

## ТРЕХМЕРНАЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ МОДЕЛЬ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ СПУСКАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С.Т. Суржиков

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук,  
Москва, 119526, проспект Вернадского 101-1  
Московский физико-технический институт (ГУ),  
141700, Долгопрудный, пер. Институтский 9  
surg@ipmnet.ru*

### Аннотация

Дано краткое описание двумерной и трехмерной вычислительной модели аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов. Модели реализованы в компьютерных кодах NERAT-2D и NERAT-3D на структурированных многоблочных криволинейных сетках. Представлены расчетные данные по конвективному и радиационному нагреву поверхности перспективного космического аппарата EXOMARS, предназначенного для полета на Марс. Приведены примеры трехмерных расчетов аэротермодинамики космического аппарата EXOMARS, обтекаемого под углом атаки. Дан анализ влияния используемых расчетных сеток.

### THREE DIMENSIONAL MODEL OF AEROTHERMODYNAMICS OF ENTERING SPACE VEHICLES

Three-dimensional computational fluid dynamics (CFD) model of aerothermodynamics of descent space vehicles is described. The model is realized with regular multi-blocks curvilinear calculation grids in computer code NERAT-3D.

Numerical simulation results for convective and radiative heating of model of space vehicle studied in European scientific program EXOMARS of Mars exploration are presented. Examples of 3D calculations of flow fields around model of space vehicle at angle of attack are presented and analyzed, as well as the influence on these results of grid topologies.

## 1. ВВЕДЕНИЕ

Создание вычислительных моделей аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов является важной составной частью программ изучения планет солнечной системы. Впечатляющие достижения в этой области продемонстрированы в [1–9]. Тем не менее, значительные усилия ученых и инженеров последние годы сосредоточены на тестировании используемых моделей аэрофизики и компьютерных кодов (verification), а также на подтверждении достоверности получаемых результатов (validation).

Несмотря на большие достижения в этой области, остаются не достаточно исследованными модели физико-химической кинетики и модели радиационного переноса (включая модели спектральных оптических свойств), в особенности в неравновесных условиях и в условиях сильного радиационно-газодинамического взаимодействия.

Компьютерные коды NERAT (Non-Equilibrium Radiative Aero Thermodynamics), предназначенные для одномерных (1D), двумерных (2D) и трехмерных (3D) аэротермодинамических расчетов разработаны за последние шесть лет в ИПМех РАН [10–12] на базовой кафедре МФТИ «Физическая и химическая механика». Компьютерные коды NERAT-1D и NERAT-2D использовались в период 2002–2006 г.г. для сравнительного тестирования европейских вычислительных кодов аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов в рамках рабочей группы Европейского космического агентства по излучению высокотемпературных газов при возвращении космических аппаратов (European HTRG working group). Примечательно, что указанная

деятельность завершилась успешным сопоставлением результатов численных расчетов примерно на четвертый год совместных усилий. Важнейшим итогом указанной работы стало повышение достоверности получаемых расчетных данных. Аналогичная работа с использованием трехмерных вычислительных кодов пока что только планируется. Имея в виду проведение таких сопоставлений в ближайшие годы, в данной работе дано краткое сравнительное описание двумерной и трехмерной расчетной моделей, а также представлены предварительные результаты расчетов:

- конвективного и радиационного нагрева перспективного космического аппарата EXOMARS;
- трехмерного обтекания космического этого космического аппарата под углом атаки.

## 2. ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ МОДЕЛЬ

### 2.1. Основные уравнения аэрофизической модели газовой динамики неравновесного обтекания с учетом радиационного теплообмена

Вычислительный код NERAT реализует метод установления. На каждом шаге фиктивного времени интегрируются следующие группы уравнений: уравнения неразрывности и Навье – Стокса, уравнения диффузии, уравнение сохранения энергии совместно с уравнениями сохранения колебательной энергии и уравнениями радиационного переноса (в многогрупповом приближении). Указанные уравнения имеют следующий вид в двумерном случае:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \mathbf{V}) = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho u \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x}(\mu \operatorname{div} \mathbf{V}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[ r \mu \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial r} \right) \right] + 2 \frac{\partial}{\partial x} \left( \mu \frac{\partial u}{\partial x} \right), \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho v \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial r} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial r}(\mu \operatorname{div} \mathbf{V}) + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial r} \right) \right] + 2 \frac{\partial}{\partial r} \left( \mu \frac{\partial v}{\partial r} \right) + 2 \mu \frac{\partial}{\partial r} \left( \frac{v}{r} \right), \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} + \operatorname{div} \rho_i \mathbf{V} = -\operatorname{div} \mathbf{J}_i + \dot{w}_i, \quad i = 1, 2, \dots, N_s \quad (4)$$

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho c_p \mathbf{V} \operatorname{grad} T = \operatorname{div}(\lambda \operatorname{grad} T) + \frac{\partial p}{\partial t} + \mathbf{V} \operatorname{grad} p + \Phi_\mu + Q_{vib} - \operatorname{div} \mathbf{q}_R - \sum_{i=1}^{N_s} h_i \dot{w}_i + \sum_{i=1}^{N_s} \rho c_{p,i} D_i (\operatorname{grad} Y_i \cdot \operatorname{grad} T), \quad (5)$$

$$\frac{\partial \rho_m e_{v,m}}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho_m \mathbf{V} e_{v,m}) = \dot{e}_{v,m}, \quad m = 1, 2, \dots, N_V \quad (6)$$

$$\mathbf{\Omega} \frac{\partial J_\omega(\mathbf{r}, \mathbf{\Omega})}{\partial \mathbf{r}} + \kappa_\omega(\mathbf{r}) J_\omega(\mathbf{r}, \mathbf{\Omega}) = j_\omega(\mathbf{r}), \quad (7)$$

где

$$\Phi_\mu = \mu \left[ 2 \left( \frac{v}{r} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial v}{\partial r} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial r} \right)^2 - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{v}{r} \right)^2 \right] \quad (8)$$

