной коррекции $\varepsilon = 0.7$. Как видно из представленного рисунка, на ударной волне образуются сильные колебания температуры.

Расчеты проведены по методу TVD-minmod с использованием схемы Роу. В данной схеме веер волн разрежения распознается как разрыв из-за линеаризации основных уравнений. В силу этого увеличиваются возмущения перед сильной головной ударной волной.

Данные возмущения приводят к появлению нефизических колебаний, где нарушается монотонность численной схемы.

Также проблема возникает при интерполяции значений с одной ячейки на другую, если она сильно деформирована.

Для решения данной проблемы проведены систематические расчеты с постепенным увеличением ε . Результаты расчетов при различных значениях ε приведены в настоящем параграфе.

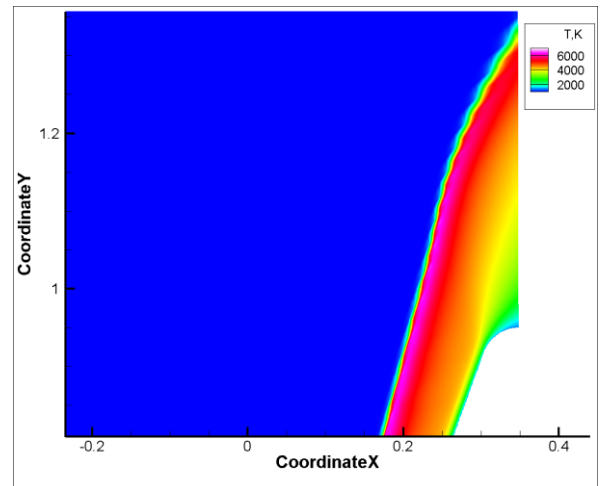
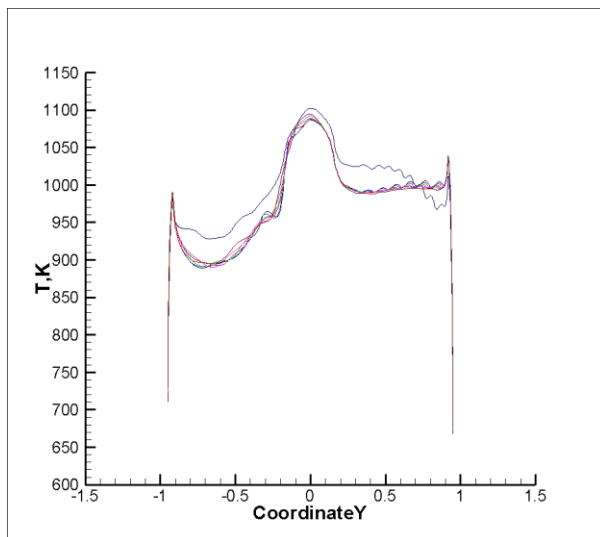
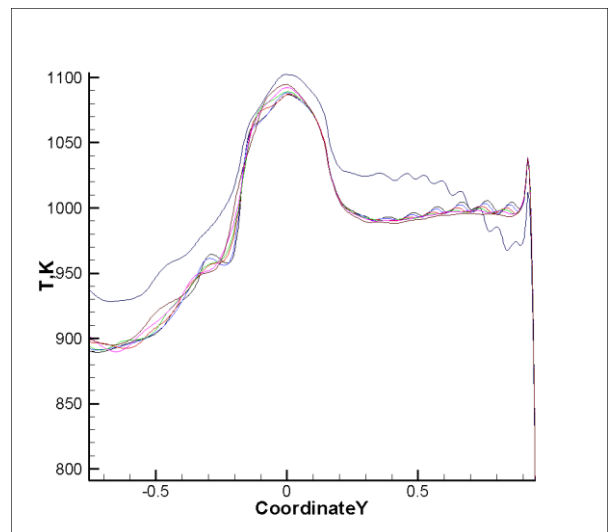


Рис. 4.13 Поле распределения температуры при $\alpha = 10^\circ$ и $\varepsilon = 0.7$ в плоскости симметрии, некаталитическая стенка



а)



б)

Рис. 4.24 Зависимость температуры на поверхности аппарата, некаталитическая стенка, $\alpha = 10^\circ$; $\varepsilon = 0.7$ голубая линия; $\varepsilon = 0.9$ черная линия; $\varepsilon = 1.0$ синяя линия; $\varepsilon = 1.2$ красная линия; $\varepsilon = 1.4$ зеленная линия;

$\varepsilon = 1.6$ розовая линия; каштановая линия $\varepsilon = 1.8$; а) полный график б) увеличенный график

