

УДК 533.92:533.6.01

ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛАЗМЕННОГО ПОТОКА, ОКРУЖАЮЩЕГО ВОЗВРАЩАЕМЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ПРИ ВХОДЕ В АТМОСФЕРУ ЗЕМЛИ С ОРБИТАЛЬНОЙ СКОРОСТЬЮ

© 2023 г. В. Ю. Тугаенко^{1, *}, А. С. Грибков¹, С. Т. Суржигов²¹Ракетно-космическая корпорация “Энергия” им. С.П. Королёва, г. Королев, Россия²Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва, Россия

*E-mail: vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru

Поступила в редакцию 27.12.2022 г.

После доработки 03.03.2023 г.

Принята к публикации 11.05.2023 г.

Исследованы характеристики плазменного потока, окружающего спускаемый аппарат пилотируемого транспортного корабля “Союз” во время прохождения атмосферы Земли. Впервые сделаны оценки химического состава сжатого слоя и плазменного потока в подветренной области, доступной для инструментальных исследований через иллюминатор спускаемого аппарата. Описаны характеристики аппаратуры, разработанной для проведения космического эксперимента по исследованию спектра излучения плазменного слоя вокруг спускаемого аппарата.

DOI: 10.31857/S0040364423030225

ВВЕДЕНИЕ

Спускаемые аппараты (СА) космических кораблей, возвращающие космонавтов или научное оборудование с низкой околоземной орбиты, входят в атмосферу Земли со скоростью примерно 7.8 км/с. Посадку совершают с применением парашютной системы [1]. Для защиты конструкции аппарата от аэродинамического нагрева применяется тепловая защита на основе абляционных материалов. Характерной особенностью аэрофизики входа СА в плотные слои атмосферы с орбитальной скоростью является то, что в сжатом слое, образующемся у поверхности СА, превалируют процессы диссоциации молекулярных компонентов набегающего воздуха, а характерная температура в сжатом слое у лобовой поверхности достигает 6000 К [2].

По современным представлениям [3] среди процессов физической и химической кинетики в высокотемпературном слое у лобовой поверхности СА и в отрывном течении за кромкой лобового экрана начинают преобладать процессы с участием электронно-возбужденных состояний атомов и молекул, несмотря на то что уровень ионизации газа достаточно низкий (степень ионизации — десятки доли процента) и, по-видимому, определяется процессом ассоциативной ионизации, протекающей через образование электронно-возбужденных молекул NO*:



где атомарные компоненты образуются при ударной диссоциации молекулярных компонентов воздуха.

В статье описываются физико-химические характеристики плазменного потока, окружающего СА при движении в атмосфере со скоростями, соответствующими числам Маха от 27 до 14. Основное внимание уделяется подветренной области, где в зоне отрыва формируются возвратные течения с интенсивным подмешиванием продуктов термохимического разрушения теплозащитных материалов лобового теплозащитного экрана и боковой поверхности. В случае СА корабля “Союз” можно проводить инструментальные исследования спектра излучения плазменного слоя и его химического состава, используя иллюминатор, расположенный на боковой поверхности СА.

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СПУСКА И ГЕОМЕТРИЯ СА ТРАНСПОРТНОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОРАБЛЯ “СОЮЗ”

Спускаемый аппарат транспортного пилотируемого корабля “Союз” находится в его средней части и имеет массу 2.8 т, длину 2.16 м, диаметр 2.2 м. СА входит в плотные слои атмосферы со скоростью примерно 7.8 км/с, имея балансировочный угол атаки в диапазоне 20°–30° на участке аэродинамического нагрева. Продольная дальность движения в атмосфере составляет примерно 2500 км. Форма СА осесимметричная, сегментально-коническая и состоит из двух сферических участков и одного участка конической формы. Конус имеет угол полураствора 7°. Геометрия СА представлена на рис. 1.

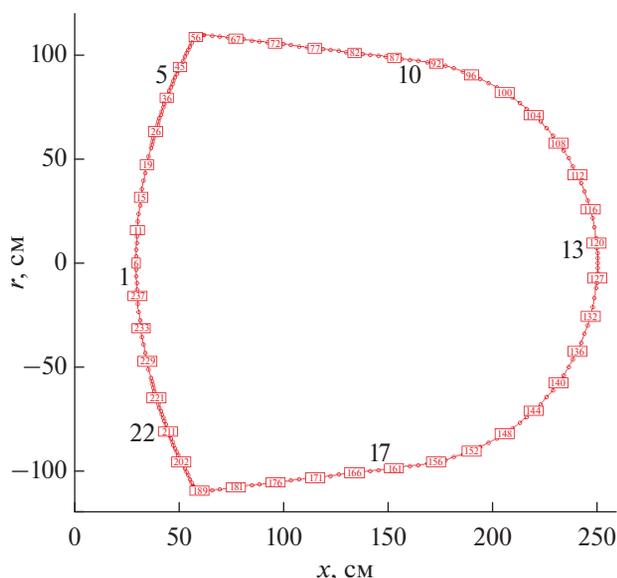


Рис. 1. Форма СА и местоположение расчетных контрольных точек на его поверхности.

На внешней поверхности расположены двигатели управления спуском, определяющие ориентацию СА во время полета в атмосфере, что позволяет использовать аэродинамическое качество СА и снизить перегрузки.

Тепловая защита СА [4] состоит из двух частей: лобового теплозащитного экрана (ЛТЭ) и сфероконического участка. ЛТЭ имеет форму сферического сегмента и расположен в передней относительно набегающего потока части СА (на рис. 1 левый сегмент окружности). В конструкции периферийной части ЛТЭ имеются титановые цилиндры, которые на участке аэродинамического нагрева разрушаются. Материалы и конструкция тепловой защиты были разработаны более 50 лет назад и обеспечили безопасный спуск СА в атмосфере для более чем 190 аппаратов.

ЛТЭ выполнен из слоистого пластика ПКТ-11-К-ФЛ, изготовленного из вязально-прошивного полотна на основе кремнеземно-капроновой ткани, пропитанной фенольно-формальдегидными смолами. При нагреве выше 300°C начинается разложение капрона ткани и фенольно-формальдегидной смолы с образованием разнообразных продуктов деструкции. Состав получающейся смеси зависит от многих факторов (температуры, давления, темпа нагрева и т.п.). Основными компонентами являются С, Н, О, N, CH, CH₄, CO, CO₂, CN, C₂, C₂H, C₂H₂, C₃, C₄, C₅, HCN, H₂, H₂O, N₂ [5]. Исследования пиролиза фенольной смолы при температуре 1200°C показывают, что среди продуктов абляции должны присутствовать компоненты, образованные при деструкции фенольных смол, такие как C₂H₄, C₃H₆, C₃H₆, C₆H₆ [6].