диссипативная функция;  $t$  – время;  $x, r$  – ортогональные цилиндрические координаты;  $u, v$  – проекции скорости  $\mathbf{V}$  на оси  $x$  и  $r$ ;  $p, \rho$  – давление и плотность;  $T$  – поступательная температура;  $\mu, \lambda$  – коэффициенты вязкости и теплопроводности;  $c_p$  – удельная теплоемкость при постоянном давлении;  $c_p = \sum_i^{N_s} Y_i c_{p,i}$ ;

$Y_i = \rho_i / \rho$  – относительная массовая концентрация компоненты  $i$ ;  $c_{p,i}, h_i$  – удельная теплоемкость при постоянном давлении и энтальпия  $i$ -й компоненты;  $\dot{w}_i$  – массовая скорость образования  $i$ -й компоненты в единице объема;  $D_i$  – эффективный коэффициент диффузии  $i$ -й компоненты;  $\rho_i, \mathbf{J}_i$  – плотность и массовый диффузионный поток  $i$ -й компоненты;  $\mathbf{J}_i = -D_i \operatorname{grad} Y_i$ ;  $N_s$  – число химических компонент в смеси газов;  $e_{v,m}$  – удельная колебательная энергия  $m$ -й колебательной моды (все колебательные моды пронумерованы единым списком, так что  $\rho_m$  – плотность молекул, для которых учитывается  $m$ -я колебательная мода);  $\dot{e}_{v,m}$  – скорость изменения удельной колебательной энергии  $m$ -й колебательной моды за счет процессов колебательно-колебательного (VV); колеба-

тельно-поступательного (VT) энергообмена, а также за счет процессов неравновесной диссоциации (VC) и резонансного взаимодействия с электронами (eV);  $J_\omega(\mathbf{r}, \mathbf{\Omega})$  – спектральная интенсивность излучения;  $\mathbf{\Omega}$  – единичный вектор направления распространения излучения;  $\mathbf{r}$  – радиус-вектор точки в пространстве, в которой определена спектральная интенсивность излучения;  $\kappa_\omega(\mathbf{r})$  – спектральный объемный коэффициент поглощения;  $j_\omega(\mathbf{r})$  – спектральный объемный коэффициент испускания; вектор плотности интегрального радиационного потока, входящий в (5), рассчитывается по формуле

$$\mathbf{q}_R = \int_0^\infty d\omega \int_{4\pi} J_\omega(\mathbf{r}, \mathbf{\Omega}) \mathbf{\Omega} d\Omega.$$

В трехмерном случае решаемая система уравнений имеет следующий вид:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \mathbf{V}) = 0, \quad (9)$$

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho u \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x}(\mu \operatorname{div} \mathbf{V}) + 2 \frac{\partial}{\partial x} \left( \mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \mu \left( \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right], \quad (10)$$

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho v \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial y}(\mu \operatorname{div} \mathbf{V}) + 2 \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \mu \left( \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right], \quad (11)$$

$$\frac{\partial \rho w}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho w \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial z} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial z}(\mu \operatorname{div} \mathbf{V}) + 2 \frac{\partial}{\partial z} \left( \mu \frac{\partial w}{\partial z} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu \left( \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu \left( \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right]. \quad (12)$$

Уравнение сохранения энергии формулируется в виде уравнения (5). Диссипативная функция в трехмерном случае имеет вид:

$$\Phi = 2 \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 + \left( \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right)^2 + \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right)^2. \quad (13)$$

## 2.2. Термодинамическая модель

Константа равновесия  $n$ -й химической реакции определяется по формуле

$$K_n = k_{f,n} / k_{r,n}. \quad (14)$$

Данные константы и другие термодинамические функции вычисляются с использованием аппроксимационных полиномов следующего вида [13]:

$$G_n = \varphi_{1,n} + \varphi_{2,n} \ln x + \varphi_{3,n} x^{-2} + \varphi_{4,n} x^{-1} + \varphi_{5,n} x + \varphi_{6,n} x^2 + \varphi_{7,n} x^3, \quad (15)$$

$$\left(\frac{dG}{dx}\right)_n = \left(\varphi_{2,n} - 2\varphi_{3,n}x^{-2} - \varphi_{4,n}x^{-1} + \varphi_{5,n}x + 2\varphi_{6,n}x^2 + 3\varphi_{7,n}x^3\right)x^{-1}, \quad (16)$$

$$\left(\frac{d^2G}{dx^2}\right)_n = \left(-\varphi_{2,n} + 6\varphi_{3,n}x^{-2} + 2\varphi_{4,n}x^{-1} + 2\varphi_{6,n}x^2 + 6\varphi_{7,n}x^3\right)x^{-2}, \quad (17)$$

$$h_n = xT\left(\frac{dG}{dT}\right)_n + \varphi_{8,n} \times 10^3, \text{ J/mol}, \quad (18)$$

$$c_{p,n} = 2x\left(\frac{dG}{dT}\right)_n + x^2\left(\frac{d^2G}{dT^2}\right)_n, \text{ J/mol}\cdot\text{K}, \quad (19)$$

$$\ln K_n\left(\frac{P}{P_0}\right) = -TG_n + \varphi_{8,n} \times 10^3, \quad (20)$$

где  $p_0 = 101325 \text{ Pa}$ ,  $x = T \times 10^{-4}$ .

Аппроксимационные коэффициенты при  $T \in 298 \div 20000 \text{ K}$  даны в [13].

### 2.3. Модель свойств молекулярного переноса

Коэффициенты вязкости и теплопроводности смеси газов вычисляются по следующим приближенными формулам [14,15]

$$\mu = \frac{1}{\sum_{i=1}^{N_c} (Y_i/\mu_i)}, \quad \lambda = \frac{1}{2} \left[ \sum_{i=1}^{N_c} x_i \lambda_i + 1 / \sum_{i=1}^{N_c} (x_i/\lambda_i) \right], \quad (21)$$

$$\mu_i = 2.67 \times 10^{-5} \frac{\sqrt{M_i T}}{\sigma_i^2 \Omega_i^{(2,2)*}}, \text{ г/см}\cdot\text{с}, \quad (22)$$

$$\lambda_i = 8330 \sqrt{\frac{T}{M_i}} \frac{1}{\sigma_i^2 \Omega_i^{(2,2)*}}, \text{ эрг/см}\cdot\text{К}, \quad (23)$$

где  $\sigma_i$  – эффективный диаметр столкновения, А;  $\Omega_i^{(2,2)*} = f(T_i)$  – интеграл столкновений;  $T_i = kT/\varepsilon_i$ .