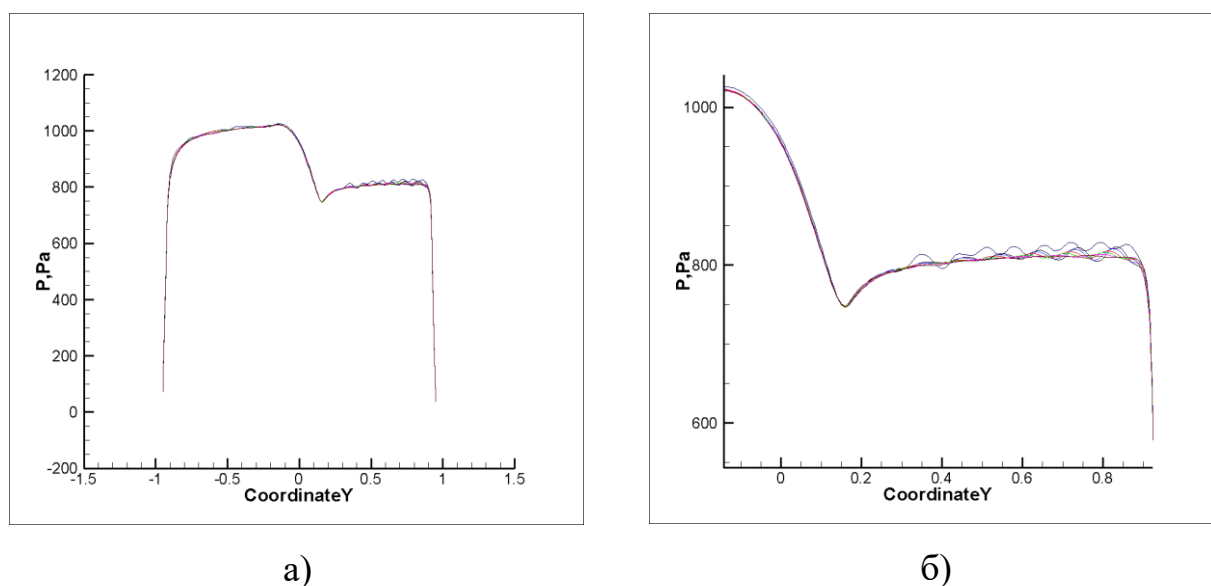
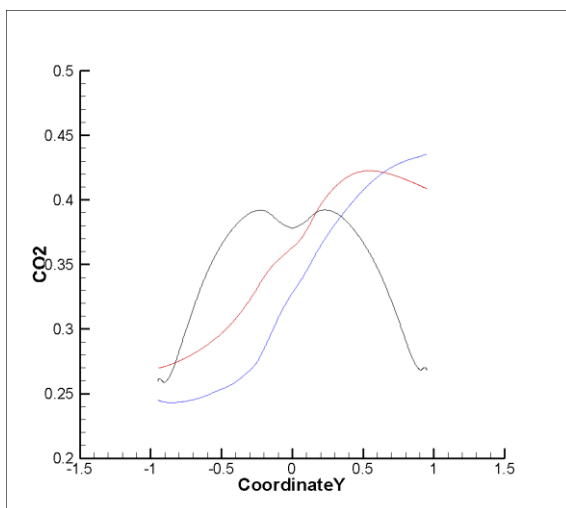


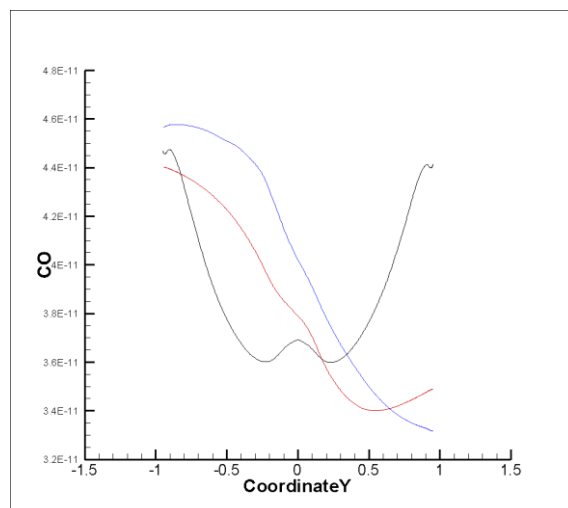
Рис. 4.25 Зависимость давления на поверхности аппарата, некаталитическая стенка, $\alpha = 10^\circ$; $\varepsilon = 0.7$ голубая линия; $\varepsilon = 0.9$ черная линия; $\varepsilon = 1.0$ синяя линия; $\varepsilon = 1.2$ красная линия; $\varepsilon = 1.4$ зеленная линия; $\varepsilon = 1.6$ розовая линия; каштановая линия $\varepsilon = 1.8$; а) полный график б) увеличенный график

Распределение температуры и давления на поверхности аппарата, вдоль оси ОУ при различных значениях ε представлено на рисунках выше. Как видно из данных графиков, при увеличении ε удастся добиться снижения амплитуды колебаний температуры и давления.