Прямыми измерениями оценено, что потеря массы лобового щита в результате абляции составляет 40–60 кг.

Тепловая защита коническо-сферической поверхности состоит из наружного защитного и внутреннего изоляционного слоев. Защитный слой выполнен в виде оболочки из стеклопластика ТСП-ФН (прошивной материал на основе кремнеземной ткани и фенольно-формальдегидной смолы).

На наветренную сторону оболочки дополнительно приклеивается теплозащитный материал фторлон (сополимер политетрафторэтилена с поливинилиденфторидом). При нагреве фторлон плавится и сублимируется. Коэффициент газификации зависит от температуры и для условий спуска с околоземной орбиты находится в диапазоне 0.75–1.0. Продукты сублимации имеют в своем составе C₂F₄, CF₄, COF₂, CO₂ и др.

При разрушении титановых цилиндров, входящих в конструкцию ЛТЭ, за счет химического взаимодействия с набегающим высокотемпературным газом, оплавления и уноса образуются окислы титана TiO₂, Ti₂O₃ и, возможно, некоторое количество карбида титана TiC и нитрида титана TiN.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ТЕРМОГАЗОДИНАМИКИ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ОБТЕКАНИЯ СА “СОЮЗ”

Сложность решения задачи радиационной газовой динамики об орбитальном входе СА состоит в том, что на начальном участке траектории в сжатом слое формируются сильно неравновесные условия с пространственным характером течения излучающего и поглощающего газа, когда зона релаксации за фронтом ударной волны может быть соизмерима с величиной отхода фронта ударной волны от поверхности. По мере спуска у поверхности формируются условия, близкие к равновесным, но при весьма высокой температуре непосредственно у поверхности. Для трехмерного моделирования обтекания СА “Союз” в отдельных точках траектории орбитального входа в атмосферу используется авторский компьютерный код NERAT-3D [7], в котором реализована расчетно-теоретическая модель, основанная на системе самосогласованных уравнений неравновесной физической и химической механики частично ионизованного многокомпонентного вязкого, теплопроводного, селективно излучающего и поглощающего газа. В указанную систему входят уравнения Навье–Стокса и неразрывности смеси газов (вектор-функция U_g), уравнения сохранения энергии поступательного движения частиц и сохранения энергии, накапливаемой в колебаниях молекул N₂, O₂ и NO, уравнения неразрывности отдельных химических компонентов (вектор-

функция U_c) совместно с системой уравнений химической кинетики, а также уравнение переноса селективного теплового излучения:

$$\begin{aligned} \frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial uU}{\partial x} + \frac{\partial vU}{\partial y} + \frac{\partial wU}{\partial z} &= \mathbf{R}, \\ \mathbf{U} &= (\mathbf{U}_g, \mathbf{U}_c), \quad \mathbf{R} = (\mathbf{R}_g, \mathbf{R}_c); \\ \mathbf{U}_g &= (\rho, \rho u, \rho v, \rho w)^T, \quad \mathbf{U}_c = (T, \rho_i, E_{V,m})^T, \\ i &= 1, 2, \dots, N_s, \quad m = 1, 2, N_V = 3; \\ \left(\frac{dX_i}{dt}\right)_n &= (b_{i,n} - a_{i,n}) \left(k_{f,n} \prod_j X_j^{a_{j,n}} - k_{r,n} \prod_j X_j^{b_{j,n}} \right), \\ n &= 1, \dots, N_r; \\ \Omega \frac{\partial J_\omega(\mathbf{r}, \Omega)}{\partial \mathbf{r}} + \kappa_\omega(\mathbf{r}) J_\omega(\mathbf{r}, \Omega) &= j_\omega(\mathbf{r}); \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_g &= \left(0, -\frac{\partial p}{\partial x} + S_{\mu,x}, -\frac{\partial p}{\partial y} + S_{\mu,y}, -\frac{\partial p}{\partial z} + S_{\mu,z} \right)^T, \\ \mathbf{R}_c &= \begin{bmatrix} R_T / \rho c_p \\ -\nabla \rho \mathbf{J}_i - \rho \nabla \mathbf{V} + \dot{\omega}_i \\ e_{V,m} - E_{V,m} \nabla \mathbf{V} - \nabla E_{V,m} \mathbf{J}_{i(m)} \end{bmatrix}, \\ S_{\mu,\alpha} &= -\frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x_\alpha} (\mu \nabla \mathbf{V}) + \frac{\partial}{\partial x_\alpha} \left[\mu \left(\frac{\partial u_\beta}{\partial x_\alpha} + \frac{\partial u_\alpha}{\partial x_\beta} \right) \right] + \\ &+ \frac{\partial}{\partial x_\gamma} \left[\mu \left(\frac{\partial u_\gamma}{\partial x_\alpha} + \frac{\partial u_\alpha}{\partial x_\gamma} \right) \right] + 2 \frac{\partial}{\partial x_\alpha} \left(\mu \frac{\partial u_\alpha}{\partial x_\alpha} \right), \\ R_T &= \nabla (\lambda \nabla T) + \nabla \mathbf{q}_R + \frac{\partial p}{\partial t} + \mathbf{V} \cdot \nabla p + \Phi_\mu + \\ &+ Q_V - \sum_{i=1}^{N_s} h_i \dot{\omega}_i + \sum_{i=1}^{N_s} \rho c_{p,i} D_i (\nabla Y_i \cdot \nabla T), \\ \Phi_\mu &= \mu \left[2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 + \right. \\ &\left. + \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 - \frac{2}{3} \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 \right], \end{aligned}$$

t – время; $x_1 = x, x_2 = y, x_3 = z$ – ортогональные декартовы координаты; $u_1 = u, u_2 = v, u_3 = w$ – проекции вектора скорости \mathbf{V} на оси координат; α, β, γ – индексы координатных осей, подставляемые в круговом порядке (1, 2, 3; 2, 3, 1; 3, 1, 2); p, ρ, T – давление, плотность и температура поступательного движения частиц; μ, λ, c_p – динамический коэффициент вязкости, коэффициент теплопроводности и удельная теплоемкость смеси при постоянном давлении; N_s, N_r, N_V – число химических компонентов смеси газов, химических реакций и учитываемых колебательных мод ($m = 1$ для колебательной энергии $N_2, m = 2$ для $O_2, m = 3$ для NO); $a_{i,n}, b_{i,n}, k_{f,n}, k_{r,n}$ – стехиометриче-