Эффективный коэффициент диффузии  $i$ -й компоненты рассчитываются по формуле Уилки [14]:

$$D_i = \frac{1 - x_i}{\sum_{j \neq i}^{N_c} (x_j/D_{ij})}, \text{ см}^2/\text{с}, \quad (24)$$

$$D_{i,j} = 1.858 \times 10^{-3} \sqrt{T^3 \frac{M_i + M_j}{M_i M_j}} \frac{1}{p \sigma_{i,j}^2 \Omega_{i,j}^{(1,1)*}}. \quad (25)$$

Интегралы столкновений рассчитываются по аппроксимационным формулам Н.А. Анфимова

$$\begin{aligned} \Omega_i^{(2,2)*} &= 1.157 T_i^{-0.1472}, \\ \Omega_{i,j}^{(1,1)*} &= 1.074 T_{i,j}^{-0.1604}, \end{aligned} \quad (26)$$

где

$$T_{i,j} = \frac{kT}{\varepsilon_{i,j}}, \quad \varepsilon_{i,j} = \sqrt{\varepsilon_i \varepsilon_j}, \quad \sigma_{i,j} = \frac{1}{2}(\sigma_i + \sigma_j).$$

### 2.4. Алгоритм математического моделирования

Система уравнений аэрофизики интегрируется до полной сходимости (по всему расчетному полю) компонент скорости, температуры, давления, плотности и концентраций химических компонент с относительной погрешностью  $\sim 10^{-5}$ .

Уравнения неразрывности и Навье–Стокса интегрируются с использованием AUSM конечно-разностных схем первого или второго порядка точности. Дополнительные операторы ограничения счетных осцилляций не использовались.

Уравнение сохранения энергии в форме уравнения Фурье – Кирхгоффа для поступательной температуры интегрируется с использованием неявной пятиточечной схемы второго порядка точности по времени и по пространству. Уравнения диффузии для каждой компоненты смеси интегрировались по аналогичной схеме, как и уравнение сохранения энергии.

Использовались различные многоблочные конечно-разностные сетки “О”- и “С”- типов. Все расчеты проводились с использованием многосеточной технологии. Использовались три типа сеток: на предварительной (наиболее грубой) сетке получалось сходящееся решение, которое уточнялось на промежуточной сетке. Анализ динамики погрешностей расчета отдельных функций на двух указанных сетках давал информацию о необходимости дополнительного расчета на наиболее подробной сетке. Каждая последующая сетка получалась удвоением числа узлов предыдущей сетки вдоль каждого координатного направления. Пример используемой сетки показан на рис. 1.

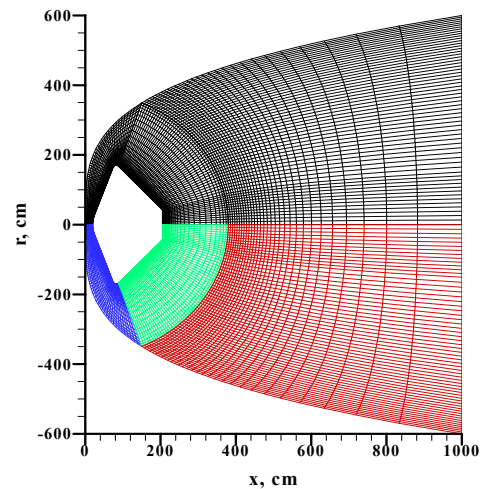


Рис. 1. Расчетная сетка для двухмерного случая

В процессе расчета тестировались также различные модели химической кинетики [4, 17–19].

## 3. РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

### 3.1. Результаты двумерных расчетов

В данной части рассматриваются результаты расчета обтекания перспективного европейского космического аппарата EXOMARS в некоторых точках траектории спуска в атмосфере Марса. Представлены также данные по конвективному и радиационному нагреву в указанных точках траектории. Указанные расчетные данные получены с использованием ком-

пьютерного кода NERAT-2D. Расчеты выполнены на сетках, конфигурация которых показана на рис.1 для формы космического аппарата, показанной на рис.2. Из рис.2 видно, что геометрия осесимметричного космического аппарата определяется двумя углами и пятью физическими размерами.

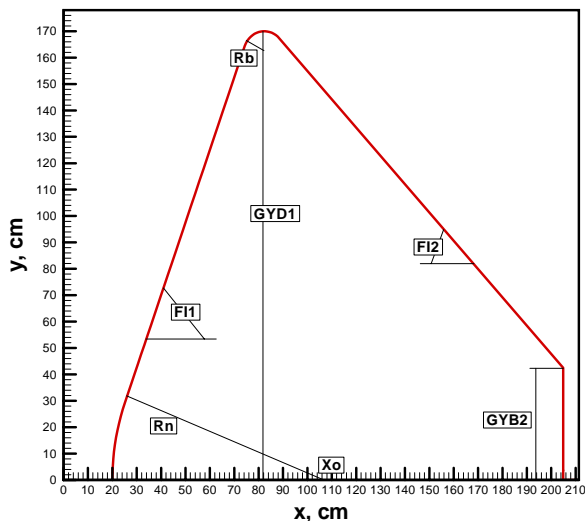


Рис. 2. Геометрия космического аппарата

Представленные результаты расчетов относятся к первой точке траектории из таблицы 1 для двух противоположных предположений относительно каталитических свойств поверхности. Температура поверхности задавалась постоянной:  $T_w=1000$  К на наветренной стороне, и  $T_w=500$  К на подветренной стороне космического аппарата.

Таблица 1. Тестовые траекторные точки космического аппарата EXOMARS

№ точки	$\rho_\infty, \text{г/см}^3$	$p_\infty, \text{эрг/см}^3$	$V_\infty, \text{км/с}$	$T_\infty, \text{К}$
SC.1	$6.838 \times 10^{-7}$	200.3	4.920	194.7
SC.2	$1.069 \times 10^{-6}$	324.6	4.474	194.2
SD.1	$3.708 \times 10^{-7}$	137.4	4.878	158.4
SD.2	$5.534 \times 10^{-7}$	205.9	4.489	153.0

Результаты расчетов для указанной точки траектории показаны на рис.3–11. Для случаев каталитической и некаталитической поверхностей анализировались следующие функции: поля массовых концентраций  $\text{CO}_2$  (рис.3,7), поле продольной скорости (рис.4,8), распределение температуры вдоль передней критической линии тока (рис.11), распределение плотности конвективного теплового потока вдоль поверхности космического аппарата от передней критической линии тока до задней критической линии тока (рис.5,9), распределение плотности интегральных по спектру радиационных тепловых потоков вдоль поверхности космического аппарата (рис.6,10).