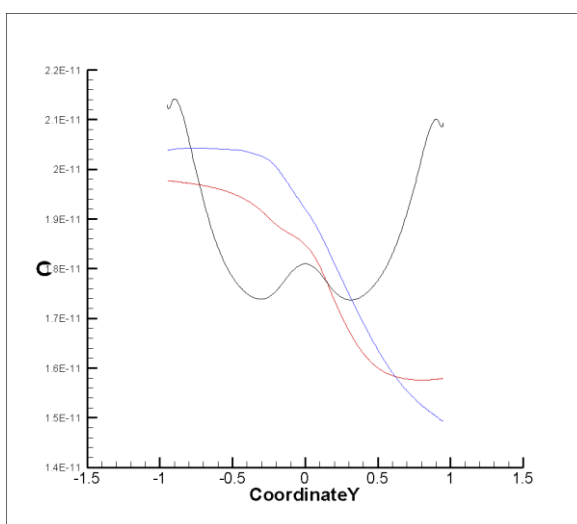
Далее представлены графики зависимости концентраций основных компонент смеси при $\varepsilon = 1.8$. Как видно из данных графиков, на распределении концентраций также удалось добиться значительного уменьшения нефизических колебаний.



а)



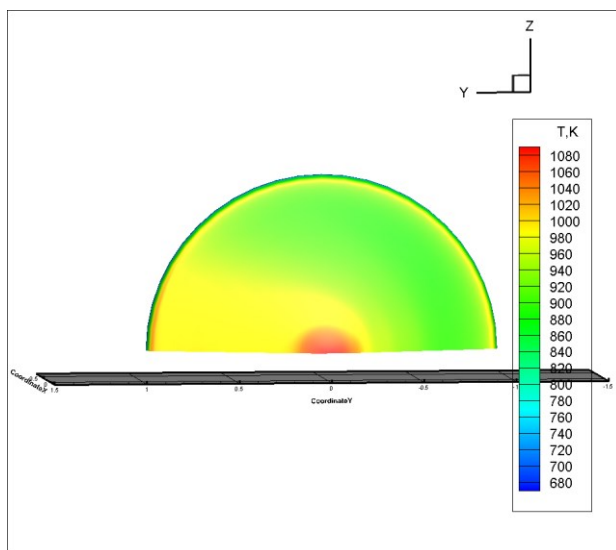
б)



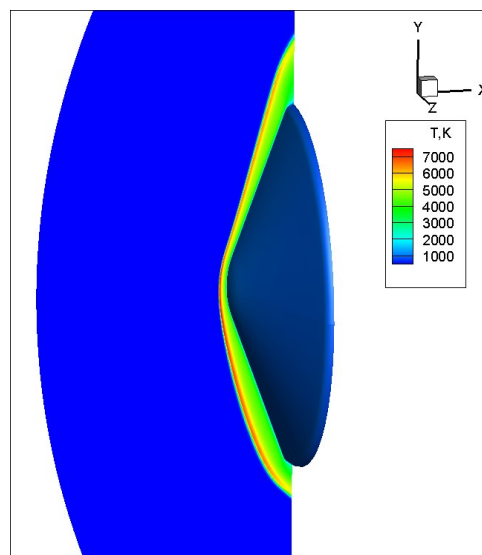
в)

Рис. 4.26 Концентрация а) CO_2 , б) CO , в) O на поверхности аппарата, некаталитическая стенка, $\varepsilon = 1.8$; черная линия – $\alpha = 0^\circ$; красная линия – $\alpha = 5^\circ$; синяя линия – $\alpha = 10^\circ$

Визуализация полей температуры и давления на поверхности аппарата и в плоскости симметрии при $\varepsilon = 1.8$ приведена на рисунках ниже.

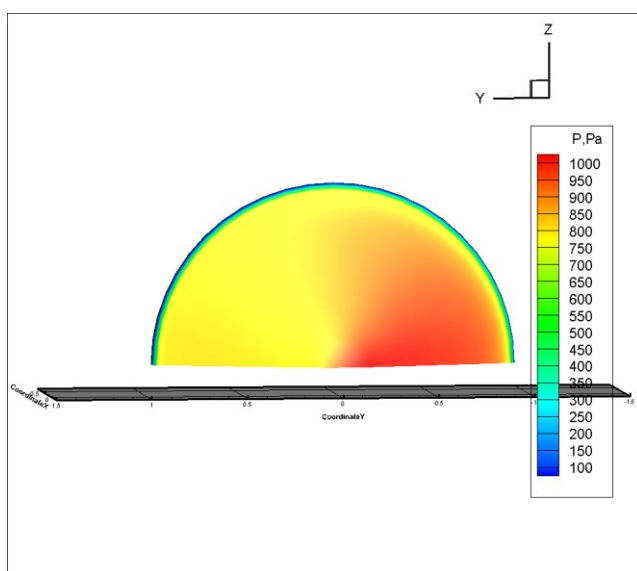


а)

