

НЕРАВНОВЕСНАЯ АЭРОФИЗИКА ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ СФЕРЫ УГЛЕКИСЛЫМ ГАЗОМ

С.Т. Суржиков

¹*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук,
Москва, 119526, проспект Вернадского 101-1*

Аннотация

Численно решена задача радиационно-конвективного теплообмена космического аппарата (КА) сферической формы при входе в атмосферу планеты содержащей углекислый газ. Продолжено исследование конвективного и радиационного нагрева [1] всей поверхности КА для неравновесного участка траектории входа космического аппарата в атмосферу Марса, в частности для отдельных точек траектории КА Pathfinder [2]. Необходимость в получении и анализе новых расчетных данных диктуется повышенными требованиями, которые предъявляются в настоящее время космическими агентствами разных стран к аэротермодинамическому проектированию спускаемых аппаратов, предназначенных для исследования планет Солнечной системы.

THE NONEQUILIBRIUM AEROPHYSICS OF THE HYPERSOUND FLOW OF SPHERE CARBONIC GAS

The problem of radiative-convective heat exchange of a space vehicle (SV) of the spherical form is numerically solved at an input in an atmosphere of a planet containing carbonic gas. Research of convective and radiating heating [1] all surfaces SV for a nonequilibrium site of a trajectory of an input space vehicle in an atmosphere of Mars is continued. In particular for separate points of trajectory SV Pathfinder [2]. Necessity for reception and the analysis of new settlement data is dictated by increased requirements, which are shown now by space agencies of the different countries to aerothermodynamic designing of lowered devices, the planets of Solar system intended for research.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И МЕТОД РЕШЕНИЯ

Аэротермодинамика спускаемого космического аппарата сферической формы исследуется в рамках уравнений Навье–Стокса в приближении ламинарного характера течения. Учитываются неравновесные химические реакции, а поверхность считается псевдокаталитической, т.е. концентрации частиц вблизи поверхности полагаются равными в набегающем потоке. Отличительной чертой данной работы от [1] является включение в расчетную модель возможность учета процессов неравновесной диссоциации двух- и трехатомных молекул вследствие протекания процессов колебательной релаксации за фронтом ударной волны.

Также как в работе [3], для решения системы уравнений движения вязкого, теплопроводного, химически реагирующего, селективно излучающего и поглощающего газа используется метод расщепления по физическим процессам, главным элементом которого является решение уравнения, выражающего закон сохранения энергии в форме уравнения Фурье–Кирхгоффа. Причем, поскольку для решения уравнений диффузии компонент, также как и для решения уравнения Фурье–Кирхгоффа, используется неявный конечно-разностный метод, то указанные уравнения также формулируются в неконсервативном (недивергентном) виде.

В работе [1] получены следующие данные. Выполнен расчетно-теоретический анализ радиационно-конвективного теплообмена космического аппарата сферической формы в атмосфере двуокиси углерода для теплонапряженных точек траектории космического аппарата Pathfinder.

Показано влияние выбора конечно-разностной схемы из разнообразия AUSM схем на распределение температуры в ударном слое при использовании алгоритма распределения по физическим процессам, при котором решение уравнений Навье–Стокса и уравнений сохранения энергии и массы реагирующих компонент разделены и реализуются разными численными методами.

Найдены распределения плотностей радиационно- и конвективного тепловых потоков вдоль поверхности космического аппарата сферической формы радиусом $R = 66$ см в двух точках траектории входа в атмосферу Марса. Показано, что на отдельных участках входа космического аппарата в атмосферу CO_2 радиационный тепловой нагрев некоторых элементов поверхности космического аппарата может превышать конвективный тепловой нагрев, что подтверждает выводы более ранних исследований. Показана необходимость анализа уровня радиационных тепловых потоков на всей поверхности марсианского космического аппарата, а не только на его лобовой поверхности.

Выполнен анализ спектральных характеристик радиационных тепловых потоков, достигающих обтекаемой поверхности. С этой целью изучено распределение поглощательной и излучательной способности в ударном слое вблизи передней критической линии тока и в следе за обтекаемым телом. Показано, что радиационный нагрев поверхности в рассматриваемых условиях обусловлен испусканием излучения в электронных полосах CO (четвертая положительная система полос и полосы Хопфильда–Берджа), а также в колебательно-вращательных полосах CO_2 .

Важно подчеркнуть, что расчеты [1] выполнены в рамках модели локального термодинамического равновесия. Однако значительная часть траектории торможения марсианского КА приходится на участок разреженной атмосферы, поэтому при дальнейшем совершенствовании расчетных кодов аэротермодинамики марсианских аппаратов должны быть учтены эффекты неравновесности. Такое развитие модели выполнено в данной работе.

