

Possibilities of Simplified Numerical Modeling of the Stardust Sample Return Capsule Flight

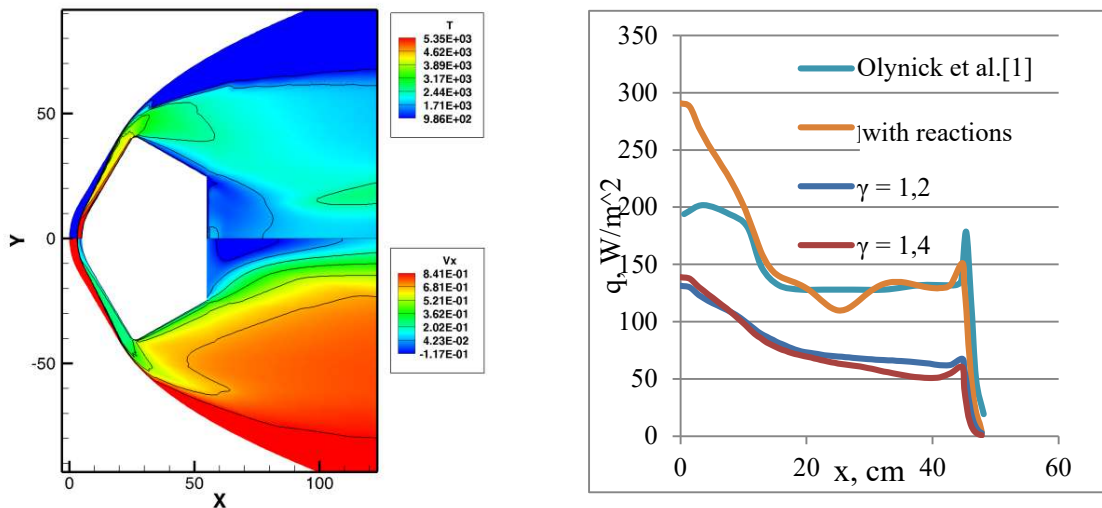
Vlada Batygina

Moscow Institute of Thermal Technology (MITT), Moscow, 127273, Russia
Ishlinskyi Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences (IPMech RAS),
Moscow, 119526, Russia
vladabatigi@yandex.ru

Abstract

The article examines the flight of the Stardust return capsule. A study was conducted to explore the possibility of a simplified calculation of the capsule flow using the perfect gas model by varying the specific heat ratio in the NERAT-2D. Over a certain altitude range, this assumption allows for a quick and accurate flow pattern, but often underestimates the capsule surface heat flux.

Keywords: high-speed flow, re-entry capsule, surface heat flux, perfect gas model



Longitude velocity and temperature distribution in the symmetry plane for a perfect gas with specific heat ratio $\gamma = 1.23$ (from the left), heat flux along the capsule generator for three calculation options and comparison with calculated data from the article [1] (from the right)

Возможности упрощённого численного моделирования полёта спускаемой капсулы космического аппарата Stardust

В. К. Батыгина

*АО «Корпорация «Московский институт теплотехники»,
Россия, Москва, 127273, Берёзовая аллея, 10
ИПМех им. А. Ю. Ишлинского РАН,
Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, д. 101-1
vladabatigi@yandex.ru*

Аннотация

В данной статье рассматривается полёт спускаемой капсулы космического аппарата Stardust. Проведено исследование возможности упрощённого расчёта обтекания капсулы по модели совершенного газа путём варьирования показателя адиабаты в программном комплексе NERAT-2D. В определённом диапазоне высот это допущение позволяет быстро получить корректную картину обтекания, но зачастую занижает тепловой поток, поступающий на поверхность аппарата.

Ключевые слова: высокоскоростное обтекание, спускаемый аппарат, поверхностный тепловой поток, модель совершенного газа

1. Введение

Данные, полученные в эксперименте по программе Stardust, являются очень ценными с точки зрения верификации программных кодов. Капсула вернулась на Землю, где были измерены уносы материала, и по ним проверялось множество расчётных данных.

Для реальных задач зачастую трудоёмко рассчитывать все известные точки траектории, так что упрощённые постановки позволяют существенно сократить суммарное время расчётов.

2. Обзор

Наиболее подробно математическое моделирование полёта капсулы Stardust приведено в [1]. В этой работе описана разработка новой особо точной методологии для расчёта обтекания, тепловых потоков, излучения, абляции при входе в атмосферу. Она включает в себя осесимметричные неравновесные уравнения Навье – Стокса, объединённые с расчётом излучения и тепловой моделью материала. Рассматривается вход в атмосферу Земли со скоростью 12.6 км/с с учётом абляции и без. Расчёты показывают, что на задней и передней части капсулы сильно отличаются и нагрев, и профили давления. Представлена используемая в работе химическая модель воздуха.

В работе [2] использован многомасштабный подход для моделирования и анализа абляции пористых материалов. Модели разработаны для окисления углеродной матрицы и коксового слоя двух абляторов с идентичным химическим составом, но различной структурой. Они позволяют воспроизвести ряд явлений, которые не способны воспроизвести модели на базе исключительно химического состава. Применительно к теплозащите капсулы Stardust модель воспроизводит неожиданный скачок плотности, измеренный в коксовом слое вернувшейся капсулы.

В статье [3] коды, в которых раньше использовались термохимические таблицы JANAF, переписаны под таблицы CEA, которые представляются более актуальными. Анализ абляции

с помощью обоих вариантов проведён для углеродных и углерод-фенольных материалов. При низких и умеренных тепловых потоках, когда главный процесс — окисление углерода, результаты расчёта абляции сравнимы. Для высоких тепловых потоков, когда становятся важны эффекты сублимации, результаты отличаются, модель с СЕА даёт более низкую скорость абляции. Для фенол-углеродного материала различия больше, и эта разница относится к углеводородным соединениям, которые могут влиять на скорость абляции. Простые вычисления для условий полёта спускаемых капсул Orion и Stardust показывают значительные различия только в сублимационном режиме. Для Stardust, где расчёты включают номинальную неопределённость по внешнему нагреву, модель абляции с использованием СЕА даёт диапазон рецессии, согласующийся с измерениями.

Рассмотрены две задачи для спускаемых аппаратов. Для Orion в полностью турбулентном потоке результаты расчёта температуры поверхности по двум моделям неотличимы друг от друга. Для Stardust в полностью ламинарном потоке температура поверхности отличается, но не сильно. Присутствует сублимационный режим, так что для изменения формы поверхности различия есть, СЕА даёт большую температуру поверхности и меньшую скорость абляции. С учётом неопределённости во внешних данных диапазон рецессии согласуется с измерениями.

В работе [4] рассматривается поток воздуха, натекающий на фенол-углеродный теплозащитный материал. Граничные условия, включающие окисление, азотирование и сублимацию углеродного материала с выделением пиролизного газа, разработаны на основе сохранения масс веществ на поверхности. Рассмотрено две модели взаимодействия между газом и поверхностью: кинетическая модель Парка и модель Жлуктова. В реакциях участвуют 14 веществ: 5 компонент воздуха и 9 компонент продуктов абляции. Три тестовых примера, для всех даны геометрические характеристики: графитовый образец в струе дугового реактивного двигателя, ТЗП РСА спускаемой капсулы аппарата Stardust при пиковой нагрузке, а также фенол-углерод высокой плотности аппарата, возвращаемого на Землю с Марса, тоже при пиковой нагрузке.

Приведены уравнения Навье – Стокса, используемые для оценки аэротермонагрузок на затупленном теле. Приведены реакции, рассмотренные в моделях. Описаны кинетические модели Парка и Жлуктова, есть скорости реакций и скорости массового выдува веществ с поверхности.

Показаны результаты расчётов для графитового затупленного конуса в высокоскоростном потоке воздуха. Дано сравнение расчётной скорости уноса массы для различных кинетических моделей, такие же данные показаны по поверхностному конвективному тепловому потоку. Аналогичные результаты получены для второго тестового примера – обводы взяты соответствующими аппарату Stardust, для третьего тоже – аппарат и траектория MSR EEV. По сравнению со Stardust здесь большая часть уноса массы происходит за счёт уноса пиролизных газов.

