Radiative-Convective Heating of Martian Space Vehicle MSL EDL at Angle of Attack

Sergey T. Surzhikov[1,2,3]

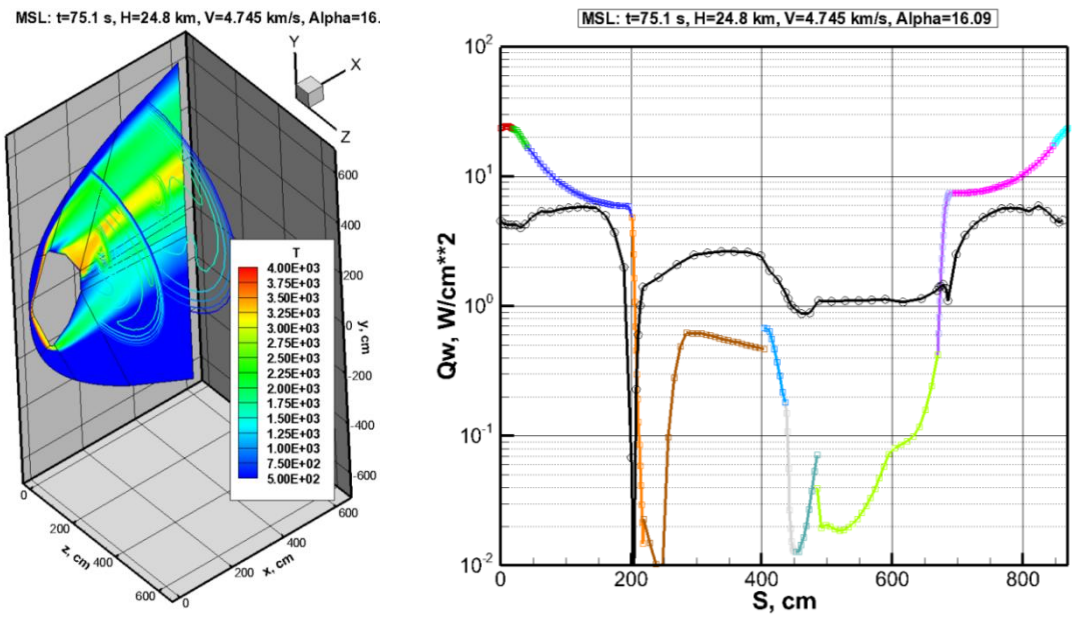
[1] *Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences, Moscow, 119526, Russia*
[2] *Dukhov Research Institute of Automatics, Moscow, 127055, Russia*
[3] *Lomonosov Moscow State University, Moscow, 119192, Russia*

surg@ipmnet.ru

Abstract

Three-dimensional numerical simulation radiative gasdynamic (CFD/RadGD) models of physically and chemically nonequilibrium flow fields around space vehicle are used for investigation of radiative aerothermodynamics of the Mars Science Laboratory (MSL) entry, descent and landing (EDL) system under angles of attack for conditions of Martian entry [1].
The first part of the paper contains a description of the nonequilibrium radiative gasdynamic model which is used for numerical investigation of thermophysics of the Martian entry. The second part describes numerical simulation results obtained with the use of the three dimensional code NERAT(3D)+ASTEROID. Distinguishing feature of obtained data is the comparison of convective and radiative heating the MSL's surface from the forward stagnation line up to the backside. It is demonstrated that radiative heating of MSL space vehicle has its origin in presence of molecules CO_2, CO, O_2 in shock layer and in its wake. Calculations were performed with the use of multigroup spectral model taking into account most significant radiative mechanisms of absorption and emission.
Last part of the paper contains comparison of calculated data with experimental data, presented in the paper mentioned above.

Keywords: radiative gas dynamics, radiative-convective heat transfer, Martian entry module.



Translational temperature (from the left); convective heat flux (color curve) and integral radiation heat flux (black line) along surface coordinate S in meridional plane at $t = 75.1$ s, $H = 24.8$ km, $\rho_\infty = 1.25\times10^{-6}$ g/cm^3, $p_\infty = 407$ erg/cm^3, $V_\infty = 4.745$ km/s, $T = 172.1$ K, $\alpha = 16.09°$

УДК 533.92:533.6.01

Радиационно-конвективный нагрев марсианского аппарата EDL MSL под углом атаки

С.Т. Суржиков[1,2,3]

[1] *Институт проблем механики им. А.Ю.Ишлинского, Российской академии наук, Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, 101*
[2] *Всероссийский научно-исследовательский институт им. Н.Л.Духова, Россия, Москва, 127055*
[3] *Московский государственный университет им. М.В.Ломоносова, Россия, Москва, 119192*
surg@ipmnet.ru

Аннотация

Трехмерная радиационно-газодинамическая модель физически и химически неравновесного течения используется для анализа радиационно-конвективного нагрева спускаемого космического аппарата Mars Science Laboratory (MSL) при его входе в плотные слои атмосферы Марса под углом атаки.
Результаты расчетов сопоставляются с экспериментальными данными, полученными в процессе успешной выполненной посадки MSL на поверхность Марса [1].
В первой части статьи дается постановка задачи и формулировка полной системы уравнений. Во второй части излагается используемый метод численного интегрирования. Заключительная часть статьи содержит обзор полученных расчетных данных и их сопоставление с летными данными.
Особенностью работы является получение расчетных данных по конвективному и радиационному (интегральному и спектральному) нагреву всей поверхности спускаемого космического аппарата при его полете под углом атаки вдоль реальной траектории марсианского входа.

Ключевые слова: радиационная газовая динамика, радиационно-конвективный теплообмен, марсианский спускаемый аппарат.

1. Введение

Подробный обзор предполетных экспериментов и данных по реконструкции полетных данных по входу марсианского космического аппарата EDL MSL (the **E**ntry, **D**escent, and **L**anding system of the **M**ars **S**cience **L**aboratory), успешно доставившего марсоход Curiosity весом около 900 кг на поверхность Марса 5 августа 2012 г., представлен в работе [1]. В указанной работе представлены результаты широкого спектра исследований, которые могут быть положены в основу дальнейшего развития достоверных инженерных методик и новых эффективных технологий. В частности, показано, что основная доля тепловой нагрузки на спускаемый космический аппарат приходится на конвективный теплообмен. Однако, ряд неопределенностей, фиксированных в [1], могут свидетельствовать о вероятном вкладе радиационного нагрева. Поэтому одной из важных задач предполетного прогнозирования термофизики марсианского входа является задача изучения интенсивности радиационно-конвективного теплообмена.

Подробное исследование интенсивности конвективного нагрева поверхности MSL представлено в работе [2], в которой использовался компьютерный код LAURA в трехмерном варианте. Этот код реализует численное интегрирование уравнений Навье – Стокса для неравновесного течения. Для условий марсианского входа исследовалась 8-ми компонентная смесь химически неравновесных газов (CO_2, CO, N_2, O_2, NO, C, N, O). В расчетах применялась кинетическая модель Парка [3]. Численное интегрирование проводилось с использованием конечно-объемного метода на структурированных сетках. Распад разрыва рассчитывался по методике Роу с TVD реконструкцией. Поверхность принималась абсолютно каталитической для компонент CO_2 и N_2 с их значениями в набегающем потоке 0.97 и 0.03 соответственно. Температура поверхности считалась радиационно-равновесной, то есть определялась по формуле $q_w = \varepsilon\sigma T^4_{w,\text{rad-equil}}$, где q_w – конвективный тепловой поток к поверхности со степенью черноты $\varepsilon = 0.9$. В указанной статье предполагалось, что поверхность подвержена только конвективному нагреву, а радиационный нагрев мал.

В предшествующих работах автора [4–8] было показано, что при анализе теплофизики марсианского входа спускаемых аппаратов можно ограничиваться рассмотрением двуокиси углерода, что заметно упрощает кинетическую модель нагретого газа компонентами: C, O, CO, CO_2, O_2. Детальные исследования показали, что ионизацией можно пренебречь.

Пространственный радиационный нагрев поверхности EDL MSL изучается в данной работе. Для этих целей используется авторский радиационно-газодинамический компьютерный код NERAT(3D) (**N**on **E**quilibrium **R**adiation **A**ero **T**hermodynamics) [2–9]. Указанный код численно интегрирует систему уравнений физически и химически неравновесного, вязкого и теплопроводного излучающего газа. Математическая модель течения включает в себя системы уравнений Навье – Стокса, неразрывности, сохранения энергии поступательного движения частиц газа, систему уравнений диффузии и химической кинетики газовых компонент, систему уравнений сохранения энергии в колебательных модах, многогрупповую систему уравнений переноса селективного теплового излучения. Все уравнения формулируются в связанной с поверхностью спускаемого космического аппарата криволинейной системе координат. Для численного интегрирования используется многоблочная многосеточная технология.

Компьютерный код NERAT(3D) многократно повергался тестированию на примере решения задач аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов и восстановления наземных стендовых испытаний [4–13]. Проведенное тестирование показало удовлетворительное совпадение результатов с расчетными данными других авторов и с результатами экспериментальных исследований. В частности, были выполнены расчеты аэротермодинамики космического аппарата Pathfinder для траекторных точек, представленных в табл. 1.

Таблица 1

Траекторные точки спускаемого аппарата PATFINDER [13]

Время, с	ρ_∞, g/cm^3	p_∞, erg/cm^3	V_∞, km/s	T_∞, K
40	0.724×10^{-8}	1.660	7.496	122
42	1.01×10^{-8}	2.462	7.490	129
52	5.76×10^{-8}	15.56	7.364	143
66*	2.80×10^{-7}	89.41	6.596	169
80	8.54×10^{-7}	282.0	4.717	175

Изучена радиационная аэротермодинамика спускаемого аппарата EXOMARS в траекторных точках, приведенных в табл. 2.

Таблица 2

Траекторные точки спускаемого аппарата EXOMARS

Имя траекторной точки	ρ_∞, г/см^3	p_∞, эрг/см^3	V_∞, км/с	T_∞, K
SC.1	6.838×10^{-7}	200.3	4.220	195
SC.2	1.069×10^{-6}	324.6	4.474	194
SD.1	3.708×10^{-7}	137.4	4.878	158
SD.2	5.534×10^{-7}	205.9	4.489	153
Cold 94.1	1.186×10^{-6}	352.8	3.842	155
Storm90.1	1.911×10^{-7}	77.3	5.268	211

В работе [14] дан обзор выполненным исследованиям радиационной газовой динамики спускаемых аппаратов Pathfinder для траекторных точек, приведенных в табл. 1, Exomars для траекторных точек, приведенных в таблице 2, и MSL для траекторных точек приведенных в табл. 3.

Таблица 3

Траекторные точки MSL в работе [29]

Время, с	h, км	ρ_∞, г/см^3	p_∞, эрг/см^3	V_∞, км/с	T_∞, K
50	68.3	4.71×10^{-9}	1.29	5.54	145
70	47.7	7.63×10^{-8}	21.5	5.48	149
80	38.3	2.10×10^{-7}	64.3	5.31	162
89	31.0	4.74×10^{-7}	150.	4.98	179
103	22.3	1.05×10^{-6}	377.	4.10	189
109	19.6	1.44×10^{-6}	517.	3.63	190
113	18.0	1.48×10^{-6}	534.	3.32	191
137	14.2	2.43×10^{-6}	886.	1.95	193

Радиационная аэротермодинамика спускаемого аппарата MSRO анализировалась в [7] для траекторных точек приведенных в таблице 4. Расчетно-методические проблемы обтекания сферы углекислым газом рассмотрены в [15].

Более детальные исследования радиационной газовой динамики EDL MSL в данной работе, по сравнению с выполненным исследованием в [14], обусловлено новыми данными по конвективному теплообмену, которые являются результатом восстановления летных экспериментальных данных.

Как уже отмечалось, в работе [1] представлен подробный обзор экспериментальных работ и расчетного анализа аэротермодинамики MSL. В обеспечение выбора необходимой теплозащиты анализировались поверхностные распределения конвективных тепловых потоков, давления и тензора вязких напряжений. Причем, серия этих исследований была повторена дважды. Первый раз – для предполагаемого запуска в 2009 г. (посадка на Марс – в 2010 г.), а второй раз – для выполненного пуска в 2011 г. (посадка – в 2012 г.). Расчеты проводились с использованием компьютерных кодов LAURA и DPLR. Код LAURA использовался также для предсказания аэродинамических коэффициентов спускаемого аппарата в процессе движения по траектории входа. Важным элементом указанного прогностического анализа явилось изучение закономерностей ламинарного и турбулентного теплообмена для условий марсианского входа. Было показано, что следует ожидать значительной роли турбулентного конвективного теплообмена. Анализ турбулентного теплообмена выполнен с

использованием RANS моделей. Подчеркнем, что расчетно-теоретические исследования проводились параллельно с наземными экспериментальными исследованиями.

Значительная часть [1] посвящена анализу экспериментальных данных по прогреву тепловой защиты в процессе спуска EDL MSL по траектории входа.

Так как предварительные исследования показали важность турбулентного нагрева, тепловая защита EDL MSL была оснащена системой датчиков давления, теплового потока и температуры (система MEDLI). На рис. 3 в [1] показано расположение датчиков системы MEDLI на лобовом аэродинамическом щите (термопары и датчики давления). Для восстановления тепловых потоков использовалась модель FIAT (Fully Implicit Ablation and Thermal response model), которая реализует обратный метод оценки тепловых потоков по измеренной температуре в тепловой защите. В качестве материала тепловой защиты использовался углерод-фенольный материал (the phenolic integrated carbon ablator – PICA).

Важнейшими данными являются: значения давления и теаловых потоков на разных учатсках лобовой поверхности в разных точках траектории. Представляет значительный интерес расчетное восстановление конвективных тепловых потоков при ламинарном и турбулентном течении, и особенно их сравнение с экспериментальными данными. В этой связи, представляют несомненный интерес и расчетные данные по конвективному (ламинарному) и радиационному нагреву поверхности EDL MSL, полученные в данной работе с использованием компьютерного кода NERAT(3D).

Первая часть статьи содержит описание вычислительной модели. Во второй части представлены результаты численного исследования и сравнения с результатами восстановления экспериментальных данных [1].

2. Вычислительная модель

Система уравнений неразрывности и Навье – Стокса формулируется в следующем виде:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\frac{\partial \rho u}{\partial x}+\frac{\partial \rho \mathrm{v}}{\partial x}+\frac{\partial \rho w}{\partial x}=0, \tag{1}$$

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

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

$$\frac{\partial \rho w}{\partial t}+\operatorname{div}\left(\rho w\mathbf{V}\right)=-\frac{\partial p}{\partial z}-\frac{2}{3}\frac{\partial}{\partial z}\left(\mu \operatorname{div}\mathbf{V}\right)+2\frac{\partial}{\partial z}\left(\mu\frac{\partial w}{\partial z}\right)+\frac{\partial}{\partial x}\left[\mu\left(\frac{\partial w}{\partial x}+\frac{\partial u}{\partial z}\right)\right]+\frac{\partial}{\partial y}\left[\mu\left(\frac{\partial w}{\partial y}+\frac{\partial v}{\partial z}\right)\right], \tag{4}$$

Система уравнений неразрывности для отдельных компонент (уравнения диффузии) и система уравнений сохранения энергии в колебательных модах молекул

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t}+\operatorname{div}\rho_i\mathbf{V}=-\operatorname{div}\mathbf{J}_i+\dot{w}_i,\quad i=1,2,\ldots,N_s, \tag{5}$$

$$\frac{\partial \rho e_{v,m}}{\partial t}+\operatorname{div}\left(\rho\mathbf{V}e_{v,m}\right)=\dot{e}_{v,m},\ m=1,2,\ldots,N_V, \tag{6}$$

Уравнение сохранения энергии в форме уравнения Фурье – Кирхгоффа теплового баланса для поступательной температуры движения частиц газа

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho c_p \mathbf{V}\,\mathrm{grad}\,T = \mathrm{div}\left(\lambda\,\mathrm{grad}\,T\right) + \frac{\partial p}{\partial t} + \mathbf{V}\,\mathrm{grad}\,p +$$
$$+\Phi_\mu + Q_{vib} - \mathrm{div}\,\mathbf{q}_R - \sum_{i=1}^{N_s} h_i \dot{w}_i + \sum_{i=1}^{N_s} \rho c_{p,i} D_i \left(\mathrm{grad}\,Y_i \cdot \mathrm{grad}\,T\right) \qquad (7)$$

Уравнение переноса селективного теплового излучения

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

В представленных уравнениях использованы обозначения:
u, v, w – проекции скорости $\mathbf{V}$ на оси x, y, z,

$$\dot{e}_{v,m} = \rho_{i(m)} \frac{e^0_{v,m} - e_{v,m}}{\tau_m} - e_{v,m}\dot{w}_{i(m)}, \qquad (9)$$

$$e_{v,m} = \frac{R_0 \theta_m}{M_{i(m)}\left[\exp\left(\theta_m / T_{v,m}\right) - 1\right]}, \qquad (10)$$

$$\Phi_\mu = \mu\left[2\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)^2 + 2\left(\frac{\partial v}{\partial y}\right)^2 + 2\left(\frac{\partial w}{\partial z}\right)^2 + \right.$$
$$\left. + \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z}\right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x}\right)^2 - \frac{2}{3}\left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z}\right)^2\right], \qquad (11)$$

диссипативная функция; p, ρ – давление и плотность; T – температура поступательных степеней свободы; μ, λ – коэффициенты вязкости и теплопроводности, c_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении; $c_p = \sum_i^{N_s} Y_i c_{p,i}$; Y_i – массовая доля i-й компоненты течения; $c_{p,i}, h_i$ – удельная теплоемкость при постоянном давлении и удельная энтальпия i-й компоненты течения; D_i – эффективный коэффициент диффузии i-й компоненты течения; $\rho_i, \mathbf{J}_i$ – плотность и массовый диффузионный поток i-й компоненты течения; $\mathbf{J}_i = -\rho D_i\,\mathrm{grad}\,Y_i$; N_s – число компонент смеси газов (C, O, C_2, O_2, CO, CO_2); $e_{v,m}$ – удельная колебательная энергия m-й колебательной моды i-й компоненты течения; $\rho_{i(m)}$ – плотность i-й компоненты течения, имеющей m-ю колебательную моду; $e^0_{v,m} = e_{v,m}(T_V = T)$ – равновесная удельная энергия колебаний m-й моде i-й компоненты течения; $R_0 = 8.314 \times 10^7$ эрг/(К·моль) – универсальная газовая постоянная; $T_{V,m}$ – температура в m-й колебательной моде i-й компоненты течения. Остальные обозначения приводятся ниже.

Использовалось термическое уравнение состояния идеального газа

$$p = \rho \frac{R_0}{M_\Sigma} T = \rho R_0 T \sum_i^{N_s} \frac{Y_i}{M_i}. \qquad (12)$$

Слагаемое Q_{vib} в (7) задает источники тепла, связанные с колебательной релаксацией газа; N_V – число учитываемых колебательных мод (в рассматриваемом случае $N_V = 5$: $m = 1$ для колебаний молекулы O_2, $m = 2, 3, 4$ – для колебательных мод CO_2; $m = 5$ – для колебательной моды CO).

Уравнение переноса излучения (8) формулируется в общем виде для нерассеивающей среды относительно спектральной интенсивности излучения. После нахождения спектральной интенсивности излучения рассчитывается вектор плотности интегрального радиационного теплового потока и его дивергенция:

$$\mathbf{q}_R = \mathbf{q}_R(\mathbf{r}) = \int\limits_{4\pi} \mathrm{d}\Omega \int\limits_{\Delta\omega_{tot}} J_\omega(\mathbf{r},\mathbf{\Omega})\mathbf{\Omega}\,\mathrm{d}\omega = \int\limits_{\Delta\omega_{tot}} \mathbf{q}_{R,\omega}(\mathbf{r})\,\mathrm{d}\omega,$$

$$\mathbf{q}_{R,\omega}(\mathbf{r}) = \int\limits_{4\pi} J_\omega(\mathbf{r},\mathbf{\Omega})\mathbf{\Omega}\,\mathrm{d}\Omega, \quad q_R = (\mathbf{q}_R \cdot \mathbf{n}), \tag{13}$$

где $J_\omega(\mathbf{r},\mathbf{\Omega})$ – спектральная интенсивность излучения; $\kappa_\omega(\mathbf{r})$, $j_\omega(\mathbf{r})$ – спектральный коэффициент поглощения и испускания, который вычисляется при локальном термодинамическом равновесии (ЛТР) с использованием закона Кирхгоффа

$$j_\omega(\mathbf{r}) = \kappa_\omega(\mathbf{r}) J_{b,\omega}(\mathbf{r}), \tag{14}$$

$J_{b,\omega}(\mathbf{r})$ – спектральная интенсивность излучения абсолютно черного тела; $\mathbf{r}$ – радиус-вектор точки пространства; $\mathbf{\Omega}$ – единичный вектор; $\Delta\omega_{tot}$ – спектральный диапазон теплового излучения (в данной работе $1000 \div 200\,000$ см$^{-1}$).

Важной характеристикой радиационного нагрева спускаемого аппарата является кумулятивная функция, определяемая для каждой элементарной площадки на его поверхности по следующей формуле:

$$Q_{rad} = \int\limits_{\omega_{\min}}^{\omega} Q_{w,r,\omega}\,\mathrm{d}\omega,$$

где $Q_{w,r,\omega} = (\mathbf{q}_{R,\omega} \cdot \mathbf{n})$ – плотность спектрального потока теплового излучения на элементарной площадке с нормалью $\mathbf{n}$. Величина Q_{rad} дает представление о доли полного радиационного теплового потока, падающего на поверхность в спектральном диапазоне $[\omega_{\min}, \omega]$. При $\omega = \omega_{\max} = 200\,000$ см$^{-1}$ Q_{rad} отвечает полному (интегральному) тепловому потоку.

Расчет переносных свойств многокомпонентного газа (вязкости, теплопроводности и коэффициентов диффузии) выполняется в первом приближении теории Чепмена – Энскога [16]

$$\mu_i = 2.67 \times 10^{-5} \frac{\sqrt{M_i T}}{\sigma_i^2 \Omega_i^{(2,2)*}}, \quad \text{г/см·с}, \quad \lambda_i = 8330 \sqrt{\frac{T}{M_i}} \frac{1}{\sigma_i^2 \Omega_i^{(2,2)*}}, \quad \text{эрг/см·К}, \tag{15}$$

где σ_i – эффективный диаметр столкновений, Å; $\Omega_i^{(2,2)*} = f(T_i)$ – интеграл столкновений; $T_i = kT/\varepsilon_i$; ε_i/k – параметр, характеризующий глубину потенциальной энергии взаимодействия частиц i-го типа, а также приближенные комбинаторные соотношения Манна и Брокау [12], позволяющие рассчитывать необходимые для вычислительной модели свойства

$$\mu = 1 \Big/ \sum_{i=1}^{N_s} \left(\frac{Y_i}{\mu_i} \right), \quad \lambda = \frac{1}{2} \left[\sum_{i=1}^{N_s} x_i \lambda_i + 1 \Big/ \sum_{i=1}^{N_s} \left(\frac{x_i}{\lambda_i} \right) \right], \tag{16}$$

Эффективный коэффициент диффузии i-го компонента вычисляется по формуле Уилке [13]

$$D_i = \frac{1 - x_i}{\sum\limits_{j \neq i}^{N_s} (x_j / D_{i,j})}, \quad D_{i,j} = 1.858 \times 10^{-3} \sqrt{T^3 \frac{M_i + M_j}{M_i M_j}} \frac{1}{p \sigma_{i,j}^2 \Omega_{i,j}^{(1,1)*}}, \text{ см}^2/\text{с}. \tag{17}$$

Интегралы столкновений вычисляются по аппроксимациям, предложенным Н.А. Анфимовым

$$\Omega_i^{(2,2)*} = 1.157 T_i^{-0.1472}, \quad \Omega_{i,j}^{(1,1)*} = 1.074 T_{i,j}^{-0.1604}, \tag{18}$$

где функции, определяющие столкновения двух частиц, определяются по так называемым комбинаторным формулам

$$T_{i,j} = \frac{kT}{\varepsilon_{i,j}}, \ \varepsilon_{i,j} = \sqrt{\varepsilon_i \varepsilon_j}, \ \sigma_{i,j} = \frac{1}{2}\left(\sigma_i + \sigma_j\right). \tag{19}$$

Использованные модели химической кинетики многокомпонентной смеси газов формулировалась в каноническом виде для каждой химической реакции (полный набор учитываемых химических реакций приведен в табл. 2 и 3)

$$\sum_{j=1}^{N_s} a_{j,n}\left[X_j\right] = \sum_{j=1}^{N_s} b_{j,n}\left[X_j\right], \ n = 1, 2, \ldots, N_r, \tag{20}$$

тогда скорость образования i-й компоненты в n-й химической реакции записывается в виде

$$\left(\frac{\mathrm{d}X_i}{\mathrm{d}t}\right)_n = k_{f,n}\left(b_{i,n} - a_{i,n}\right)\prod_j^{N_s} X_j^{a_{j,n}} - k_{r,n}\left(b_{i,n} - a_{i,n}\right)\prod_j^{N_s} X_j^{b_{j,n}} = \left(b_{i,n} - a_{i,n}\right)\left(S_{f,n} - S_{r,n}\right), \tag{21}$$

где $a_{i,n}, b_{i,n}$ – стехиометрические коэффициенты n-й химической реакции; X_i – объемно-мольная концентрация i-й компоненты; $\left[X_j\right]$ – химические символы реагентов и продуктов химических реакций; N_r – число химических реакций; $S_{f,n}, S_{r,n}$ – скорости прямой и обратной реакции; $k_{f,n}$, $k_{r,n}$ – константы скоростей прямых и обратных реакций.