В расчетах переноса тепловой радиации использовался компьютерный код ASTEROID, включение которого в расчетные коды NERAT создает уникальные возможности проводить расчеты радиационно-конвективного теплообмена для смесей произвольного химического состава. Подробное описание используемых в

коде ASTEROID моделей спектральных оптических свойств и свойств радиационного переноса дано в [6].

Аналогичные расчеты были выполнены для всех других точек траектории из таблицы 1.

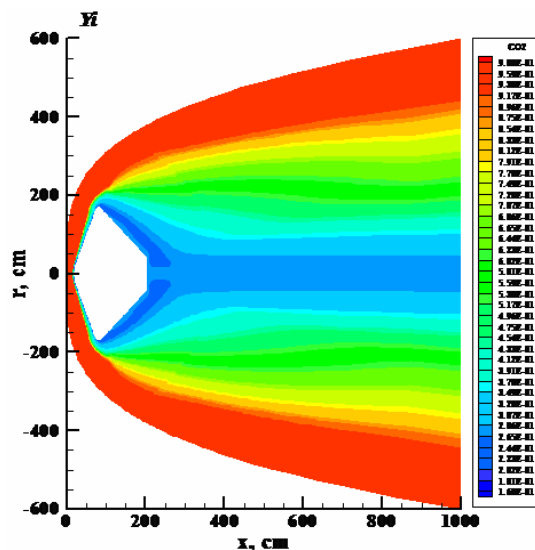


Рис. 3. Массовая концентрация  $\text{CO}_2$ . Точка траектории SC.1: некаталитическая поверхность

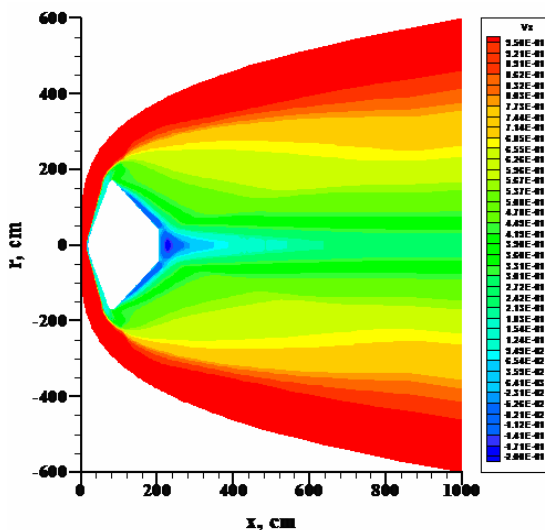


Рис. 4. Продольная скорость  $V_x$ . Точка траектории SC.1: некаталитическая поверхность

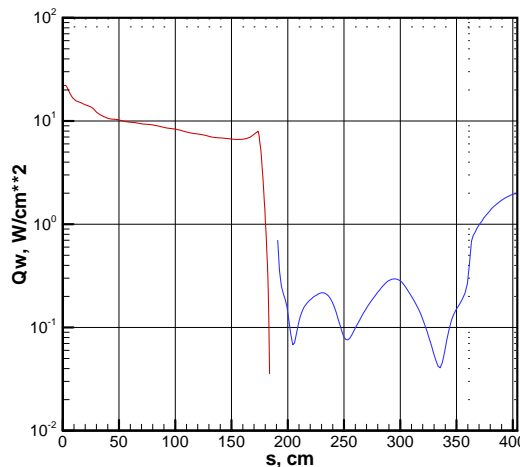


Рис. 5. Распределение плотности конвективного теплового потока вдоль поверхности космического аппарата. Точка траектории SC.1: некаталитическая поверхность

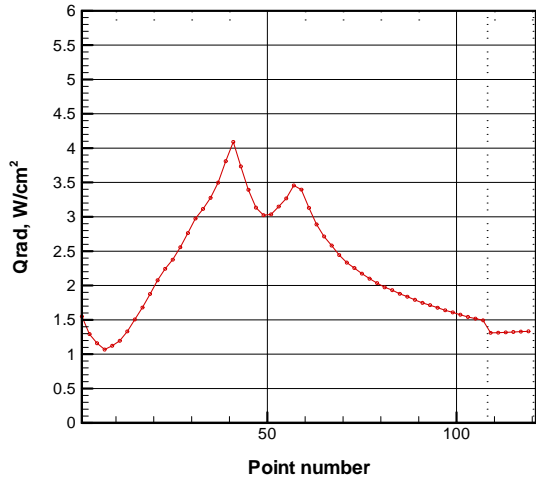


Рис. 6. Распределение плотности интегрального радиационного теплового потока вдоль поверхности космического аппарата. Точка траектории SC.1: некаталитическая поверхность

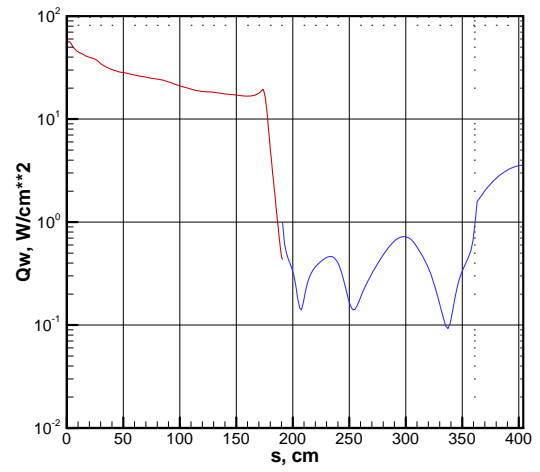


Рис. 9. Распределение плотности конвективного теплового потока вдоль поверхности космического аппарата. Точка траектории SC.1: каталитическая поверхность