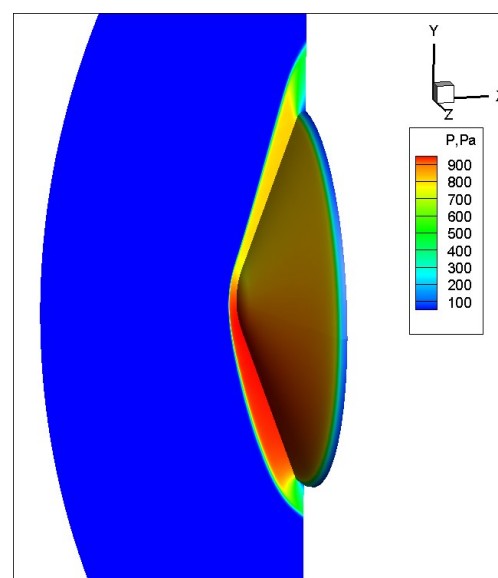


б)

Рис. 4.27 Распределение температуры а) на поверхности аппарата; б) в плоскости симметрии, $\varepsilon = 1.8$, $\alpha = 10^0$



а)



б)

Рис. 4.28 Распределение давления а) на поверхности аппарата; б) в плоскости симметрии, некаталитическая стенка, $\varepsilon = 1.8$, $\alpha = 10^0$

Далее рассмотрим результаты расчетов при каталитической стенке. Для уменьшения времени расчетов использованы результаты, полученные при расчете обтекания космического аппарата с некаталитической стенкой при значении энтропийной коррекции $\varepsilon = 1.8$. Как было сказано выше, при таком значении энтропийной коррекции в поле течения практически отсутствуют нефизические колебания, а значит данные результаты можно использовать

для расчета обтекания аппарата с каталитической стенкой. Поэтому время расчета удалось существенно сократить. Поля давления, температуры приведены на Рис. 4.30 и Рис. 4.31.

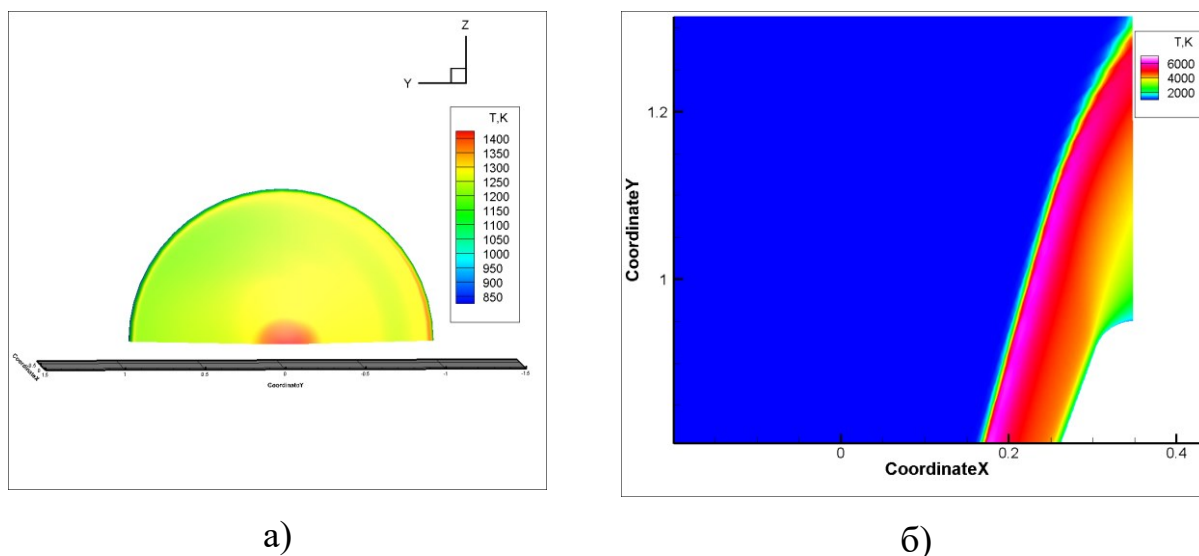


Рис. 4.30 Поле распределения температуры а) на поверхности аппарата б) в сечении $Z = 0$.

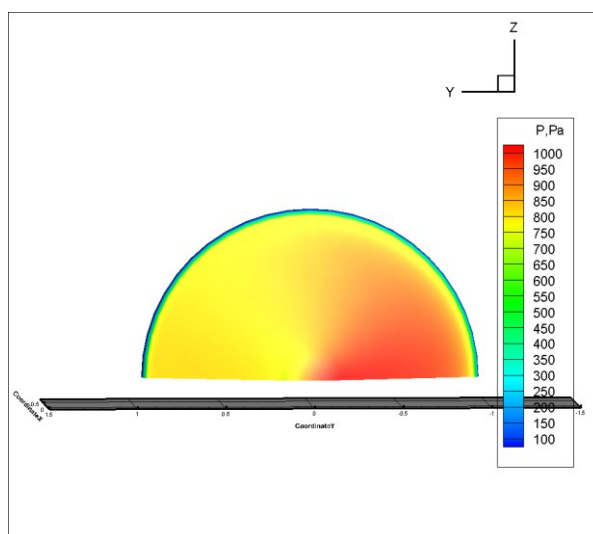


Рис. 4.31 Поле распределения давления на поверхности аппарата

Далее приведены поля распределения концентраций CO и CO_2 . Из данных графиков видно, что концентрация CO_2 практически равна единице на поверхности аппарата, концентрация CO практически равна нулю, т.е. стенка аппарата обладает свойствами каталитичности.