Массовая скорость образования i-й компоненты в единице объема определяется следующим образом:

$$\dot{w}_i = M_i \sum_{n=1}^{N_r}\left(b_{i,n} - a_{i,n}\right)\left(S_{f,n} - S_{r,n}\right), \ \frac{\text{г}}{\text{см}^3 \cdot \text{с}} \tag{22}$$

Из (21), (22) следует, что для вычисления массовой скорости образования i-й компоненты необходимо определить константы скоростей прямой и обратной реакций для каждой из N_r реакций. Указанные константы аппроксимируются обобщенной аррениусовской зависимостью

$$k_{f(r),n} = A_{f(r),n} T^{n_{f(r),n}} \exp\left(-\frac{E_{f(r),n}}{kT}\right), \tag{23}$$

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; T – температура поступательных степеней свободы. В рамках используемой модели температура вращательного движения считается равной температуре поступательного движения, k – постоянная Больцмана, n – номер химической реакции в кинетической модели.

Условие квазинейтральности использовалось для нахождения мольных концентраций электронов.

Использовалась модель абсолютной каталитичности поверхности, в соответствии с которой

$$\left(Y_i\right)_w = Y_{i,\infty}, \quad i = 1, 2, 3, \ldots, N_s, \tag{24}$$

где $Y_{i,\infty}$ – массовые доли компонент в набегающем газе.

Температура поверхности вычислялась с использованием условия:

$$\varepsilon\sigma T_w^4 = Q_w, \tag{25}$$

где ε – степень черноты поверхности; $\sigma = 5.67\times10^{-12}$ Вт/(см$^2\cdot$К^4) – постоянная Стефана – Больцмана; q_w – плотность теплового потока, падающего на обтекаемую поверхность.

Метод численного решения сформулированной задач изложен в работе [9].

3. Радиационная газовая динамика MSL

Расчеты обтекания СА EDL MSL проводились для траекторных точек, представленных в табл. 4. Эти точки фиксировались при реальном полете в атмосфере Марса и изучались расчетным путем в [1]. Таким образом, появилась возможность сопоставления двух групп независимых расчетных данных с экспериментальными данными. Заметим, что в работе [14] был выполнен предварительный расчетный анализ радиационно-конвективного теплообмена СА MSL для отдельных траекторных точек, изученных также на предсказательном этапе работ в [2]. Радиационная газовая динамика СА EDL MSL в каждой траекторной точке анализируется с использованием расчетных данных, сгруппированных следующим образом. Общее представление о поле течения дают пространственные распределения температуры поступательных степеней свободы (рис. 1–111, с шагом 10, соответственно для траекторных точек 1–12), проекций скорости потока на оси *x, y* и *z* (рис. 1, 2 –111, 112, с шагом 10) и чисел Маха (рис. 3–113, с шагом 10). О степени диссоциации двуокиси углерода, целиком представляющей, по исходному допущению, марсианскую атмосферу, легко судить по пространственным распределениям CO_2 и CO (рис. 4–114, с шагом 10). Эти компоненты являются, к тому же, основными излучающими компонентами нагретого газа.

Неравновесные физико-химические процессы в сжатом слое характеризуются распределением температур колебательных степеней свободы молекул O_2 и CO_2 (рис. 5, 6–115, 116, с шагом 10).

Наиболее важным результатом расчетов является распределение плотностей конвективных и интегральных радиационных тепловых потоков на поверхности вдоль меридиональной плоскости (рис. 7–117, с шагом 10).

Спектральные радиационные потоки в отдельных точках на поверхности в меридиональной плоскости показаны на рис. 8–118 (с шагом 10) соответственно для траекторных точек 1–12. Координаты точек на поверхности рассчитываются с использованием их номеров, обозначенных на поле рисунков. Первая точка показана на рис. 121. Точки со второй по шестую расположены вблизи номеров 36, 96, 146, 209 и 256 соответственно на рис. 121. Фактически, точки 1 и 6 расположены вблизи лобового сферического сегмента со стороны набегающего потока. На наветренной стороне лобового щита вблизи боковой кромки расположена точка 5. Точка №3 отвечает подветренной части боковой кромки аэродинамического щита. Точка № 4 расположена на задней поверхности СА вблизи оси симметрии.

В таблице 4, где приведены траекторные параметры 12-ти рассчитанных точек, представлены также экспериментальные значения плотностей конвективных тепловых потоков, измеренных датчиками Т5 и Т4 [1]. Датчик Т4 располагался в нижней наветренной части аэродинамического щита. На рис. 121 это соответствует точке с номером 215. Датчик Т5 расположен в точке с номером 20. Учитывая, что угол атаки изменялся в диапазоне $14 \div 17^0$ можно предположить, что для датчика Т4 вероятнее должно реализовываться ламинарное течение, а для датчика Т5 – турбулентное. По крайней мере, об этом можно судить по результатам прогностических расчетов в [2].

Типичные распределения параметров рассмотрим на примере первой траекторной точки. На рис. 1 показано поле поступательной температуры и продольной вдоль оси *x* скорости, а на рис. 2 даны поля проекций скорости на оси *y* и *z*. Исходные данные расчета даны в подписях к каждому рисунку. К особенностям поля течения следует отнести:

– образование высокотемпературного сжатого слоя у лобовой поверхности СА;

– увеличенная толщина сжатого слоя у наветренной стороны лобового аэродинамического щита;
– резкое падение поступательной температуры в зоне отрывного течения за боковой кромкой аэродинамического щита;
– достаточно высокая температура в ближнем следе (~ 2500 K), что оказывается важным при анализе радиационного нагрева задней поверхности СА;
– наличие возвратно-вихревого движения над задней поверхностью СА, элементы которого хорошо видны на 3-х рисунках с проекциями скорости.

Весьма интересным является распределение чисел Маха, показанном на рис. 3. На этом рисунке видны как минимум две зоны дозвукового движения: вблизи критической точки обтекания лобового аэродинамического щита и в зоне возвратно-вихревого движения за задней поверхностью СА. Последнее, как видно из рис. 3, *b*, связано с возвратно-вихревым движением газа, когда в области течения с координатой $x \sim 250$ см , $y \sim 130$ см наблюдаются два встречных потока. Поэтому естественно, что существует объемная зона, имеющая в сечении серпообразную форму, в которой скорость падает до нуля. Эта дозвуковая зона и показана на рис. 3. Что касается рис. 2, то из него хорошо видны области направленных вдоль осей *y* и *z* потоков.

На рис. 4 показаны массовые доли CO_2 и CO (см. подписи на рисунках). Из этих рисунков хорошо видно, что в областях заметной диссоциации CO_2 вплоть до $Y \sim 0.25$, в частности в сжатом слое, образуется много окиси углерода (до уровня $Y \sim 0.5$). Распределение массовых долей вдоль критической линии тока показано на рис. 10 (слева). Откуда также видно, что в сжатом слое образуется много атомарного кислорода (до $Y \sim 0.2$) и молекулярного кислорода (до $Y \sim 0.05$). Атомарного углерода образуется мало ($Y \sim 10^{-5}$).

Главной излучающей компонентом является двуокись углерода. Об этом можно судить по спектральному составу радиационных тепловых потоков, достигающих поверхности СА на разных участках поверхности (рис. 8). Два локальных максимума при $\omega \sim 2325$ см$^{-1}$ и $\omega \sim 3703$ см$^{-1}$ отвечают колебательным полосам CO_2 (т.н. полосы 2.5 мкм и 4.3 мкм). При этом видно, что эти полосы наблюдаются как на лобовой поверхности, так и на задней поверхности. При этом, на лобовой поверхности хорошо идентифицируются полосы в видимой и ближней ультрафиолетовой областях ($20000 < \omega < 80000$ см$^{-1}$), хотя их интенсивность заметно ниже. Здесь излучают молекулы CO и O_2. О том, что решающий вклад в радиационный нагрев поверхности вносят колебательные полосы CO_2 (сначала полоса 4.3 мкм, а затем – 2.7 мкм) видно из распределений кумулятивных функций на рис. 9. Для точек № 1 и 6 на поверхности полуторократное увеличение радиационных потоков приходится на ближнюю ультрафиолетовую область.

Радиационный нагрев лобовой и задней поверхности определяется разной температурой нагретого объема. Для лобовой поверхности поступательная и колебательная температуры достигают $\sim 6000 \div 7000$ K. Это означает, что в соответствии с законом смещения Вина, максимум излучательной способности приходится на $\omega \sim 20000 \div 24000$ см$^{-1}$.

Температура газа в ближнем следе достигает уровня $T \sim 1000 \div 3000$ K. Максимум излучательной способности в этом случае лежит в спектральном диапазоне $\omega \sim 3400 \div 10350$ см$^{-1}$ (и меньше).

Приведенные оценки дают общее представление, но надо иметь в виду, что как сжатый слой у лобовой поверхности, так и область ближнего и дальнего следа весьма неоднородна, поэтому правильное решение этой задачи возможно лишь при решении уравнения переноса излучения для спектральной интенсивности, результаты чего приведены на рис. 8 и 9.

Распределения колебательных температур O_2 и CO_2 показаны на рис. 5 и 6. Сравнение с распределением поступательной температуры показывает, что в области ближнего следа течение сильно неравновесное. Заметим, что вопрос о роли неравновесности в радиационном нагреве марсианского спускаемого аппарата остается открытым.

Важнейшие результаты расчетов радиационной аэротермодинамики СА представлены на рис. 7, где для первой точки траектории показаны плотности конвективного и интегрального радиационного тепловых потоков вдоль меридиональной плоскости СА (плоскость $z = 0$). Поверхность СА считается каталитической, поэтому тепловой поток включает в себя теплопроводностную и диффузионную составляющие. Интегральный радиационный тепловой поток рассчитывался с использованием 99-ти групповой спектральной модели методом дискретных направлений (Ray-tracing method).

Наибольшее значение плотности конвективного теплового потока ($Q_w \sim 13$ Вт/см^2) достигается в окрестности сферического сегмента лобового аэродинамического щита. Значения, восстановленные из обратной задачи для летных экспериментальных данных очень близки указанным. Эти и последующие данные по рассчитанному конвективному нагреву при сопоставлении летными экспериментальными данными показывают, что компьютерная модель NERAT(3D) предсказывает ламинарный конвективный нагрев с хорошей точностью. При этом заметим, что различие между расчетными данными, полученными с использованием кодов LAURA и DPLR [1] также остается небольшим для ламинарного нагрева.

Радиационный нагрев лобового щита более чем на порядок ниже конвективного (рис. 7). Однако задняя поверхность СА нагревается уже в основном излучением, хотя плотность радиационного теплового потока остается невысокой, $q_R \sim 0.2$ Вт/см^2. По мере спуска в атмосфере Марса радиационный нагрев задней поверхности непрерывно возрастает. Максимальные значения интегрального радиационного теплового потока на задней поверхности приведены в таблице 4. Подчеркнем, что для каждой траекторной точки в статье приведены расчетные данные в порядке, рассмотренном для 1-й траекторной точки (рис. 1–10). Это провести анализ закономерностей изменения радиационно-газодинамических параметров вдоль всей траектории.

Отметим, что плотность интегрального радиационного теплового потока на задней поверхности марсианских спускаемых аппаратов распределена довольно равномерно, а ее величина составляет $q_R \sim 1 \div 5$ Вт/см^2. Впервые такой уровень нагрева марсианского СА был предсказан в [19, 20].

4. Заключение

С использованием авторского компьютерного кода NERAT(3D) выполнены пространственные расчеты обтекания марсианского спускаемого аппарата EDL MSL и сопоставления с летными экспериментальными данными по конвективному нагреву лобовой поверхности. Показано хорошее совпадение для условий ламинарного обтекания.

Представлены прогностические данные по спектральному и интегральному радиационному нагреву поверхности марсианского СА. Вдоль всего теплонапряженного участка траектории плотность радиационного теплового потока задней поверхности СА составляет величину $q_R \sim 0.2 \div 2$ Вт/см^2.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 16-01-00379, а также в рамках программы фундаментальных исследований РАН.

Литература

1. Edquist, K.T., Hollis, B.R., Johnston, C.O., Bose, D., White, T.R., and Mahzari, M., “Mars Science Laboratory Heat Shield Aerothermodynamics: Design and Reconstruction,” JSR, 2014. Vol.51. No.4. Pp.1106–1124.
2. Edquist K.T. Afterbody Heating Predictions for a Mars Science Laboratory Entry Vehicle. AIAA paper 2005-4817, 2005, 12 p.
3. 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, No.1, pp. 9–23.

4. Surzhikov S.T. TC3: Convective and Radiative Heating of MSRO For Simplest Kinetic Models. Proc. HTGR Workshop ESA SP-583. 2005. Pp. 55–62.
5. Surzhikov S.T. TC3: Convective and Radiative Heating of MSRO, Predicted by Different Kinetic Models. Proc. 2nd HTGR Workshop. ESA SP-629. 2006. (CD-ROM).
6. Surzhikov S., Omaly P. MSRO convective and radiative heating. AIAA Paper 08-1274. 2008. 43 p.
7. Omaly P., Surzhikov S. Prediction of Flow Field around Model of MSRO by NERAT-2D and NERAT-3D codes. Proc. 3rd HTGR Workshop. ESA SP-667. 2008. (CD-ROM).
8. Omaly P., Surzhikov S. 3D Model of Aerothermodynamics of Descent Space Vehicles. Proc. 3rd HTGR Workshop. ESA SP-667. 2008. (CD-ROM).
9. Суржиков С.Т. Радиационная газовая динамика спускаемых космических аппаратов. Многотемпературные модели. М.: ИПМех РАН. 2013. 701 с.
10. Omaly P., Rouzaud O., Surzhikov S. Radiation Heat Transfer Models for Re-Entry Aerothermodynamics. Proc. 25th Int. Symp. On Rarefied Gas Dynamics. 2006. Pp. 909–914.
11. Surzhikov S.T., Omaly P. Radiative Gas Dynamics of Martian Space Vehicles. AIAA paper 2011-0452. 2011. p. 28.
12. Surzhikov S., Omaly P. Two-Dimensional Radiative Gasdynamics of One of Possible Shapes of the Exomars Space Vehicles. Proceedings of the 4th European Workshop on High Temperature Gas Radiation at Atmospheric Entry. 12–15 October 2010. Lausanne, Switzerland. Available on CD and www-page of European Space Agency.
13. Surzhikov S., Omaly P. Radiative Gasdynamics of Exomars at Angle of Attack. Proceedings of the 4th European Workshop on High Temperature Gas Radiation at Atmospheric Entry. 12-15 October 2010. Lausanne, Switzerland. Available on CD and www-page of European Space Agency.
14. Суржиков С.Т. Радиационно-конвективный нагрев марсианских зондов//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Т. 14, вып. 2. 11с. http://chemphys.edu.ru/issues/2013-14-2/articles/408/
15. Суржиков С.Т. Неравновесная аэрофизика гиперзвукового обтекания сферы углекислым газом //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Т. 11. 7с. http://chemphys.edu.ru/issues/2011-11/articles/187/
16. Bird, R.B., Stewart, W.E., Lightfoot, E.N., “Transport Phenomena”, John Wiley & Sons. Inc. 1965.
17. Wilke, C.R., Chem. Engn. Progr. 1950. Vol.46. Pp.95–104.
18. Svehla, R.A., “Estimated Viscosities and Thermal Conductivities of Gases at High Temperatures,” *NASA TR-R-132*. 1962. 26 p.
19. Verant J.-L., Charbonnier J.M., Broc A., Dieudonne W., Spel M., Surzhikov S.T., Gromov V.G. Wake Flow Issues in Mars Aerocapture Phase. ICMAR’ 2002. Proceedings, Part 3. Novosibirsk, 1–7 July, 2002. Pp. 225–232.
20. Gromov V.G., Surzhikov S.T., Charbonnier J.-M. Convective and Radiative Heating of a Martian Space Vehicle Base Surface. Proceeding of the 4th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. 15-18 Oct. 2001. Capua, Italy. ESA SP-487. 2002. Pp. 265–269.

Статья поступила в редакцию 30 ноября 2015 г.

Таблица 4

Траекторные точки MSL в работе [1]

#	t, s	H, km	V_∞, km/s	p_∞, erg/cm^3	ρ_∞, g/cm^3	T_∞, K	α, degree	p_0, erg/cm^3	$Q_{w,c}$, W/cm^2, (T5), [1]	$Q_{w,c}$, W/cm^2, (T4), [1]	p, erg/cm^3 (T4), [1]	$Q_{w,c}$, W/cm^2 NERAT	q_R, W/cm^2 NERAT
1	45.1	59.3	5.866	4.29	0.265×10^{-7}	85.7	16.08	9120	12	10	8000	13	0.2
2	49.1	54.1	5.851	10.8	0.457×10^{-7}	127	14.79	15600	18	12	15000	20	0.3
3	55.5	46.0	5.793	32.9	0.120×10^{-6}	145	15.29	40300	30	17	38000	26	0.7
4	61.5	38.8	5.66	80.1	0.270×10^{-6}	157	15.66	86500	51	25	80000	30	1.1
5	65.1	34.7	5.515	131	0.431×10^{-6}	161	15.9	131000	63	30	110000	30	1.4
6	69.3	30.2	5.258	222	0.696×10^{-6}	168.5	16.2	192000	75	31	170000	29	2.0
7	74.0	25.8	4.862	366	1.140×10^{-6}	169.8	16.1	269000	80	30	240000	25	2.5
8	75.1	24.8	4.745	407	1.250×10^{-6}	172.1	16.09	281000	77	30	250000	23	2.7
9	80.5	20.8	4.144	629	1.860×10^{-6}	178,9	16.36	318000	58	22	260000	19	1.9
10	84.7	18.6	3.633	804	2.330×10^{-6}	182.7	16.59	308000	42	15	245000	10.1	1.9
11	90.5	16.3	3.023	1020	2.870×10^{-6}	188.1	17.17	262000	35	10	210000	5.2	1.0
12	97.6	14.5	2.426	1220	3.360×10^{-6}	192.2	17.47	198000	10	5	150000	2.2	0.5

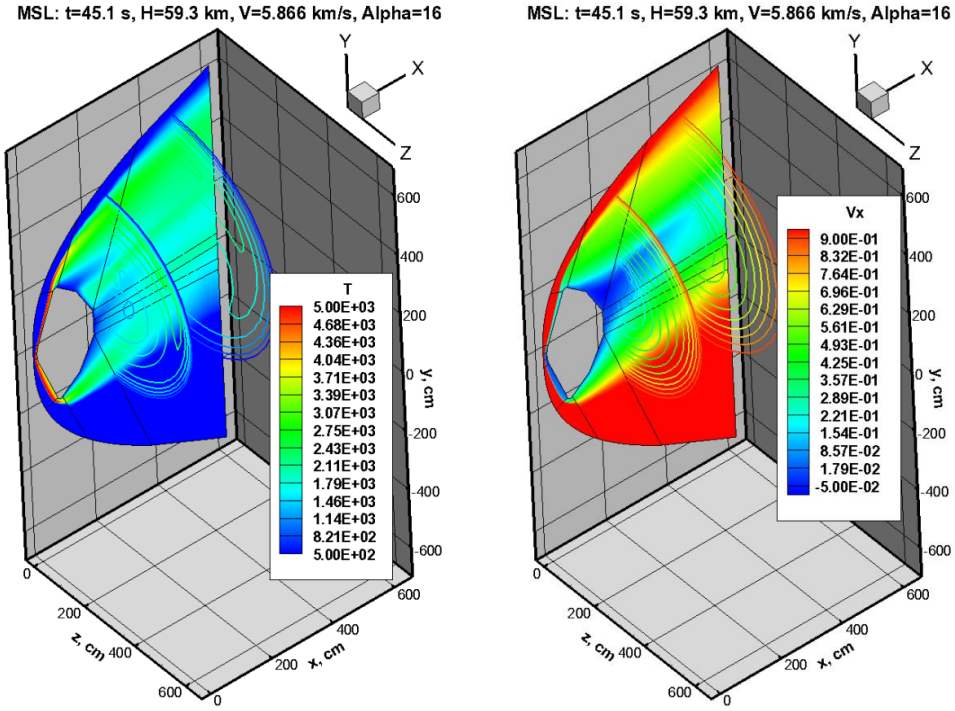


Рис. 1. Translational temperature and longitudinal velocity ($V_x = u/V_\infty$) at $t = 45.1$ с, $H = 59.3$ км, $\rho_\infty = 2.67\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 4.29$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.866$ км/с, $T = 85.7$ K, $\alpha = 16.08°$

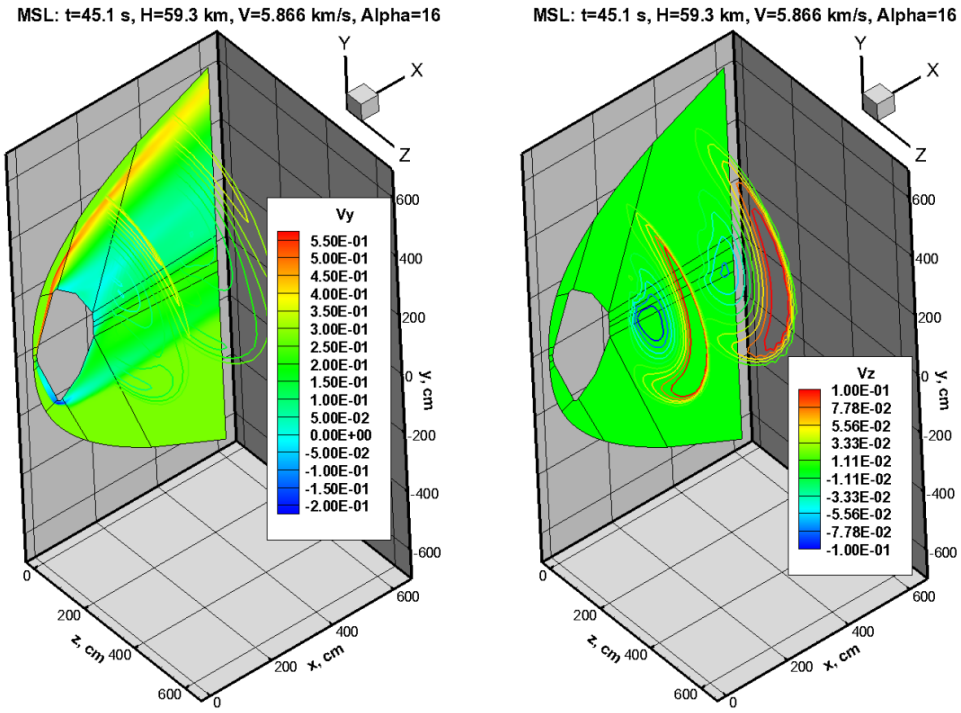


Рис. 2. Y – component ($V_y = v/V_\infty$) and Z- component ($V_w = w/V_\infty$) of a flow velocity at $t = 45.1$ с, $H = 59.3$ км, $\rho_\infty = 2.67\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 4.29$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.866$ км/с, $T = 85.7$ K, $\alpha = 16.08°$