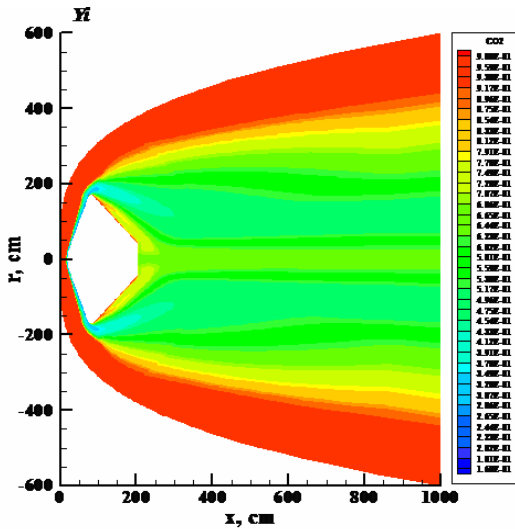


Рис. 7. Массовая концентрация CO<sub>2</sub>. Точка траектории SC.1: каталитическая поверхность

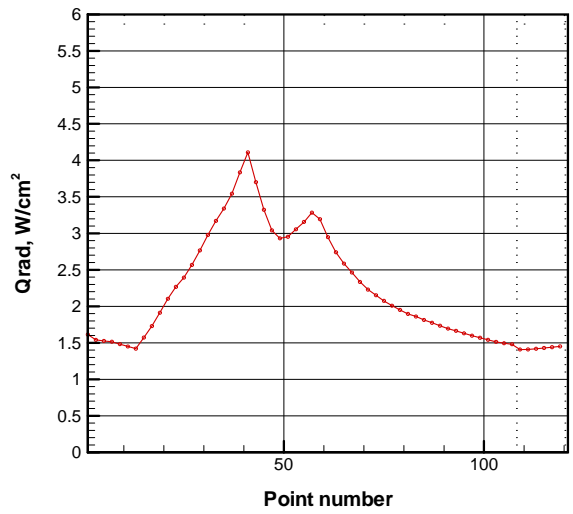


Рис. 10. Распределение плотности интегрального радиационного теплового потока вдоль поверхности космического аппарата. Точка траектории SC.1: каталитическая поверхность

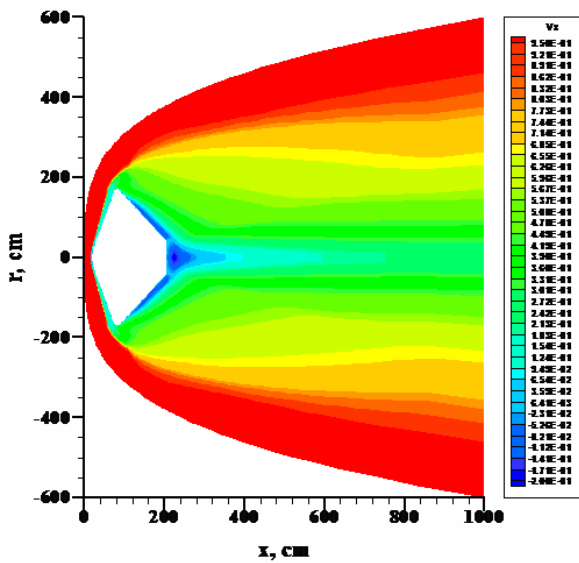


Рис. 8. Продольная скорость  $V_x$ . Точка траектории SC.1: каталитическая поверхность

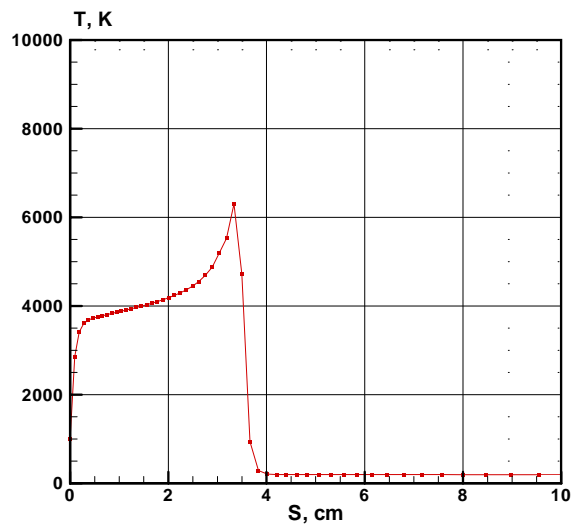


Рис. 11. Распределение температуры вдоль передней критической линии тока. Точка траектории SC.1: каталитическая поверхность

### 3.2. Результаты трехмерных расчетов

Эти расчеты были выполнены для совершенного газа  $\text{CO}_2$  с показателем адиабаты  $\gamma = 1.21$ . Использование трехмерного расчетного кода в осесимметричном случае обтекания позволили провести сопоставление с расчетными данными, полученными по компьютерному коду NERAT-2D. На рис. 12–14 показаны конечно-разностные сетки в расчетной области и на поверхности космического аппарата. Также как и прежде, здесь используется многоблочная и многосеточная расчетная технология. Рисунок 13 дает представление об объемной конфигурации использованных сеток.

Распределения продольной скорости течения, рассчитанные с использованием компьютерных кодов NERAT-2D и NERAT-3D для тестовой первой точки траектории SC.1 (см. таблицу 1) можно сравнить анализируя рис. 4 и 15. Во втором случае расчеты велись по трехмерному коду для осесимметричного случая  $\alpha = 0^\circ$ . Наблюдаются некоторые незначительные различия в полях продольной скорости, которые обусловлены в первую очередь различием используемых сеток. Сравнение распределений других газодинамических функций (числа Маха, давление, плотность, температура) подтверждают хорошее согласие результатов двумерных и трехмерных расчетов.

Результаты расчетов аэротермодинамики космического аппарата EXOMARS, обтекаемого под углом атаки ( $\alpha = 15^\circ$ ), указывают на значительные изменения в поле течения. На рис.16,17 показаны распределения скорости, на рис. 18 – температуры, на рис. 19 – давления. Распределения продольной скорости ( $V_x$ ) в двух взаимно перпендикулярных плоскостях ( $x-y$  и  $x-z$ ) показаны на рис. 20.