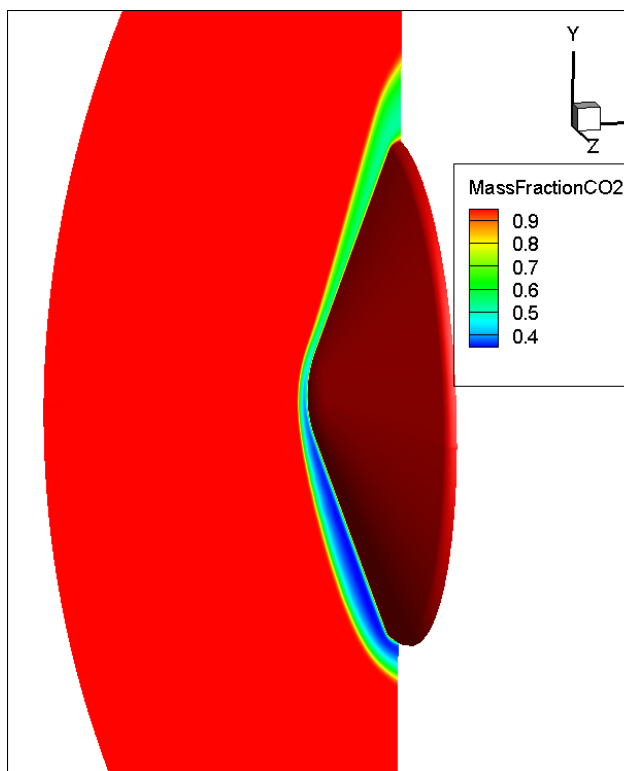


Рис. 4.32 Концентрация CO_2 на поверхности аппарата и в плоскости симметрии

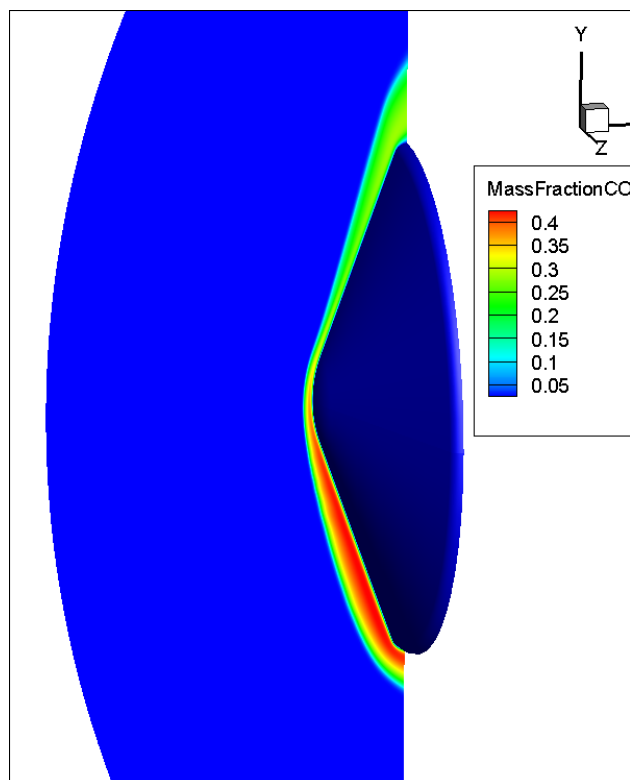
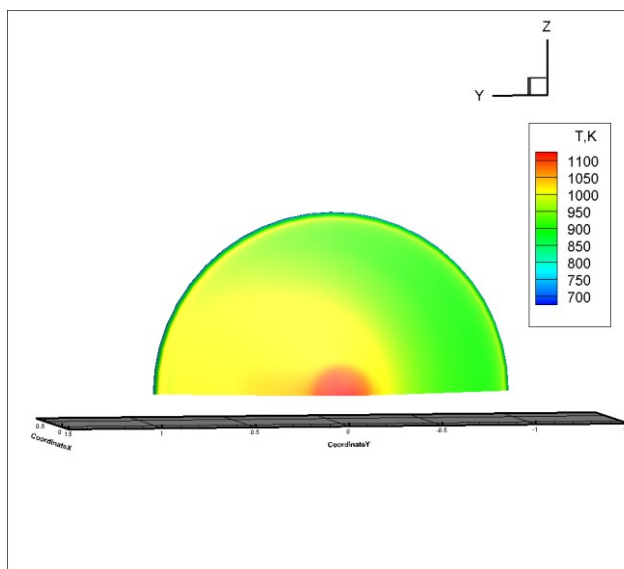
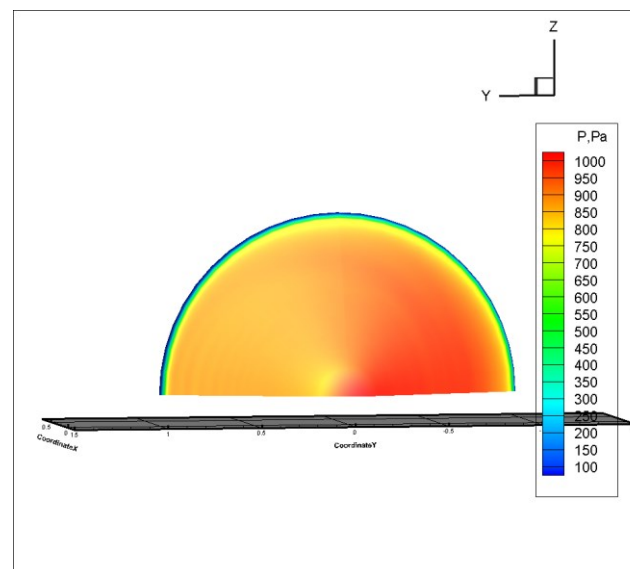