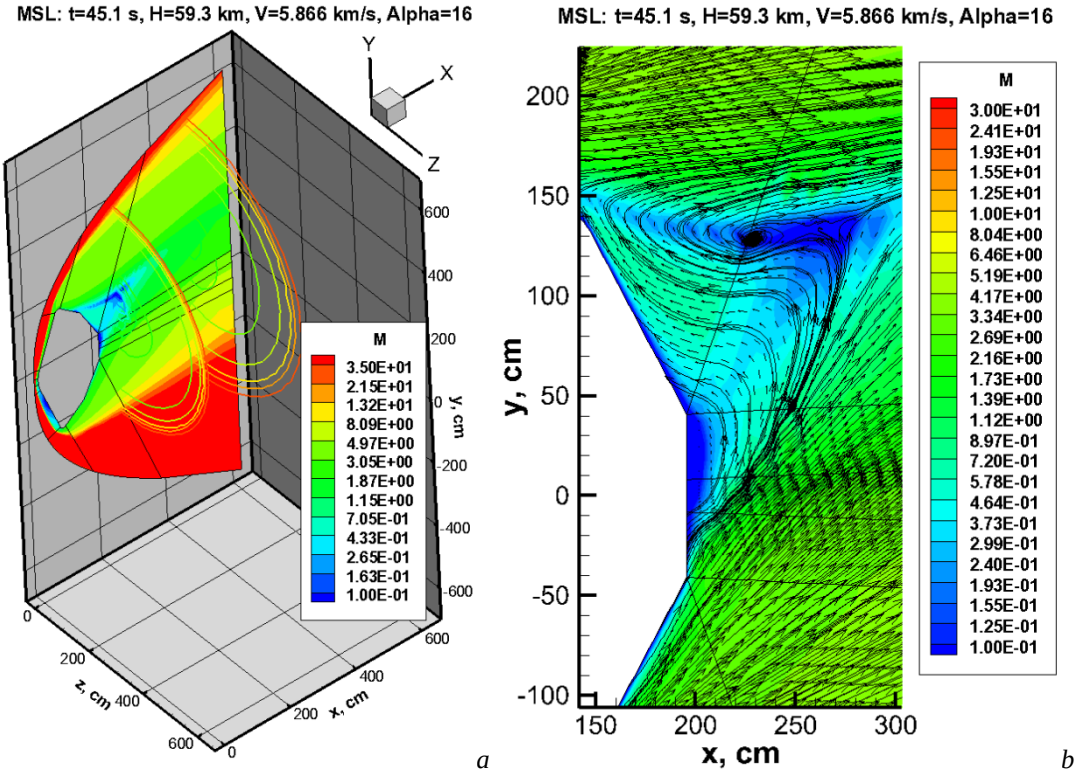


Рис. 3. Mach number at $t = 45.1$ с, $H = 59.3$ км, $\rho_\infty = 2.67\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 4.29$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.866$ км/с, $T = 85.7$ K, $\alpha = 16.08°$. Figure *b* shows structure of the reciprocal motion

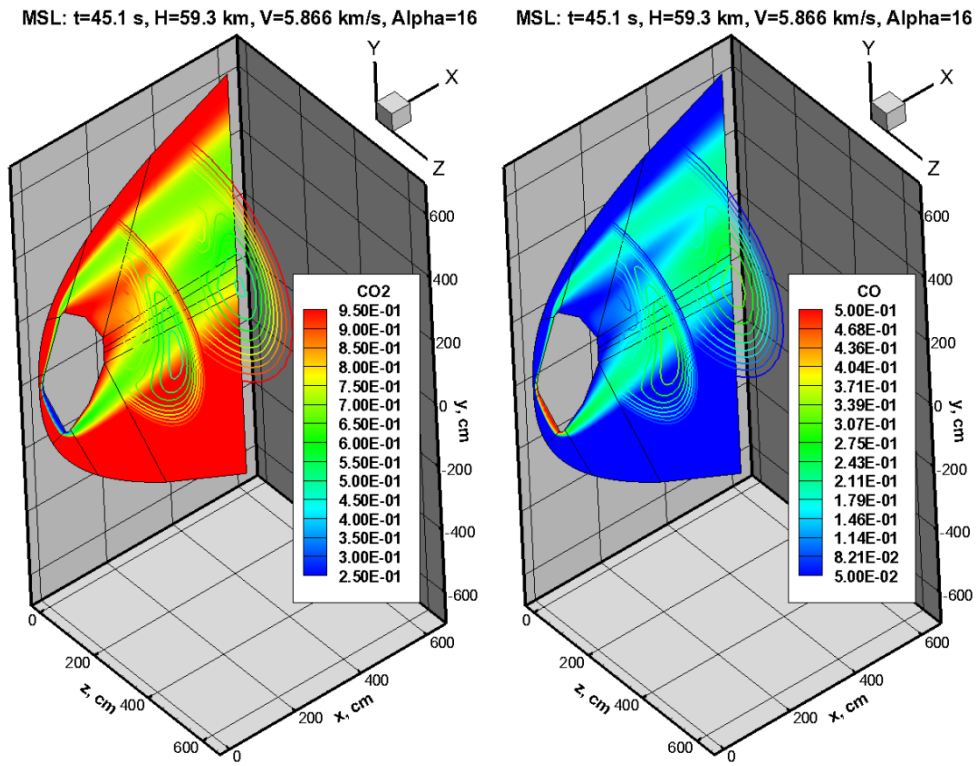


Рис. 4. Mass fraction of carbon dioxide and carbon oxide at $t = 45.1$ с, $H = 59.3$ км, $\rho_\infty = 2.67\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 4.29$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.866$ км/с, $T = 85.7$ K, $\alpha = 16.08°$

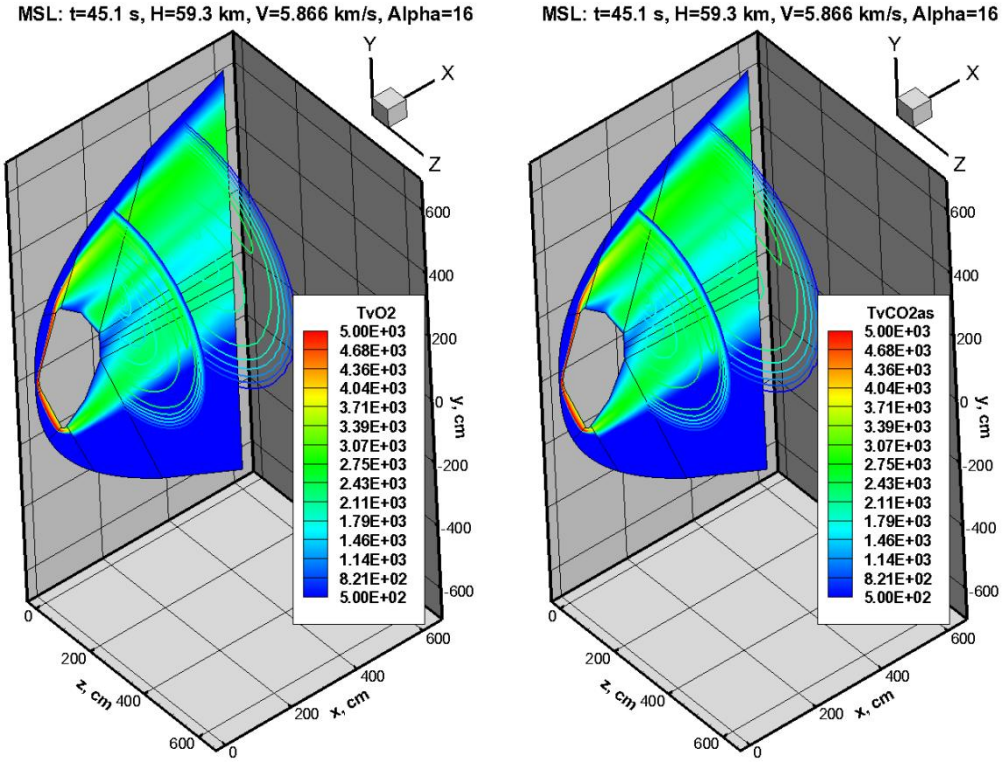


Рис. 5. Vibrational temperature of molecule O_2 and the anti-symmetric mode of CO_2 at $t = 45.1$ с, $H = 59.3$ км, $\rho_\infty = 2.67\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 4.29$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.866$ км/с, $T = 85.7$ K, $\alpha = 16.08°$

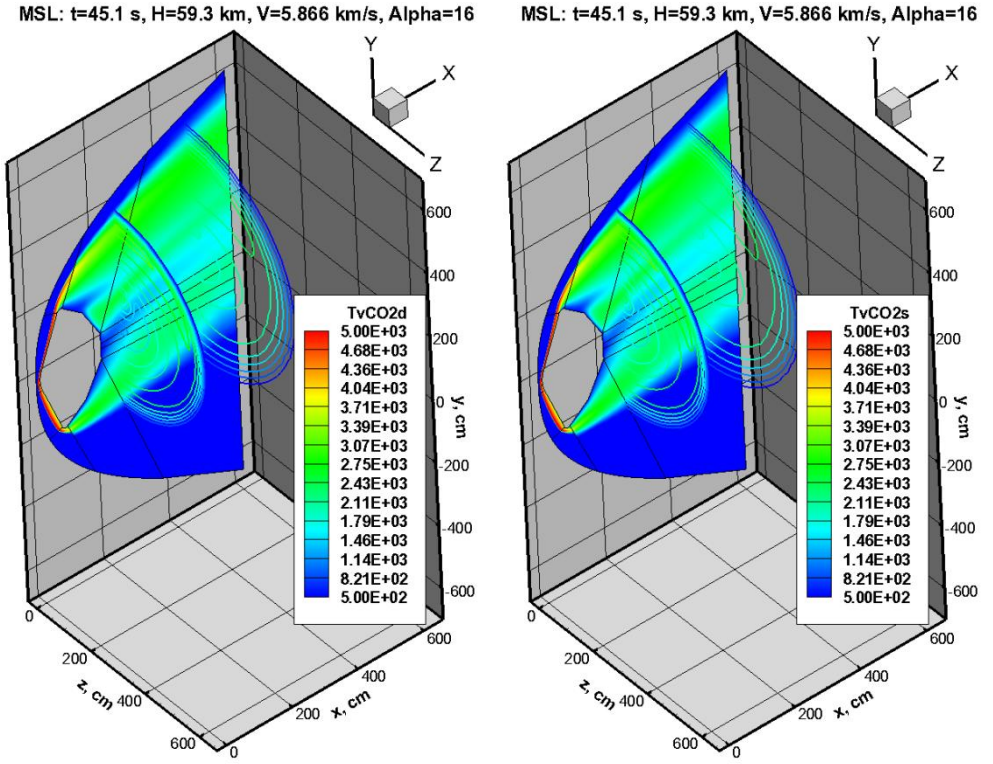


Рис. 6. Vibrational temperature of the deformation and symmetric vibrational modec of CO_2 at $t = 45.1$ с, $H = 59.3$ км, $\rho_\infty = 2.67\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 4.29$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.866$ км/с, $T = 85.7$ K, $\alpha = 16.08°$

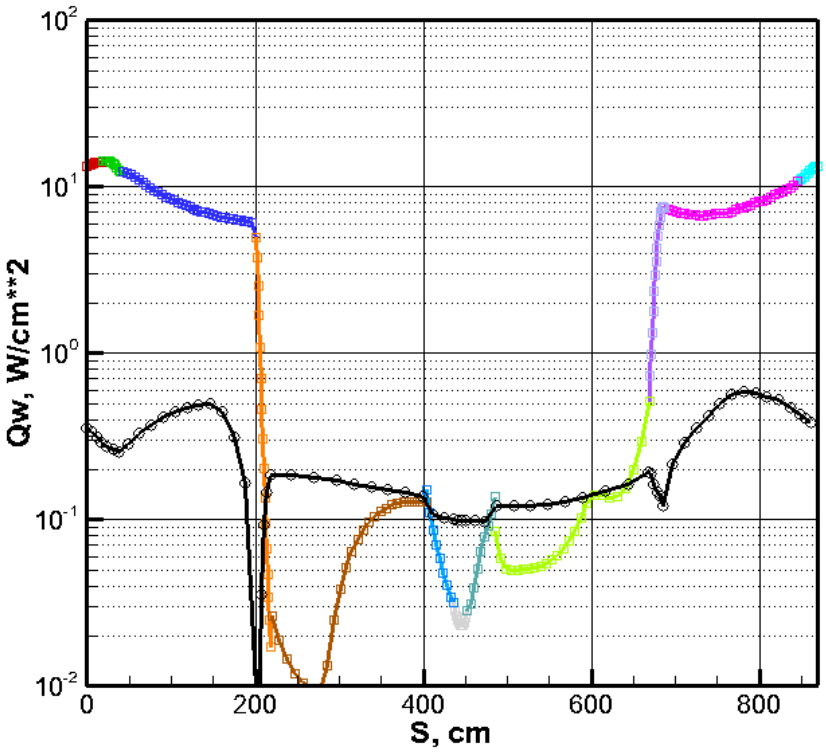


Рис. 7. Convective heat flux (color curve) and integral radiation heat flux (black line) along surface coordinate C in meridional plane. $t = 45.1$ с, $H = 59.3$ км, $\rho_\infty = 2.67\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 4.29$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.866$ км/с, $T = 85.7$ K, $\alpha = 16.08°$

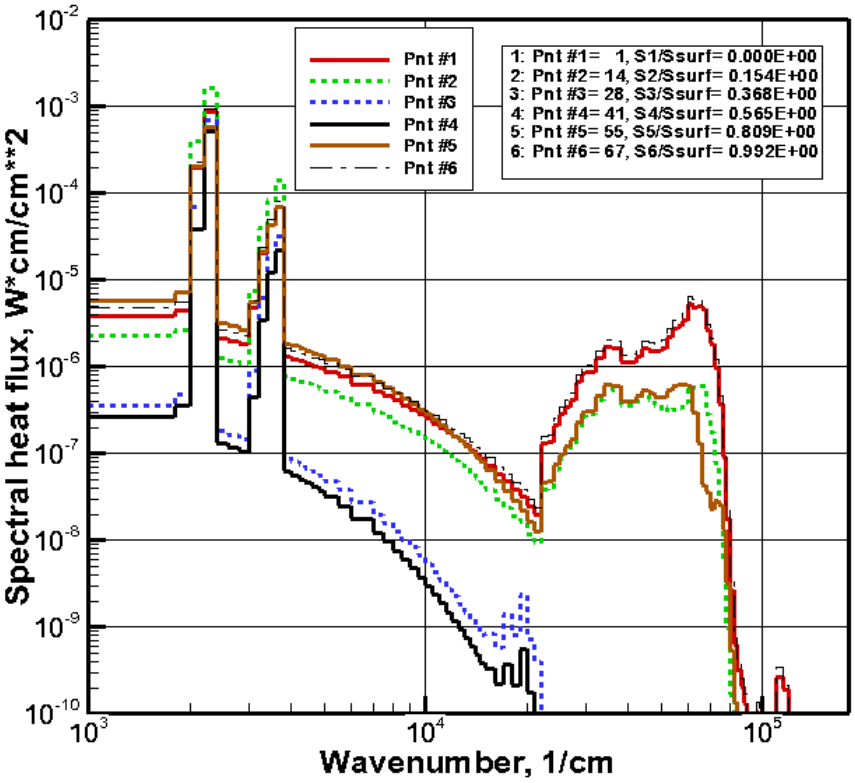


Рис. 8. Spectral radiation heat fluxec at cix pointc on the surface in meridional cross section. $t = 45.1$ с, $H = 59.3$ км, $\rho_\infty = 2.67\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 4.29$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.866$ км/с, $T = 85.7$ K, $\alpha = 16.08°$

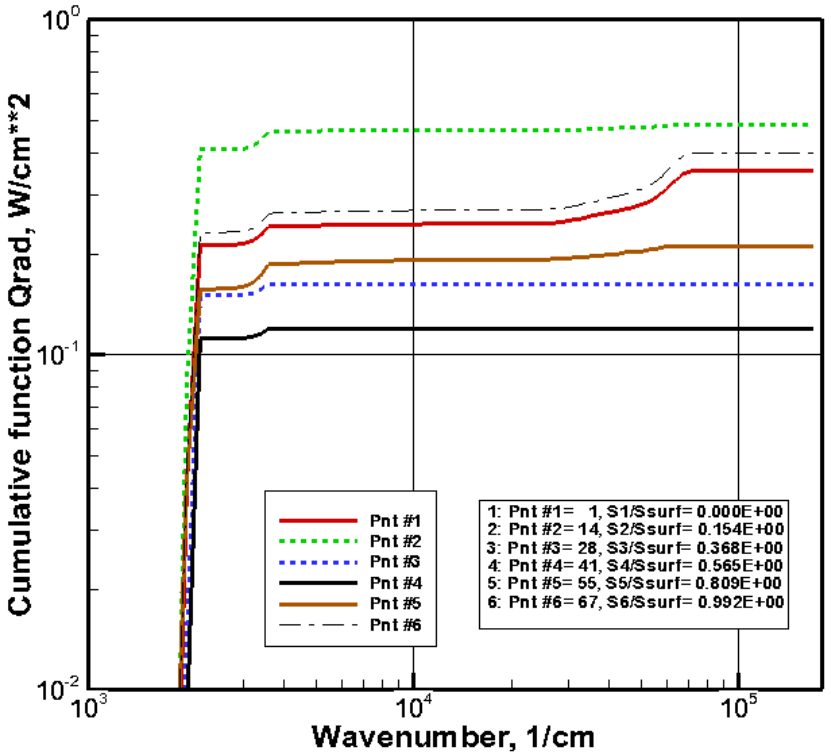


Рис. 9. Cumulative functionc of radiation heat fluxec at cix pointc on the surface in meridional cross section at $t = 45.1$ с, $H = 59.3$ км, $\rho_\infty = 2.67\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 4.29$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.866$ км/с, $T = 85.7$ K, $\alpha = 16.08°$

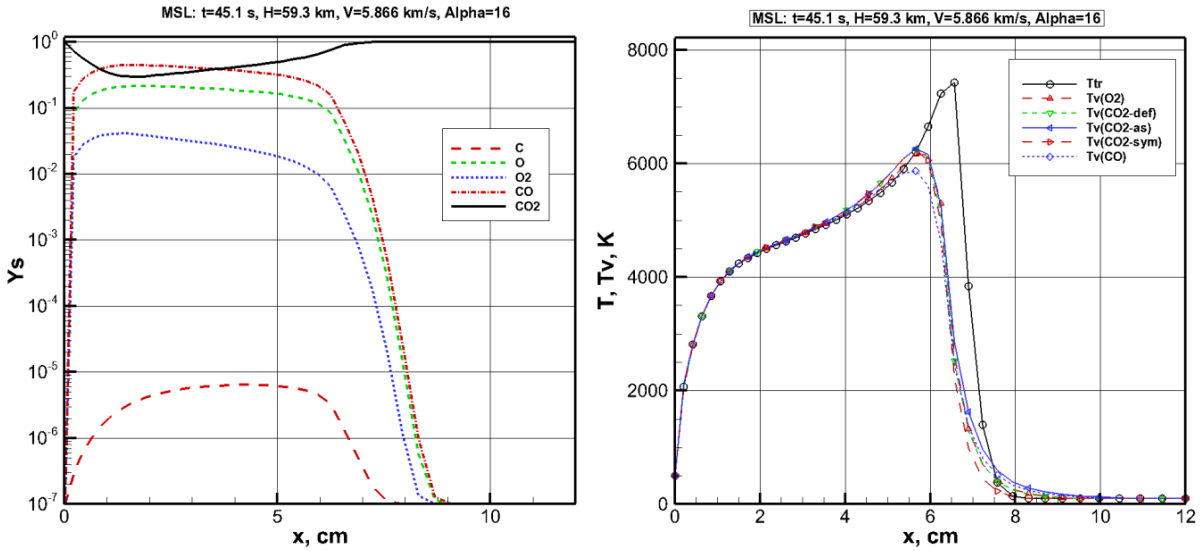


Рис. 10. Axial distributions of macc fractionc (from the left) and Translational and vibrational temperaturec (from the right) along ctarnation line at $t = 45.1$ с, $H = 59.3$ км, $\rho_\infty = 2.67\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 4.29$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.866$ км/с, $T = 85.7$ K, $\alpha = 16.08°$

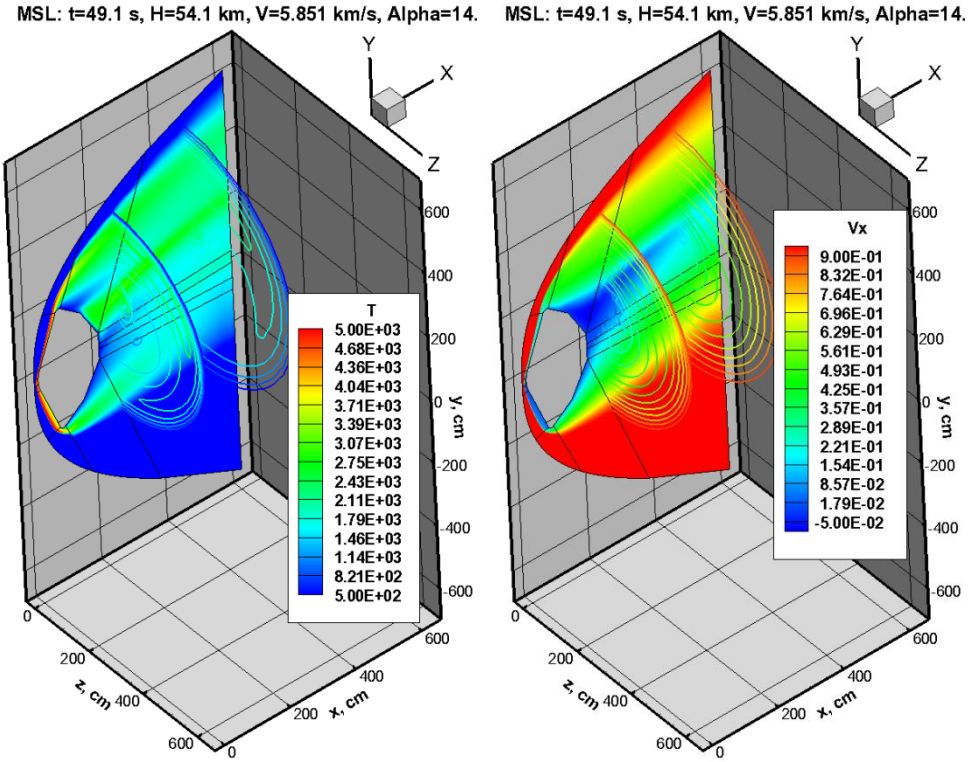


Рис. 11. Translational temperature and longitudinal velocity ($V_x = u/V_\infty$) at $t = 49.1$ с, $H = 54.1$ км, $\rho_\infty = 4.57\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 10.8$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.851$ км/с, $T = 127$ K, $\alpha = 14.79°$

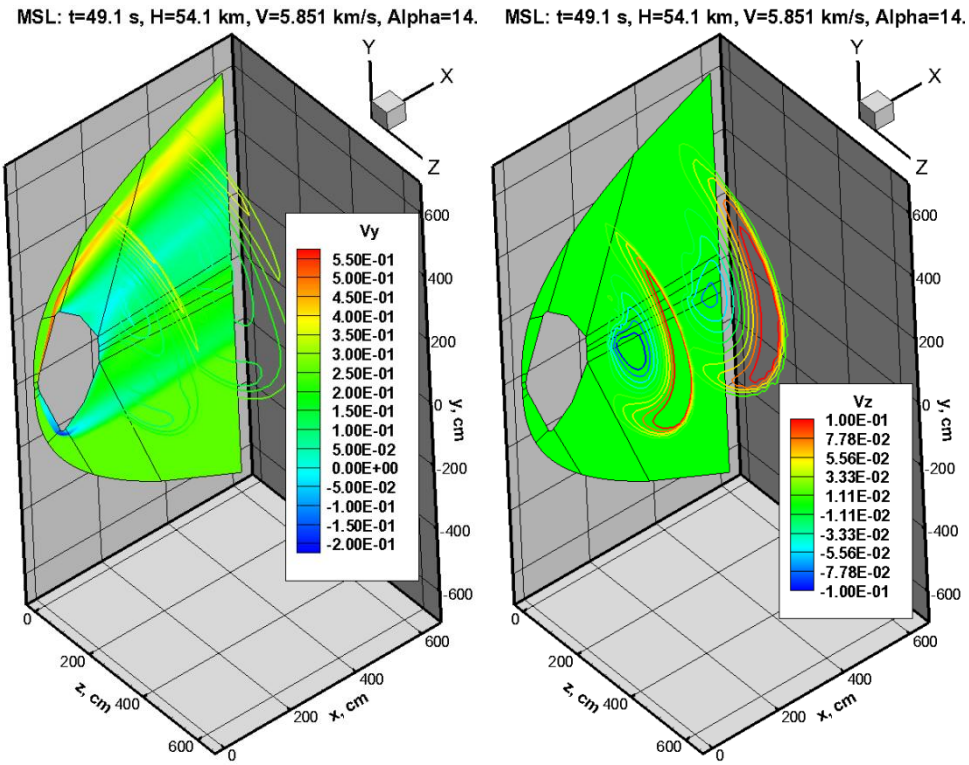


Рис. 12. Y – component ($V_y = v/V_\infty$) and Z-component ($V_w = w/V_\infty$) of a flow velocity at $t = 49.1$ с, $H = 54.1$ км, $\rho_\infty = 4.57\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 10.8$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.851$ км/с, $T = 127$ K, $\alpha = 14.79°$