ские коэффициенты и константы скорости прямой и обратной n -й химической реакции; X_i, Y_i – объемно-молярная и относительная массовая концентрация i -го компонента; $c_p = \sum_i^{N_s} Y_i c_{p,i}, c_{p,i}, h_i$ – удельная теплоемкость при постоянном давлении, связанная с поступательными и вращательными степенями свободы и энтальпия i -го компонента смеси; $\dot{\omega}_i = M_i \sum_{n=1}^{N_r} \left(\frac{dX_i}{dt} \right)_n, \mathbf{J}_i = -D_i \nabla Y_i, D_i$ – мас-

совая скорость химических превращений, вектор плотности диффузионного переноса, эффективный коэффициент диффузии i -го компонента смеси; $Q_V = -\sum_{m=1}^{N_V} e_{V,m}$ – объемная мощность тепловыделения, обусловленная процессами колебательной релаксации в газовой смеси; $e_{V,m}, \dot{e}_{V,m}$ – удельная энергия колебательного движения в m -й колебательной моде i -го компонента газовой смеси $e_{V,m} = R_{i(m)} \theta_m / [\exp(\theta_m / T_{V,m}) - 1]$ и источник колебательной энергии в m -й моде; $R_{i(m)} = R_0 / M_{i(m)}, R_0$ – газовая и универсальная газовая постоянные; $T_{V,m}, \rho_{i(m)}, D_{i(m)}, \mathbf{J}_{i(m)}, M_{i(m)}$ – колебательная температура m -й колебательной моды, плотность, эффективный коэффициент диффузии, вектор плотности диффузионного переноса и молекулярный вес i -го компонента газовой смеси, обладающего m -й модой колебательного движения; θ_m – характеристическая колебательная температура; $J_\omega(r, \Omega), \kappa_\omega(r), j_\omega(r)$ – спектральная интенсивность излучения, объемные спектральные коэффициенты поглощения и излучения; \mathbf{r}, Ω – радиус-вектор точки расчетной области, в которой ищется решение уравнения переноса излучения, и единичный вектор распространения излучения; ω – волновое число теплового излучения; $\lambda = 10^4 / \omega$, где ω измеряется в см^{-1} ; $\mathbf{q}_R = \int_{\Delta\omega_{\text{tot}}} \mathbf{q}_{r,\omega} d\omega = \int_{\Delta\omega_{\text{tot}}} d\omega \int_{4\pi} J_\omega(r, \Omega) \Omega d\Omega$ – вектор плотности интегрального по спектру излучения, $\Delta\omega_{\text{tot}} = \omega_{\text{max}} - \omega_{\text{min}}$.

Замыкающие соотношения для решаемой системы уравнений включают в себя термическое и калорическое уравнения состояния идеального газа:

$$p = \rho R_0 T / M_\Sigma, \quad e_i = \int_{T_0}^T c_{V,i} dT + e_{i,0},$$

где $M_\Sigma^{-1} = \sum_i^{N_s} Y_i / M_i, e = \sum_i^{N_s} Y_i e_i, e_{i,0}$ – внутренняя энергия при $T_0, c_{V,i}$ – удельная теплоемкость при постоянном объеме i -го компонента, M_Σ – суммарный молекулярный вес газа.

На поверхности СА задавались условия прилипания, абсолютной каталитичности и рекомбинации для заряженных частиц, а также температура поверхности T_w , определяемая по модели равновесно излучающей поверхности со степенью черноты $\epsilon = 0.8$. На обтекаемой поверхности $T_{v,m} = T_w$. В выходном сечении задавались так называемые “мягкие” граничные условия (равенство нулю производных искоемых функций вдоль линий тока).

Кинетическая модель газофазных процессов включала 87 химических реакций для 21 химического компонента (H, C, N, O, e, N₂, O₂, NO, H₂, C₂, CN, CO, CO₂, C₃, HCN, C⁺, N⁺, O⁺, N₂⁺, O₂⁺, NO⁺). Константы скоростей химических реакций приведены в работе [8].

Плотности конвективного и интегрального радиационного теплового потока на участке поверхности с координатой \mathbf{r}_n и локальной нормалью \mathbf{n} определялись по формулам

$$q_c = q_t + q_d = -\lambda_w (\mathbf{n} \cdot \nabla T)_w - \sum_i^{N_s} \rho_i h_i (\mathbf{n} \cdot \mathbf{J}_i)_w,$$

$$q_r = -\int_{4\pi} d\Omega \int_{\Delta\omega_{tot}} J_\omega(\mathbf{r}_w, \Omega) (\mathbf{n} \cdot \Omega)_w d\omega =$$

$$= -\sum_{i=1}^{N_{\Delta\Omega}} \Delta\Omega_i \sum_{k=1}^{N_{\Delta\omega}} J_k(\mathbf{r}_w, \Omega_i) (\mathbf{n} \cdot \Omega_i)_w \Delta\omega_k,$$

где $N_{\Delta\Omega}$, $N_{\Delta\omega}$ – число элементарных телесных углов, на которые разбито пространство угловых направлений над элементарной площадкой с нормалью \mathbf{n} , и число спектральных групп; $J_k(\mathbf{r}_w, \Omega_i)$ – интенсивность излучения, осредненная по направлениям в пределах элементарного телесного угла и спектральной группы.

Описание используемых моделей химической кинетики, колебательной релаксации, неравновесной диссоциации, переносных свойств многокомпонентного частично ионизованного газа с учетом ограничения потенциалов взаимодействия заряженных частиц, приводящего к амбиполярной диффузии, а также численный метод интегрирования системы уравнений, включая подробности интегрирования уравнения переноса селективного теплового излучения, приведены в [7, 9]. Расчеты выполнены на многоблочных конечно-раз-

ностных сетках, для построения которых использован метод аналитических функций [10]. Три блока расчетной сетки расположены у лобовой поверхности, один блок вблизи кромки аэродинамического щита и два блока у боковой поверхности и в следе. Многоблочный алгоритм использовался для удобства проведения расчетов с использованием процедуры MPI-распараллеливания (MPI – message passing interface (взаимодействие через передачу сообщений) – программный инструментарий для обеспечения связи между ветвями параллельных вычислений). В пределах каждого блока использовалась многосеточная технология, когда после достижения сходимости проводилось двукратное измельчение конечно-разностной сетки. Характерный размер наиболее грубой сетки: 41 узел по нормали к поверхности, 31 узел вдоль каждого блока у лобовой поверхности и 101 узел вдоль боковой поверхности. Процедура удвоения сетки проводилась три раза. Заметим, что использованный алгоритм численного моделирования позволял проводить высокоэкономичные расчеты при одновременном контроле качества сеточной сходимости.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ АЭРОФИЗИКИ СА “СОЮЗ”

Используемые в расчетах характеристики атмосферы в расчетных точках траектории СА приведены в таблице.