Численно интегрируется система двумерных уравнений движения вязкого, теплопроводного, химически реагирующего, селективно излучающего и поглощающего газа:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} = 0, \quad (1)$$

$$\mathbf{U} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \end{pmatrix}, \quad \mathbf{E} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p - \tau_{xx} \\ \rho uv - \tau_{xy} \end{pmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ \rho v^2 + p - \tau_{yy} \end{pmatrix}, \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho c_p \mathbf{V} \text{grad } T = \text{div}(\lambda \text{grad } T) + \frac{\partial p}{\partial t} + \mathbf{V} \text{grad } p + \\ + \mu \left[2 \left(\frac{v}{r} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial v}{\partial r} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial r} \right)^2 - \right. \\ \left. - \frac{2}{3} \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{v}{r} \right)^2 \right] - \text{div } \mathbf{q}_R - \\ - \sum_{i=1}^{N_s} h_i \dot{w}_i + \sum_{i=1}^{N_s} \rho c_{p,i} D_i (\text{grad } Y_i \cdot \text{grad } T), \quad (3) \end{aligned}$$

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

$$\frac{\partial \rho_m e_{v,m}}{\partial t} + \text{div}(\rho_m \mathbf{V} e_{v,m}) = \dot{e}_{v,m}, \quad m = 1, 2, \dots, N_V \quad (5)$$

где t – время; u, v – проекции скорости \mathbf{V} на оси координат x и y ; p, ρ – давление и плотность; μ – динамический коэффициент вязкости; T – температура поступательного движения частиц; λ – коэффициент теплопроводности; $c_p = \sum_i^{N_s} Y_i c_{p,i}$ – удельная теплоемкость смеси при постоянном давлении; $Y_i = \rho_i / \rho$ – массовая доля i -го компонента смеси; $c_{p,i}, h_i, \rho_i$ – удельная теплоемкость при постоянном давлении, энтальпия и плотность i -го компонента смеси; \dot{w}_i – массовая скорость химических превращений для i -го компонента смеси; D_i – эффективный коэффициент диффузии i -го компонента смеси; \mathbf{J}_i – плотность диффузионного потока i -го компонента; $\mathbf{J}_i = -\rho D_i \text{grad } Y_i$; N_s – число химических компонентов смеси газов; $e_{v,m}$ – удельная колебательная энергия m -ой колебательной моды (все колебательные моды общим числом N_V перенумерованы единым списком, см. табл.1, так что ρ_m – плотность молекул, для которых учитывает-

ся m -я колебательная мода); $\dot{e}_{v,m}$ – скорость изменения удельной колебательной энергии m -й колебательной моды за счет процессов колебательно-поступательного (VT) энергообмена и за счет диссоционных и рекомбинационных процессов.

Массовая скорость образования i -го компонента рассчитывается по формуле $\dot{w}_i = M_i W_i$, где M_i – молекулярный вес i -го компонента,

$$\begin{aligned} W_i = \sum_{n=1}^{N_r} \left(\frac{dX_i}{dt} \right)_n = \\ = \sum_{n=1}^{N_r} \left[k_{f,n} (b_{i,n} - a_{i,n}) \prod_j^{N_s} X_j^{a_{j,n}} - k_{r,n} (b_{i,n} - a_{i,n}) \prod_j^{N_s} X_j^{b_{j,n}} \right], \quad (6) \end{aligned}$$

$a_{i,n}, b_{i,n}$ – стехиометрические коэффициенты n -й химической реакции при обобщенной записи формулы реакции:

$$\sum_{j=1}^{N_s} a_{j,n} [X_j] = \sum_{j=1}^{N_s} b_{j,n} [X_j], \quad n = 1, 2, \dots, N_r,$$

X_i – объемно-мольная концентрация i -го компонента; $[X_j]$ – химический символ реагентов и продуктов химических реакций; N_r – число химических реакций; $k_{f,n}, k_{r,n}$ – константы скоростей прямых и обратных реакций:

$$k_{f(r),n} = A_{f(r),n} T^{n_{f(r),n}} \exp\left(-\frac{E_{f(r),n}}{kT}\right), \quad (7)$$

где $A_{f(r),n}, n_{f(r),n}, E_{f(r),n}$ – аппроксимирующие коэффициенты для констант скоростей прямой (f) и обратной (r) химических реакций.