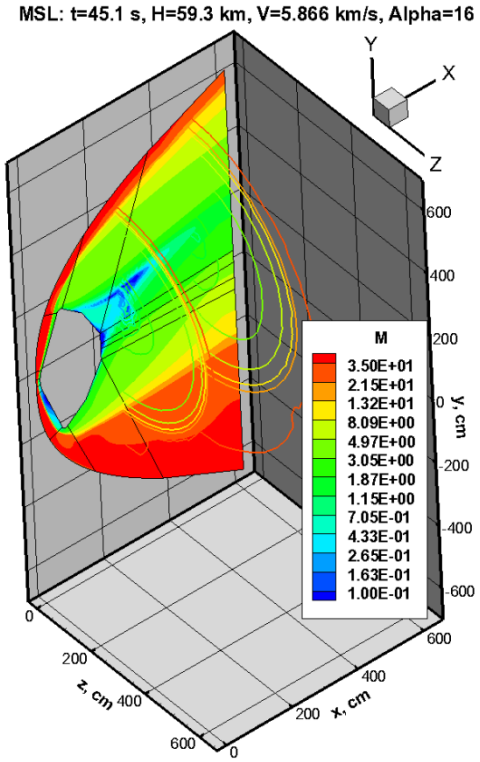


Рис. 13. Mach number at $t = 49.1$ с, $H = 54.1$ км, $\rho_\infty = 4.57\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 10.8$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.851$ км/с, $T = 127$ K, $\alpha = 14.79°$

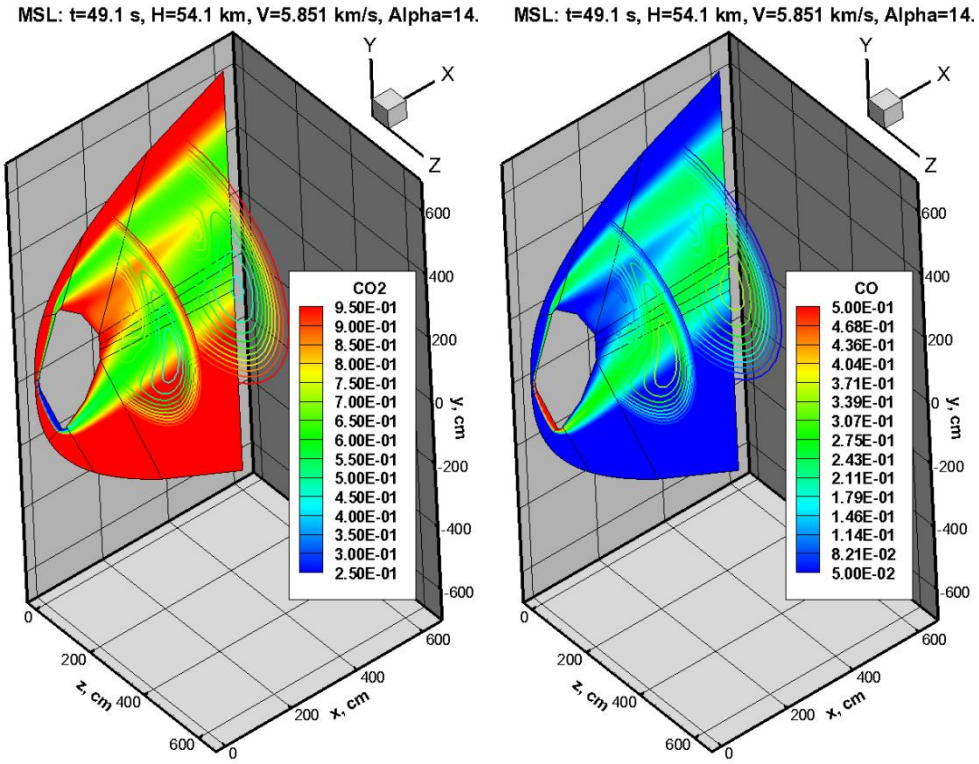


Рис. 14. Mass fraction of carbon dioxide and carbon oxide at $t = 49.1$ с, $H = 54.1$ км, $\rho_\infty = 4.57\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 10.8$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.851$ км/с, $T = 127$ K, $\alpha = 14.79°$

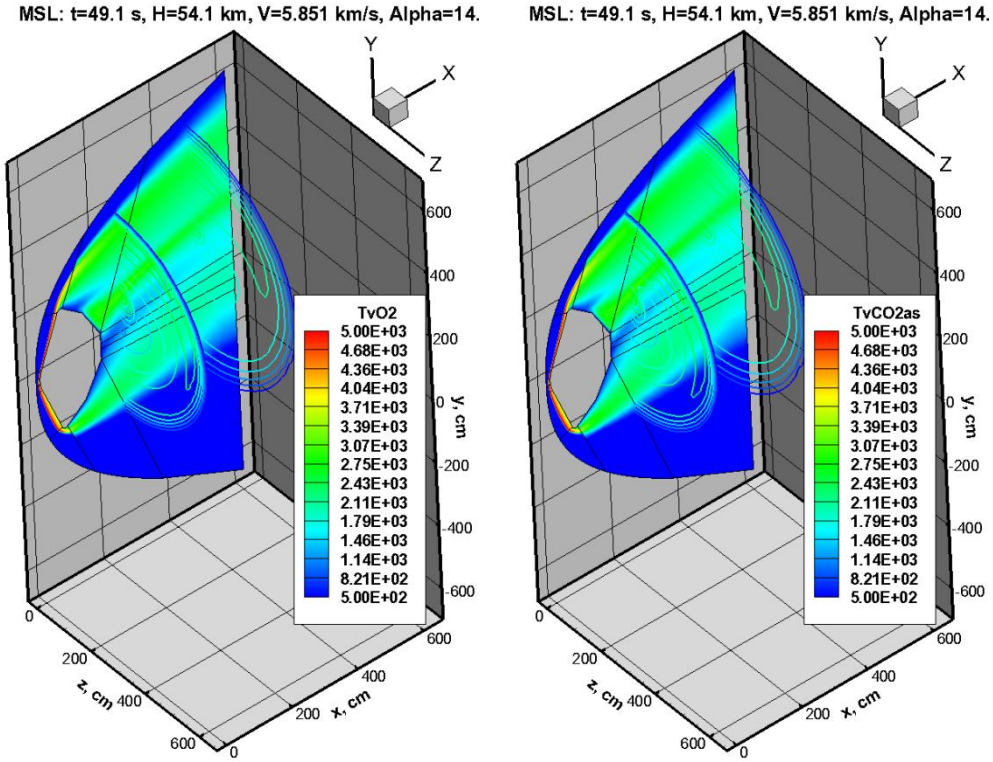


Рис. 15. Vibrational temperature of molecule O_2 and the anti-symmetric mode of CO_2 at $t = 49.1$ с, $H = 54.1$ км, $\rho_\infty = 4.57\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 10.8$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.851$ км/с, $T = 127$ K, $\alpha = 14.79°$

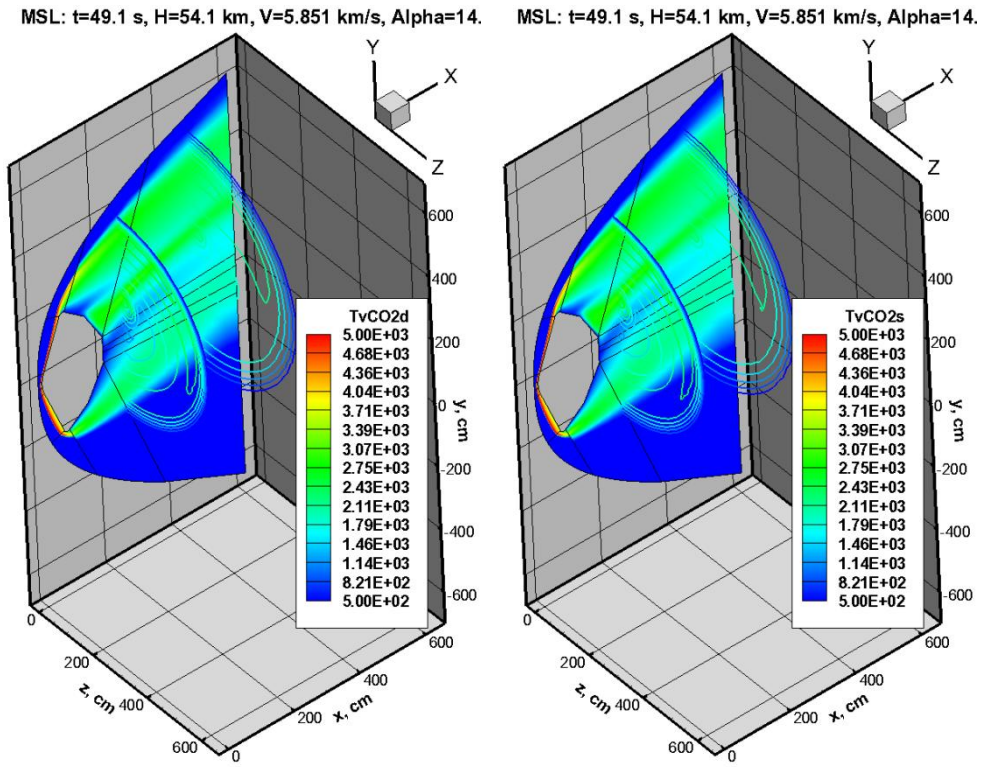


Рис. 16. Vibrational temperature of the deformation and symmetric vibrational modec of CO_2 at $t = 49.1$ с, $H = 54.1$ км, $\rho_\infty = 4.57\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 10.8$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.851$ км/с, $T = 127$ K, $\alpha = 14.79°$

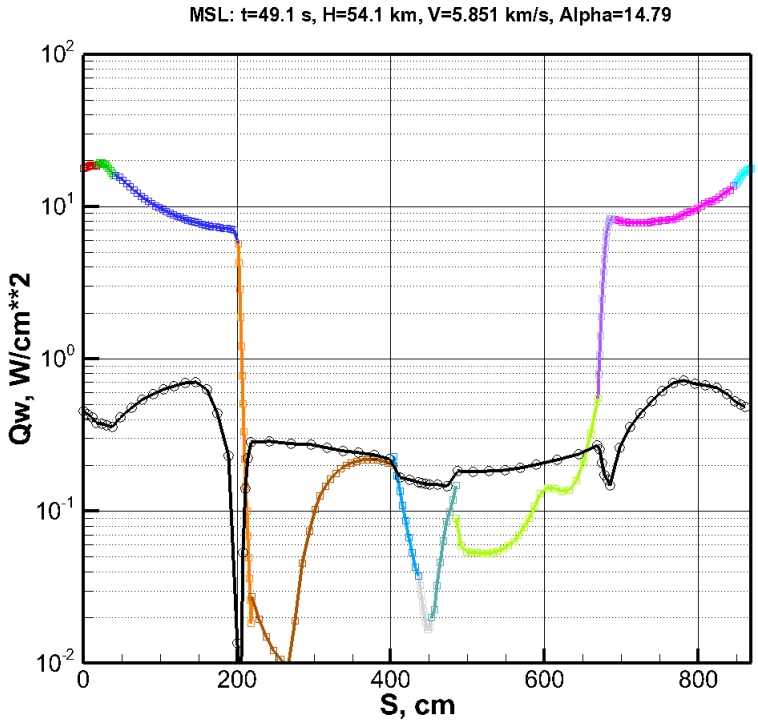


Рис. 17. Convective heat flux (color curve) and integral radiation heat flux (black line) along surface coordinate C in meridional plane. $t = 49.1$ с, $H = 54.1$ км, $\rho_\infty = 4.57\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 10.8$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.851$ км/с, $T = 127$ K, $\alpha = 14.79°$

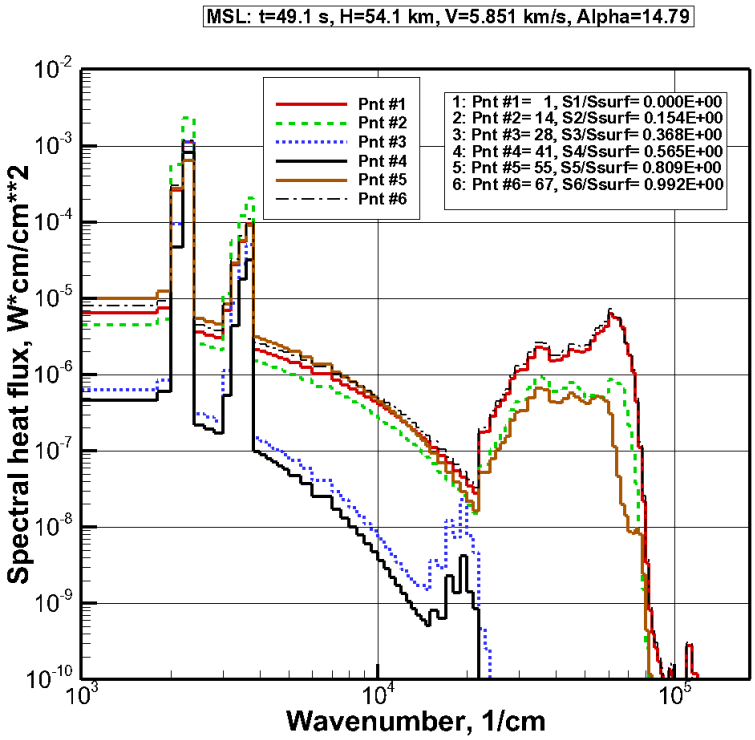


Рис. 18. Spectral radiation heat fluxec at cix pointc on the surface in meridional cross section. $t = 49.1$ с, $H = 54.1$ км, $\rho_\infty = 4.57\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 10.8$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.851$ км/с, $T = 127$ K, $\alpha = 14.79°$

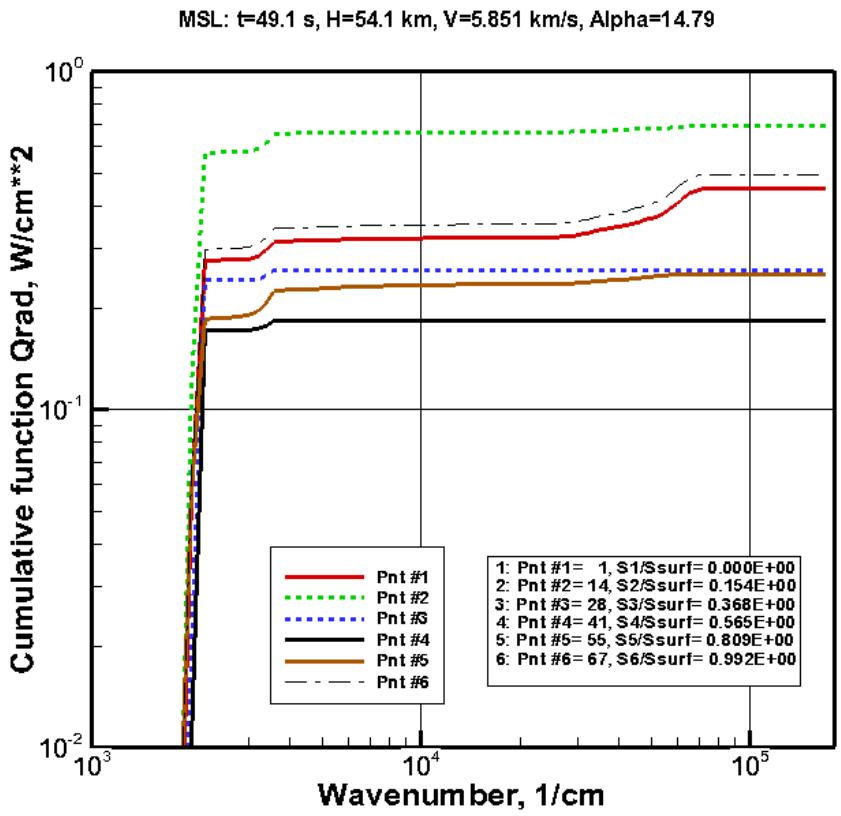


Рис. 19. Cumulative functionc of radiation heat fluxes at six points on the surface in meridional cross section at $t = 49.1$ с, $H = 54.1$ км, $\rho_\infty = 4.57\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 10.8$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.851$ км/с, $T = 127$ K, $\alpha = 14.79°$

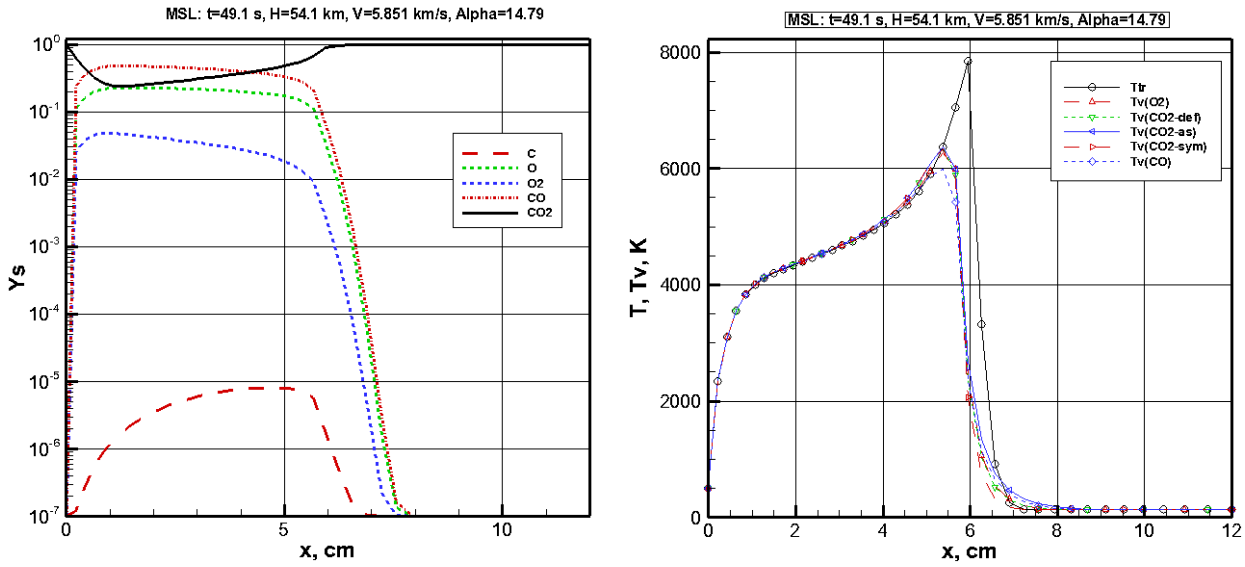


Рис. 20. Axial distributions of mass fractions (from the left) and Translational and vibrational temperatures (from the right) along stagnation line at $t = 49.1$ с, $H = 54.1$ км, $\rho_\infty = 4.57\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 10.8$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.851$ км/с, $T = 127$ K, $\alpha = 14.79°$

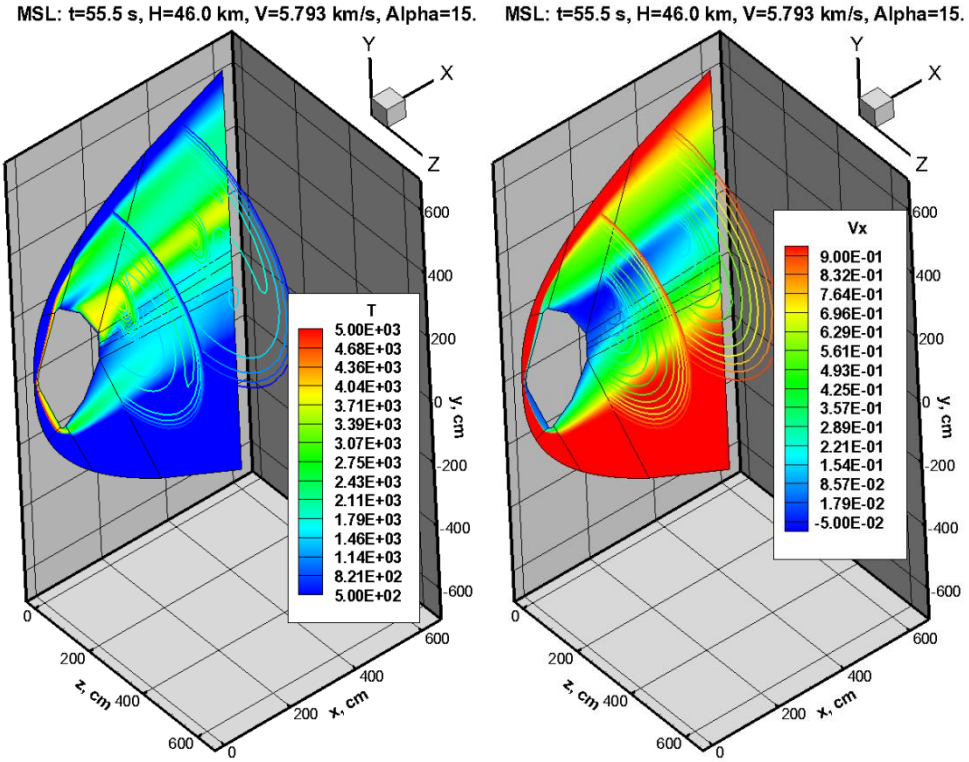


Рис. 21. Translational temperature and longitudinal velocity ($V_x = u/V_\infty$) at $t = 55.5$ с, $H = 46.0$ км, $\rho_\infty = 1.20\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 32.9$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.793$ км/с, $T = 145$ K, $\alpha = 15.29°$

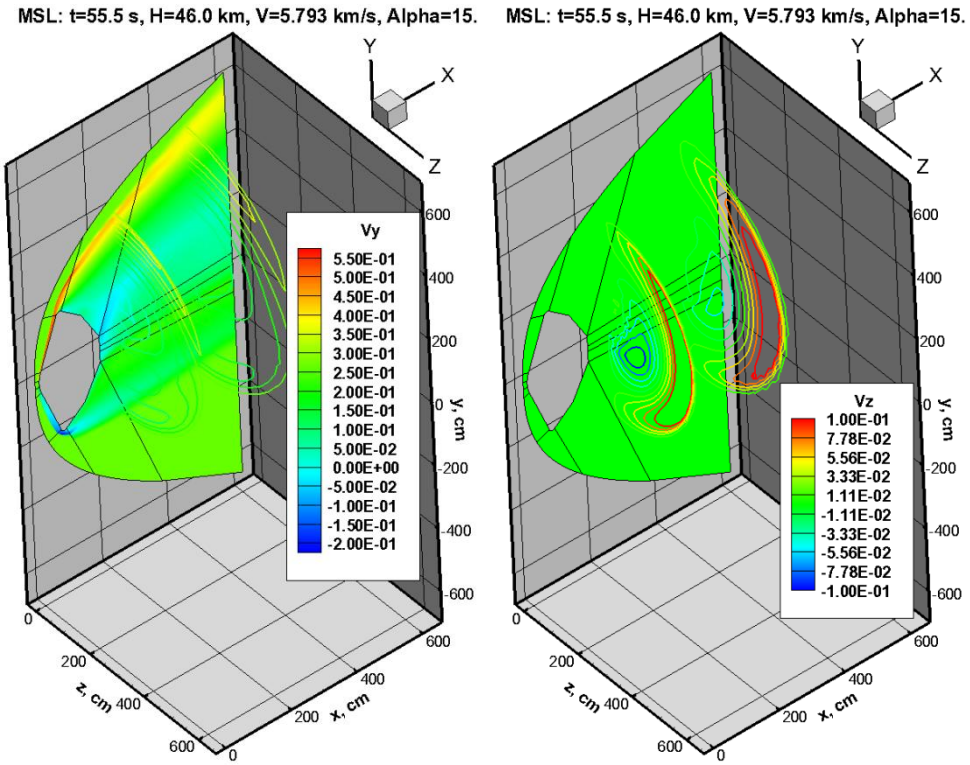


Рис. 22. Y – component ($V_y = v/V_\infty$) and Z- component ($V_w = w/V_\infty$) of a flow velocity at $t = 55.5$ с, $H = 46.0$ км, $\rho_\infty = 1.20\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 32.9$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.793$ км/с, $T = 145$ K, $\alpha = 15.29°$