На рис. 2а показано распределение температуры газа при поступательных степенях свободы (далее – поступательной температуры) в окрестности СА на высоте 60.7 км, где хорошо видна общая конфигурация возмущенного поля течения в окрестности СА. У лобовой поверхности формируется высокотемпературный сжатый слой, температура в котором падает от окрестности критической линии тока к периферии лобового щита.

Линии тока показаны на рис. 2б. Асимметрия поля течения в окрестности СА, входящего в плотные слои атмосферы под углом атаки 25°, хорошо видна на рис. 2б, показывающем распределение продольной проекции скорости потока в плоскости симметрии. Критическая линия тока расположена вблизи верхней кромки аэродинамического щита.

Параметры атмосферы в расчетных точках траектории

| Точка траектории | 1 | 2 | 3 | 4 |
|-----------------------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|
| H_{CA} , км | 80 | 70 | 60.7 | 45.6 |
| p_∞ , эрг/см ³ | 10 | 52.2 | 200 | 1380 |
| ρ_∞ , г/см ³ | 0.19×10^{-7} | 0.83×10^{-7} | 0.28×10^{-6} | 0.18×10^{-5} |
| T_∞ , К | 185 | 219 | 251 | 273 |
| V_∞ , км/с | 7.55 | 7.55 | 7.11 | 4.54 |

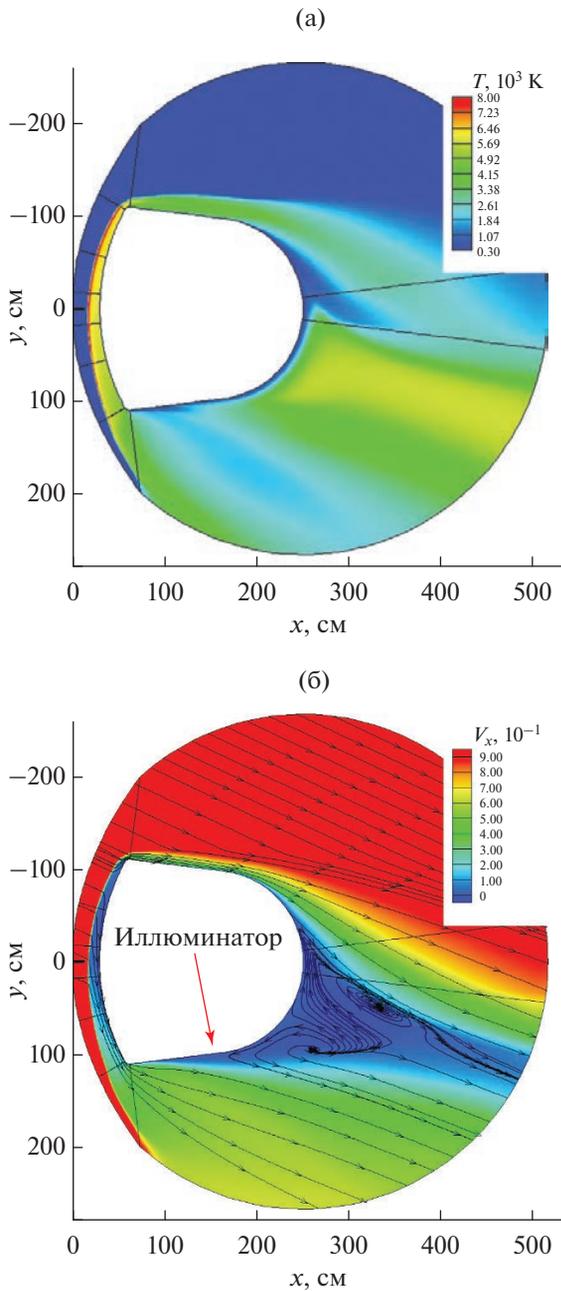


Рис. 2. Поля температуры газа при поступательных степенях свободы (а) и продольной компоненты скорости потока $V_x = u/V_\infty$ (б) в плоскости симметрии для точки траектории на высоте 60.7 км.

Отметим сложный характер течения вблизи задней поверхности СА, где наблюдается интенсивное возвратно-вихревое течение. Из рис. 2 видно, что в этой области происходит локальное увеличение температуры газа, втекающего в ближний след, а также вихревое движение у поверхности.

На рис. 3 приведен результат моделирования равновесных значений массовых долей продук-

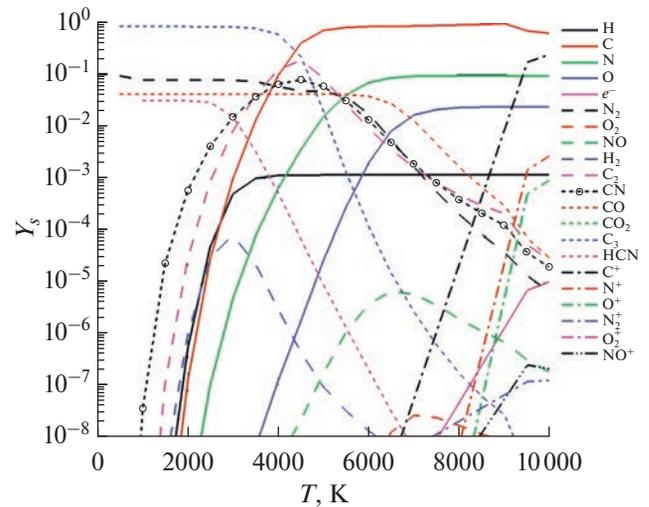


Рис. 3. Массовые доли Y_s продуктов термодеструкции теплозащитного материала у поверхности при $\rho = 0.1$ атм.

тов термохимического разрушения у поверхности лобового щита при заданных температуре и давлении, значения которых определялись из решения задачи о химически и физически неравновесном обтекании разрушающегося теплозащитного покрытия высокотемпературным воздухом, как это описано в предыдущем разделе. Элементный состав теплозащитного материала лобового щита был определен методом рентгеновского спектрального микроанализа. По результатам расчетов на поверхности теплозащитного материала задавались концентрации компонентов в ударном слое. Именно эти концентрации использовались в качестве граничных условий на поверхности спускаемого аппарата. Помимо концентраций компонентов рассчитывалась скорость вдува указанных компонентов с поверхности в сжатый слой. Поэтому количество продуктов разрушения тепловой защиты в сжатом слое определялось на основе уравнений многокомпонентной диффузии.