Как и следовало ожидать, заметные различия наблюдаются в рассчитанных значениях плотностей конвективных тепловых потоков для двухмерного и трехмерного случаев. Расчетами установлено, что это связано не только с подробностью используемых сеток, но также с их топологией.

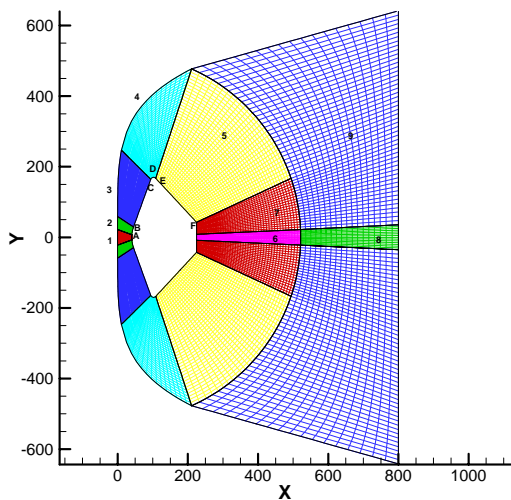


Рис. 12. Конечно-разностная сетка в плоскости x-y при трехмерных расчетах

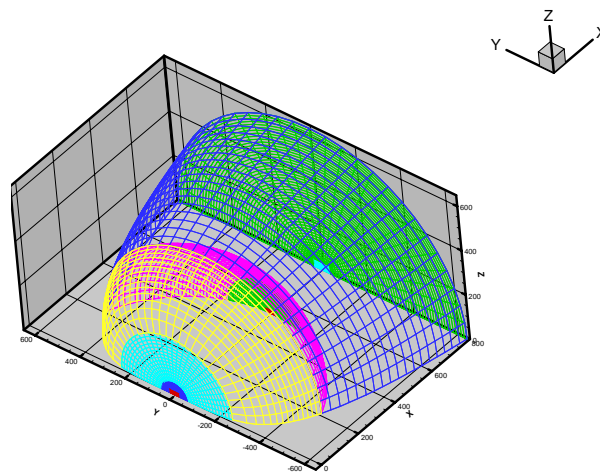


Рис. 13. Трехмерная расчетная область

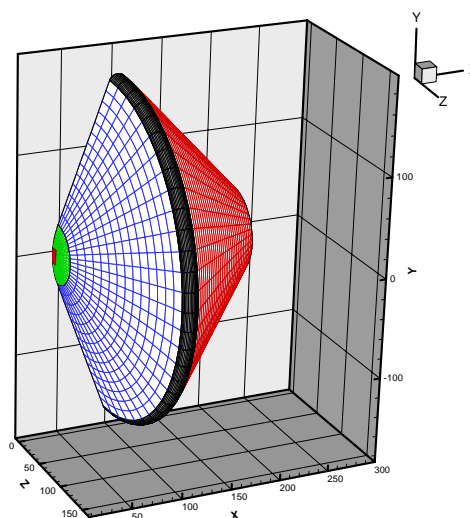


Рис. 14,а. Поверхностная сетка на лобовой поверхности для трехмерных расчетов

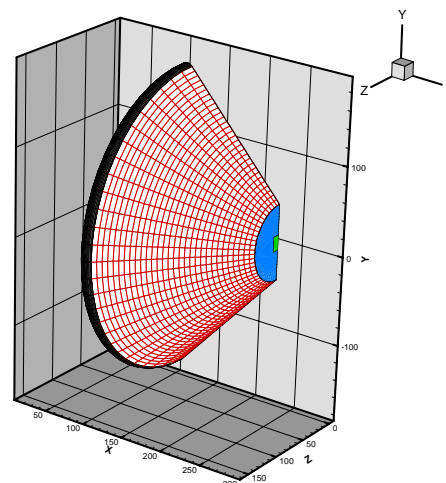


Рис. 14,б. Поверхностная сетка на подветренной поверхности при трехмерных расчетах

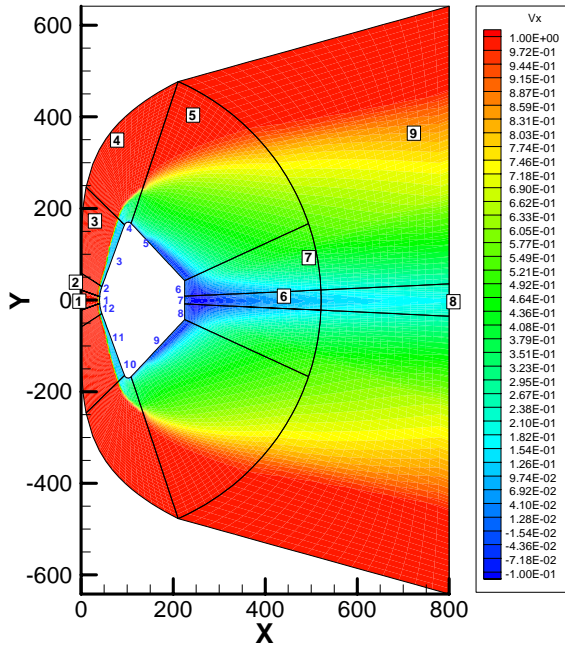


Рис. 15. Продольная скорость в плоскости (x-y). Точка траектории SC.1. Трехмерные расчеты с использованием кода NERAT-3D. Цифрами показаны номера блоков сетки

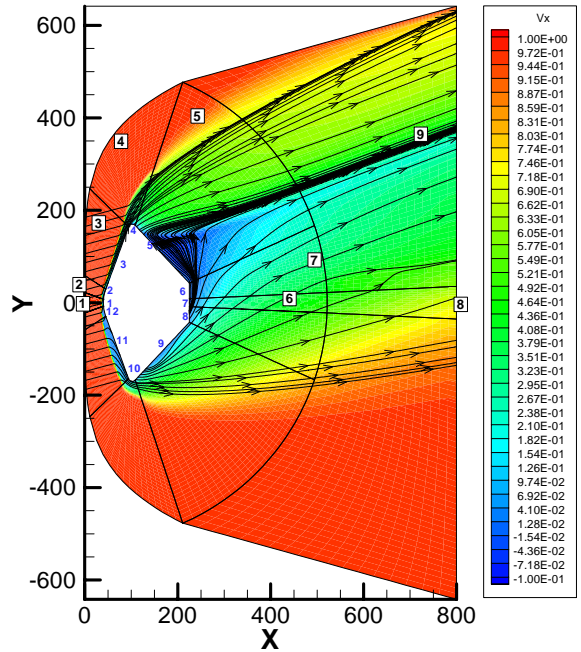


Рис. 17. Продольная скорость и линии тока в плоскости (x-y). Точка траектории SC.1. Трехмерные расчеты обтекания космического аппарата EXOMARS под углом атаки ( $\alpha = 15^\circ$ ). Цифрами показаны номера блоков сетки на поверхности и в объеме