В работе [5] анализы абляции были выполнены для углеродных и углеродных фенольных материалов с использованием двух способов расчёта термодинамики. Прогнозы абляции сопоставимы при низких и умеренных тепловых потоках, где доминирующим механизмом является окисление углерода. Для высоких тепловых потоков, где важна сублимация, прогнозы различаются, причем модель химического равновесия с приложениями предсказывает более низкую скорость абляции. Разногласие больше для углеродных фенольных соединений, чем для углерода, и это различие приписывается углеводородным видам, которые могут способствовать скорости абляции. Расчёты выборок для репрезентативных сред Orion и Stardust показывают значительные различия только в режиме сублимации. Для Stardust, если расчёты включают номинальную неопределённость окружающей среды для воздушного нагрева, то модель химического равновесия с приложениями предсказывает диапазон рецессии, который согласуется с измерениями для обоих ядер теплозащитного экрана.

В работе [6] представлена неявная программа абляции и термического отклика для моделирования одномерного переходного переноса тепловой энергии в многослойной стопке

изотропных материалов и структур, которые могут испаряться с передней поверхности и разлагаться в глубине. Обобщены основные уравнения и численные процедуры для решения. Решения сравниваются с решениями существующего кода, СМА, а также с данными дугового реактивного двигателя. Численные эксперименты показывают, что новый код численно более стабилен и решает гораздо более широкий спектр задач по сравнению со старым кодом. Для демонстрации его возможностей представлены и обсуждаются приложения для термического анализа и определения размеров теплозащитных экранов аэроболочек для планетарных миссий Stardust, Mars Microprobe (Deep Space II), Saturn Entry Probe и Mars 2001 с использованием усовершенствованных легких керамических абляторов, разработанных в исследовательском центре NASA Ames.

Статья [7] посвящена спектроскопическому анализу излучения спускаемой капсулы космического аппарата Stardust во время её входа в атмосферу Земли в 2006 году. Представляет собой детальный отчёт о высококачественных спектроскопических наблюдениях за входом в атмосферу капсулы Stardust, которые предоставляют ценнейшие экспериментальные данные для верификации физических моделей, используемых при проектировании теплозащиты.

В статье [8] приведены расчёты тепловых потоков в критической точке спускаемого аппарата Stardust и его теплозащиты, образцы которой испытаны в аэродинамической трубе. Рассматривается комплексное моделирование тепловых нагрузок с использованием усовершенствованных физических моделей, что позволило уточнить прогнозы для гиперзвукового входа в атмосферу и верифицировать наземные эксперименты.

Статья [9] посвящена проблеме точного численного моделирования экстремальных тепловых нагрузок, возникающих при высокоскоростном входе космического аппарата в плотные слои атмосферы. Сравниваются два подхода к расчётам: методы вычислительной гидродинамики и метод прямого статистического моделирования. Расчёты проводились для высот 81 и 71 км, где поток находится на границе между сплошной и разреженной средой. Расчёты показали, что большое значение имеют эффекты неравновесности.

В статье [10] описана разработанная вычислительная методология для моделирования излучения плазмы в ударном слое на поверхность капсулы Stardust с учётом термохимической неравновесности путём сопряженного расчёта с расчётом потока газа. Сравнение полученных данных с экспериментальными показало, что разработанные модели способны с хорошей точностью предсказывать спектральную яркость излучения ударного слоя.

Работа [11] рассматривает особенности определения аэродинамических характеристик капсулы Stardust на всех режимах полёта. Установлено, что вследствие абляции теплозащитного материала снижается лобовое сопротивление капсулы.

Статья [12] посвящена разработке и применению передовой вычислительной методологии для моделирования радиационного теплообмена при высокоскоростном входе капсулы Stardust в атмосферу Земли. В отличие от рассмотренных выше работ, данное исследование фокусируется на создании комплексной физико-математической модели, объединяющей газовую динамику и перенос излучения, а также на анализе тонких эффектов взаимодействия излучения с потоком. Исследование базируется на использовании авторского программного комплекса NERAT, разработанного в ИПМех РАН.

В работе [13] приведена разработка передовой физико-химической электронно-радиационно-столкновительной модели, предназначенной для расчёта неравновесного излучения молекулярных полос в условиях высокоскоростного входа капсулы Stardust в атмосферу Земли. В статье сделан акцент на фундаментальном описании кинетики, на том, как именно моделируются элементарные процессы возбуждения, релаксации и излучения на молекулярном уровне.

Статья [14] представляет собой послеполётный анализ аэродинамического нагрева поверхности капсулы Stardust, в ходе которого результаты численного моделирования сопоставляются с реальными данными, полученными во время входа капсулы в атмосферу Земли в 2006 году. В результате сопоставления были сделаны выводы о том, что CFD без учёта

абляции даёт завышенные тепловые нагрузки, а комбинированный подход с учётом моделей разрушения материала успешно проходит валидацию. Также была выявлена необходимость учёта таких эффектов, как, например, наличие краски определённой степени черноты для точного моделирования начальных этапов входа.

В книге [15] анализируются результаты расчетов лучисто-конвективного нагрева спускаемой капсулы космического аппарата Stardust, полученные с использованием компьютерного кода NERAT(2D)+ASTEROID. Используется физико-математическая модель радиационной неравновесной физико-химической газовой динамики. В силу специфики решаемой задачи сверхорбитального входа КА в плотные слои атмосферы указанная базовая модель дополняется полезными физическими оценками.

Система уравнений механики сплошной среды решается явным методом с использованием упрощенной методики решения задачи о распаде произвольного разрыва. Система уравнений сохранения энергии поступательных степеней свободы частиц газа и колебательных степеней свободы молекул N₂, O₂ и NO решается неявным конечно-разностным методом. Используется многоблочная и многосеточная процедура получения численного решения.

В работе [16] представлены результаты расчетов лучистого нагрева космических аппаратов Fire-II, Stardust, Orion и Перспективного Транспортного Корабля (ПТК) с учетом атомных линий атомов и ионов с использованием компьютерной платформы NERAT-ASTEROID, разрабатываемой в ИПМех РАН. Указанная компьютерная платформа предназначена для решения полной системы уравнений радиационной газовой динамики вязкого, теплопроводного, физически и химически неравновесного газа и радиационного переноса в двухмерной и трёхмерной геометрии.

В статье [17] для ряда точек траектории капсулы Stardust приведены результаты расчёта состава газовой смеси при разложении фенола в точке торможения.

3. Математическая модель определения обтекания и тепловой нагрузки

В программном комплексе NERAT-2D вычислительная модель радиационной аэротермодинамики обтекания сегментально-конического СА гиперзвуковым потоком газа включает в себя уравнения неразрывности, Навье – Стокса, сохранения энергии поступательного движения частиц в форме уравнения теплопроводности Фурье – Кирхгоффа, сохранения массы химических компонент и сохранения колебательной энергии в отдельных модах [15]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \mathbf{V}) &= 0, \\ \frac{\partial \rho u}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho u \mathbf{V}) &= -\frac{\partial p}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x}(\mu \operatorname{div} \mathbf{V}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial r} \right) \right] + 2 \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right), \\ \frac{\partial \rho v}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho v \mathbf{V}) &= -\frac{\partial p}{\partial r} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial r}(\mu \operatorname{div} \mathbf{V}) + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial r} \right) \right] + 2 \frac{\partial}{\partial r} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial r} \right) + 2 \mu \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{v}{r} \right), \\ \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho c_p \mathbf{V} \operatorname{grad} T &= \operatorname{div}(\lambda \operatorname{grad} T) + \frac{\partial p}{\partial t} + \mathbf{V} \operatorname{grad} p + \Phi_\mu - Q_{VT} - \\ &\quad - \sum_{i=1}^{N_s} h_i \dot{w}_i + \sum_{i=1}^{N_s} \rho c_{p,i} D_i (\operatorname{grad} Y_i \cdot \operatorname{grad} T) + \operatorname{div} \mathbf{W}_r, \\ \frac{\partial \rho_i}{\partial t} + \operatorname{div} \rho_i \mathbf{V} &= -\operatorname{div} \mathbf{J}_i + \dot{w}_i, \quad i=1, 2, \dots, N_s, \\ \frac{\partial \rho_{i(m)} e_{V,m}}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_{i(m)} e_{V,m} \mathbf{V}) &+ \operatorname{div}(e_{V,m} \mathbf{J}_{i(m)}) = \dot{e}_{V,m}, \quad m=1, 2, \dots, N_V, \end{aligned}$$