Эффективные коэффициенты диффузии, коэффициенты вязкости и теплопроводности вычисляются по аппроксимирующим соотношениям [12–14]. Интегралы столкновений вычисляются по аппроксимациям [15]. Термодинамические свойства рассчитывались по [16]:

$$\begin{aligned} G_n = \varphi_{1,n} + \\ + \varphi_{2,n} \ln x + \varphi_{3,n} x^{-2} + \varphi_{4,n} x^{-1} + \varphi_{5,n} x + \varphi_{6,n} x^2 + \varphi_{7,n} x^3, \\ \left(\frac{dG}{dx} \right)_n = \frac{1}{x} \times \\ \times (\varphi_{2,n} - 2\varphi_{3,n} x^{-2} - \varphi_{4,n} x^{-1} + \varphi_{5,n} x + 2\varphi_{6,n} x^2 + 3\varphi_{7,n} x^3), \\ \left(\frac{d^2G}{dx^2} \right)_n = \frac{1}{x^2} \times \\ \times (-\varphi_{2,n} + 6\varphi_{3,n} x^{-2} + 2\varphi_{4,n} x^{-1} + 2\varphi_{6,n} x^2 + 6\varphi_{7,n} x^3), \\ h_n = xT \left(\frac{dG}{dx} \right)_n + \varphi_{8,n} \times 10^3, \text{ Дж/моль}, \\ c_{p,n} = 2x \left(\frac{dG}{dx} \right)_n + x^2 \left(\frac{d^2G}{dx^2} \right)_n, \text{ Дж/моль}\cdot\text{К}, \end{aligned}$$

где $p_0 = 101325$ Па, $x = T \times 10^{-4}$. Константы аппроксимации в температурном диапазоне $298 \div 20000$ К представлены в [8].

Уравнение переноса селективного теплового излучения формулируется в общем виде

$$\mathbf{\Omega} \frac{\partial J_\omega(\mathbf{r}, \mathbf{\Omega})}{\partial \mathbf{r}} + \kappa_\omega(\mathbf{r}) J_\omega(\mathbf{r}, \mathbf{\Omega}) = j_\omega(\mathbf{r}). \quad (8)$$

Здесь $J_\omega(\mathbf{r}, \mathbf{\Omega})$ – спектральная интенсивность излучения; $\kappa_\omega(\mathbf{r})$ – спектральный коэффициент поглощения; $j_\omega(\mathbf{r})$ – спектральный коэффициент испускания, который вычисляется с использованием закона Кирхгоффа (в приближении локального термодинамического равновесия):

$$j_\omega(\mathbf{r}) = \kappa_\omega(\mathbf{r}) J_{b,\omega}(\mathbf{r}), \quad (9)$$

где $J_{b,\omega}(\mathbf{r})$ – интенсивность излучения абсолютно черного тела (функция Планка); \mathbf{r} – радиус-вектор рассматриваемой точки пространства; $\mathbf{\Omega}$ – единичный вектор по направлению распространения излучения. Интегрирование интенсивности излучения по направлениям (с весом $\mathbf{\Omega}$) и по волновому числу излучения позволяет определить вектор плотности потока излучения:

$$\mathbf{q}_R = \mathbf{q}_R(\mathbf{r}) = \int_{4\pi} d\mathbf{\Omega} \int_{\Delta\omega_{tot}} \mathbf{\Omega} J_\omega(\mathbf{r}, \mathbf{\Omega}) d\omega.$$

Использованная кинетическая модель смеси газов CO_2 приведена и подробно анализировалась в [17]. Расчеты проводились в рамках максвелл-больцмановской модели термодинамического состояния химически реагирующей смеси газов.

Спектральные и групповые свойства высокотемпературной смеси газов сложного состава рассчитывались с использованием компьютерного кода ASTEROID [18]. Спектральный коэффициент поглощения представлялся в виде 97-групповой модели в

спектральном диапазоне волновых чисел $\Delta\Omega = 1000 \div 150000$ cm^{-1} . При формировании групповых спектральных характеристик объемный спектральный коэффициент поглощения усреднялся по вращательной структуре в диапазоне $\Delta\omega = 20$ cm^{-1} .

В силу малости ионизации радиационные процессы с участием электронов не учитывались. Для расчета плотности интегрального по спектру радиационного теплового потока к поверхности применялся метод дискретных направлений (Ray-tracing method). В каждой спектральной группе выполнялось интегрирование уравнения переноса теплового излучения вдоль каждого из 160 лучей, испускаемых с заданной точки поверхности. Конечно-разностная сетка вдоль каждого из лучей строилась методом регулярной выборки [19].

Расчет излучательной способности в электронно-колебательных полосах двухатомных молекул производился с учетом различия поступательных и колебательных температур.

Уравнения Навье–Стокса интегрировались с использованием AUSM конечно-разностной схемы 1-го и 2-го порядка аппроксимации по пространственным переменным [20]. Использовались неоднородные структурированные конечно-разностные сетки O-типа.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Обтекание и радиационно-конвективный нагрев сферы в атмосфере углекислого газа рассчитаны для первой контрольной точки траектории марсианского космического аппарата Pathfinder, параметры которой даны в [7] и в табл. 1. В продолжение исследований, начатых в [1], выполнен анализ условий обтекания сферы углекислым газом при отсутствии равновесия между поступательными и колебательными степенями свободы CO_2 и двухатомных молекул CO , O_2 .