Рис. 4.33 Концентрация CO на поверхности аппарата и в плоскости симметрии

На рисунках ниже представлено поля газодинамических параметров при обтекании аппарата под углом атаки $\alpha = 5^\circ$ при энтропийной коррекции $\varepsilon = 0.7$ и $\varepsilon = 1.8$.



а)



б)

Рис. 4.34 Поле распределения а) температуры, б) давления на поверхности аппарата при $\alpha = 5^\circ$ и $\varepsilon = 0.7$

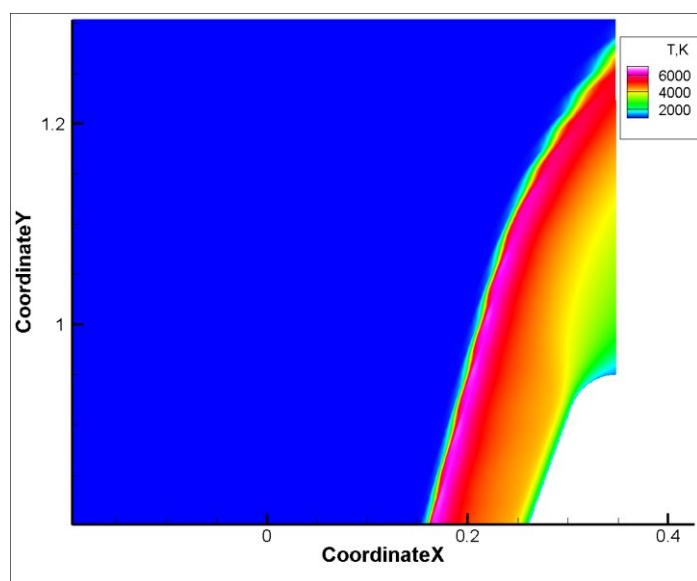
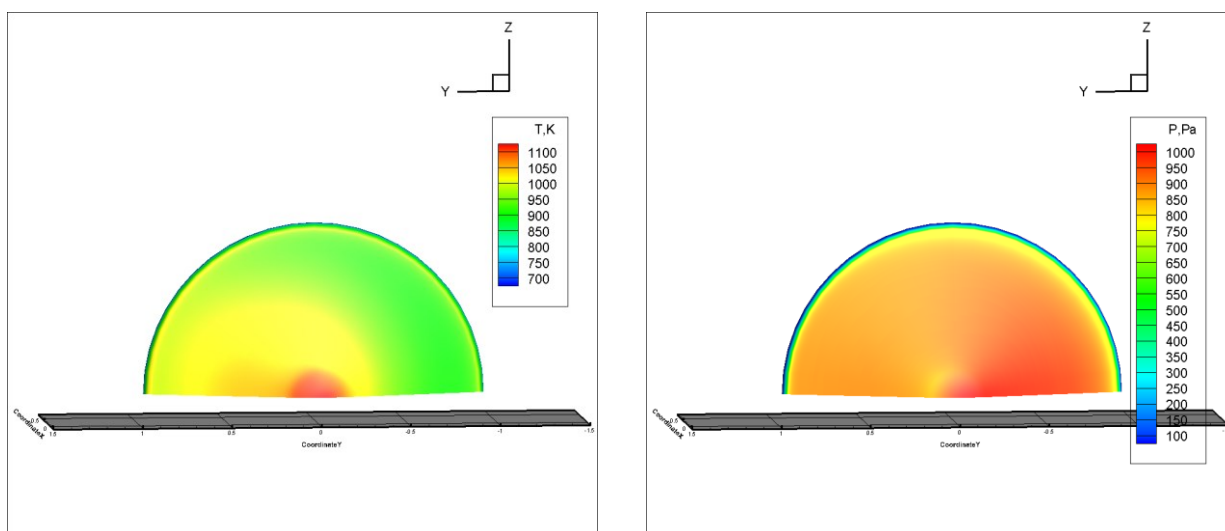