Для определения теплового баланса на поверхности материала (в конечном счете: температуры поверхности T_w и скорости вдува V_w газовых компонентов в сжатый слой) использовалось следующее условие энергетического баланса:

$$q_c + q_R = \varepsilon \sigma T_w^4 + m_w \Delta Q_{ch},$$

где q_c, q_R – плотности конвективного и интегрального радиационного тепловых потоков; ε – степень черноты поверхности (полагалась равной 0.8); σ – постоянная Стефана–Больцмана; m_w – массовая скорость линейного уноса материала тепловой защиты; ΔQ_{ch} – тепловая энергия, затрачиваемая на термическое разрушение единицы массы (полагалась равной 15 МДж/кг). Ли-

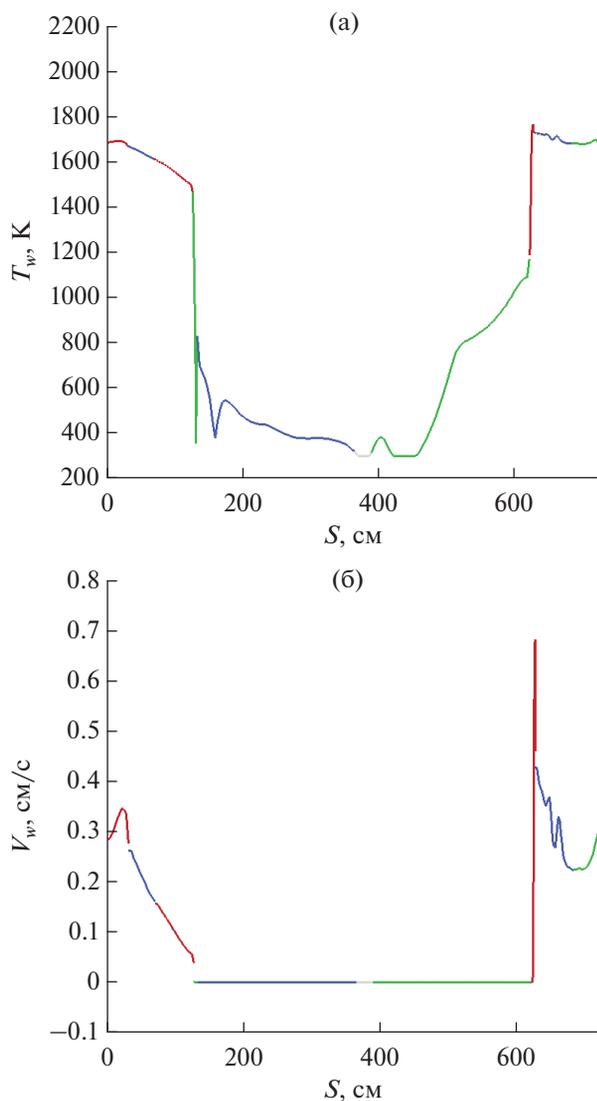


Рис. 4. Распределения температуры разрушающегося материала (а) и скорости вдува продуктов термохимического разрушения (б) в сжатый слой вдоль поверхности спускаемого аппарата для условий полета на высоте $H = 60.7$ км.

нейная скорость вдува продуктов разрушения с поверхности рассчитывалась по соотношению $V_w = m_w / \rho_w$, где плотность газовой смеси у поверхности определялась в результате решения задачи о сжатом слое. Массовый унос с поверхности теплозащитного материала (размерность $-\text{г}/(\text{см}^2 \cdot \text{с})$) оценивался по формуле $m_w = 15T_w \exp(-35000/T_w)$ [11].

Распределения вдоль поверхности спускаемого аппарата “Союз” температуры и массовой скорости вдува продуктов разрушения в траекторной точке Z на высоте 60.7 км показаны на рис. 4. Горизонтальная координата S на графиках рисунка соответствует длине вдоль образующей контура СА “Союз”. Отсчет координаты S начинается в

центре лобового щита. Расположение расчетной системы координат показано на рис. 1.

Заметим, что скорость уноса массы теплозащитного материала на задней поверхности спускаемого аппарата (координаты S в диапазоне примерно 150–600 см) является весьма низкой и, как следствие, основная доля продуктов термохимического разрушения здесь обусловлена уносом с лобовой поверхности. Хотя нельзя исключить, что малая доля уносимого с задней поверхности материала также может сыграть значительную роль в загрязнении иллюминатора.

Как уже отмечалось, задача аэрофизики обтекания спускаемого аппарата с учетом разрушающейся тепловой защиты решалась при течении химически и физически неравновесного теплопроводного и вязкого селективно излучающего газа на основе полной системы уравнений Навье–Стокса.

На рис. 5 показаны распределения объемных долей компонентов набегающего воздуха и продуктов термодеструкции теплозащитного материала по толщине сжатого слоя для условий полета на высоте 60.7 км. Начало отсчета координат – по толщине на поверхности СА. В полученных расчетных данных отметим наибольшие концентрации. Это атомы N и O и молекулы N_2 , NO в центральной области сжатого слоя и C_3 , CO, HCN вблизи поверхности.

По мере входа в плотные слои атмосферы температура в сжатом слое снижается с ~ 10000 К на высоте 80 км до 4500 К на высоте 45 км. Высокая температура в сжатом слое приводит к протеканию большого числа химических процессов. На рис. 6 приведено осевое распределение плотно-

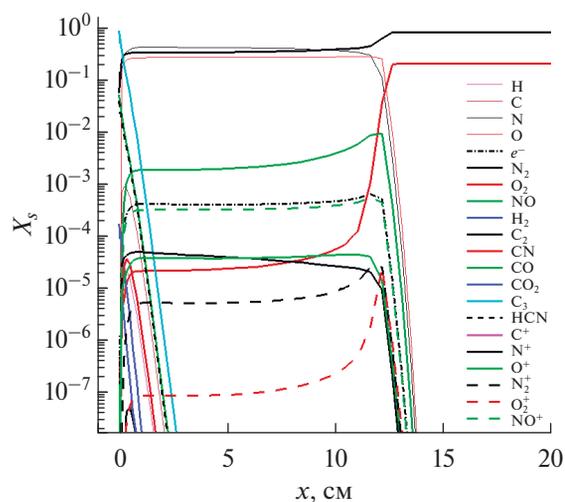


Рис. 5. Распределения объемных долей X_s компонентов набегающего воздуха и продуктов термодеструкции теплозащитного материала по толщине сжатого слоя для условий полета на высоте 60.7 км.