где t – время; x, r – ортогональные цилиндрические координаты; u, v – проекции вектора скорости \mathbf{V} на оси координат x и r ; p, ρ – давление и плотность; T – температура поступательного движения частиц; μ – динамический коэффициент вязкости; λ – коэффициент теплопроводности; Φ_μ – диссипативная функция; $c_p = \sum_i^{N_s} Y_i c_{p,i}$ – удельная теплоемкость смеси при постоянном давлении; N_s – число химических компонентов смеси газов; $c_{p,i}$ – удельная теплоемкость при постоянном давлении, связанная с поступательными и вращательными степенями свободы; h_i – энтальпия и i -го компонента смеси; Y_i – массовая доля i -го компонента смеси; \dot{w}_i – массовая скорость химических превращений; $\mathbf{J}_i = -\rho D_i \text{grad } Y_i$ – вектор плотности диффузионного потока; D_i – эффективный коэффициент диффузии i -го компонента смеси; $e_{v,m}$ – скорость изменения энергии в m -й колебательной моде, которая в данной работе определяется двумя процессами: обменом энергией между поступательными степенями свободы движения частиц и колебательных степеней свободы двухатомных молекул $\dot{e}_{vT,m}$ (т.н. VT – релаксация), а также изменение удельной колебательной энергии молекул в процессе химических реакций $\dot{e}_{vC,m}$; $Q_{vT} = -\sum_{m=1}^{N_V} \dot{e}_{vT,m}$ – объемная мощность тепловыделения, обусловленная процессами VT -колебательной релаксации в газовой смеси; N_V – число колебательных мод ($N_V = 3$: $m=1$ для колебательной энергии N_2 , $m=2$ для O_2 , $m=3$ для NO); $\dot{e}_{v,m}$ – источник колебательной энергии в m -й моде; $e_{v,m}$ – удельная энергия колебательного движения в m -й колебательной моде i -го компонента газовой смеси; $e_{v,m} = R_{i(m)} \theta_m / [\exp(\theta_m / T_{v,m}) - 1]$, $R_{i(m)} = R_0 / M_{i(m)}$, R_0 – газовая и универсальная газовая постоянная; $T_{v,m}$ – колебательная температура m -й колебательной моды; $M_{i(m)}$ – молекулярный вес i -го компонента газовой смеси, обладающего m -й модой колебательного движения; θ_m – характеристическая колебательная температура; \mathbf{W}_r – вектор интегрального по спектру радиационного теплового потока.

4. Результаты расчётов

Представлены результаты численного моделирования обтекания спускаемой капсулы аппарата Stardust для ряда точек траектории [1] её полёта. В таблице 1 приведены параметры набегающего потока (с индексом « ∞ »), высота полёта H и параметры торможения (с индексом «0») для рассматриваемых точек траектории [17].

Таблица 1

Параметры набегающего потока и параметры торможения вдоль траектории

t, c	$V_\infty, m/c$	H, m	$\rho_\infty, kg/m^3$	p_∞, Pa	T_∞, K	p_0, Pa	$H_0, Дж/кг$	T_0, K
54.0	11200	59000	0.000351	25.1323	249.77	40518.4	6.29723e+007	11589.7
60.0	9700	55000	0.000568	42.5249	260.771	49186.7	4.73081e+007	9725.93
76.0	5200	47500	0.0014	108.858	270.651	34876.2	1.37923e+007	5621.91
80.0	4300	45000	0.00197	149.101	264.164	33578.1	9.51142e+006	4604.59

Дано сравнение полученных картин обтекания, параметров вдоль образующей и критической линии между полной постановкой задачи с учётом химических реакций между компонентами воздуха и постановкой задачи обтекания совершенным газом.

4.1. Расчёт точки траектории при $t = 80$ с

Параметры набегающего потока:

H	45000 м
p_∞	149 Па
ρ_∞	1.97×10^{-3} кг/м ³
T_∞	264 К
v_∞	4300 м/с

Для самой низкой из рассмотренных точек траектории спускаемой капсулы удалось получить очень близкие картины и по давлению (рис. 2), и по температурам, и по тепловым потокам к поверхности подбором показателя адиабаты в постановке с использованием модели совершенного газа. На рис. 1 показано обтекание тела, рассчитанное в двух указанных постановках, и оно имеет схожий характер.

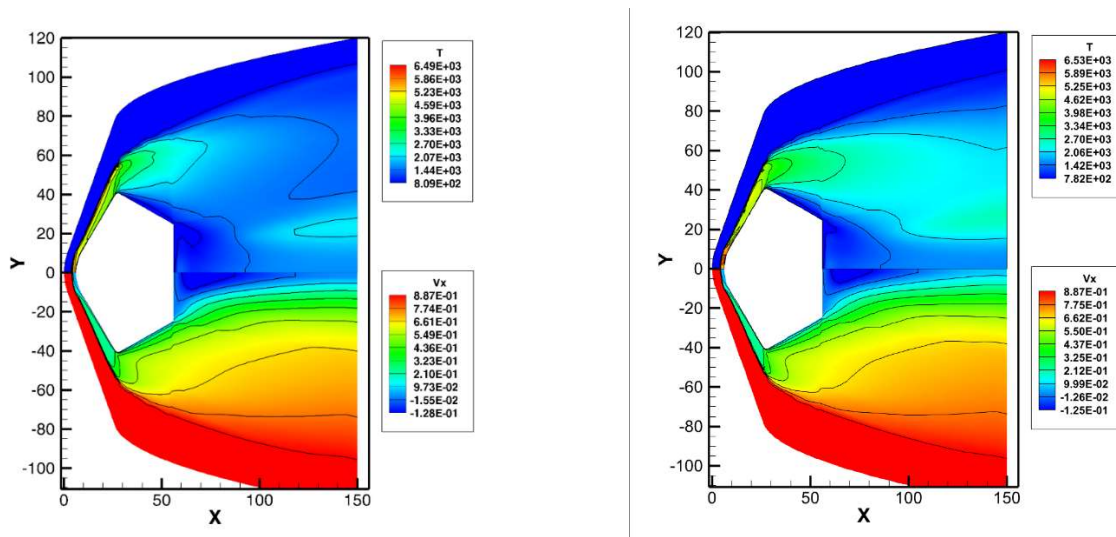


Рис. 1. Распределение температуры и продольной компоненты скорости в плоскости симметрии для химически реагирующего газа (слева) и для совершенного газа с показателем адиабаты $\gamma = 1.23$ (справа)

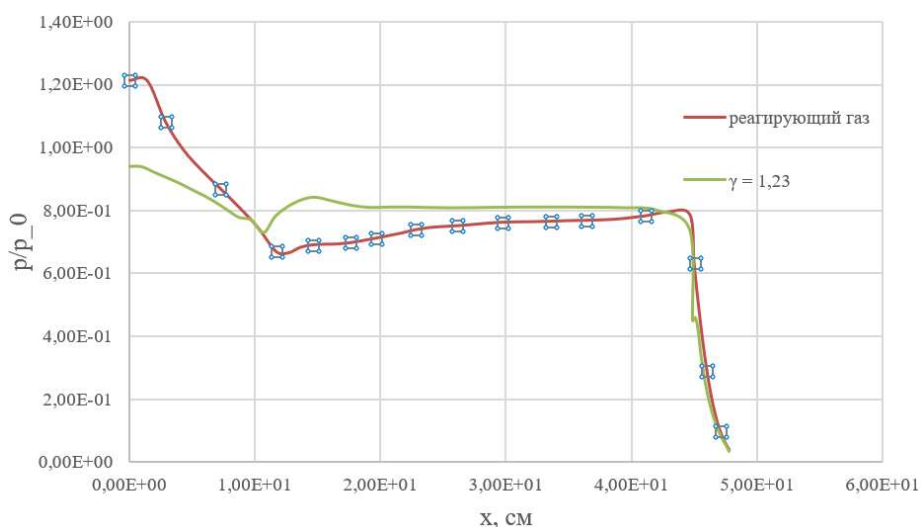


Рис. 2. Распределение давления вдоль образующей для двух различных постановок

Сравнивая рис. 3 и рис. 4, можно видеть, что качественно распределение температуры в ударном слое несколько отличается, однако максимальный тепловой поток в критической точке (рис. 6) оказался даже несколько завышен относительно расчёта в полной постановке с учётом химических реакций. Зависимость плотности теплового потока вдоль образующей для химически реагирующего воздуха получилась близкой к приведённой в работе [1].