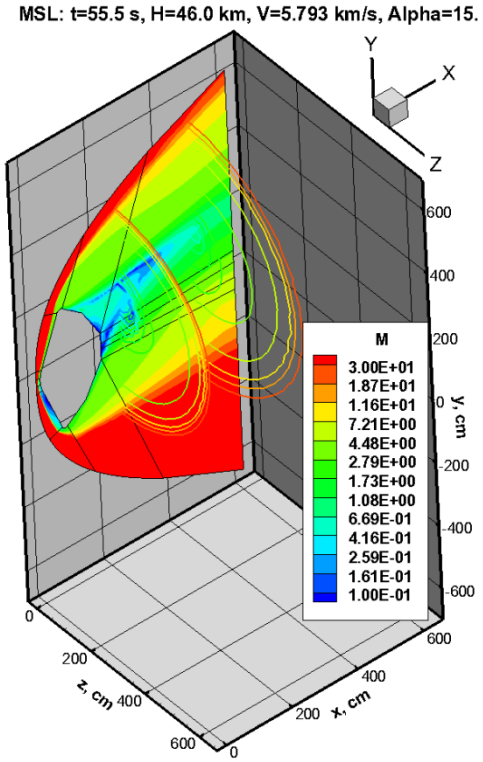


Рис. 23. Mach number at $t = 55.5$ с, $H = 46.0$ км, $\rho_\infty = 1.20\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 32.9$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.793$ км/с, $T = 145$ K, $\alpha = 15.29°$

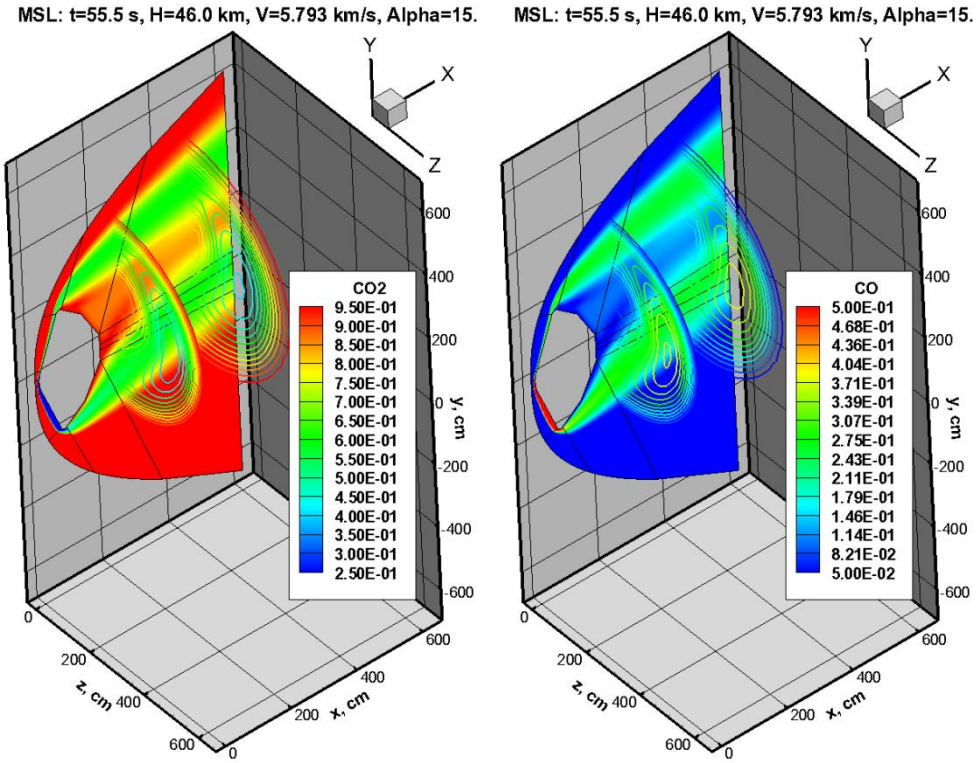


Рис. 24. Macc fraction of carbon dioxide and carbon oxide at $t = 55.5$ с, $H = 46.0$ км, $\rho_\infty = 1.20\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 32.9$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.793$ км/с, $T = 145$ K, $\alpha = 15.29°$

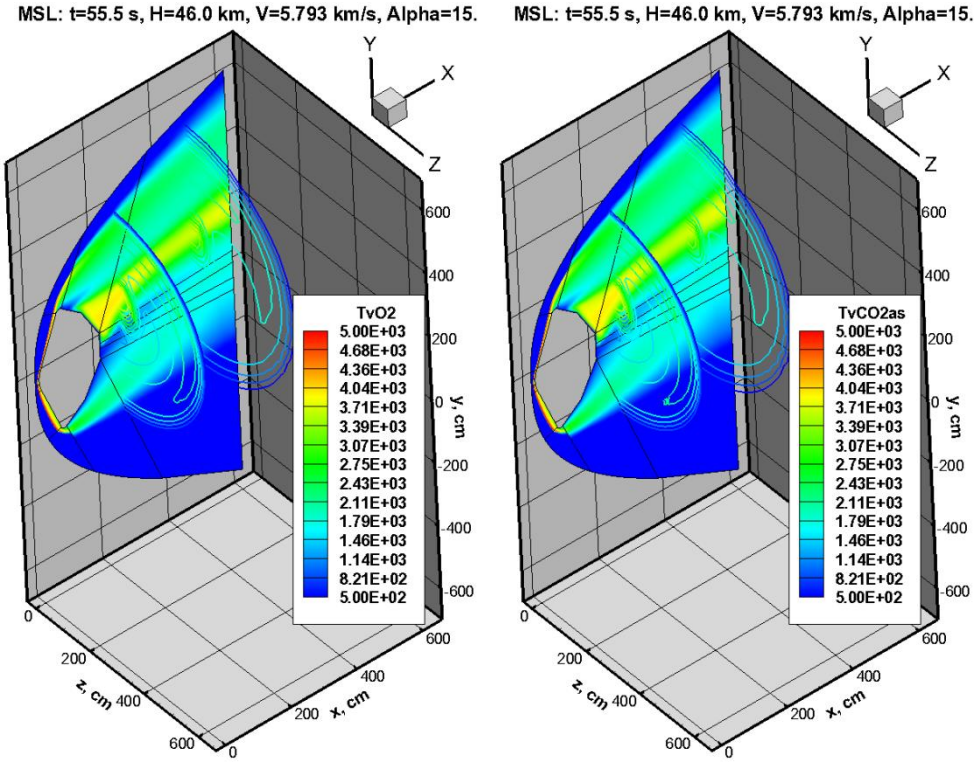


Рис. 25. Vibrational temperature of molecule O_2 and the anti-symmetric mode of CO_2 at $t = 55.5$ с, $H = 46.0$ км, $\rho_\infty = 1.20\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 32.9$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.793$ км/с, $T = 145$ K, $\alpha = 15.29°$

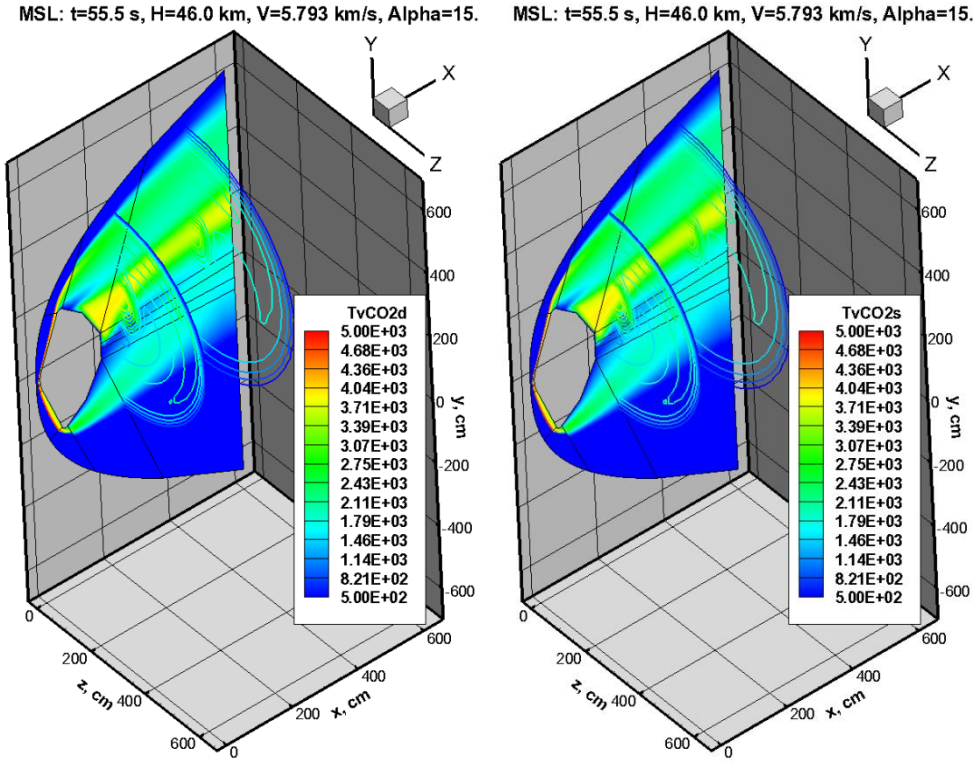


Рис. 26. Vibrational temperature of the deformation and symmetric vibrational modes of CO_2 at $t = 55.5$ с, $H = 46.0$ км, $\rho_\infty = 1.20\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 32.9$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.793$ км/с, $T = 145$ K, $\alpha = 15.29°$

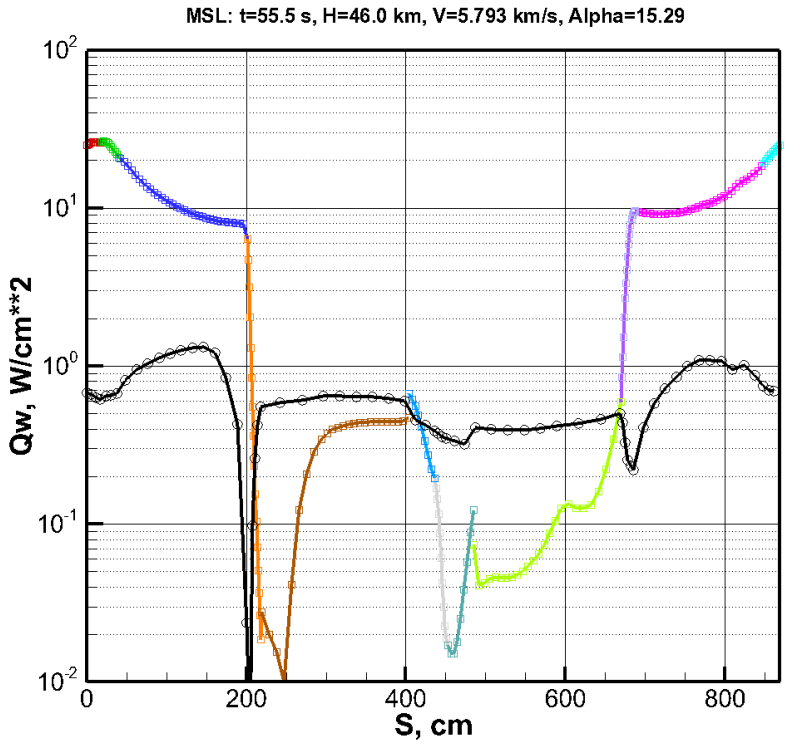


Рис. 27. Convective heat flux (color curve) and integral radiation heat flux (black line) along surface coordinate C in meridional plane. $t = 55.5$ с, $H = 46.0$ км, $\rho_\infty = 1.20\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 32.9$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.793$ км/с, $T = 145$ K, $\alpha = 15.29°$

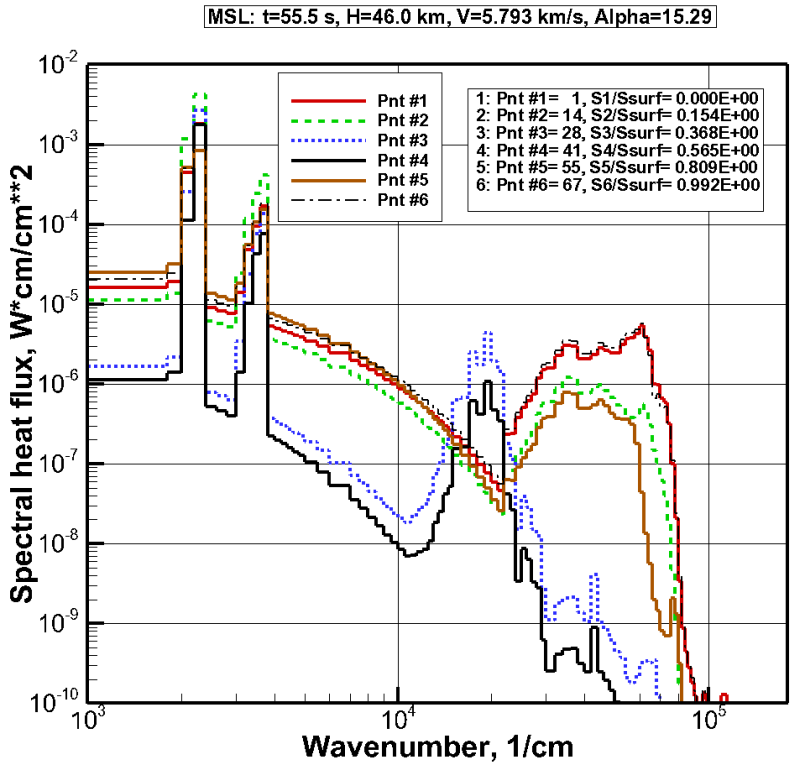


Рис. 28. Spectral radiation heat fluxec at cix pointc on the surface in meridional cross section. $t = 55.5$ с, $H = 46.0$ км, $\rho_\infty = 1.20\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 32.9$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.793$ км/с, $T = 145$ K, $\alpha = 15.29°$

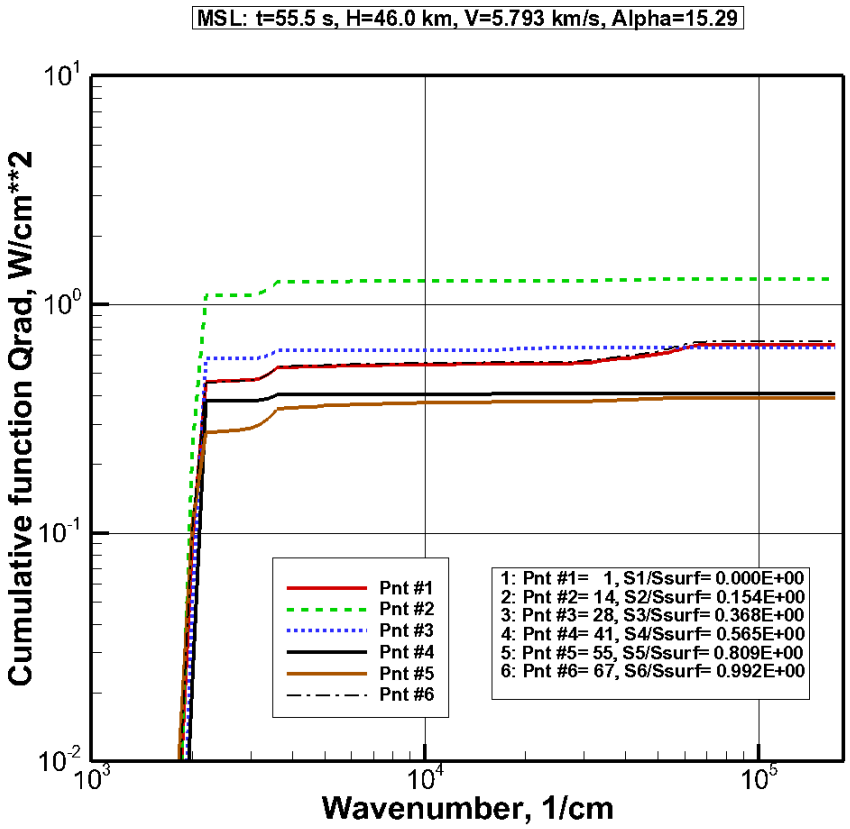


Рис. 29. Cumulative functions of radiation heat fluxes at six points on the surface in meridional cross section at $t = 55.5$ с, $H = 46.0$ км, $\rho_\infty = 1.20\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 32.9$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.793$ км/с, $T = 145$ K, $\alpha = 15.29°$

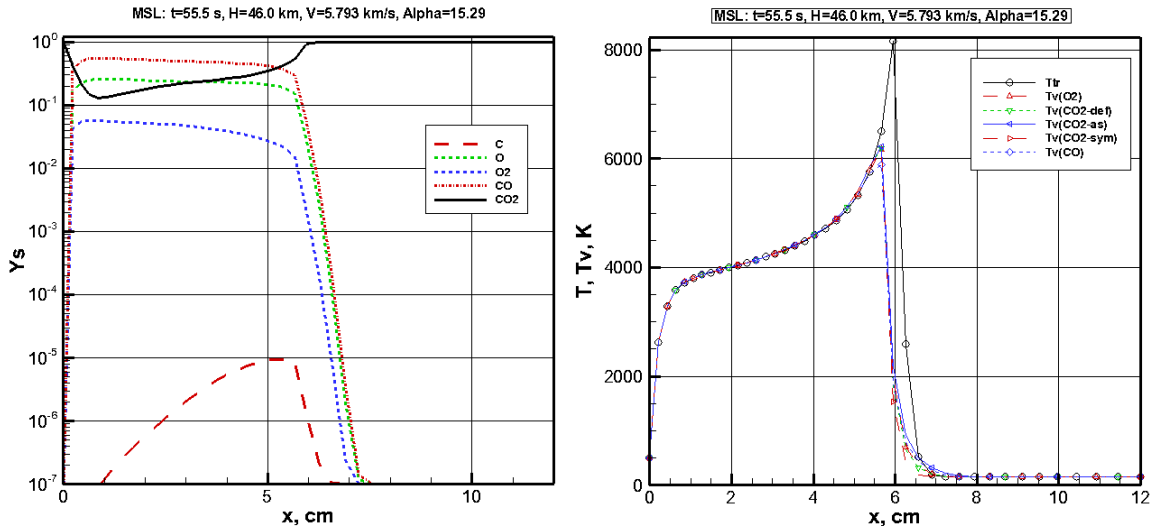


Рис. 30. Axial distributions of macc fractions (from the left) and Translational and vibrational temperatures (from the right) along stagnation line at $t = 55.5$ с, $H = 46.0$ км, $\rho_\infty = 1.20\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 32.9$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.793$ км/с, $T = 145$ K, $\alpha = 15.29°$

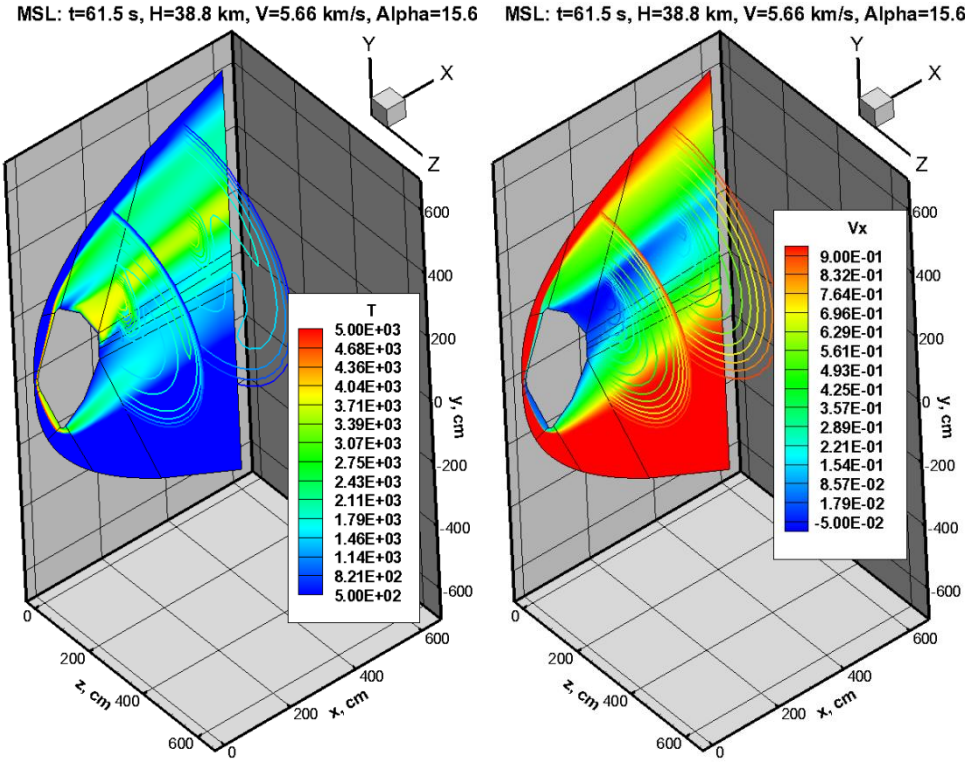


Рис. 31. Translational temperature and longitudinal velocity ($V_x = u/V_\infty$) at $t = 61.5$ с, $H = 38.8$ км, $\rho_\infty = 2.70\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 80.1$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.66$ км/с, $T = 157$ K, $\alpha = 15.66°$

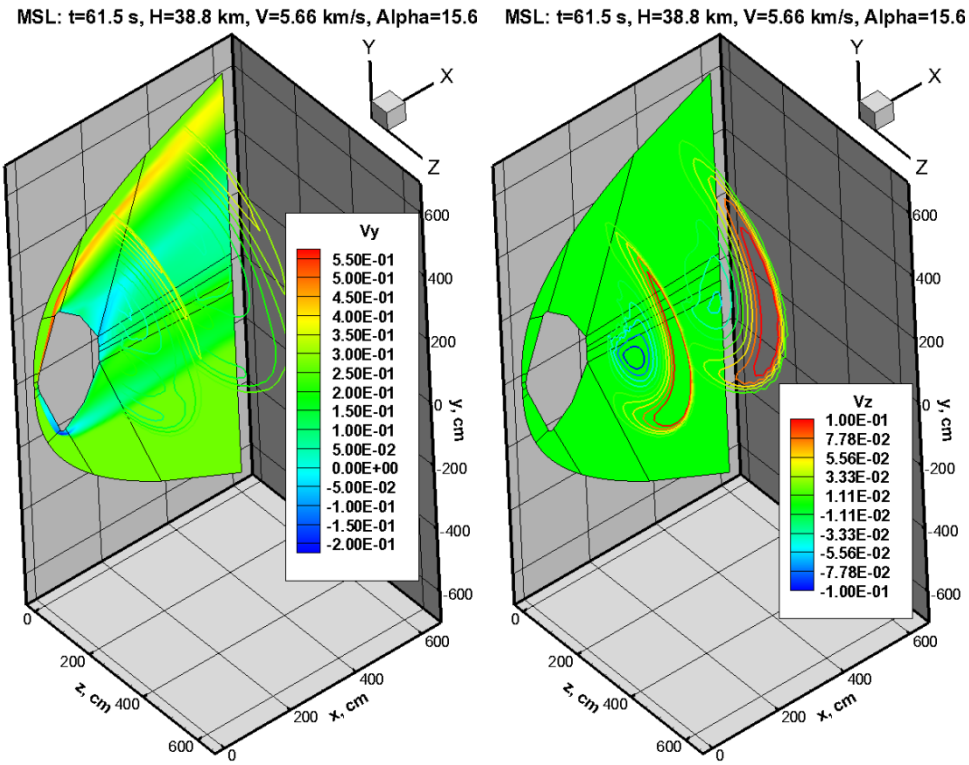


Рис. 32. *Y*-component ($V_y = v/V_\infty$) and Z-component ($V_w = w/V_\infty$) of a flow velocity at $t = 61.5$ с, $H = 38.8$ км, $\rho_\infty = 2.70\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 80.1$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.66$ км/с, $T = 157$ K, $\alpha = 15.66°$