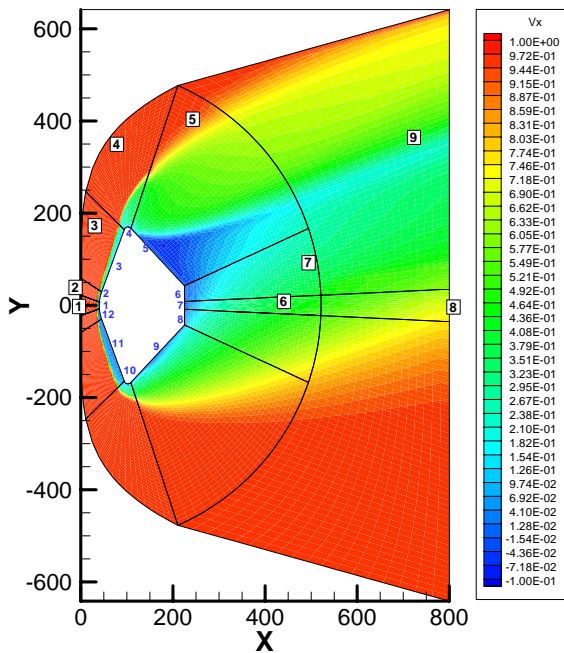


Рис. 16. Продольная скорость в плоскости (x-y). Точка траектории SC.1. Трехмерные расчеты обтекания космического аппарата EXOMARS под углом атаки ( $\alpha = 15^\circ$ ). Цифрами показаны номера блоков сетки на поверхности и в объеме

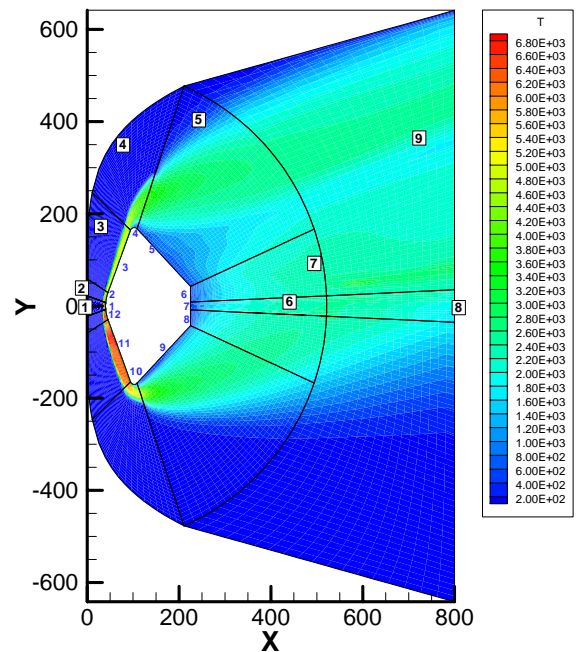


Рис. 18. Поле температуры в плоскости (x-y). Точка траектории SC.1. Трехмерные расчеты обтекания космического аппарата EXOMARS под углом атаки ( $\alpha = 15^\circ$ ). Цифрами показаны номера блоков сетки на поверхности и в объеме

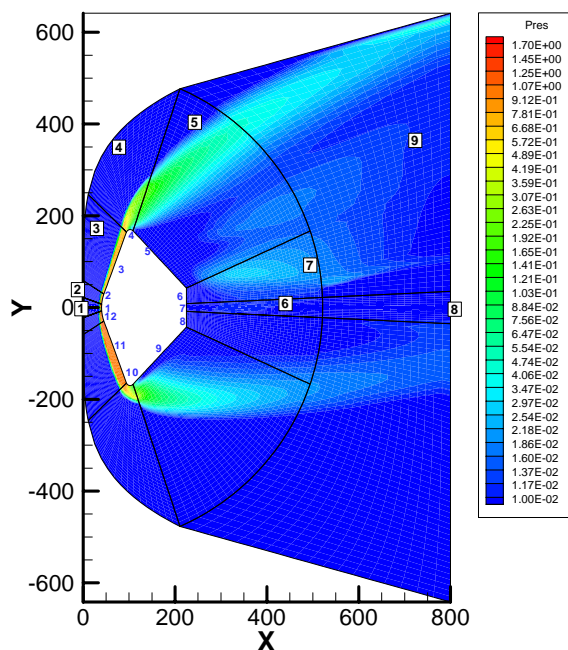


Рис. 19. Поле давления в плоскости (x-y). Точка траектории SC.1. Трехмерные расчеты обтекания космического аппарата EXOMARS под углом атаки ( $\alpha = 15^\circ$ ). Цифрами показаны номера блоков сетки на поверхности и в объеме

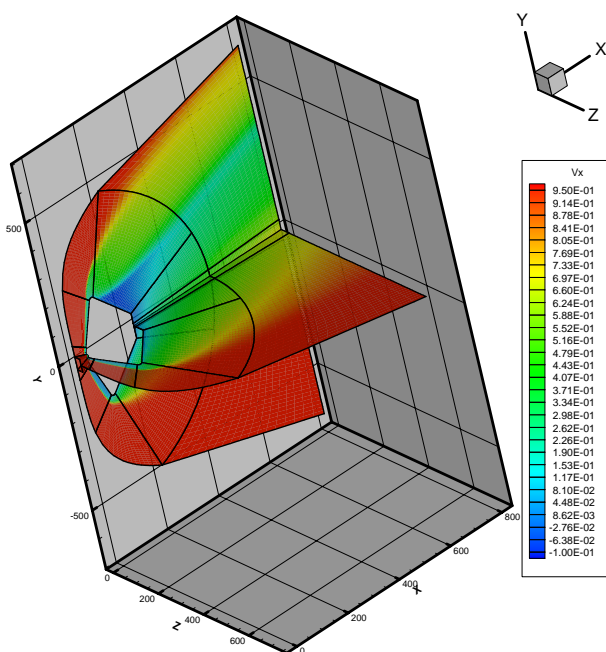


Рис. 20. Продольная скорость в плоскостях (x-y) и (y-z). Точка траектории SC.1. Трехмерные расчеты обтекания космического аппарата EXOMARS под углом атаки ( $\alpha = 15^\circ$ )