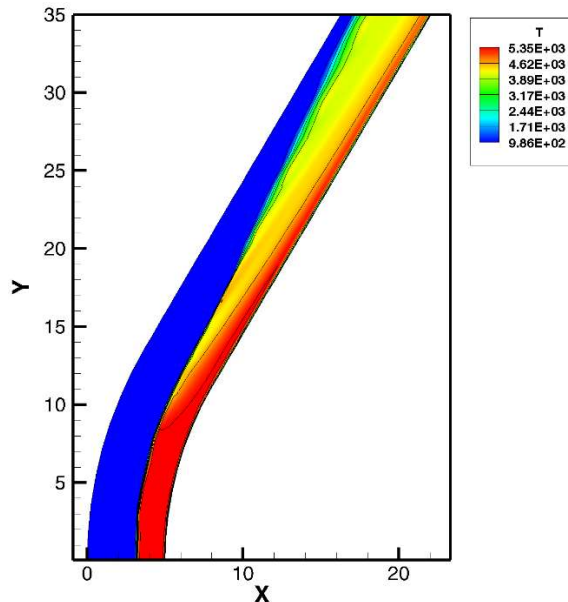
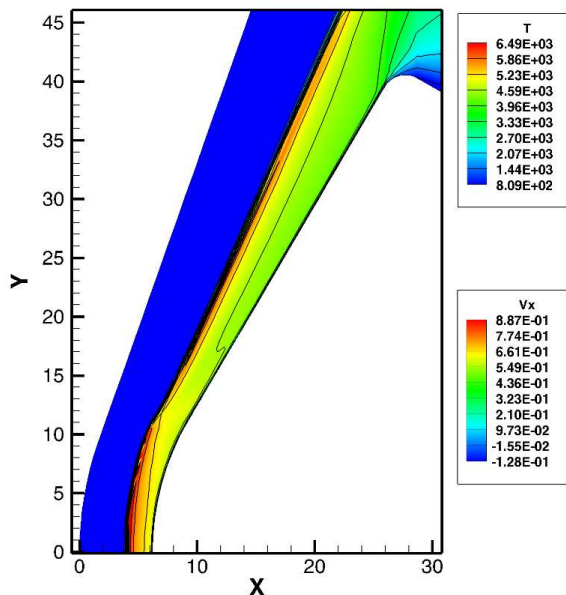


Рис. 3. Распределение температуры в ударном слое для химически реагирующего газа

Рис. 4. Распределение температуры в ударном слое для совершенного газа, $\gamma = 1.23$

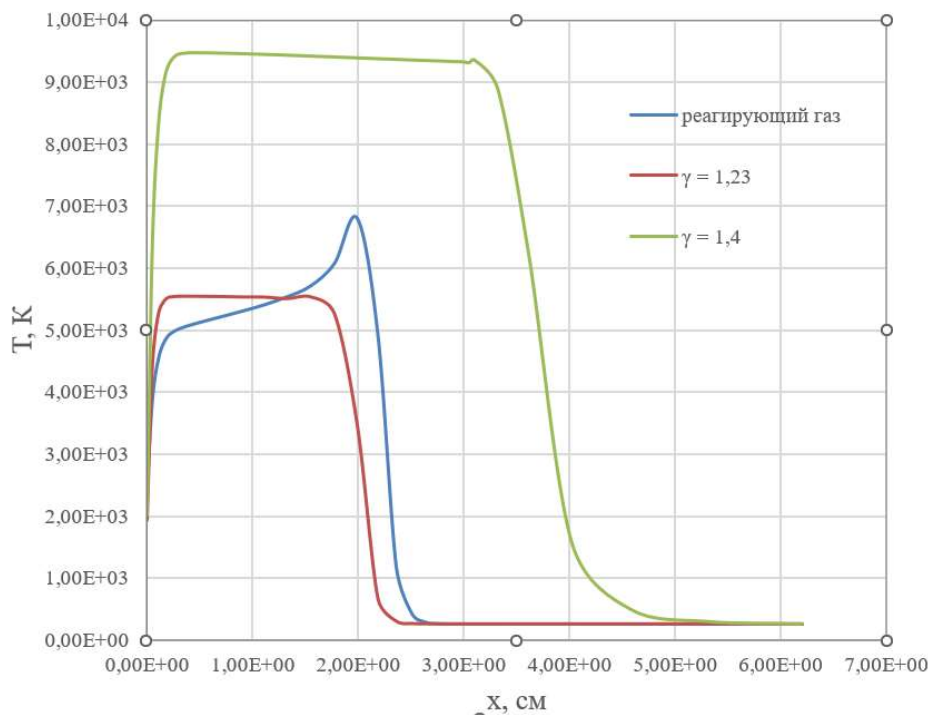


Рис. 5. Температура вдоль критической линии для трёх расчётных случаев

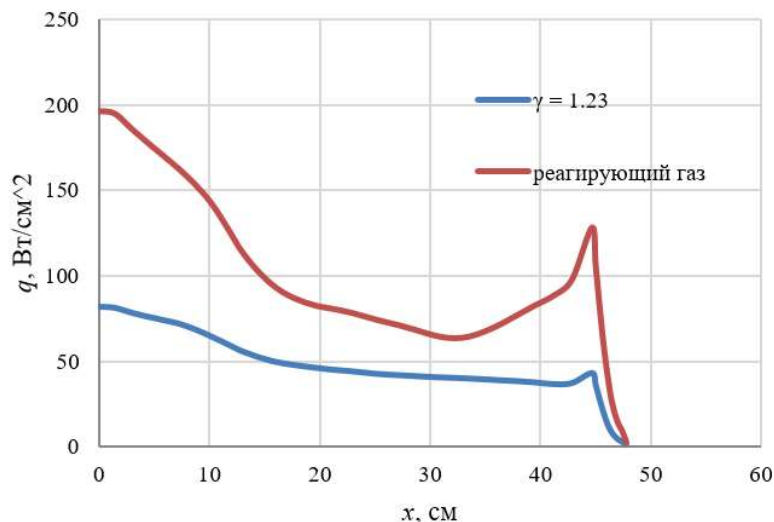


Рис. 6. Плотность теплового потока вдоль образующей для двух расчётных случаев

4.2. Расчёт точки траектории при $t = 76$ с

Параметры набегающего потока:

H	47500 м
p_∞	123 Па
ρ_∞	1.6×10^{-3} кг/м ³
T_∞	268 К
v_∞	5179 м/с

На рис. 7 изображено обтекание спускаемой капсулы химически реагирующим газом и совершенным с показателем адиабаты, равным 1.2. При обтекании совершенным газом температура в следе за телом получается выше. Рисунок 8 показывает хорошее совпадение значений давления вдоль образующей для всех трёх постановок задачи.