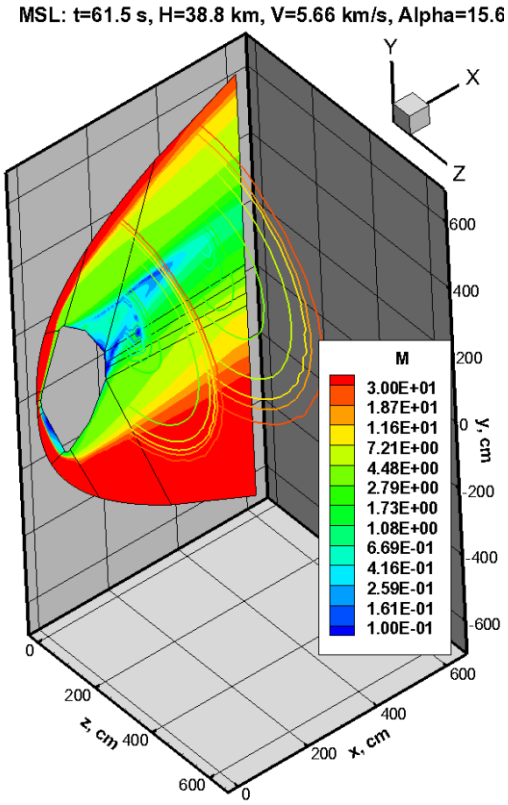


Рис. 33. Mach number at $t = 61.5$ с, $H = 38.8$ км, $\rho_\infty = 2.70\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 80.1$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.66$ км/с, $T = 157$ K, $\alpha = 15.66°$

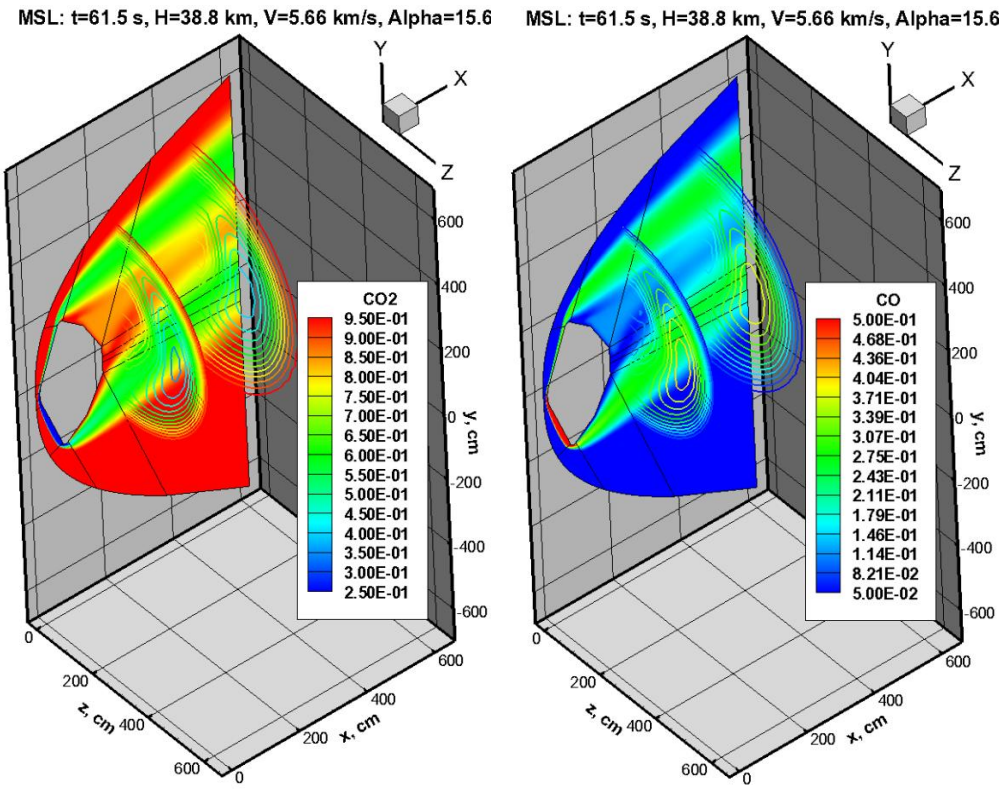


Рис. 34. Mass fraction of carbon dioxide and carbon oxide at $t = 61.5$ с, $H = 38.8$ км, $\rho_\infty = 2.70\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 80.1$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.66$ км/с, $T = 157$ K, $\alpha = 15.66°$

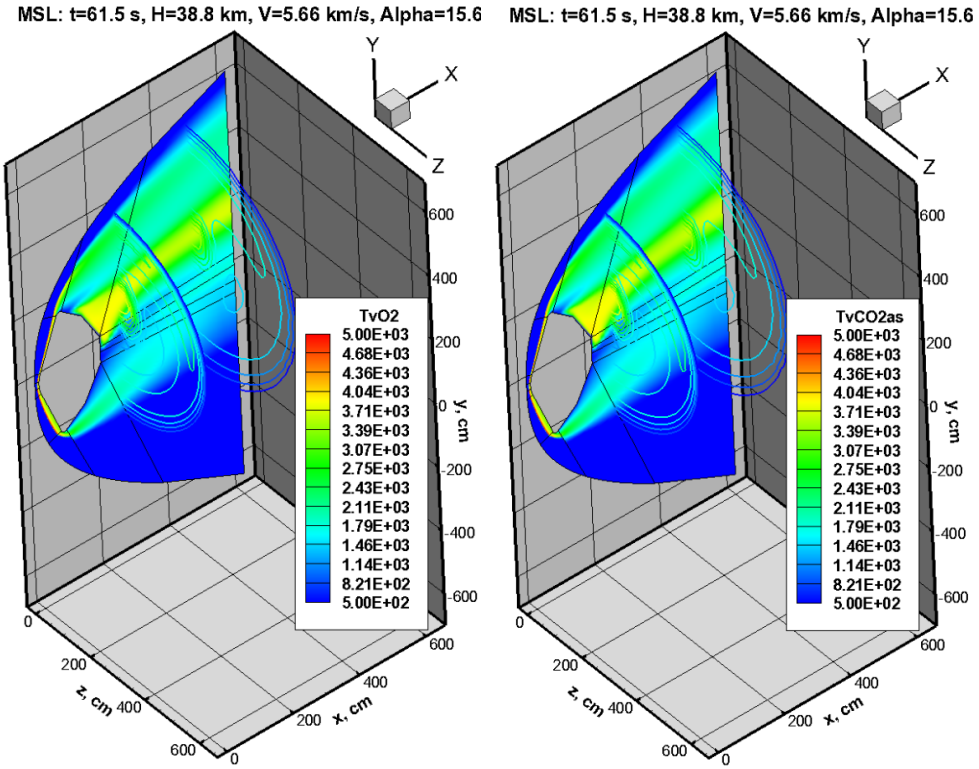


Рис. 35. Vibrational temperature of molecule O_2 and the anti-symmetric mode of CO_2 at $t = 61.5$ с, $H = 38.8$ км, $\rho_\infty = 2.70\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 80.1$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.66$ км/с, $T = 157$ K, $\alpha = 15.66°$

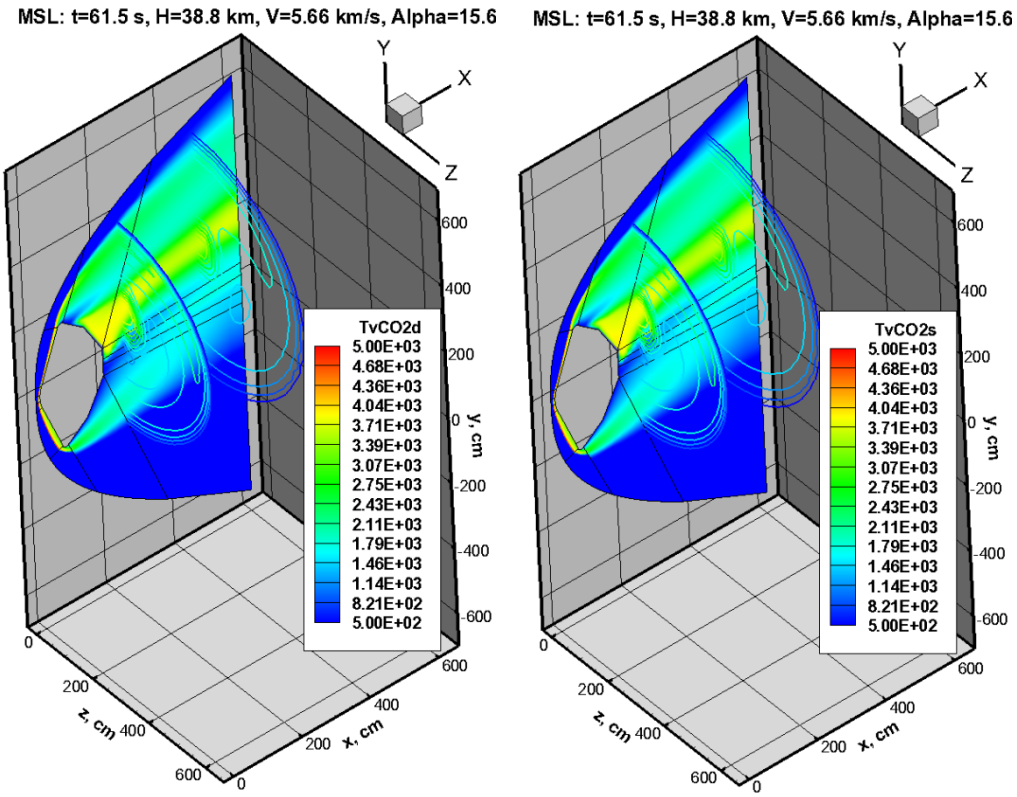


Рис. 36. Vibrational temperature of the deformation and symmetric vibrational modec of CO_2 at $t = 61.5$ с, $H = 38.8$ км, $\rho_\infty = 2.70\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 80.1$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.66$ км/с, $T = 157$ K, $\alpha = 15.66°$

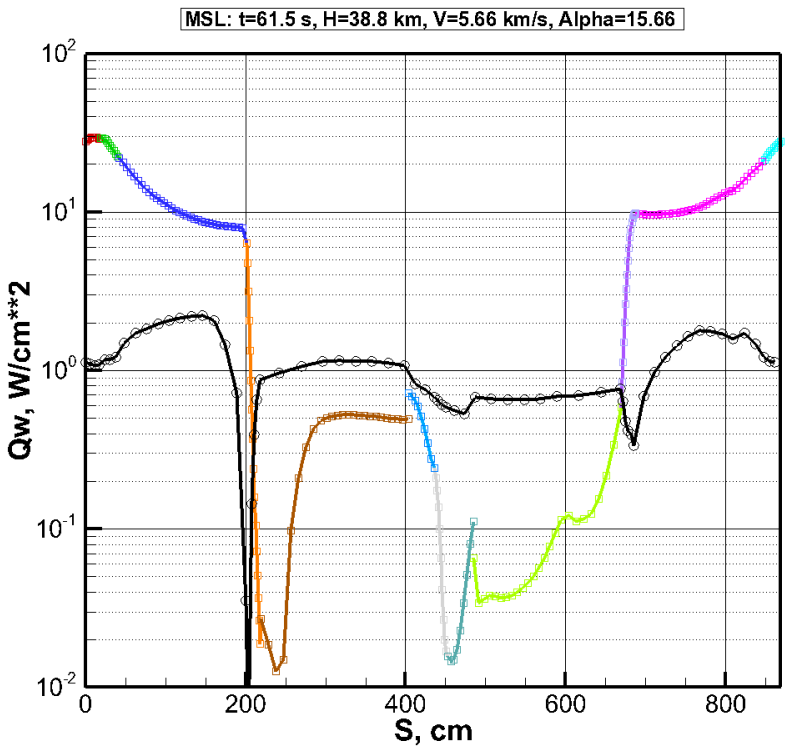


Рис. 37. Convective heat flux (color curve) and integral radiation heat flux (black line) along surface coordinate C in meridional plane. $t = 61.5$ с, $H = 38.8$ км, $\rho_\infty = 2.70\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 80.1$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.66$ км/с, $T = 157$ K, $\alpha = 15.66°$

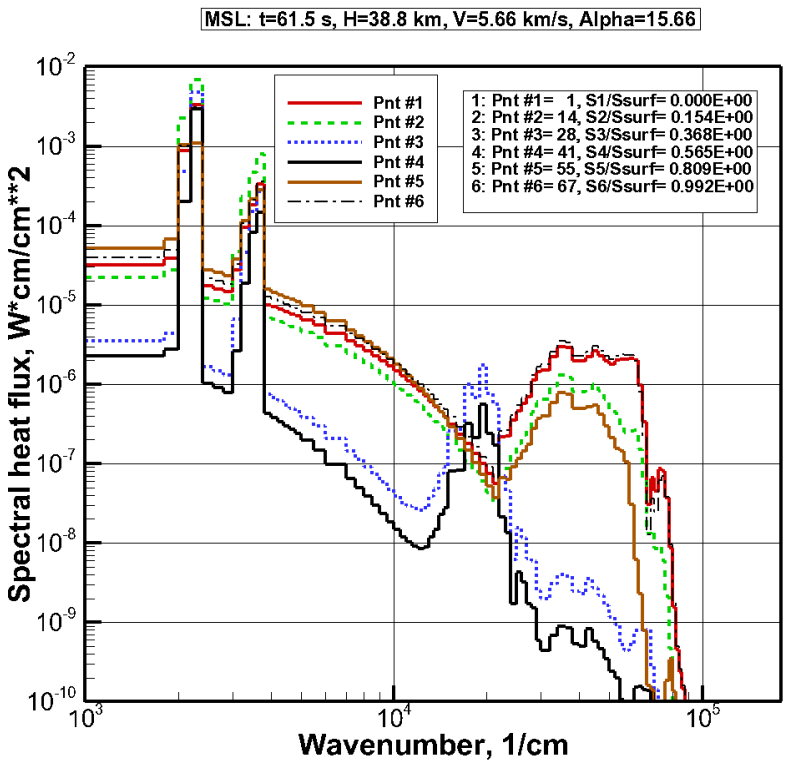


Рис. 38. Spectral radiation heat fluxes at six pointc on the surface in meridional cross section. $t = 61.5$ с, $H = 38.8$ км, $\rho_\infty = 2.70\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 80.1$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.66$ км/с, $T = 157$ K, $\alpha = 15.66°$

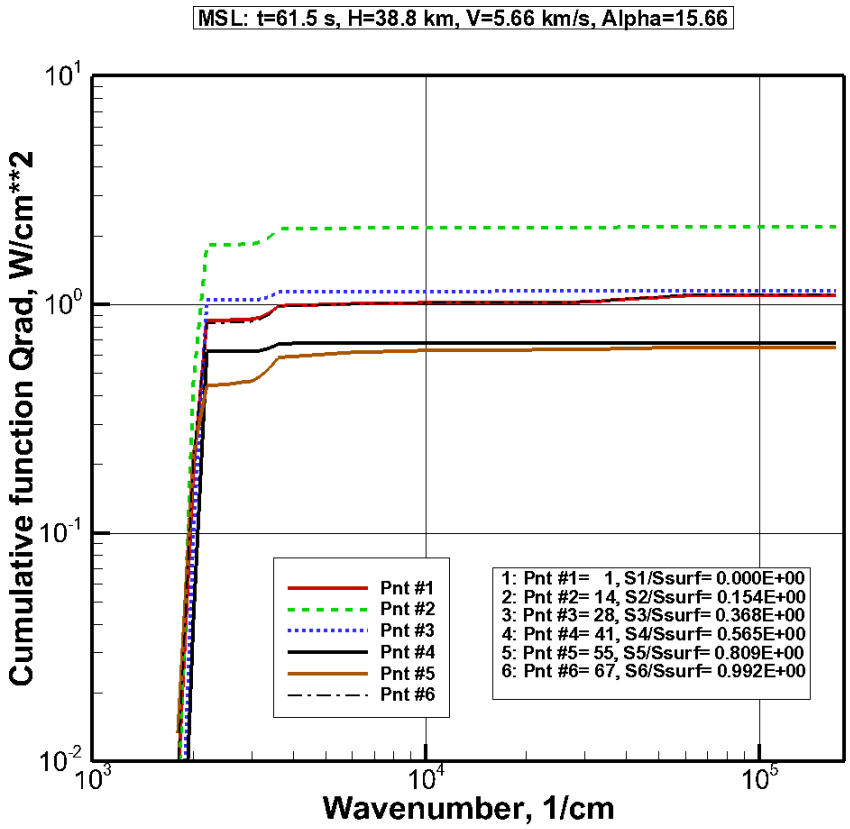


Рис. 39. Cumulative functionc of radiation heat fluxes at six pointc on the surface in meridional cross section at $t = 61.5$ с, $H = 38.8$ км, $\rho_\infty = 2.70\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 80.1$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.66$ км/с, $T = 157$ K, $\alpha = 15.66°$

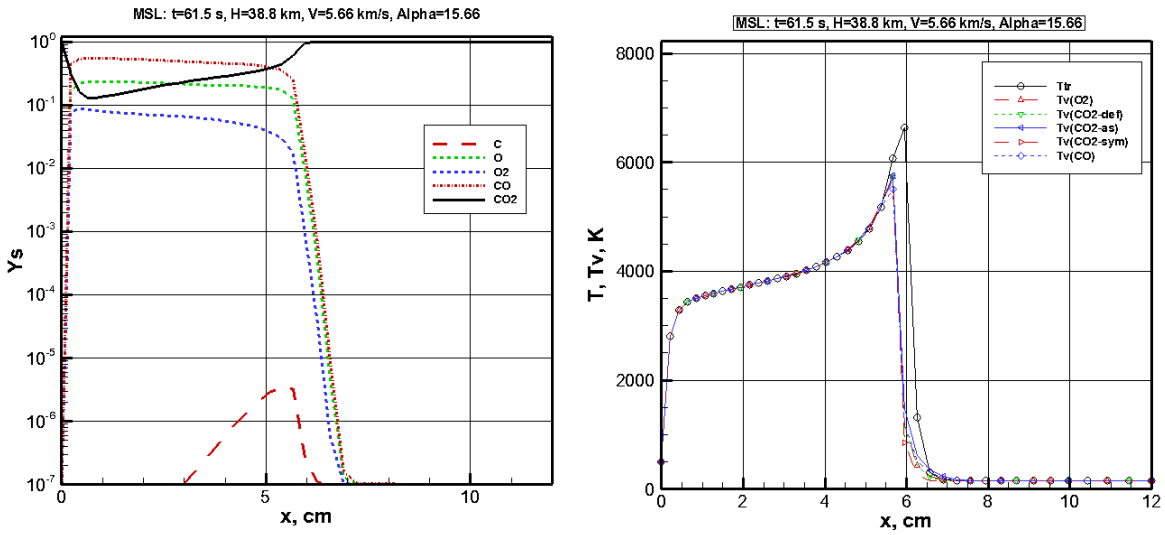


Рис. 40. Axial distributions of macc fractionc (from the left) and Translational and vibrational temperaturec (from the right) along stagnation line at $t = 61.5$ с, $H = 38.8$ км, $\rho_\infty = 2.70\times10^{-8}$ г/см^3, $p_\infty = 80.1$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.66$ км/с, $T = 157$ K, $\alpha = 15.66°$

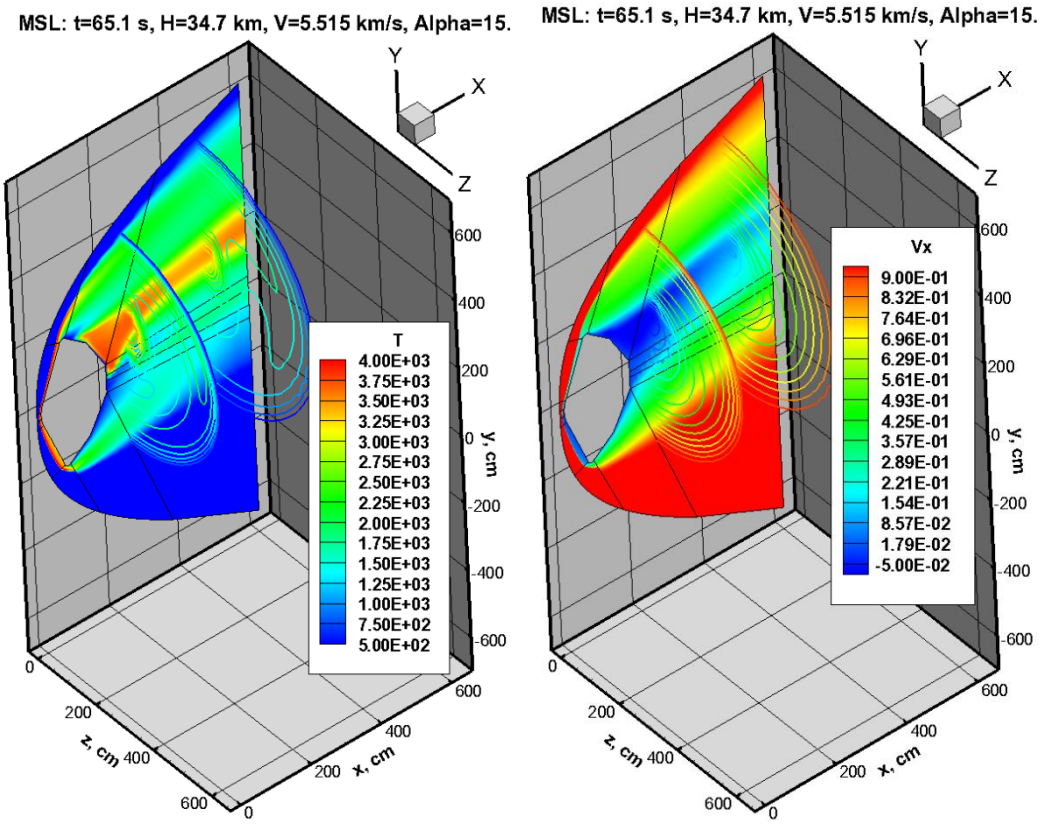


Рис. 41. Translational temperature and longitudinal velocity ($V_x = u/V_\infty$) at $t = 65.1$ с, $H = 34.7$ км, $\rho_\infty = 4.31\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 131$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.515$ км/с, $T = 161$ K, $\alpha = 15.9°$

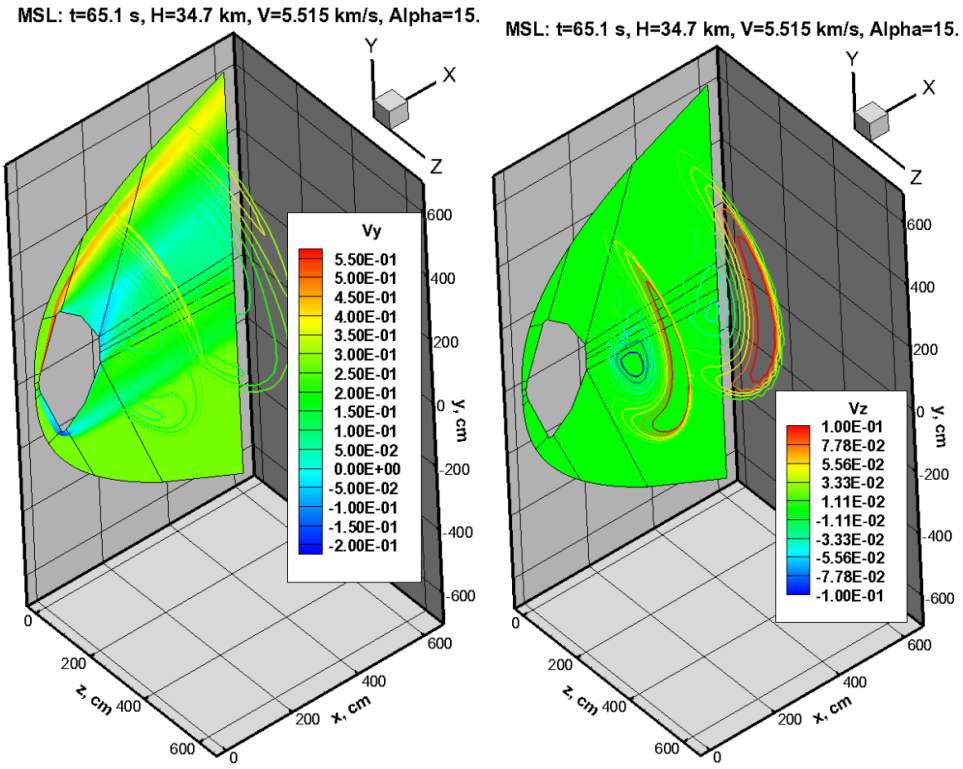


Рис. 42. Y-component ($V_y = v/V_\infty$) and Z-component ($V_w = w/V_\infty$) of a flow velocity at $t = 65.1$ с, $H = 34.7$ км, $\rho_\infty = 4.31\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 131$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.515$ км/с, $T = 161$ K, $\alpha = 15.9°$