#### 4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлено описание моделей аэрофизики, положенных в основу работы двухмерного и трехмерного компьютерных кодов NERAT-2D и NERAT-3D (Non-Equilibrium Radiation Aero Thermodynamics), разработанных в ИПМех РАН и предназначенных для анализа аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов сложной формы.

С целью тестирования и оценки достоверности получаемых результатов использовались ряд экспериментальных и расчетных данных других авторов. Показано, что разработанные компьютерные коды позволяют предсказывать аэротермодинамику спускаемых

космических аппаратов с приемлемой для практики опытно-конструкторских работ точностью.

Сравнение расчетных данных, полученных с использованием компьютерных кодов NERAT-2D и NERAT-3D, показало их хорошее совпадение.

Представлены результаты расчетов трехмерного обтекания космического аппарата EXOMARS под углом атаки  $\alpha = 15^\circ$ .

Результаты выполненного численного исследования показали необходимость дальнейшего совершенствования указанных расчетных кодов с целью надежного предсказания конвективного и радиационного нагрева космических аппаратов в условиях пространственного обтекания.

#### БЛАГОДАРНОСТИ

Работа выполнена в рамках проекта РФФИ № 07-01-00133 (разработка пространственной модели движения химически реагирующего газа), а также в рамках Программы фундаментальных исследований РАН (создание моделей физико-химической кинетики высокотемпературных газовых потоков) и Программы министерства образования и науки Российской Федерации РНПВШ 2.1.1/4693 (создание гибридных радиационно-столкновительных моделей аэрофизики).

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Hollis B.R., Perkins J.N. High-Enthalpy Aerothermodynamics of a Mars Entry Vehicle. Part 2: Computational Results. Journal of Spacecraft and Rockets. 1997. Vol.34. № 4. pp.457–463.
- Gupta R.N., Lee K.P. An Aerothermal Study of MESUR Pathfinder Aeroshell. AIAA 94-2025. 1994.41 p.
- Milos F.S., Chen Y.K., Gongdon W.M., et al. Mars Pathfinder Entry Temperature Data, Aerothermal Heating, and Heatshield Material Response. Journal of Spacecraft and Rockets. 1999. Vol.36. № 3. pp.380–391.
- Park C., Howe, J.T., Jaffe R.L. and Candler, G.V. Review of Chemical-Kinetic Problems of Future NASA Missions, II: Mars Entries. J. of Thermophysics and Heat Transfer, 1994, Vol.8, № 1, pp.9–23.
- Surzhikov S.T. 2D CFD/RGD Model of Space Vehicles. Proc. of the Int. Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry. October 2003, Lisbon, Portugal. European Space Agency, SP-533, 2003, pp.95–102.
- Surzhikov S.T. Computing System for Solving Radiative Gasdynamic Problems of Entry and Re-Entry Space Vehicles. Ibid., pp.111–117.
- Dieudonne W., Spel M., Charbonnier J.M. Modeling Sensitivity Analysis for TC3. Ibid., pp.161–170.
- Rini P., Magin T., Degrez G., Fletcher D. Numerical Simulation Of Non Equilibrium Hypersonic CO<sub>2</sub> Flows For Mars Entry Applications. Ibid., pp.171-180.
- Rouzaud O., Hylkema J., Verant J.-L., Tesse L. Development of the PARAON Platform And ONERA Numerical Solvers For Gas Radiation. Ibid., pp.181–188.
- Surzhikov S.T. TC3: Convective and Radiative Heating of MSRO for Simplest Kinetic Models. Proceedings of the International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry. Part II.30 Sept.-1 Oct., 2005. Porquerolles. France.(ESA SP-583, May 2005, pp.55–62)
- Surzhikov S.T. TC3: Convective and Radiative Heating of MSRO, Predicted by Different Kinetic Models. Proceedings of the Second International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry. 6-8 Sept., 2006. Rome. Italy.(ESA SP-629, November 2006, on CD)



12. Omary P., Rouzaud O., Surzhikov S.T. Radiation Heat Transfer Models for Re-Entry Aerothermodynamics. 25<sup>th</sup> Int. Symp. On Rarefied Gas Dynamics. 2006. P.909-914.
13. Gurvich, L.V., Veitc, I.V., Medvedev, V.A. et al., Thermodynamic Properties of Individual Substances. Handbook, Vols.1-4, Moscow: «Nauka», 1978 (in Russian).
14. Bird R.B., Stewart W.E., Lightfoot E.N. Transport Phenomena. New-York. John Wiley & Sons, Inc. 1965.
15. Svehla R.A. Estimated Viscosities and Thermal Conductivities of Gases at High Temperatures. NASA TR-R-132, 1962, 26 P.
16. Edwards, J.R., Liou, M.-S. Low-Diffusion Flux-Splitting Methods for Flow at all Speeds. AIAA Journal, 1998, V.36, № 9, pp.1610–1617.
17. Ibragimova L.B. The Recommended Values of Gas-Phase Chemical Reactions Rate Constants in the Atomic System N-C-O. Part I and II. Preprint No. 29-97 and 30-97, Institute of Mechanics, Moscow State University, 1997.
18. McKenzie R.L. An Estimate of the Chemical Kinetics behind Normal Shock Wave in Mixtures of Carbon Dioxide and Nitrogen for Candidates Typical of Mars Entry. NASA TN D-3287, Jan. 1966.
19. Marrone P.V., Treanor C.E. Chemical Relaxation with Preferential Dissociation from Excited Vibrational Levels. The Physics of Fluids, V. 6, № 9. pp.1215–1221, 1963.