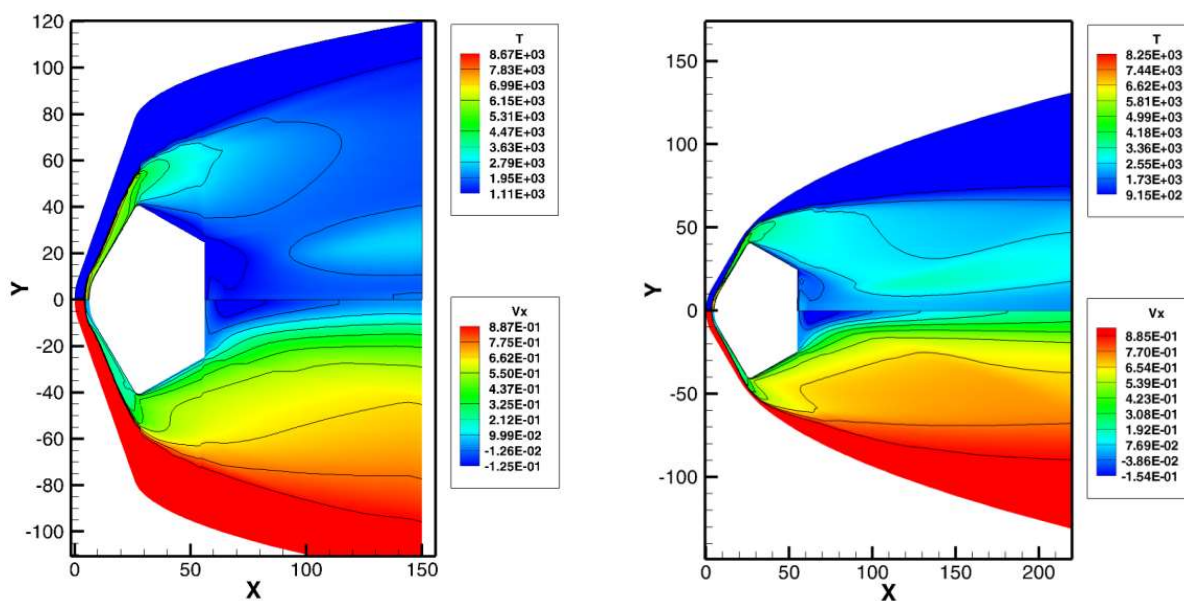


Рис. 7. Распределение температуры и продольной компоненты скорости в плоскости симметрии, химически реагирующий газ (слева) и совершенный газ с $\gamma = 1.2$ (справа)

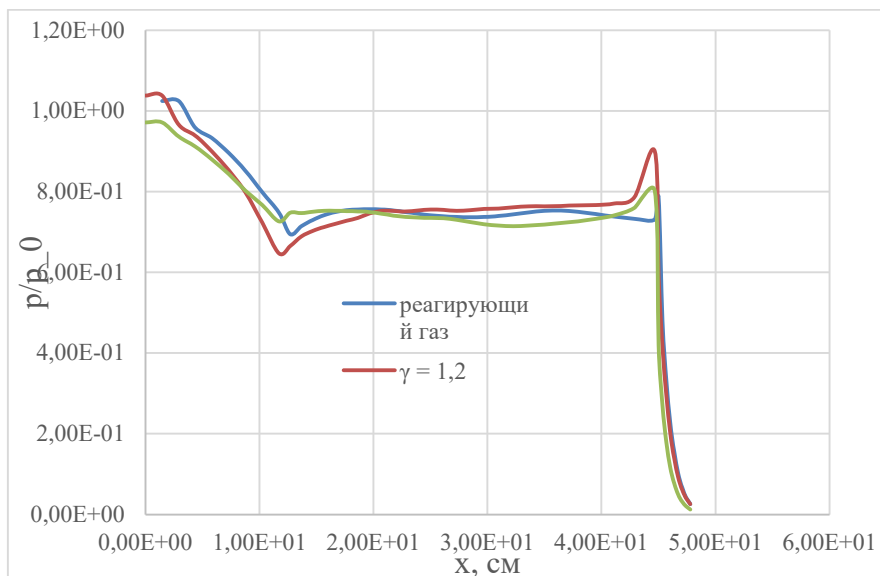


Рис. 8. Распределение давления вдоль образующей для трёх различных постановок

На рис. 9 и 10 показано распределение температуры вблизи критической точки. Поля качественно отличаются, в расчёте с помощью модели совершенного газа нет скачка температуры, который реализуется за счёт химических превращений, однако путём подбора показателя адиабаты удалось получить очень близкое значение температуры в основной толще ударного слоя.

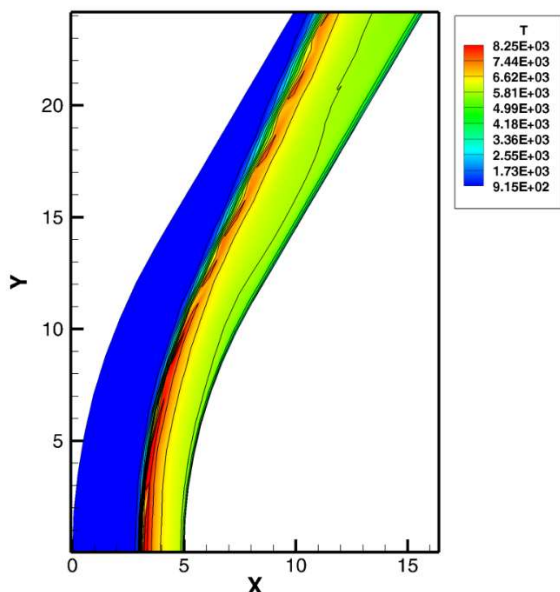


Рис. 9. Распределение температуры в окрестности критической точки, химически реагирующий газ

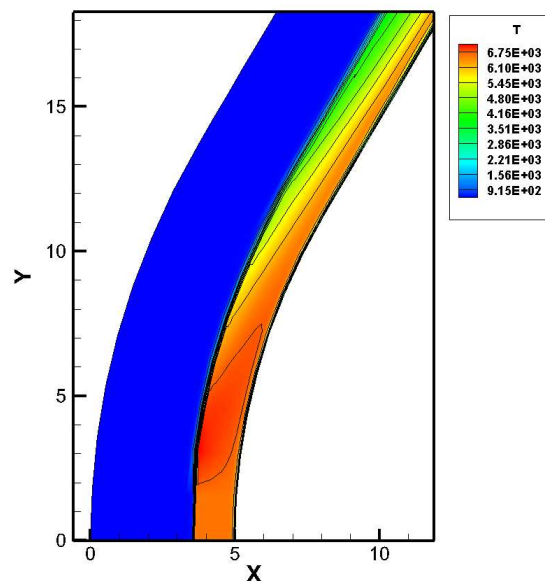


Рис. 10. Распределение температуры в окрестности критической точки, совершенный газ, $\gamma=1.2$

На рис. 11 можно видеть, что тепловой поток к поверхности спускаемой капсулы занижен даже при $\gamma = 1.4$, хотя температура в этом случае значительно выше. Результаты расчётов для химически реагирующего газа хорошо согласуются с данными, полученными в работе [1].

На рис. 12 представлено сравнение температуры в ударном море вдоль критической линии для трёх вариантов расчёта: с учётом химических реакций, для совершенного газа с показателем адиабаты 1,4 и с подобранным показателем адиабаты 1,2. Видно, что для показателя адиабаты 1,4 температура в ударном слое сильно завышена. Также результаты расчётов, проведённых с

помощью модели совершенного газа, не воспроизводят скачка температуры на внешней границе ударного слоя, так как этот скачок обусловлен химическими превращениями.