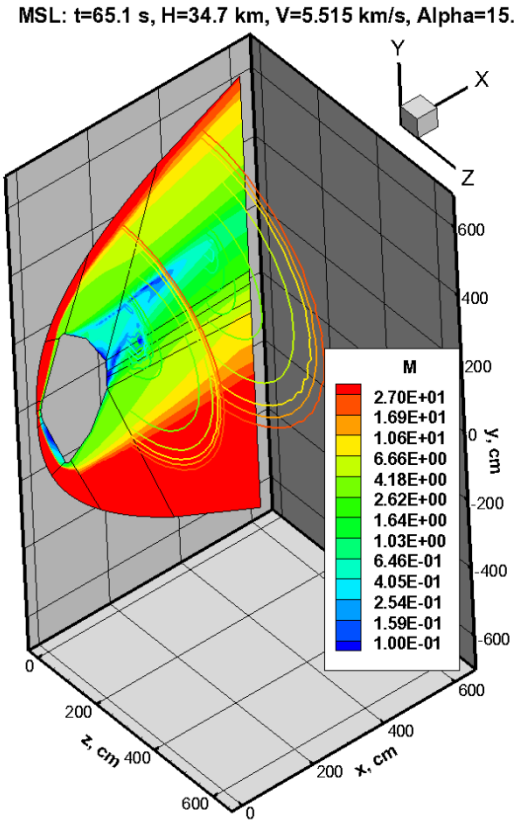


Рис. 43. Mach number at $t = 65.1$ с, $H = 34.7$ км, $\rho_\infty = 4.31\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 131$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.515$ км/с, $T = 161$ K, $\alpha = 15.9°$

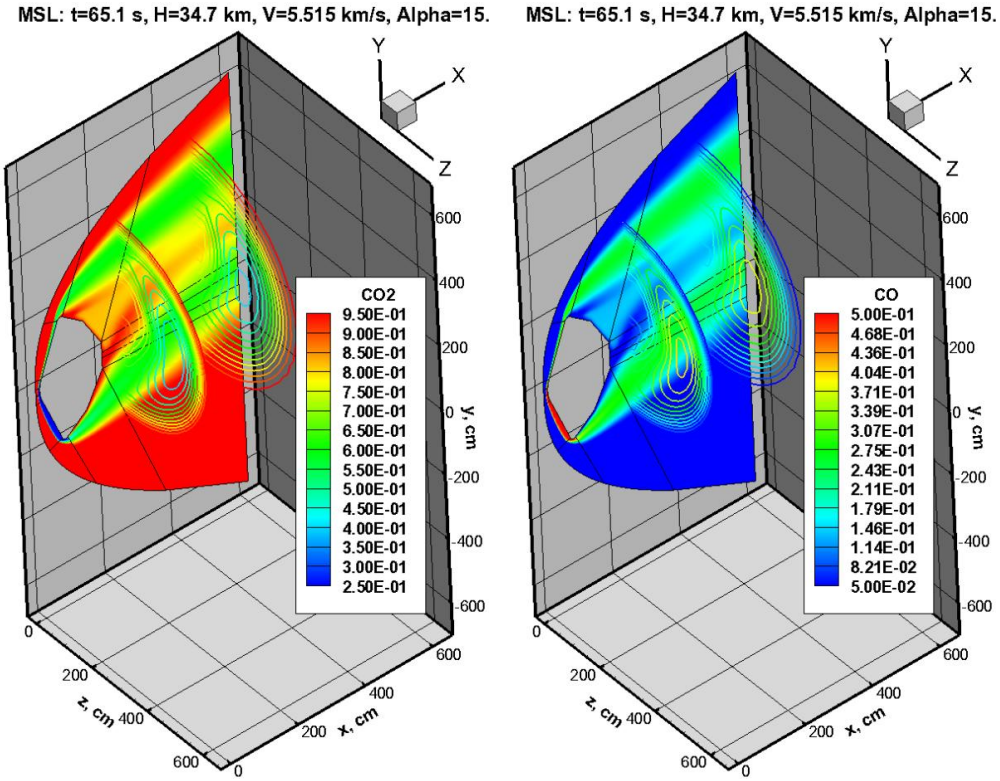


Рис. 44. Mass fraction of carbon dioxide and carbon oxide at $t = 65.1$ с, $H = 34.7$ км, $\rho_\infty = 4.31\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 131$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.515$ км/с, $T = 161$ K, $\alpha = 15.9°$

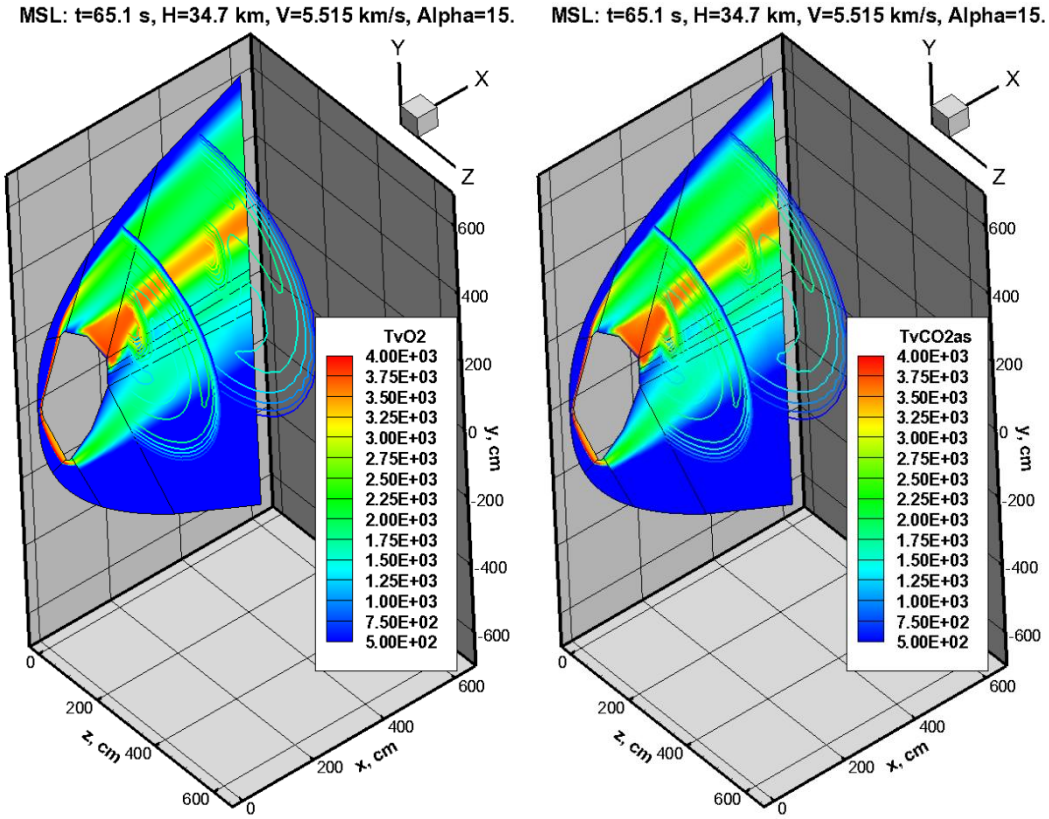


Рис. 45. Vibrational temperature of molecule O_2 and the anti-symmetric mode of CO_2 at $t = 65.1$ с, $H = 34.7$ км, $\rho_\infty = 4.31\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 131$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.515$ км/с, $T = 161$ K, $\alpha = 15.9°$

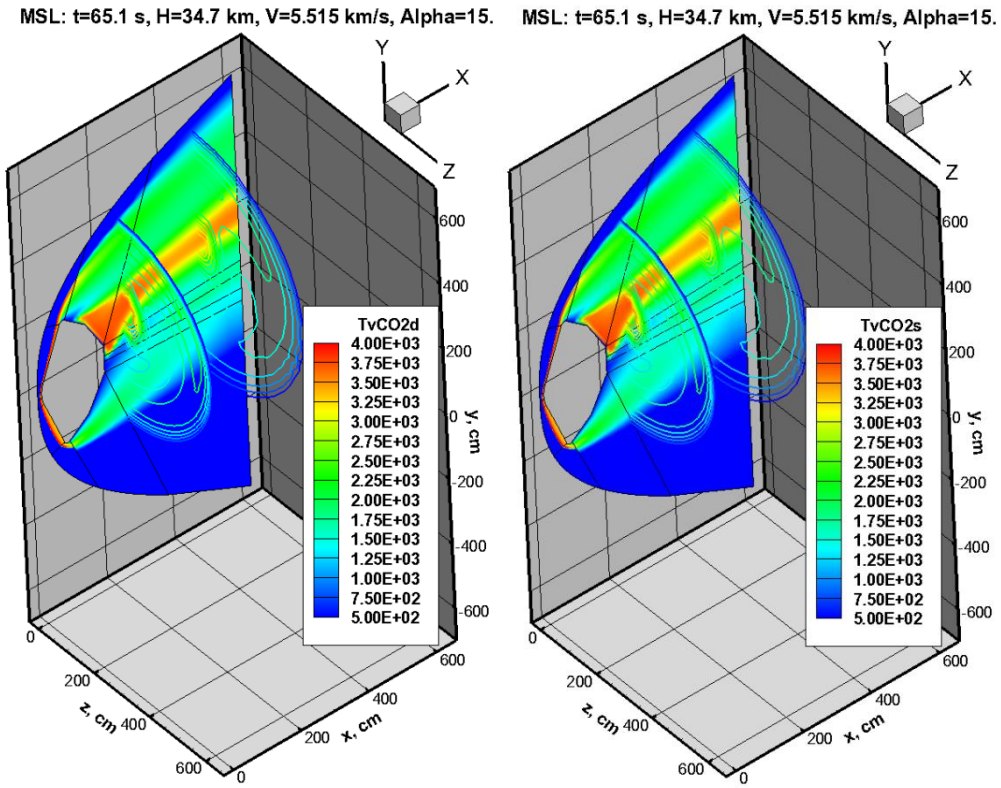


Рис. 46. Vibrational temperature of the deformation and symmetric vibrational modec of CO_2 at $t = 65.1$ с, $H = 34.7$ км, $\rho_\infty = 4.31\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 131$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.515$ км/с, $T = 161$ K, $\alpha = 15.9°$

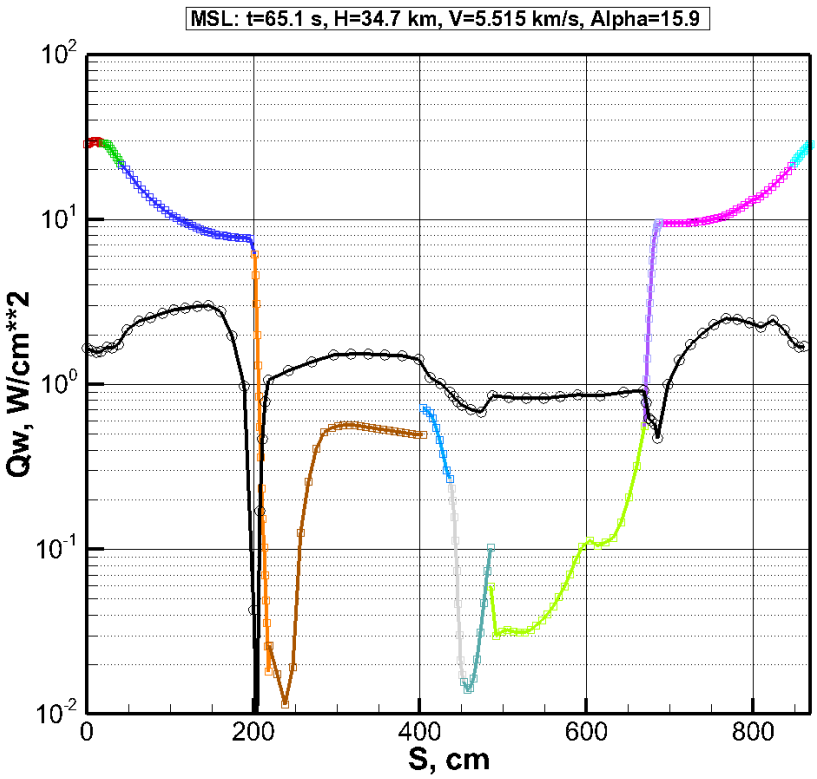


Рис. 47. Convective heat flux (color curve) and integral radiation heat flux (black line) along surface coordinate C in meridional plane. $t = 65.1$ с, $H = 34.7$ км, $\rho_\infty = 4.31\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 131$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.515$ км/с, $T = 161$K, $\alpha = 15.9°$

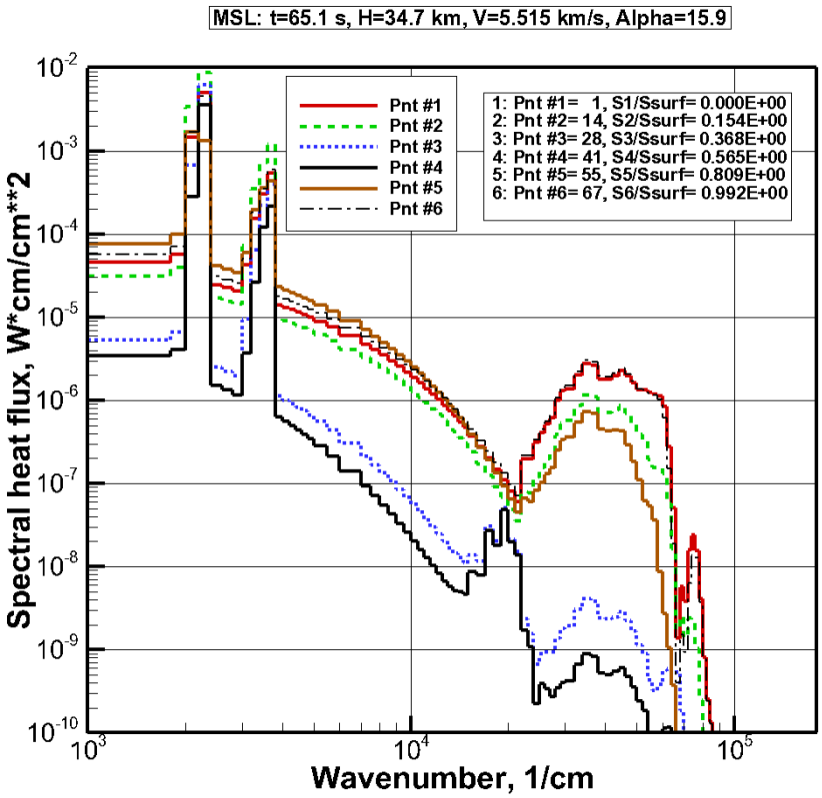


Рис. 48. Spectral radiation heat fluxes at six points on the surface in meridional cross section. $t = 65.1$ с, $H = 34.7$ км, $\rho_\infty = 4.31\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 131$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.515$ км/с, $T = 161$K, $\alpha = 15.9°$

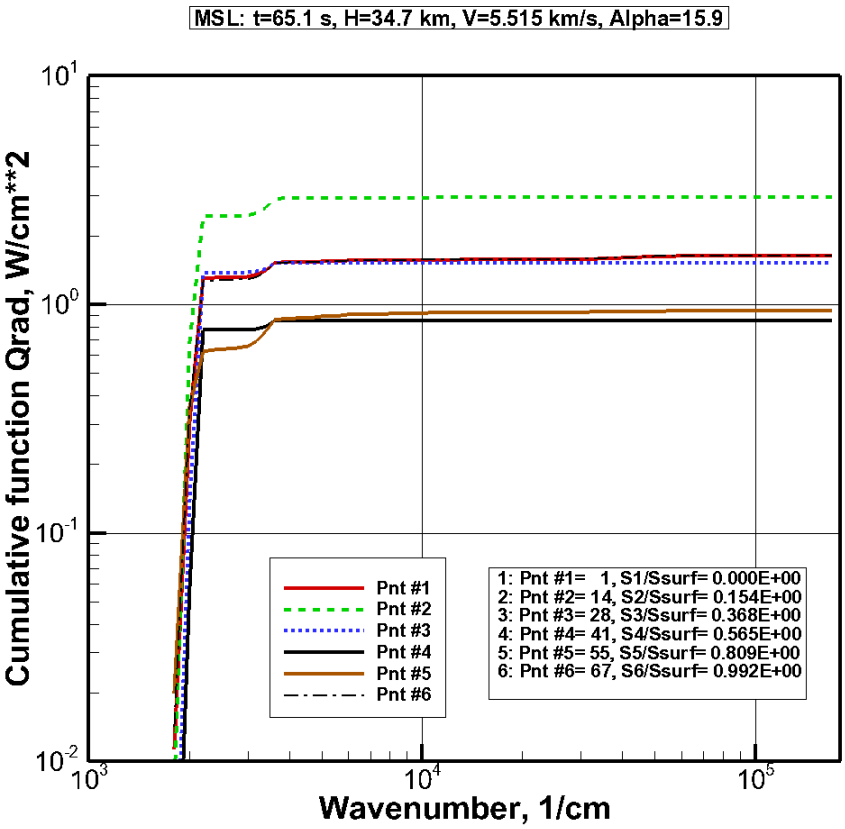


Рис. 49. Cumulative functionc of radiation heat fluxes at six points on the surface in meridional cross section at $t = 65.1$ с, $H = 34.7$ км, $\rho_\infty = 4.31\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 131$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.515$ км/с, $T = 161$ K, $\alpha = 15.9°$

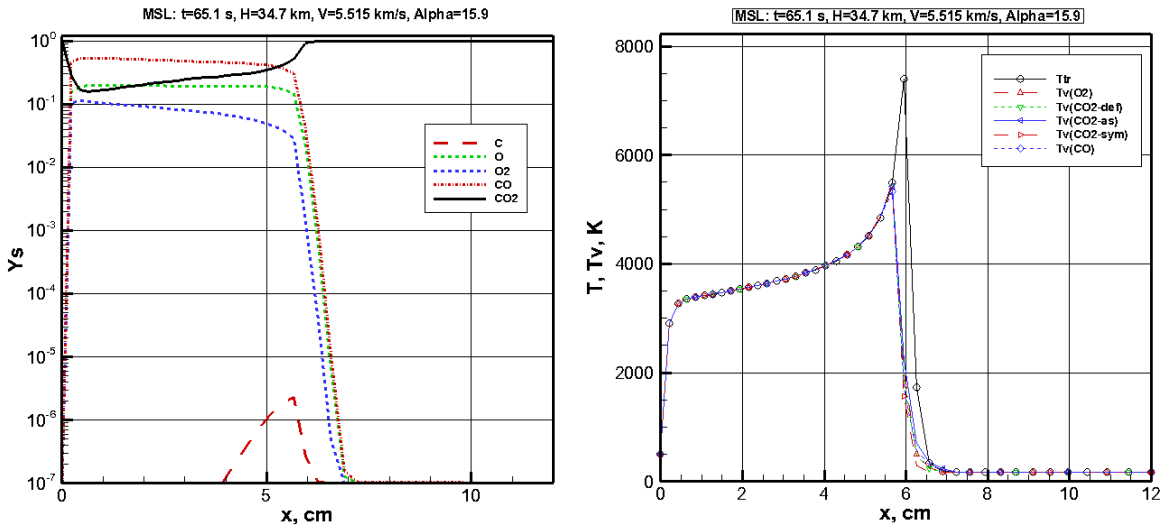


Рис. 50. Axial distributioncs of mass fractionc (from the left) and Translational and vibrational temperaturec (from the right) along stagnation line at $t = 65.1$ с, $H = 34.7$ км, $\rho_\infty = 4.31\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 131$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.515$ км/с, $T = 161$ K, $\alpha = 15.9°$

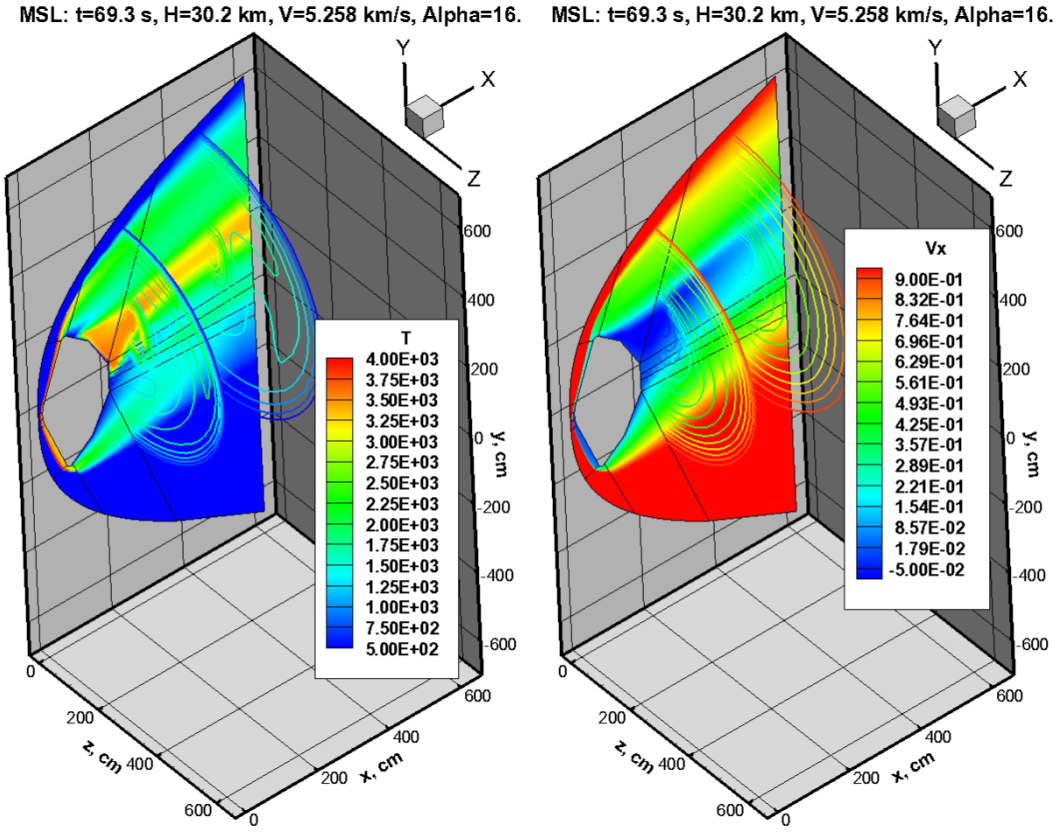


Рис. 51. Translational temperature and longitudinal velocity ($V_x = u/V_\infty$) at $t = 69.3$ с, $H = 30.2$ км, $\rho_\infty = 6.96\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 222$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.258$ км/с, $T = 168.5$ K, $\alpha = 16.2°$