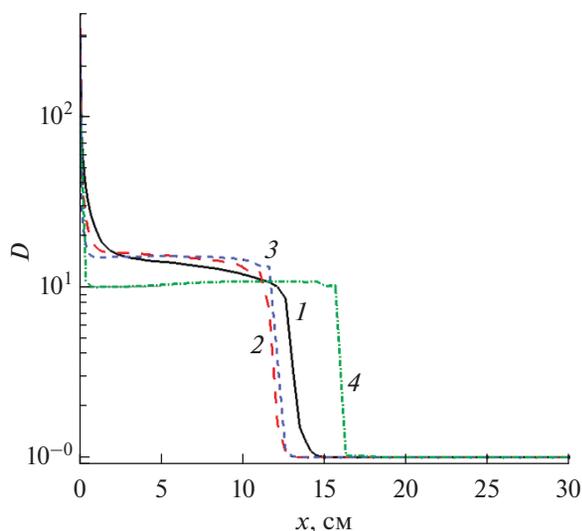


Рис. 6. Осевое распределение плотности сжатого слоя для условий полета на высотах $H = 80$ (1), 71 (2), 60 (3) и 45 км (4), где $D = \rho/\rho_\infty$.

сти сжатого слоя на различных высотах. Несмотря на значительные изменения температуры, плотность в сжатом слое меняется не столь сильно вследствие закономерного изменения скоростного напора.

На рис. 7 показано поле массовых долей одного из продуктов термохимической деструкции (молекул C_3) теплозащитного материала в плоскости симметрии $z = 0$ для условий полета на высоте 60.7 км. Расчетные оценки уноса вещества с лобового щита во время прохождения атмосферы показывают, что в плазменный слой вокруг СА может поступить 40–60 кг вещества, соотношение атомно-молекулярного компонента и «пыли» в котором неизвестно. Отметим единую закономерность – продукты термодеструкции сносятся вниз по потоку, поэтому их концентрация у наветренной стороны СА значительно меньше, чем у подветренной.

Важной особенностью аэрофизики орбитального входа СА является заметная ионизация газа в сжатом слое у лобовой поверхности, где концентрация электронов n_e в соответствии с результатами расчетов в исследуемых точках траектории составляет величину не менее $2 \times 10^{12} \text{ см}^{-3}$. Весьма высокая ионизация газа наблюдается также в следе за СА, где концентрация электронов в рассматриваемых условиях превосходит 10^{11} см^{-3} . Этого вполне достаточно для блокировки радиосигнала, что регулярно подтверждается летными данными.

Значительный интерес представляет изучение спектрального состава радиационных тепловых потоков, достигающих поверхности СА, что, с од-

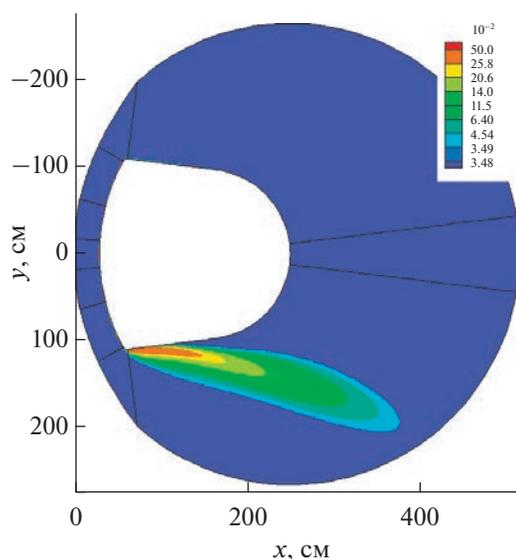


Рис. 7. Поле массовой доли молекул C_3 (продукта термохимической деструкции теплозащитного материала) в плоскости симметрии $z = 0$ для условий полета на высоте 60.7 км.

ной стороны, позволяет планировать эксперименты по изучению термохимического состояния сжатого слоя, а с другой стороны, выявить главные механизмы испускания излучения, ответственные за радиационный нагрев поверхности.

На рис. 8 приведены плотности спектральных радиационных тепловых потоков в шести точках на поверхности СА, имеющих номера 1, 5, 10, 13, 17, 22. Положение пронумерованных точек на поверхности СА показано на рис. 1. Точки 1, 5 и 10 соответствуют наветренной части поверхности СА, точки 13, 17 и 22 – подветренной стороне поверхности. Точка 17 находится вблизи иллюминатора СА.

В распределениях плотностей спектральных радиационных тепловых потоков хорошо идентифицируются электронно-колебательные и колебательные полосы двухатомных молекул в инфракрасной, видимой и ультрафиолетовой (УФ) областях спектра:

$$\begin{aligned}
 &N_2^+(B^2\Sigma_u^+ - X^2\Sigma_g^+), \quad \Delta\omega = 7000 - 40\,000 \text{ см}^{-1}; \\
 &O_2(B^3\Sigma_u^+ - X^3\Sigma_g^-), \quad \Delta\omega = 22\,000 - 57\,000; \\
 &N_2(C^3\Pi_u - B^3\Pi_g), \quad \Delta\omega = 10\,000 - 40\,000; \\
 &NO(A^2\Sigma_u^+ - X^2\Pi), \quad \Delta\omega = 16\,000 - 62\,000; \\
 &NO(B^2\Pi - X^2\Pi), \quad \Delta\omega = 16\,000 - 60\,000; \\
 &NO(C^2\Pi - X^2\Pi), \quad \Delta\omega = 20\,000 - 65\,000; \\
 &CO(X^1\Sigma^+ - X^1\Sigma^+), \quad \Delta\omega = 100 - 8000.
 \end{aligned}$$

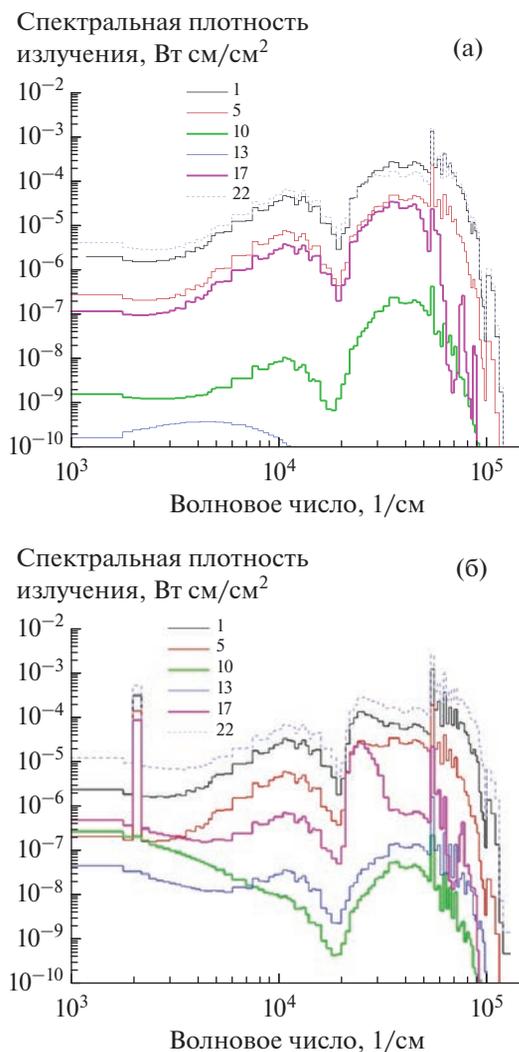


Рис. 8. Плотности спектральных радиационных потоков в шести точках на поверхности СА “Союз” в плоскости симметрии при высоте 60.7 км без учета (а) и с учетом (б) термохимического разрушения поверхности.