Таблица 1. Характеристики колебательных мод

№ колебательной моды	Название	Характеристическая колебательная температура, θ_m , К	Молекулярный вес $M_{i(m)}$, г/моль
1	колебательная мода N_2	3354	28
2	колебательная мода O_2	2240	32
3	симметричная колебательная мода CO_2	1999	44
4	антисимметричная колебательная мода CO_2	3383	44
5	деформационная колебательная мода CO_2	960	44
6	колебательная мода CO	3084	30

Проведены дополнительные исследования по влиянию топологии и подробности расчетных сеток на результаты интегрирования уравнений химически неравновесного газа.

Во всех расчетных случаях получены распределения спектральных радиационных потоков вдоль поверхности обтекаемой сферы и выполнено сопоставление с конвективными тепловыми потоками.

Осевые распределения температуры вдоль передней критической линии тока показаны на рис.1–4. На рис.1–3 показаны температурные распределения для трех последовательно измельчаемых расчетных сеток ($NI = 31 \times NJ = 71$, где NI, NJ – число узлов сетки O-типа вдоль радиальной координаты нормальной к поверхности и вдоль поверхности).

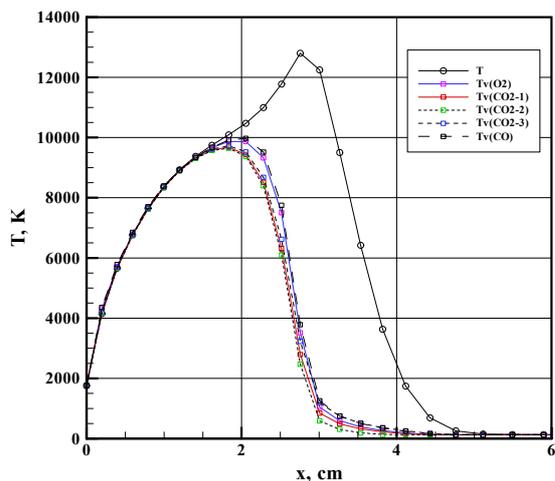


Рис. 1. Распределение поступательной и колебательных температур вдоль передней критической линии тока при обтекании сферы углекислым газом в точке траектории $t = 42$ с. Сетка 31×71

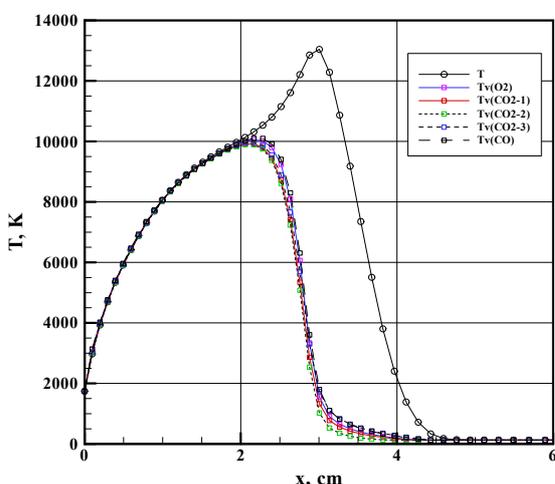


Рис. 2. Распределение поступательной и колебательных температур вдоль передней критической линии тока при обтекании сферы углекислым газом в точке траектории $t = 42$ с. Сетка 61×141

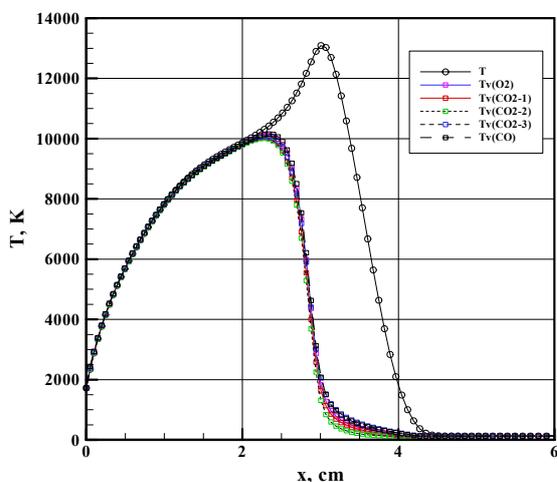


Рис. 3. Распределение поступательной и колебательных температур вдоль передней критической линии тока при обтекании сферы углекислым газом в точке траектории $t = 42$ с. Сетка 121×281

На каждом из рисунков показаны поступательная температура и пять колебательных температур, характеризующих колебательные движения молекул O_2 , CO_2 (деформационная, симметричная и ассиметричная моды) и CO . На рис.4 сравниваются поступательные температуры для трех расчетных сеток.