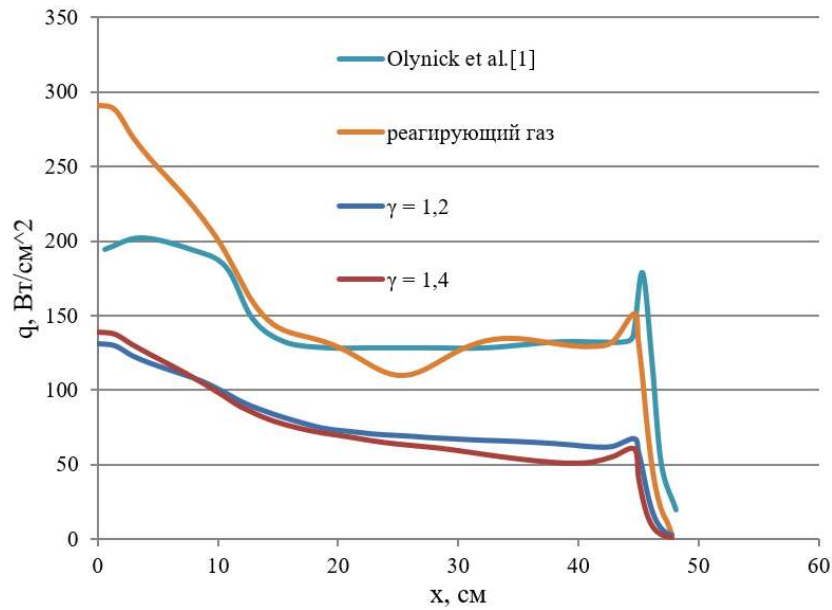


Рис. 11. Плотность теплового потока вдоль передней части для двух различных вариантов расчёта и сравнение с расчётными данными из [1]

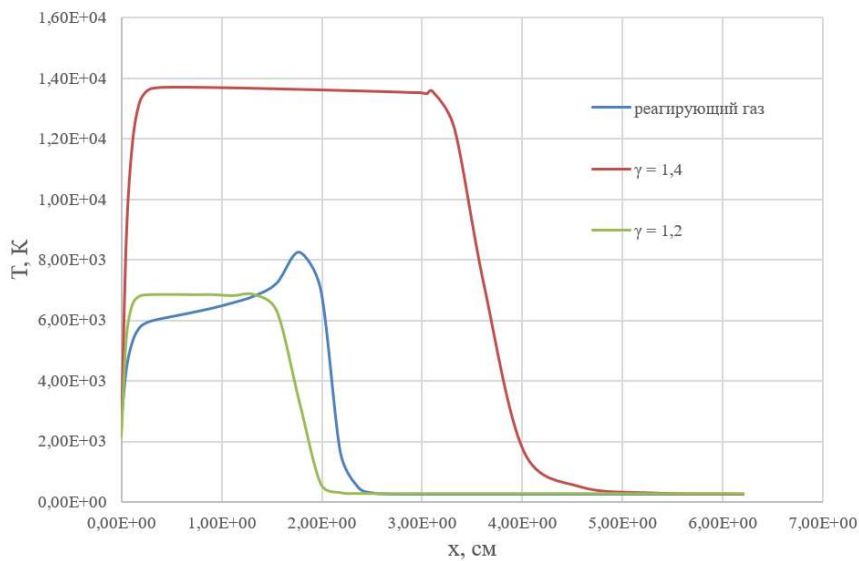


Рис. 12. Температура вдоль критической линии для трёх вариантов расчёта

4.3. Расчёт точки траектории при $t = 60$ с

Параметры набегающего потока:

H	55000 м
p_{∞}	424 Па
ρ_{∞}	5.67×10^{-4} кг/м ³
T_{∞}	261 К
v_{∞}	9719 м/с

Для полёта на высоте 55 км была попытка рассчитать обтекание совершенным газом. Постепенное уменьшение показателя адиабаты привело к тому, что температура в точке торможения оказывалась либо всё ещё сильно завышенной, либо сильно заниженной, значения около 8000 К получить не удалось.

На рис. 13 показано обтекание химически реагирующим газом капсулы Stardust, распределение температуры и продольной компоненты скорости. На рис. 14 хорошо виден скачок температуры у внешней границы ударного слоя. На рис. 15 приведена зависимость поступательной и колебательных температур в ударном слое от координаты вдоль критической линии. Здесь также можно видеть скачок температуры у внешней границы ударного слоя за счёт химических превращений. На рис. 16 изображено распределение давления в ударном слое в окрестности лобовой поверхности. Видно, что с увеличением высоты давление падает.

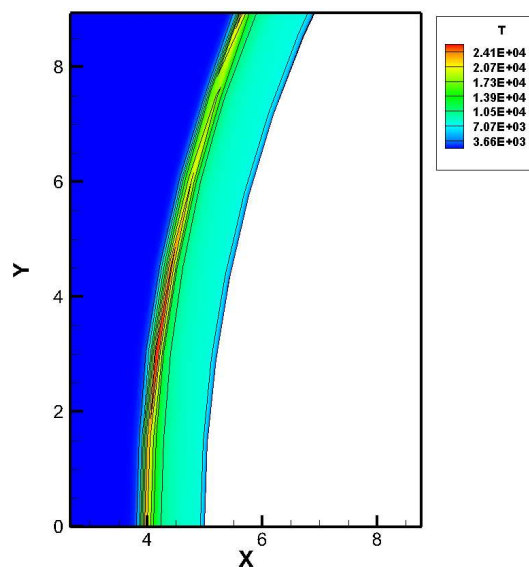
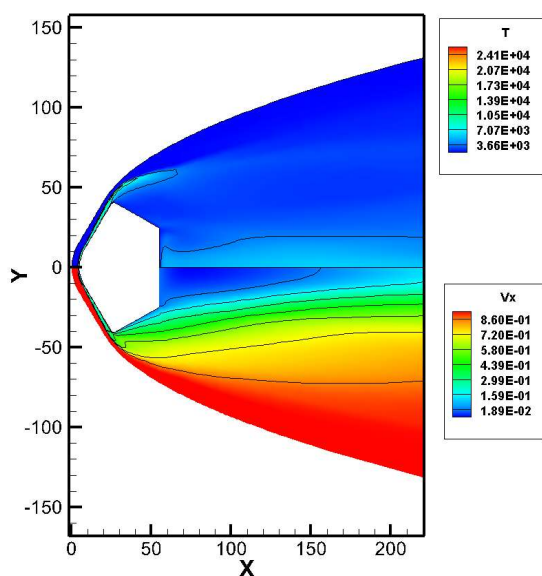


Рис. 13. Распределение температуры и продольной компоненты скорости в плоскости симметрии для химически реагирующего газа

Рис. 14. Распределение температуры вблизи критической точки, химически реагирующий газ

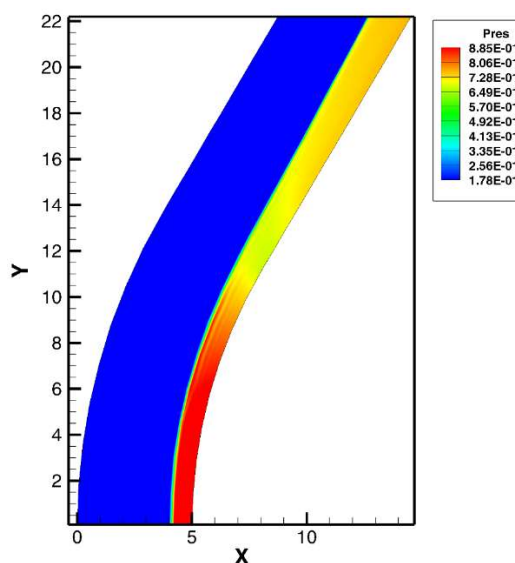
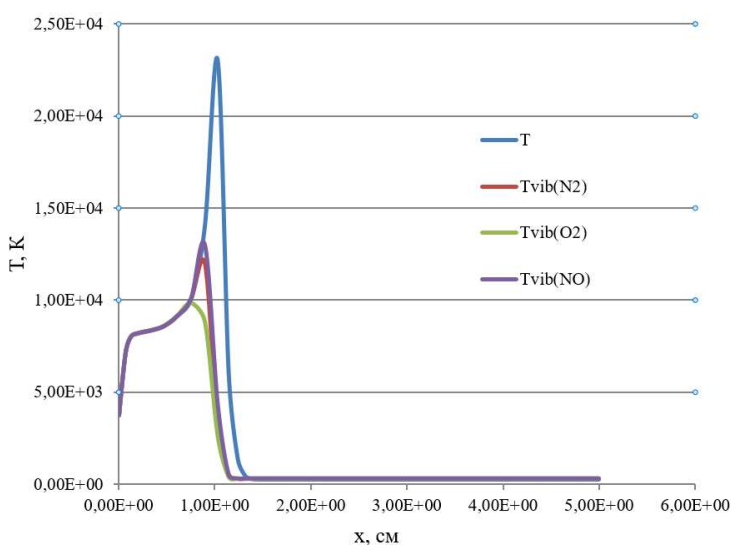