Спектральные характеристики представленных электронно-колебательных и колебательных полос детально исследованы в монографии [12]. Роль электронных полос в УФ-области спектра в рассматриваемых условиях высока, поскольку давление в сжатом слое весьма низкое и излучение указанных полос достигает поверхности СА, не поглощаясь сильно в низкотемпературном пограничном слое.

Сравнивая указанные распределения спектральных радиационных потоков к поверхности без учета и с учетом продуктов термохимического разрушения, отметим заметное возрастание плотностей этих потоков у контрольной точки № 17 на поверхности. Заметные изменения в картине спектральных радиационных потоков (особенно

в инфракрасной части спектра) связаны именно с наличием относительно больших концентраций молекул C_3 и CO , вклад которых хорошо виден при сравнении рис. 8а и 8б.

ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫЕ СПЕКТРОМЕТРИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ИЗЛУЧЕНИЯ ПЛАЗМЕННОГО ПОТОКА, ОКРУЖАЮЩЕГО СА

При прохождении атмосферы СА является достаточно ярким объектом, оставляющим светящийся след на высотах более 30–40 км. Когда его скорость снижается до значений менее 4 км/с, свечение заметно уменьшается и объект уже затруднительно наблюдать по его излучению. Схожие физико-химические процессы происходят и с ежегодно регистрируемыми десятками болидов, вызываемых падением достаточно крупных метеороидов и оставляющих в небе ярко светящиеся следы, возникающие в результате взаимодействия этих космических тел, двигающихся с гиперзвуковыми скоростями, с верхней атмосферой Земли [13, 14].

Электромагнитное излучение в УФ-диапазоне от возвращаемых космических аппаратов исследовалось экспериментально как с борта самого аппарата [15, 16], так и с МКС [17].

УФ-излучение ударного слоя с борта космического аппарата при скоростях входа в атмосферу Земли 3.5 и 5 км/с исследовалось в диапазоне 200–400 нм на высотах от 37 до 75 км при обтекании воздушным потоком полусферического купола радиусом 0.1 м с вмонтированными в него оптоволоконными фотометрами, быстродействующим спектрометром, а также ионизационной камерой и измерителем плотности электронов. Интенсивность излучения в измеряемом диапазоне длин волн увеличивалась примерно в 100000 раз с уменьшением высоты с 67 до 38 км. Теоретический анализ излучения для этих условий эксперимента был выполнен в работах [18–21].

Интенсивность УФ-излучения плазменного образования вблизи СА “Союз” была измерена с борта МКС радиометрической ультрафиолетовой камерой в области спектра 230–370 нм. Измерения проводились с расстояния примерно 400 км практически без поглощения атмосферы. Измеренная интегральная интенсивность УФ-излучения в указанном диапазоне длин волн составила 10^2 Вт/ср для высот движения СА в диапазоне от 100 до 30 км.

ИПМех и РКК “Энергия” предложен космический эксперимент “Плазма-СА” по исследованию излучения плазменного слоя, возникающего при прохождении атмосферы Земли СА “Союз”, через иллюминатор, находящийся в подветренной области. Иллюминатор предназначен для кон-

троля космонавтами ориентации корабля “Союз” с помощью оптической системы – визира. К моменту прохождения атмосферного участка траектории наружная часть оптического визира отстреливается и не препятствует измерению излучения плазменного слоя во время спуска.

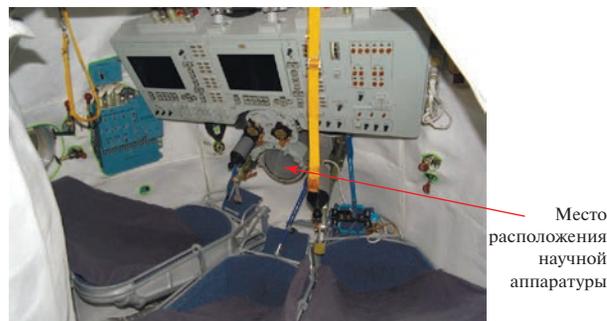
Для регистрации излучения плазмы разработана аппаратура на основе спектрометра, регистрирующая электромагнитное излучение в диапазоне от 300 до 1060 нм с разрешением 0.7 нм. Для определения степени загрязнения иллюминатора во время спуска измеряется интенсивность излучения лазерного диода подсветки, отраженного от наружной поверхности иллюминатора. Научная аппаратура состоит из выносного блока, устанавливаемого непосредственно на визир иллюминатора (рис. 9), и основного блока, располагаемого в контейнере полезного груза в СА “Союз”.

Излучение плазмы, собранное с помощью концентратора, расположенного в выносном блоке, передается по оптическому кабелю в спектрометр, размещенный в основном блоке. Там же располагается электронная аппаратура, управляющая работой спектрометра, лазерного диода подсветки наружной поверхности иллюминатора и записью результатов измерения на носитель информации.

Для получения опосредованной информации о химическом составе плазмы, окружающей СА “Союз”, изучался состав налета, формирующегося на поверхности иллюминатора при прохождении атмосферы Земли [22]. Наблюдалось неравномерное распределение налета по поверхности, а его химический состав в основном (до 90% по массе) включал углерод, кислород и кремний. В составе исследуемых проб (12 проб с иллюминаторов четырех СА) азот и фтор присутствовали в разной степени, от малой доли до десяти массовых процентов.

Почти все исследуемые пробы содержали такие элементы, как железо и никель, в количестве не более нескольких массовых процентов. В качестве примесных элементов в образцах присутствовали натрий, магний, алюминий, хлор, калий, кальций, кобальт и другие, но в некоторых образцах содержание элементов из перечисленных доходило до 2–3 мас. %.

Особенно интересным и неожиданным представляется тот экспериментально обнаруженный факт, что в исследуемых образцах, являющихся конгломератами частиц с размерами от долей до десятков мкм, были обнаружены разнообразные по форме и размерам ограненные частицы. Рентгеноструктурный анализ выявил, что в составе исследуемых проб находятся минералы: криптогалит, нашатырь, муллит, андалузит и некоторые другие, по-видимому образовавшиеся из продуктов разрушения тепловой защиты во время прохождения атмосферы.