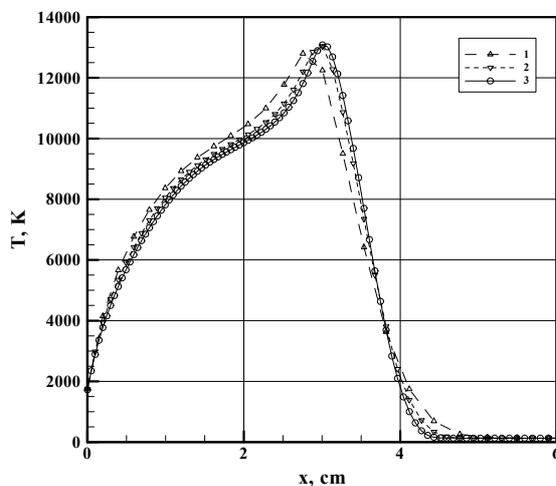


Рис. 4. Распределение поступательных температур вдоль передней критической линии тока при обтекании сферы углекислым газом в точке траектории $t = 42$ с для разных расчетных сеток: 1 – 31×71 , 2 – 61×141 , 3 – 121×281

Представленные данные свидетельствуют о хорошей сходимости результатов на последовательности сеток. Заметим, что в рассматриваемой точке траектории ударная волна является размытой, плавно переходящей в пограничный слой у обтекаемой поверхности. Такая структура сжатого слоя является характерной для обтекания космического аппарата на больших высотах. Для контроля расчетных данных в указанных областях течения необходимо проводить сравнение с данными численного моделирования с использованием других методов, например – методов Монте-Карло.

Используемая расчетная сетка и линии тока для данного варианта показаны на рис.5.

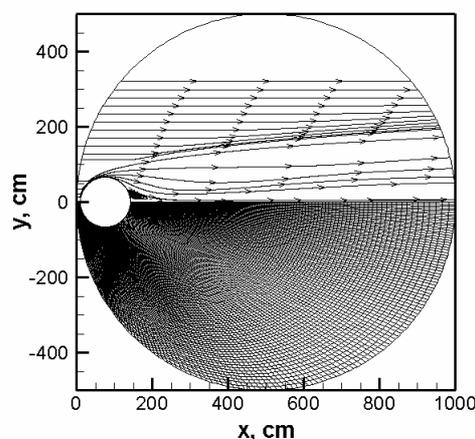


Рис. 5. Линии тока при обтекании сферы углекислым газом в точке траектории $t = 42$ с (вверху) и расчетная сетка 121×281

На рис.6–8 приведены поле скорости V_y , числа Маха, продольной скорости V_x , поступательной температуры, массовых долей CO_2 и CO .

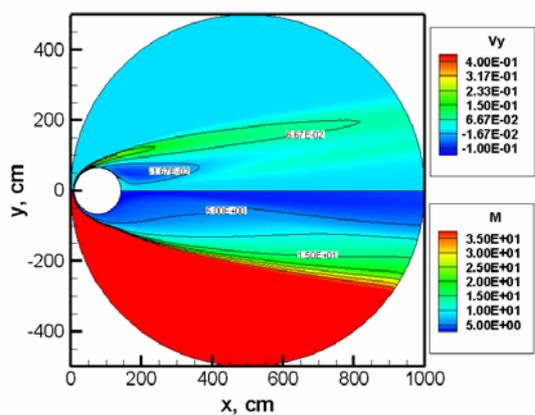


Рис. 6. Поле у-й компоненты скорости $V_y = v/V_\infty$ (сверху) и чисел Маха при обтекании углекислым газом сферы в точке траектории $t = 42$ с (сверху); расчетная сетка 121×281

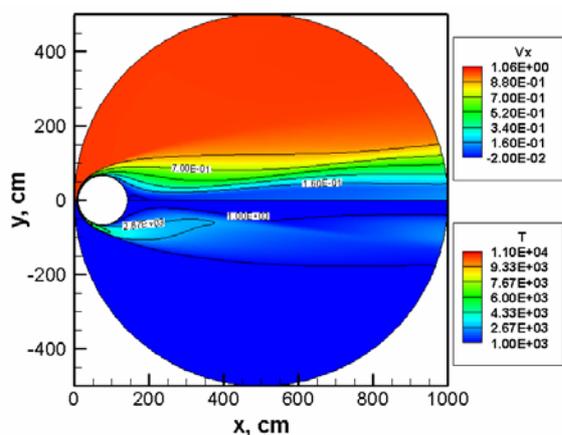


Рис. 7. Поле продольной скорости $V_x = u/V_\infty$ (сверху) и поступательной температуры (в К) при обтекании углекислым газом сферы в точке траектории $t = 42$ с (сверху); расчетная сетка 121×281