Рис. 4.35 Поле распределения температуры в плоскости $z = 0$ при $\alpha = 5^\circ$ и $\varepsilon = 0.7$



а)

б)

Рис. 4.42 Поле распределения температуры в плоскости $z = 0$ при $\alpha = 5^\circ$ и $\varepsilon = 1.8$

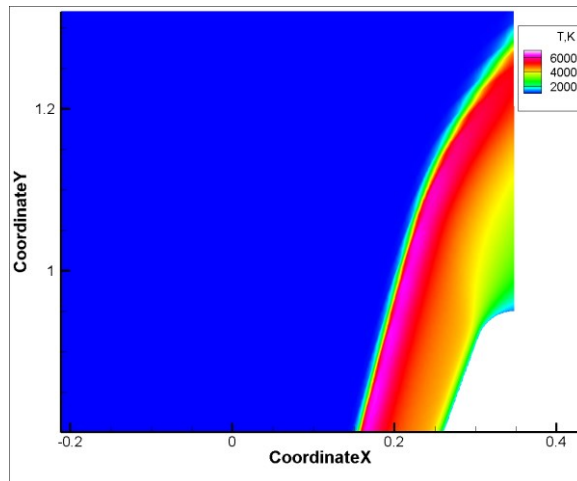


Рис. 4.43 Поле распределения температуры в плоскости $z = 0$ при $\alpha = 5^\circ$ и $\varepsilon = 1.8$

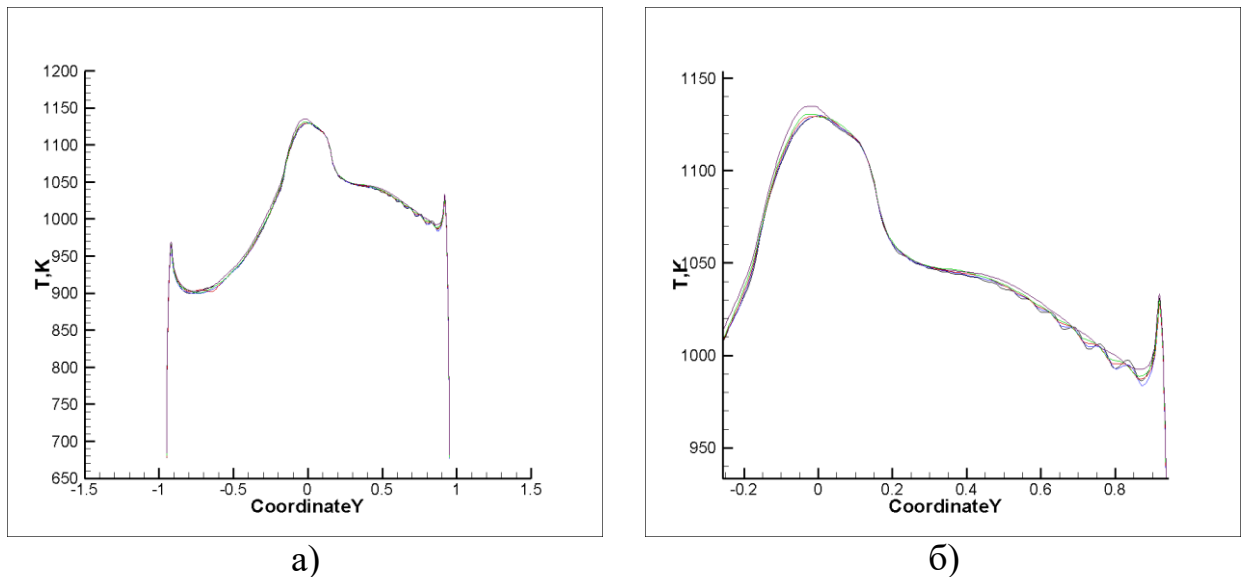


Рис. 4.44 Зависимость температуры на поверхности аппарата, некаталитическая стенка, $\alpha = 5^\circ$; $\varepsilon = 0.7$ черная линия; $\varepsilon = 0.9$ синяя линия; $\varepsilon = 1.1$ красная линия; $\varepsilon = 1.3$ зеленая линия; $\varepsilon = 1.8$ каштановая линия; а) полный график б) увеличенный график