Место расположения научной аппаратуры

Рис. 9. Место размещения выносного блока научной аппаратуры, регистрирующей излучение плазмы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Вокруг возвращаемых космических аппаратов, равно как и крупных метеороидов, при прохождении атмосферы Земли с орбитальной или с более высокой скоростью образуется газо-плазменно-пылевой слой, химический состав которого определяется в основном продуктами термодеструкции лобовой части тела в результате взаимодействия с набегающим воздушным потоком. В спускаемом аппарате транспортного космического корабля “Союз”, возвращающего экипажи с Международной космической станции, температура на поверхности лобового щита теплозащитного покрытия аппарата достигает 2000 К, а температура в сжатом слое, по толщине составляющем 10–15 см, может достигать 8000–10000 К. В статье приведены результаты трехмерного моделирования обтекания СА “Союз” в отдельных точках траектории орбитального входа в атмосферу. Реализована расчетно-теоретическая модель, основанная на системе самосогласованных уравнений неравновесной физической и химической механики частично ионизованного многокомпонентного вязкого, теплопроводного, селективно излучающего и поглощающего газа. Кинетическая модель газофазных процессов включала 87 химических реакций для 21 химического компонента. Большинство физико-химических процессов происходит в высокотемпературном сжатом слое, участниками которых являются в первую очередь атомы и ионы азота и кислорода, возникающие при диссоциации молекул набегающего воздуха, а также продукты термохимической деструкции теплозащитного материала, в состав которого входят более десяти разнообразных химических элементов. Содержимое сжатого слоя в основном сносится вниз по потоку, что представляет особый интерес с точки зрения проведения инструментальных наблюдений за спектром излучения газо-плазменно-пылевого слоя в подветренной области СА через имеющийся в конструкции аппарата иллюминатор. Созданная для проведения такого космического эксперимента аппаратура должна позво-

лить измерять спектры излучения в диапазоне 300–1060 нм с разрешением 0.7 нм по трассе полета, параллельно исследуя динамику загрязнения иллюминатора. С целью получить опосредованную информацию о химическом составе плазмы, окружающей СА “Союз”, изучался состав налета, формирующегося на поверхности иллюминаторов вернувшихся на Землю СА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Андреевский В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. М.: Машиностроение, 1970. 235 с.
2. Суржиков С.Т. Радиационная газовая динамика спускаемых космических аппаратов больших размеров // ТВТ. 2010. Т. 48. № 6. С. 956.
3. Суржиков С.Т. Пространственная задача аэрофизики сверхорбитального космического аппарата на больших высотах // Докл. РАН. 2018. Т. 482. № 3. С. 270.
4. Davis B.A. International Space Station Soyuz Vehicle Descent Module Evaluation of Thermal Protection System Penetration Characteristics // NASA Lyndon B. Johnson Space Center, JSC-66527. Houston, Texas, USA, 2013.
5. Muelenaere J., Lachaud J., Mansour N., Magin T. Stagnation Line Approximation for Ablation Thermochemistry // AIAA 2011-3616.
6. Madorsky S. Thermal Degradation of Organic Polymers. John Wiley & Sons, Inc. 1964.
7. Суржиков С.Т. Компьютерная аэрофизика спускаемых космических аппаратов. Двухмерные модели. М.: Физматлит, 2018. 543 с.
8. Park C., Howe J.T., Jaffe R.L., Candler G.V. Review of Chemical-kinetic Problems of Future NASA Missions. II. Mars Entries // J. Thermophys. Heat Transfer. 1994. V. 8. № 1. P. 9.
9. Овсянников В.М., Турский Г.А. Разрушение осесимметричного тела вращения из материала сложного химического состава в потоке частично ионизованного воздуха // Изв. АН СССР. МЖГ. 1968. № 5. С. 100.
10. Суржиков С.Т. Аналитические методы построения конечно-разностных сеток для расчета аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов // Вестн. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2004. № 2. С. 24.
11. Власов В.И., Залогин Г.Н., Ковалев Р.В., Чураков Д.А. Лучисто-конвективный теплообмен спускаемого аппарата с разрушаемой тепловой защитой // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2012. Т. 13. Вып. 2. <http://chemphys.edu.ru/issues/2012-13-2/articles/306/>
12. Суржиков С.Т. Оптические свойства газов и плазмы. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 575 с.
13. Colonna G., Capitelli M., Laricchiuta A. Hypersonic Meteoroid Entry Physics // IOP Ser. Plasma Phys. Bristol, UK: IOP Publ., 2019.
14. Стулов В.П., Мирский В.Н., Вислый А.И. Аэродинамика болидов. М.: Наука; Физматлит, 1995. 240 с.
15. Erdman P.W., Zipf E.C., Espy P. et al. Measurements of Low-velocity Bow Shock Ultraviolet Radiation // J. Thermophys. Heat Transfer. 1993. V. 7. № 1. P. 37.
16. Erdman P.W., Zipf E.C., Espy P. et al. Measurements of Ultraviolet Radiation from a 5-km/s Bow Shock // J. Thermophys. Heat Transfer. 1994. V. 8. № 3. P. 441.
17. Пластинин Ю.А., Карабаджак Г.Ф., Власов В.И., Горшков А.Б., Залогин Г.Н. Измерение и анализ интенсивности УФ-излучения плазменного образования по траектории спуска с орбиты СА “Союз-ТМА” по данным наблюдений с борта МКС // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2006. Т. 4. С. 270.
18. Levin D.A., Candler G.V., Collins R.J. et al. Examination of Ultraviolet Radiation Theory for Bowshock Rocket Experiment // AIAA Paper 92-2871. 1992.
19. Gorelov V.A., Gladyshev M.K., Kireev A.Y., Yegorov I.V., Plastinin Yu.A., Karabadzjak G.F. Experimental and Numerical Study of Nonequilibrium Ultraviolet NO and N₂⁺ Emission in Shock Layer // J. Thermophys. Heat Transfer. 1997. V. 12. № 1. P. 1.
20. Vlasov V.I., Gorshkov A.V., Kovalev R.V., Plastinin Yu.A. Theoretical Studies of Air Ionization and NO Vibrational Excitation in Low Density Hypersonic Flow Around Re-entry Bodies // AIAA Paper. 97-2582. 1997.
21. Plastinin Yu.A., Vlasov V.I., Gorshkov A.V., Kovalev R.V., Kuznetsova L.A. Analysis of Nonequilibrium Radiation for Low Density Hypersonic Flow at Low to Moderate Velocities // AIAA Paper. 98-2466. 1998.
22. Tugaenko V.Y., Ovchinnikov D.S., Isaenkova M.G. et al. The Chemical and Mineral Composition of Particles Precipitated from a Plasma–Dust Layer on the Port-hole of the Descend Space Vehicles During the Passage of the Earth’s Atmosphere // Geochem. Int. 2021. V. 59. № 1. P. 107.