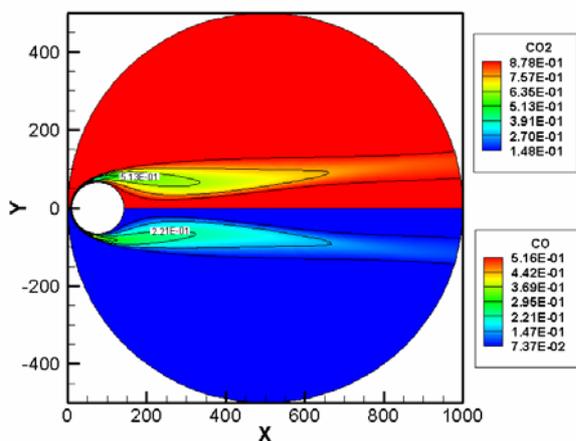


Рис. 8. Поле массовой доли молекулы CO_2 (сверху) и CO при обтекании углекислым газом сферы в точке траектории $t = 42$ с (сверху); расчетная сетка 121×281

Как уже отмечалось, в рассматриваемых условиях наблюдаются значительное различие в поступательных и колебательных температурах. Из рис.1–3 видно, что примерно четверть толщины сжатого слоя занимает неравновесная зона, где поступательная температура значительно превышает колебательную.

Осевое распределение массовых долей химических компонент вдоль передней критической линии тока показано на рис.9.

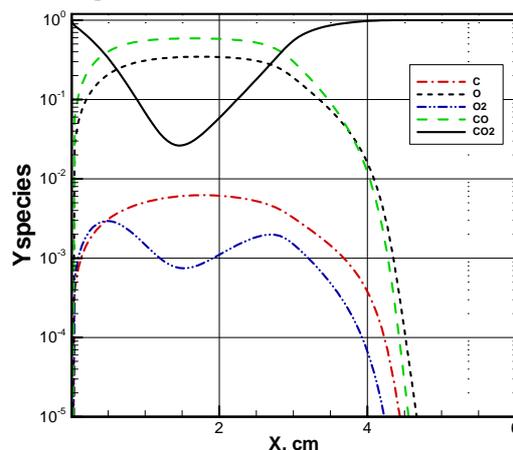


Рис. 9. Распределение массовых долей компонент при обтекании углекислым газом сферы в точке траектории $t = 42$ с; расчетная сетка 121×281

В задней полусфере обтекаемого тела, в области течения разряжения, наоборот – колебательные температуры возбужденных степеней свободы оказываются заметно выше поступательной температуры. Это иллюстрируется на рис.10–14.

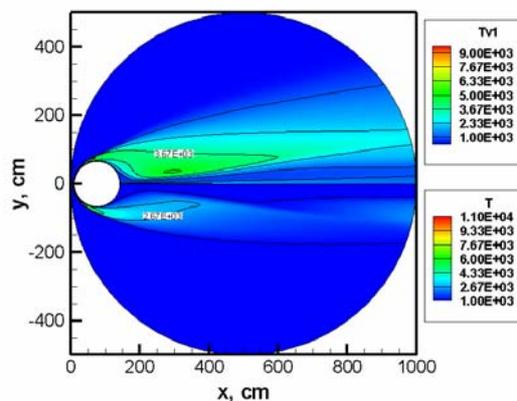


Рис. 10. Поле колебательной температуры N_2 (сверху) и поступательной температуры (в К) при обтекании углекислым газом сферы в точке траектории $t = 42$ с; расчетная сетка 121×281

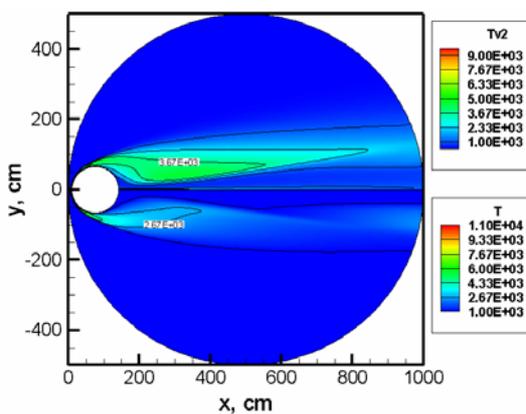


Рис. 11. Поле колебательной температуры симметричной колебательной моды CO_2 (сверху) и поступательной температуры (в К) при обтекании углекислым газом сферы в точке траектории $t = 42$ с; расчетная сетка 121×281