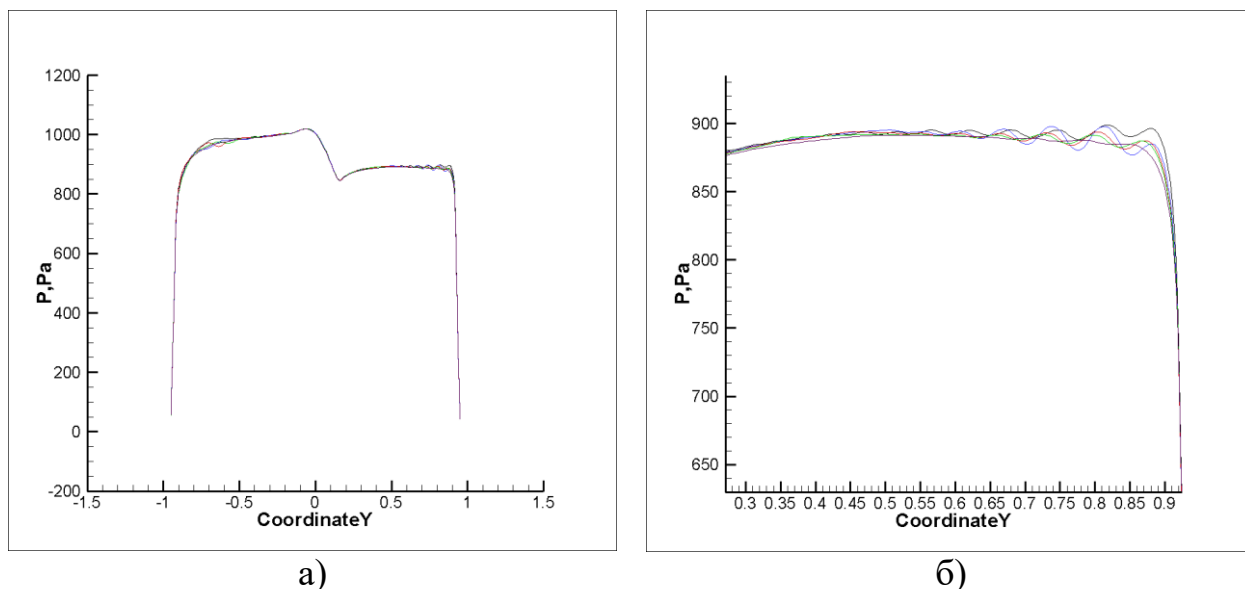


Рис. 4.45 Зависимость давления на поверхности аппарата, некаталитическая стенка, $\alpha = 5^\circ$; $\varepsilon = 0.7$ черная линия; $\varepsilon = 0.9$ синяя линия; $\varepsilon = 1.1$ красная линия; $\varepsilon = 1.3$ зеленая линия; $\varepsilon = 1.8$ каштановая линия; а) полный график б) увеличенный график

При $\varepsilon = 1.8$ удалось добиться значительного снижения нефизических колебаний температуры на ударной волне.

Заключение

В качестве основных результатов настоящей диссертации можно выделить следующие:

- разработан и верифицирован пакет прикладных программ HSFlow для расчета осесимметричного и трехмерного обтекания космического аппарата, входящего в атмосферу Марса;
- проведены систематические расчеты обтекания сферы для сравнения с результатами расчета Сахарова, проведены расчеты обтекания носовой части КА под нулевым углом атаки;
- проведены расчеты обтекания носовой и хвостовой части космического аппарата под нулевым углом атаки;
- проведены расчеты обтекания носовой части КА под различными углами атаки в трехмерной постановке задачи;

– при моделировании обтекания учтены физико-химические неравновесные процессы в высокотемпературной газовой смеси. Для этого в расчетах используется закон действующих масс, а также модель Парка для вычисления температуры реакции химических компонент.

Показано, что результаты расчетов обтекания сферы хорошо согласуются с полученными ранее в работах Сахарова, откуда можно сделать вывод о применимости разработанных методов и программ для расчета обтекания КА. При моделировании обтекания сферы использована упрощенная постановка задачи, когда температура поверхности аппарата постоянна и составляет 1000 K .

При постановке граничных условий для расчета обтекания реального космического аппарата использован закон излучения Стефана–Больцмана, а также условия полностью каталитической и некаталитической стенок. Отмечено, что данные граничные условия наибольшим образом влияют на энергетические процессы и практически не оказывают влияние на распределения давления по поверхности аппарата.

При расчетах обтекания КА под ненулевым углом атаки показано, что в области ударной волны возникают существенные нефизические колебания температуры и давления. Данный эффект связан с потерей устойчивости численной схемы. Для решения данной проблемы проведены систематические расчеты с различными значениями энтропийной коррекции. В работе удастся существенно снизить амплитуду нефизических колебаний.

Список работ, опубликованных автором, по теме диссертации

Представленные в диссертации результаты опубликованы в двух работах, в изданиях входящих в перечень ВАК:

1. И.В. Егоров, Конг Кунсик, А.В. Новиков Моделирование обтекания носовой части спускаемого космического аппарата в атмосфере Марса // Ученые записки ЦАГИ. Т. LII. № 4. 2021. С. 20-33.

2. И.В. Егоров, Конг Кунсик, А.В. Новиков Моделирование отрывного обтекания спускаемого космического аппарата в атмосфере Марса // Ученые записки ЦАГИ. Т. LII. № 6. 2021. С. 3-11.