Рис. 15. Температура вдоль критической линии для химически реагирующего газа

Рис. 16. Распределение давления вблизи критической точки для химически реагирующего газа

4.4. Расчёт точки траектории при $t = 54$ с

Параметры набегающего потока:

H	59000 м
p_∞	227 Па
ρ_∞	3.19×10^{-4} кг/м ³
T_∞	248 К
v_∞	11140 м/с

Для больших высот и высоких скоростей расчёт с помощью модели совершенного газа не проводился, так как влияние химических реакций в обтекающем воздухе слишком велико. Рис. 17 показывает результаты расчёта температуры и продольной компоненты скорости в плоскости симметрии. На рис. 18 можно видеть довольно тонкий ударный слой и локальный максимум температуры порядка 30 000 К на внешней его границе за счёт химических превращений.

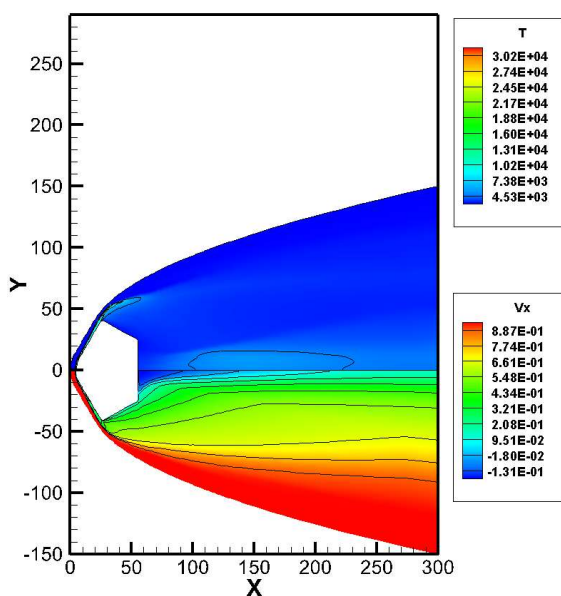


Рис. 17. Распределение температуры и продольной компоненты скорости в плоскости симметрии для химически реагирующего газа

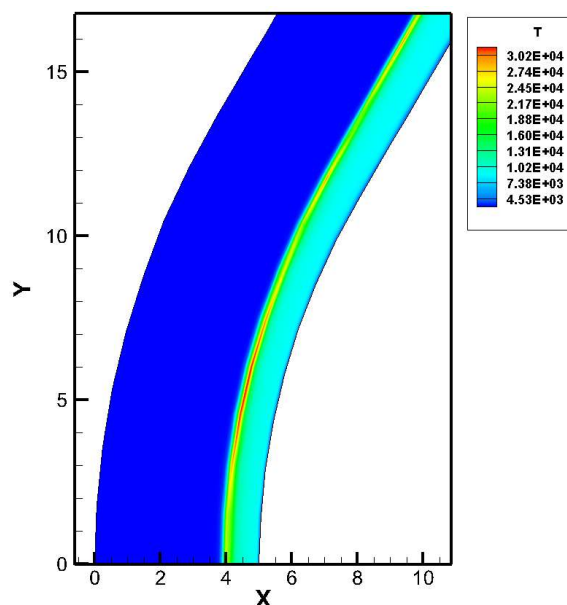


Рис. 18. Распределение температуры вблизи критической точки, химически реагирующий газ

На рис. 19 изображено распределение поступательной температуры и колебательной температуры молекул N_2 в окрестности передней критической точки. Можно видеть, что на фронте ударной волны поступательная температура резко возрастает, достигая 30000 К. На рис. 20 показано осевое распределение поступательной и колебательных температур молекул N_2 , O_2 и NO . Наблюдается резкий скачок температуры на внешней границе ударного слоя, релаксационная область термализации колебательных степеней свободы.

Сравнение полученных результатов расчёта с данными, приведёнными в [1], показало более низкий уровень плотности теплового потока для рассматриваемой точки траектории, что видно на рис. 21.

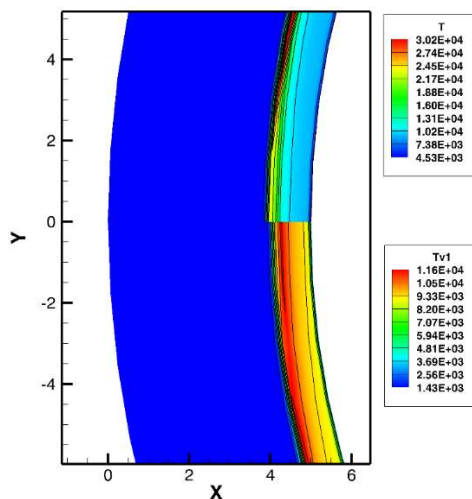


Рис. 19. Распределение температуры и колебательной температуры молекул N_2 в окрестности критической точки

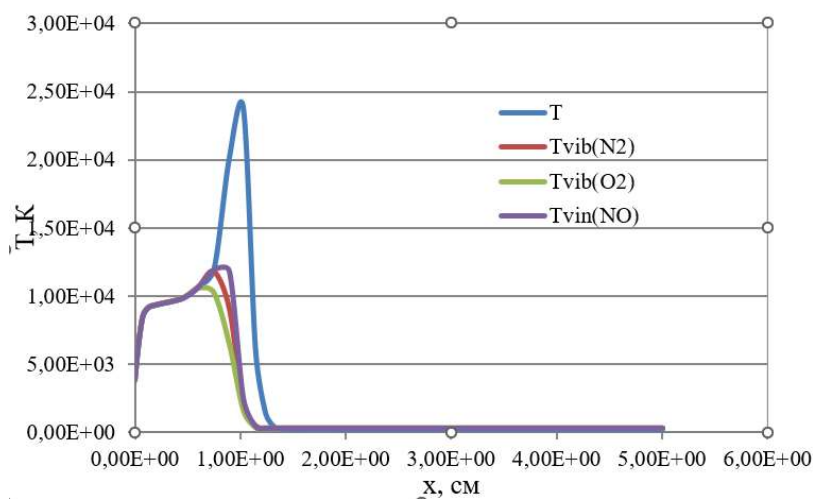


Рис. 20. Температура вдоль критической линии для химически реагирующего газа

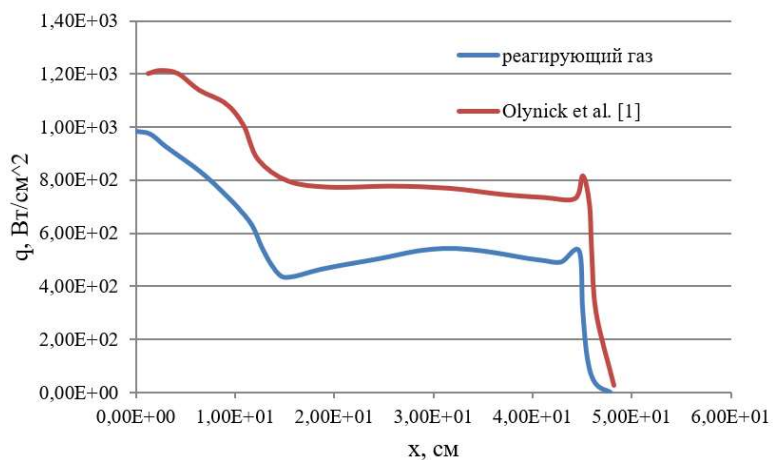


Рис. 21. Распределение теплового потока вдоль поверхности для химически реагирующего газа и сравнение его с данными, полученными в [1]

5. Заключение

С помощью программного комплекса NERAT-2D была решена задача обтекания и теплообмена для нескольких характерных точек траектории спускаемой капсулы аппарата Stardust. Получено хорошее совпадение значений теплового потока со значениями из работы других авторов.