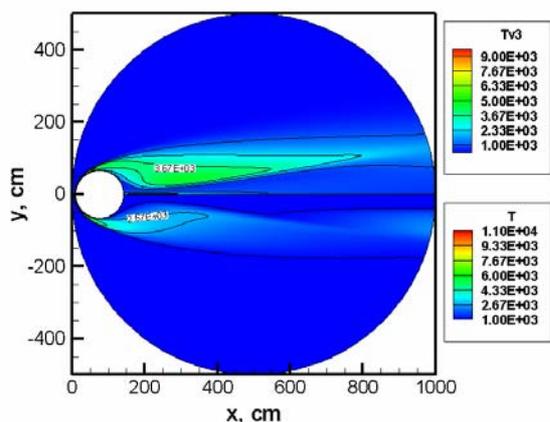


Рис. 12. Поле колебательной температуры деформационной колебательной моды CO₂ (сверху) и поступательной температуры (в К) при обтекании углекислым газом сферы в точке траектории $t = 42$ с; расчетная сетка 121×281

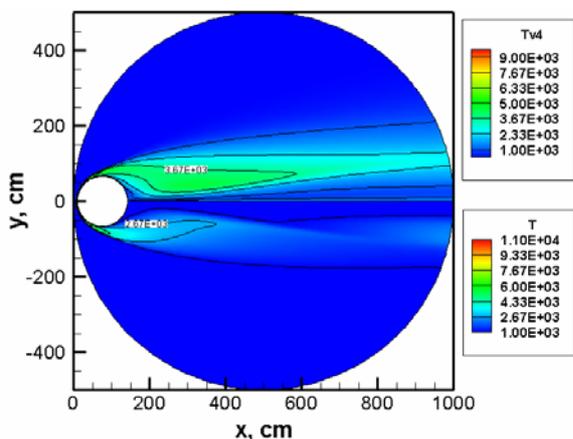


Рис. 13. Поле колебательной температуры антисимметричной колебательной моды CO₂ (сверху) и поступательной температуры (в К) при обтекании углекислым газом сферы в точке траектории $t = 42$ с; расчетная сетка 121×281

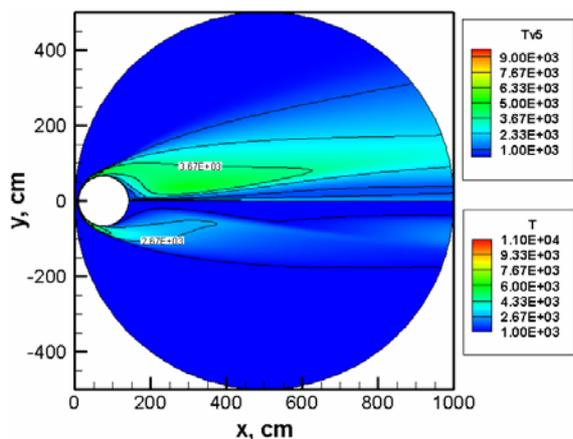


Рис. 14. Поле колебательной температуры CO (сверху) и поступательной температуры (в К) при обтекании углекислым газом сферы в точке траектории $t = 42$ с; расчетная сетка 121×281

Хорошо видно, что колебательные температуры здесь превосходят поступательную примерно на 1000 К. Это оказывается чрезвычайно важным для предсказания радиационного нагрева.

Соотношение между конвективным и радиационным нагревом при расчете радиационных процессов по колебательной температуре показано на рис.15.

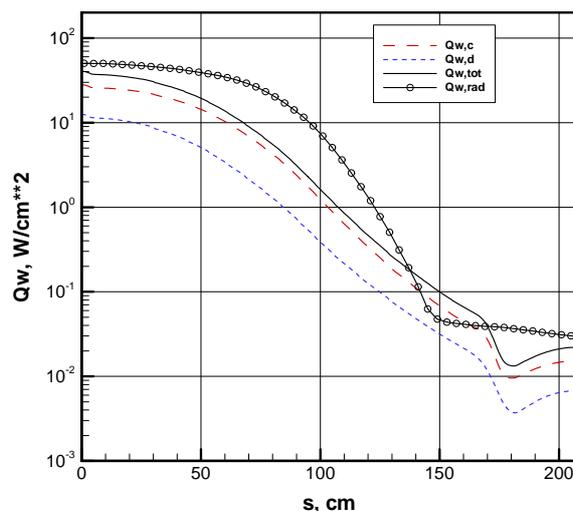


Рис. 15. Распределение плотностей конвективных и интегральных радиационных тепловых потоков вдоль поверхности сферы от передней до задней критической линии тока в точке траектории $t = 42$ с; сетка 121×281. Штриховые линии – теплопроводностная и диффузионная составляющие

Обратим внимание также на то, что основной вклад в конвективный нагрев поверхности вносит в данном случае теплопроводностный нагрев. На отдельных участках поверхности плотность радиационного теплового потока превосходит конвективный нагрев.

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполнен расчетно-теоретический анализ радиационно-конвективного теплообмена космического аппарата сферической формы в атмосфере двуокиси углерода для одной из неравновесных точек траектории космического аппарата Pathfinder.