В результате сопоставления данных, рассчитанных при помощи модели химически реагирующего газа и модели совершенного газа, можно сделать вывод, что до высоты ~50 км для ряда целей возможно использовать упрощённую постановку задачи обтекания и теплообмена без химических реакций путём варьирования показателя адиабаты, но если распределение давления совпадает для двух постановок практически полностью, то тепловой поток часто получается заниженным, и для дальнейших расчётов и оценок, вероятно, стоит рассчитывать повышающий коэффициент.

Литература

1. Olynick D. R., Chen Y.-K., Tauber M. E. Aerothermodynamics of the Stardust Sample Return Capsule // *J. of Spacecraft and Rockets*. 1999. Vol. 36. No. 3. Pp. 442-462.
2. Lachaud J., Cozmuta T. Multiscale Approach to Ablation Modeling of PICA
3. Milos F., Chen Y. Ablation Predictions for Carbonaceous Materials Using CEA- and JANNAF-Based Species Thermodynamics
4. Chen Y.-K., Milos F. S. Finite-Rate Ablation Boundary Conditions for Carbon-Phenolic Heat-Shield. NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA 94035-1000.
5. Milos F. S., Chen Y.-K. Ablation Predictions for Carbonaceous Materials Using Two Databases for Species Thermodynamics // *J. of Spacecraft and Rockets*. 2013. Vol. 50. No. 2. DOI: 10.2514/1.42681
6. Chen Y.-K., Milos F. S. Ablation and Thermal Response Program for Spacecraft Heatshield Analysis // *J. of Spacecraft and Rockets*. 1999. Vol. 36. No. 3. DOI: 10.2514/2.3469
7. Jenniskens P., Wilson M. A., Winter M., et al. Resolved CN Band Profile of Stardust Capsule Radiation at Peak Heating // *J. of Spacecraft and Rockets*. 2010. Vol. 47. No. 6. DOI: 10.2514/1.38074
8. Park C. Calculation of Stagnation-Point Heating Rates Associated with Stardust Vehicle // *J. of Spacecraft and Rockets*. 2007. Vol. 44. No. 1. DOI: 10.2514/1.15745
9. Boyd I.D., Trumble K.A., Wright M.J. 2010 Modeling of Stardust entry at high altitude, Part 1: Flow-field analysis // *J. Spacecraft and Rockets*. Vol. 47. No. 5. Pp.708–717.
10. Liu Y., Prabhu D., Trumble K.A., et al. Radiation modeling for the reentry of the Stardust sample return capsule // *J. Spacecraft and Rockets*. 2010. Vol. 47. No. 5. Pp.741–752.
11. Mitcheltree R.A., Wilmoth R.G., Cheatwood G.J., Brauckmann, and Green F.A. Aerodynamics of Stardust Sample Return Capsule // *J. Spacecraft and Rockets*. 1999. Vol. 36. No. 3. Pp. 429–435.
12. Shang J.S., Surzhikov S.T. Simulating Stardust Earth Reentry with Radiation Heat Transfer // *J. of Spacecraft and Rockets*. 2011. Vol. 48. No. 3. Pp. 385–396.
13. Surzhikov S., Shang J. eRC Model for Prediction of Molecular Bands Radiation for Stardust Entry Conditions//AIAA Paper 2014-2490. 42 p.
14. Trumble K.A., Cozmuta I., Sepka S., et al. Postflight aerothermal analysis of Stardust sample return capsule // *J. Spacecraft and Rockets*. 2010. Vol. 47. No. 5. Pp. 765–774.
15. Суржиков С. Т. Компьютерная аэрофизика спускаемых космических аппаратов. Двухмерные модели. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2018. 544 с.
16. Суржиков С. Т. Радиационный нагрев поверхности сверхорбитальных спускаемых космических аппаратов с учетом атомных линий // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2014. Т. 15, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-4/articles/235/>
17. Батыгина В. К. Исследование процесса разрушения фенола при высоких тепловых нагрузках // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2024. Т. 25, вып. 7. <http://chemphys.edu.ru/issues/2024-25-7/articles/1139/>

References

1. Olynick D. R., Chen Y.-K., Tauber M. E., Aerothermodynamics of the Stardust Sample Return Capsule, *J. of Spacecraft and Rockets*, 1999, vol. 36, no. 3, pp. 442–462.
2. Lachaud J., Cozmuta T., Multiscale Approach to Ablation Modeling of PICA.
3. Milos F., Chen Y., Ablation Predictions for Carbonaceous Materials Using CEA- and JANNAF-Based Species Thermodynamics.
4. Chen Y.-K., Milos F. S., Finite-Rate Ablation Boundary Conditions for Carbon-Phenolic Heat-Shield. NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA 94035-1000.
5. Milos F. S., Chen Y.-K., Ablation Predictions for Carbonaceous Materials Using Two Databases for Species Thermodynamics, *J. of Spacecraft and Rockets*, 2013, vol. 50, no. 2. DOI: 10.2514/1.42681
6. Chen Y.-K., Milos F. S., Ablation and Thermal Response Program for Spacecraft Heatshield Analysis, *J. of Spacecraft and Rockets*, 1999, vol. 36, no. 3. DOI: 10.2514/2.3469
7. Jenniskens P., Wilson M. A., Winter M., et al., Resolved CN Band Profile of Stardust Capsule Radiation at Peak Heating, *J. of Spacecraft and Rockets*, 2010, vol. 47, no. 6. DOI: 10.2514/1.38074
8. Park C., Calculation of Stagnation-Point Heating Rates Associated with Stardust Vehicle, *J. of Spacecraft and Rockets*, 2007, vol. 44, no. 1. DOI: 10.2514/1.15745
9. Boyd I. D., Trumble K. A., Wright M. J., Modeling of Stardust entry at high altitude, Part 1: Flowfield analysis, *J. Spacecraft and Rockets*, 2010, vol. 47, no. 5, pp. 708–717.
10. Liu Y., Prabhu D., Trumble K. A., et al., Radiation modeling for the reentry of the Stardust sample return capsule, *J. Spacecraft and Rockets*, 2010, vol. 47, no. 5, pp. 741–752.
11. Mitcheltree R. A., Wilmoth R. G., Cheatwood G. J., Brauckmann G. J., and Green F. A., Aerodynamics of Stardust Sample Return Capsule, *J. Spacecraft and Rockets*, 1999, vol. 36. no. 3, pp. 429–435. DOI: 10.2514/2.3463
12. Shang J. S., Surzhikov S. T., Simulating Stardust Earth Reentry with Radiation Heat Transfer, *J. of Spacecraft and Rockets*, 2011, vol. 48, no. 3, pp. 385–396.
13. Surzhikov S. T., Shang J., eRC Model for Prediction of Molecular Bands Radiation for Stardust Entry Conditions, AIAA Paper 2014-2490. 42 p.
14. Trumble K. A., Cozmuta I., Sepka S., et al., Postflight aerothermal analysis of Stardust sample return capsule, *J. Spacecraft and Rockets*, 2010, vol. 47, no. 5, pp. 765–774.
15. Surzhikov S. T., *Computer Aerophysics of Spacecraft Descent Vehicles. Two-dimensional models*, Fizmatlit, 2018, 544 p. [in Russian].
16. Surzhikov S. T., Radiative heating of the super-orbital re-entry space vehicles in view of atomic lines, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2014, vol. 15, iss. 4 [in Russian]. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-4/articles/235/>
17. Batygina V. K., Study of the Phenol Destruction Process under High Thermal Loads, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2024, vol. 25, iss. 7 [in Russian]. <http://chemphys.edu.ru/issues/2024-25-7/articles/1139/>

Статья поступила в редакцию 4 апреля 2026 г.