Найдены распределения плотностей радиационного и конвективного тепловых потоков вдоль поверхности космического аппарата сферической формы радиусом $R = 66$ см. Показано, что в условиях гиперзвукового полета в атмосфере углекислого газа радиационный поток к поверхности может превосходить конвективный.

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных исследований РАН (исследование физико-химических моделей гиперзвуковых течений), в рамках проектов РФФИ № 10-01-00544 (в части разработки компьютерных моделей радиационной газовой динамики космических аппаратов) и № 09-08-92422-КЭ_а (совместный проект РФФИ – Consortium E.I.N.S.T.E.I.N. (Италия), в части анализа закономерностей радиационного переноса энергии). Полученные в данной работе расчетные данные по радиационному и конвективному тепловому потоку к поверхности космического аппарата используются при планировании экспериментальных исследований на ударных трубах лаборатории физической кинетики МФТИ (проект РФФИ № 10-01-00468) и Научно-исследовательского института механики им. М.В.Ломоносова (проект РФФИ № 09-08-00272).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Суржиков С.Т. Радиационно-конвективный теплообмен космического аппарата сферической формы в углекислом газе // ТВТ. 2010. Т.48. №4.
2. Milos F.S., Chen Y.-K., Gongdon W.M., Thornton J.M. Mars Pathfinder Enter Temperature Data, Aerothermal Heating, and Heatshield Material Response // Journal of Spacecraft and Rockets. 1999. V. 36. №3. P.380.
3. Суржиков С.Т. Двумерная радиационно-газодинамическая модель аэрофизики спускаемых космических аппаратов. В кн.: Актуальные проблемы механики. Механика жидкости, газа и плазмы. М.: Наука, 2008. С. 20.
4. Анфимов Н.А., Демьянов Ю.А., Заверняев Ю.А. и др. Об измерении некоторых параметров атмосфер планет по излучению, сопровождающему полет спускаемых аппаратов на участке торможения // Изв. АН СССР. МЖГ. 1981. № 1. С.36.
5. Гулард Р., Бугнер Р.Е., Бернс Р.К., Нелсон Г.Ф. Течение излучающего газа в условиях входа в атмосферы планет // ТВТ. 1969. Т. 7. № 3. С.542.
6. Карасев А.Б., Лях А.Н. Исследование радиационного и конвективного теплообмена при обтекании критической точки излучающей смесью углекислого газа и азота // Изв. АН СССР. МЖГ. 1971. №2. С.39.
7. Page W.A., Woodward H.T. Radiative and Convective Heating during Venus Entry // AIAA J. 1972. Vol.10. № 10. P.1379.
8. Головачев Ю.П. Теплообмен в передней критической точке затупленного тела при обтекании излучающими смесями углекислого газа и азота // ТВТ. 1975. Т.13. №5. С.1029.
9. Головачев Ю.П., Попов Ф.Д. Обтекание затупленных конусов при входе в атмосферу, состоящую из углекислого газа и азота // Изв. АН СССР. МЖГ. 1975. № 2. С.175.
10. Surzhikov S.T. 2D CFD/RadGD Model of Space Vehicles // Proc. 1st Int. Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry. ESA SP-533. Lisbon, Portugal. 2003. P.95.
11. Surzhikov S.T. TC3: Convective and Radiative Heating of MSRO for Simplest Kinetic Models // Proc. Int. Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry. Part II. ESA SP-583. Porquerolles. France. 2005. P.55.
12. Суржиков С.Т. Двумерная радиационно-газодинамическая модель аэрофизики спускаемых космических аппаратов. В кн.: Актуальные проблемы механики. Механика жидкости, газа и плазмы. М.: Наука, 2008. С. 20.
13. Surzhikov S.T. Numerical Simulation of Heat Radiation Generated by Entering Space Vehicle // AIAA Paper 04-2379. 2009.
14. Берд Р., Стьюарт В., Лайтфут Е. Явления переноса. М.: Химия, 1974. 687 с.
15. Химия горения / Ред. Гардинер У. М.: Мир, 1988. 461 с.
16. Гинзбург И.П. Трение и теплопередача при движении смеси газов. Л.: Изд-во ЛГУ, 1975. 278 с.
17. Анфимов Н.А. Ламинарный пограничный слой в многокомпонентной смеси газов // Изв. АН СССР. Механика и машиностроение. 1962. № 1. С.25.
18. Гурвич Л.В., Вейц И.В., Медведев В.А. и др. Термодинамические свойства индивидуальных веществ. М.: Наука, 1978. 495 с.
19. 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. CD-format.
20. Суржиков С.Т. Оптические свойства газов и плазмы. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 575 с.
21. Суржиков С.Т. Тепловое излучение газов и плазмы. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2004. – 543 с.
22. Edwards J.R., Liou M.-S. Low-Diffusion Flux-Splitting Methods for Flow at all Speeds // AIAA J. 1998. V.36, № 9, P.1610.