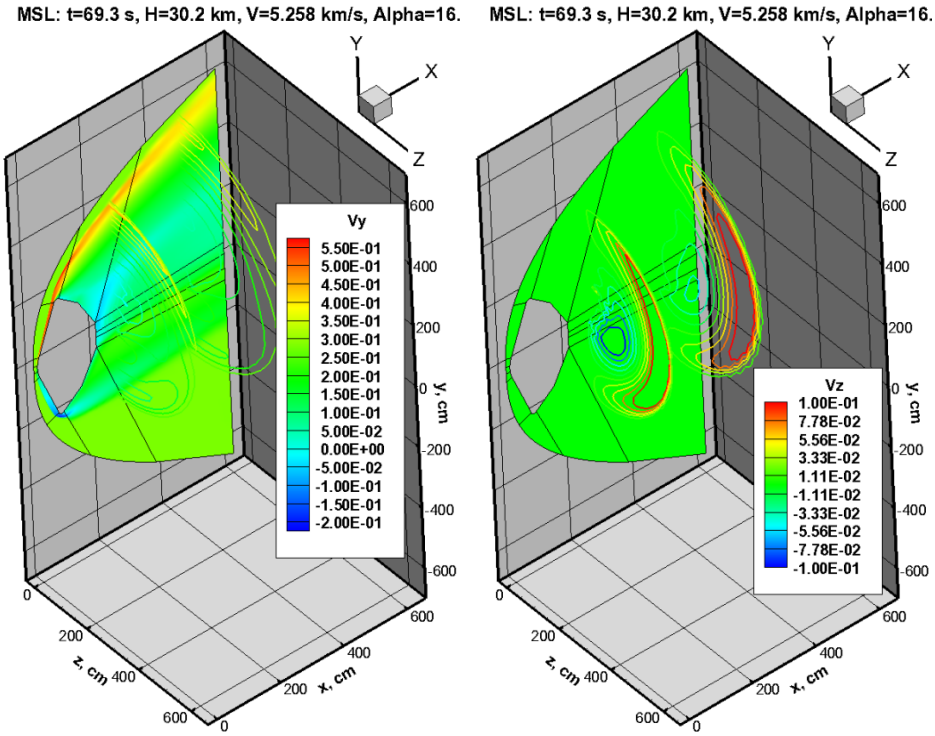


Рис. 52. Y-component ($V_y = v/V_\infty$) and Z-component ($V_w = w/V_\infty$) of a flow velocity at $t = 69.3$ с, $H = 30.2$ км, $\rho_\infty = 6.96\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 222$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.258$ км/с, $T = 168.5$ K, $\alpha = 16.2°$

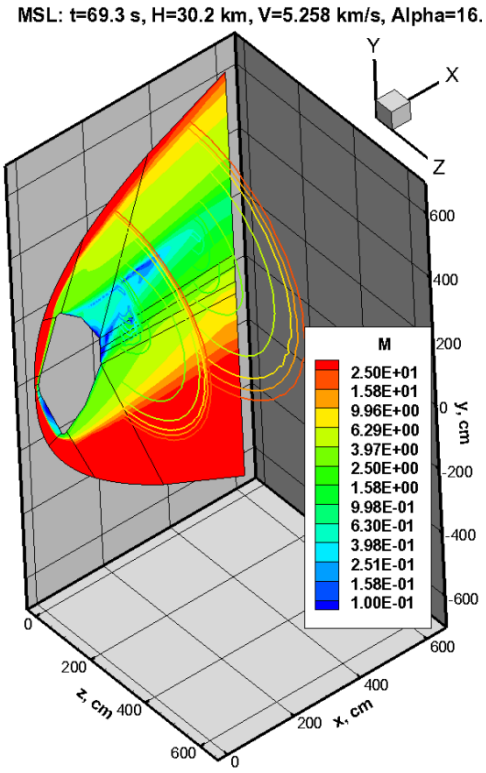


Рис. 53. Mach number at $t = 69.3$ с, $H = 30.2$ км, $\rho_\infty = 6.96\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 222$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.258$ км/с, $T = 168.5$ K, $\alpha = 16.2°$

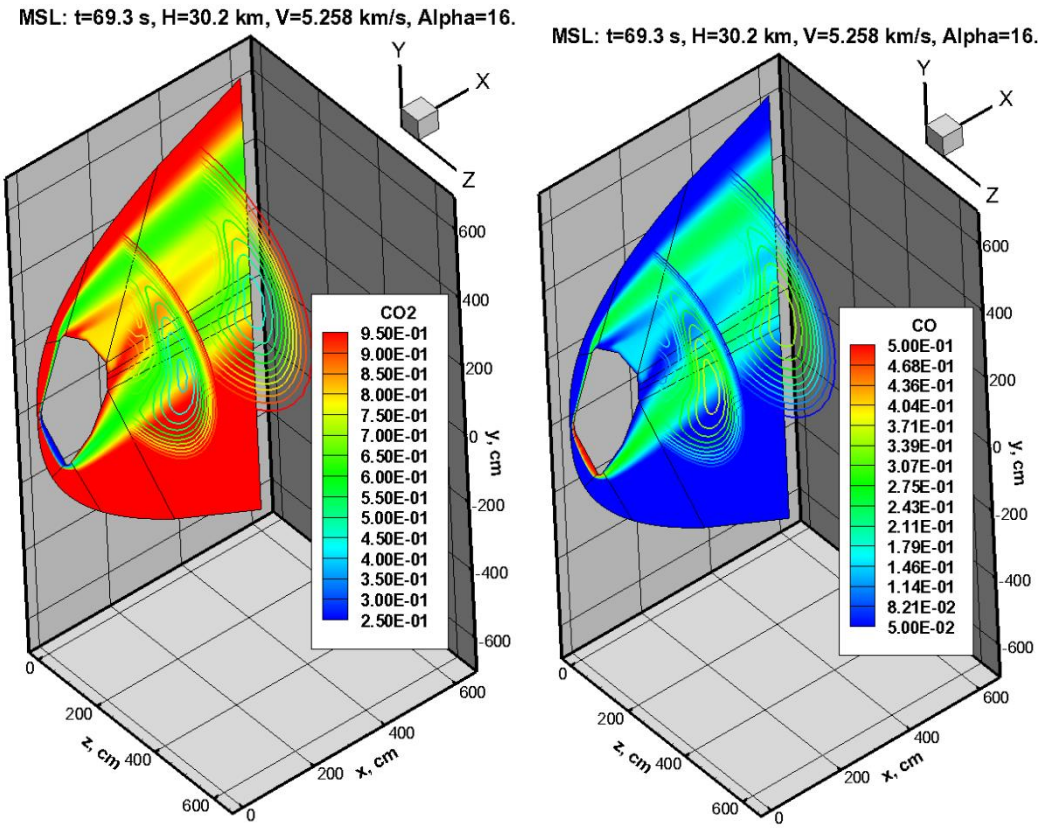


Рис. 54. Mass fraction of carbon dioxide and carbon oxide at $t = 69.3$ с, $H = 30.2$ км, $\rho_\infty = 6.96\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 222$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.258$ км/с, $T = 168.5$ K, $\alpha = 16.2°$

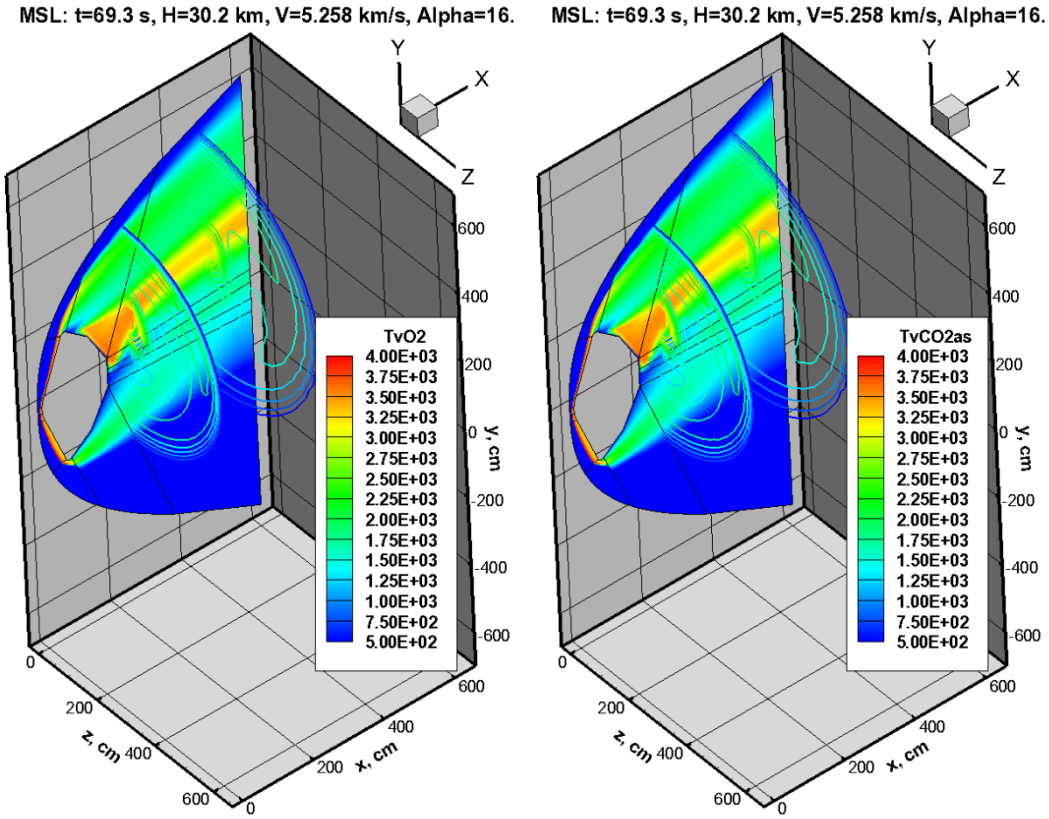


Рис. 55. Vibrational temperature of molecule O_2 and the anti-symmetric mode of CO_2 at $t = 69.3$ с, $H = 30.2$ км, $\rho_\infty = 6.96\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 222$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.258$ км/с, $T = 168.5$ K, $\alpha = 16.2°$

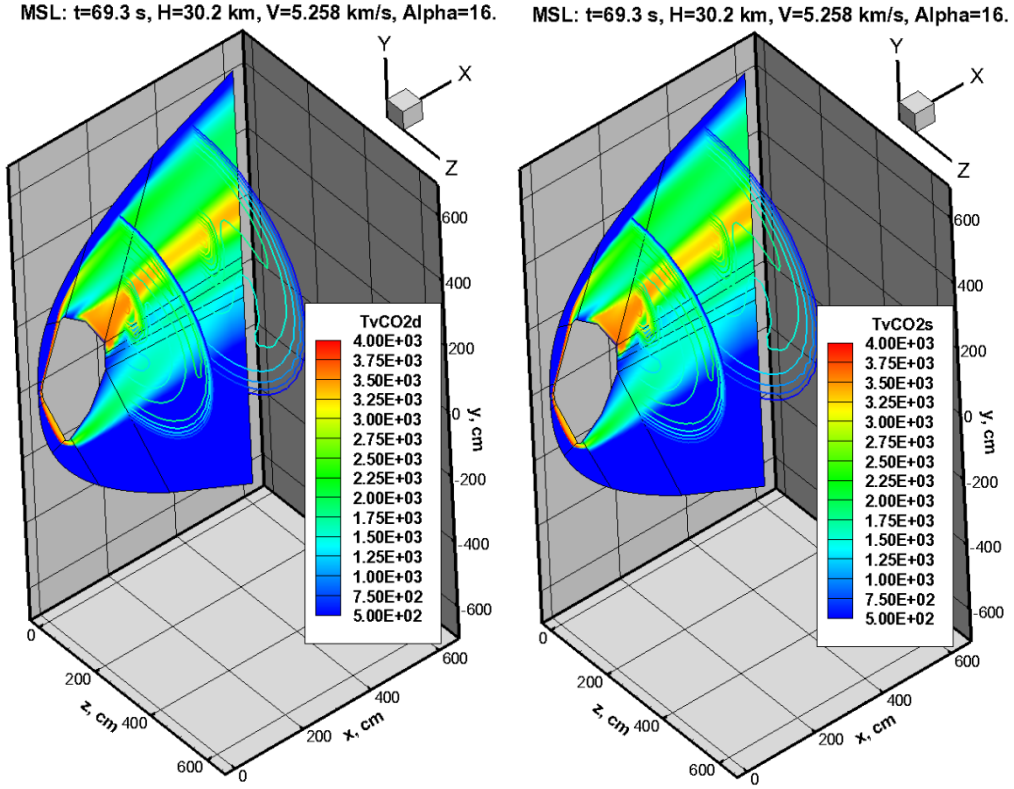


Рис. 56. Vibrational temperature of the deformation and symmetric vibrational modec of CO_2 at t=69.3 с, H=30.2 км, $\rho_\infty = 6.96\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 222$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.258$ км/с, T=168.5 K, $\alpha = 16.2°$

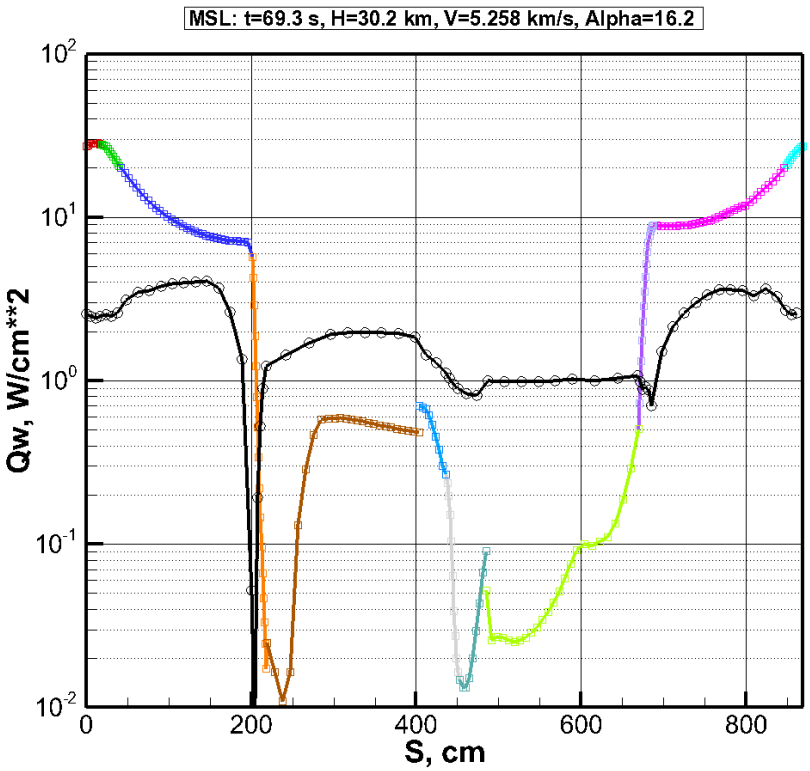


Рис. 57. Convective heat flux (color curve) and integral radiation heat flux (black line) along surface coordinate C in meridional plane. $t = 69.3$ с, $H = 30.2$ км, $\rho_\infty = 6.96\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 222$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.258$ км/с, $T = 168.5$ K, $\alpha = 16.2°$

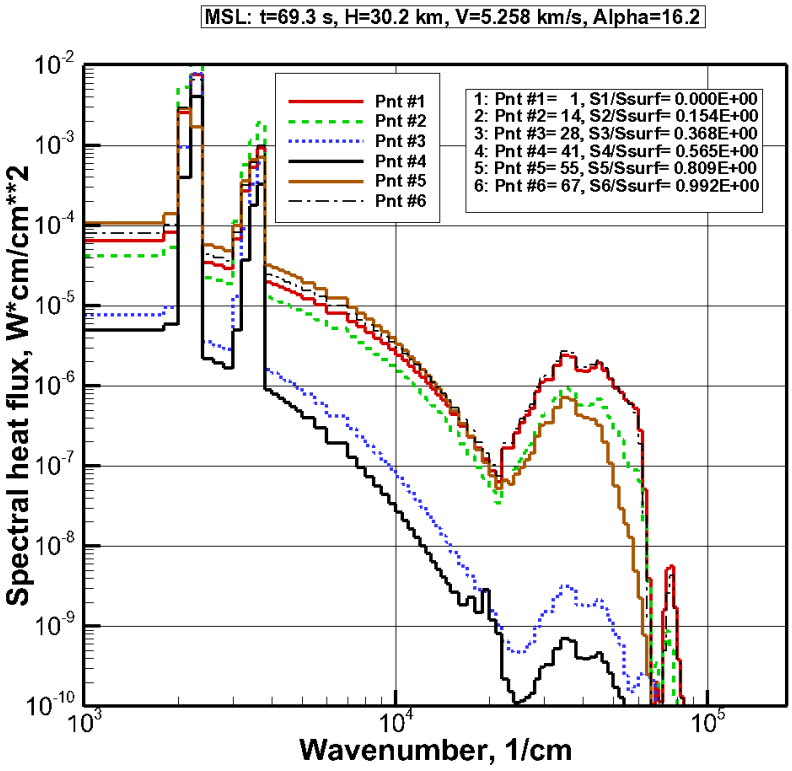


Рис. 58. Spectral radiation heat fluxes at six points on the surface in meridional cross section. $t = 69.3$ с, $H = 30.2$ км, $\rho_\infty = 6.96\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 222$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.258$ км/с, $T = 168.5$ K, $\alpha = 16.2°$

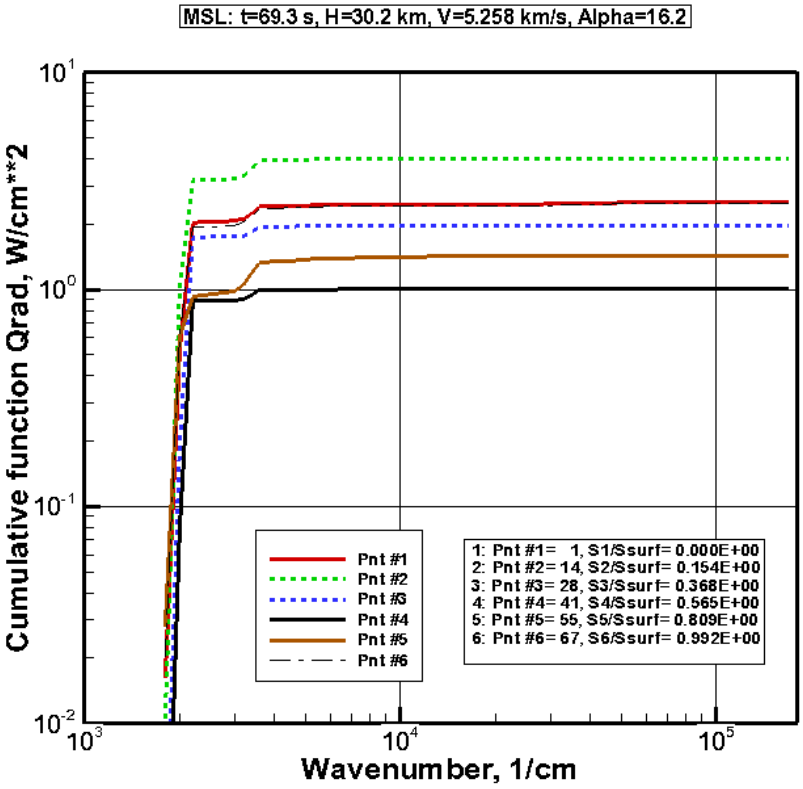


Рис. 59. Cumulative functionc of radiation heat fluxes at six points on the surface in meridional cross section at $t = 69.3$ с, $H = 30.2$ км, $\rho_\infty = 6.96\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 222$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.258$ км/с, $T = 168.5$ K, $\alpha = 16.2°$

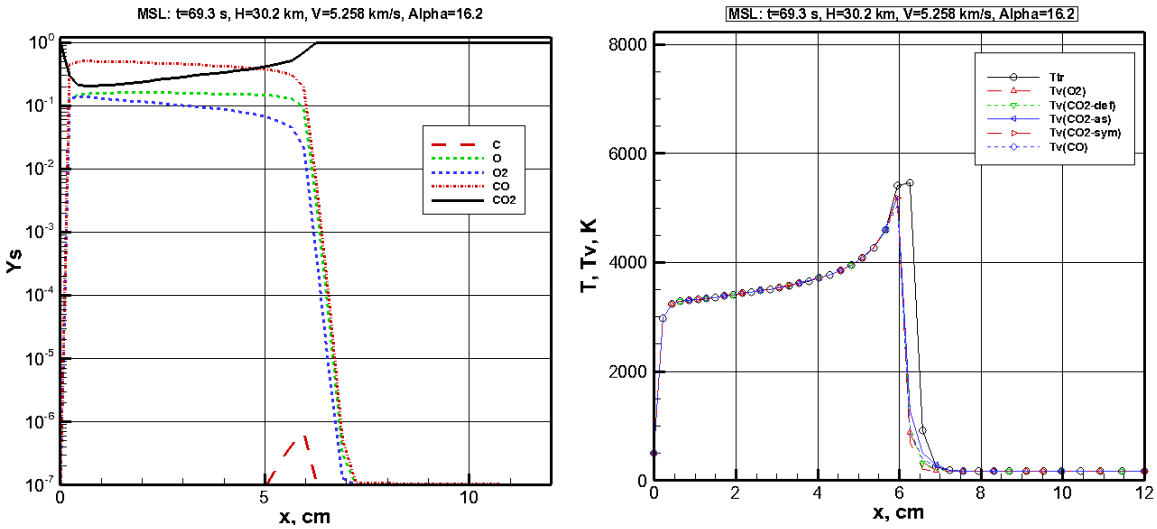


Рис. 60. Axial distributions of mass fractions (from the left) and Translational and vibrational temperatures (from the right) along stagnation line at $t = 69.3$ с, $H = 30.2$ км, $\rho_\infty = 6.96\times10^{-7}$ г/см^3, $p_\infty = 222$ эрг/см^3, $V_\infty = 5.258$ км/с, $T = 168.5$ K, $\alpha = 16.2°$

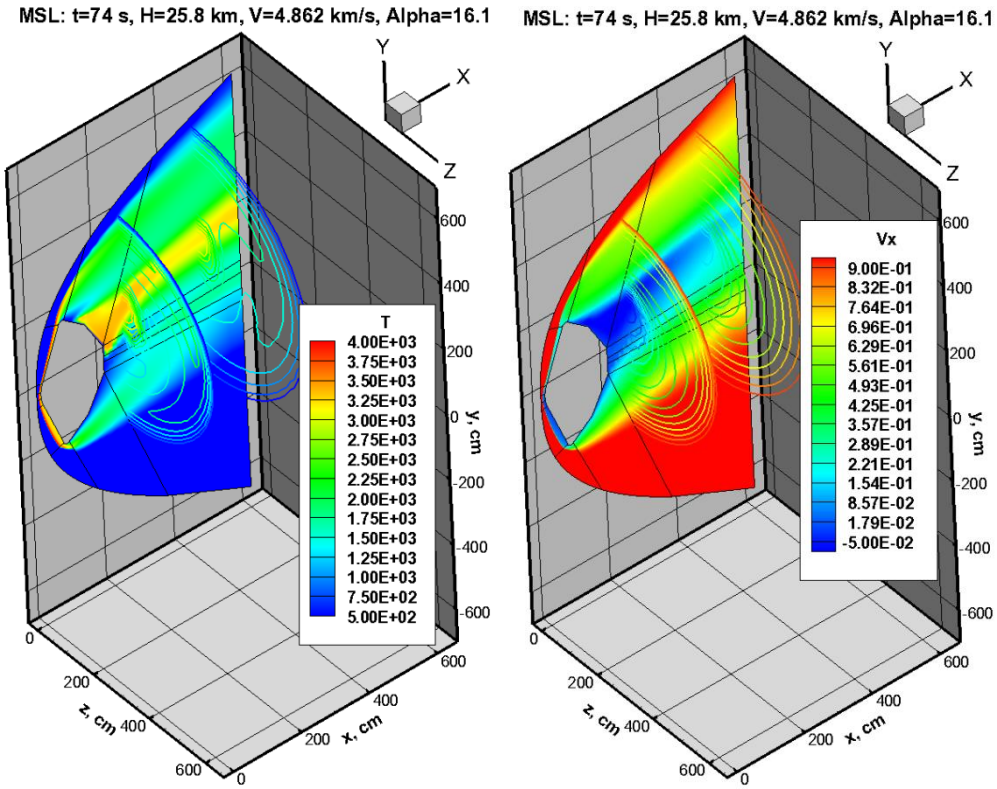


Рис. 61. Translational temperature and longitudinal velocity ($V_x = u/V_\infty$) at $t = 74.0$ с, $H = 25.8$ км, $\rho_\infty = 1.14\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 366$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.862$ км/с, $T = 169.8$ K, $\alpha = 16.1°$

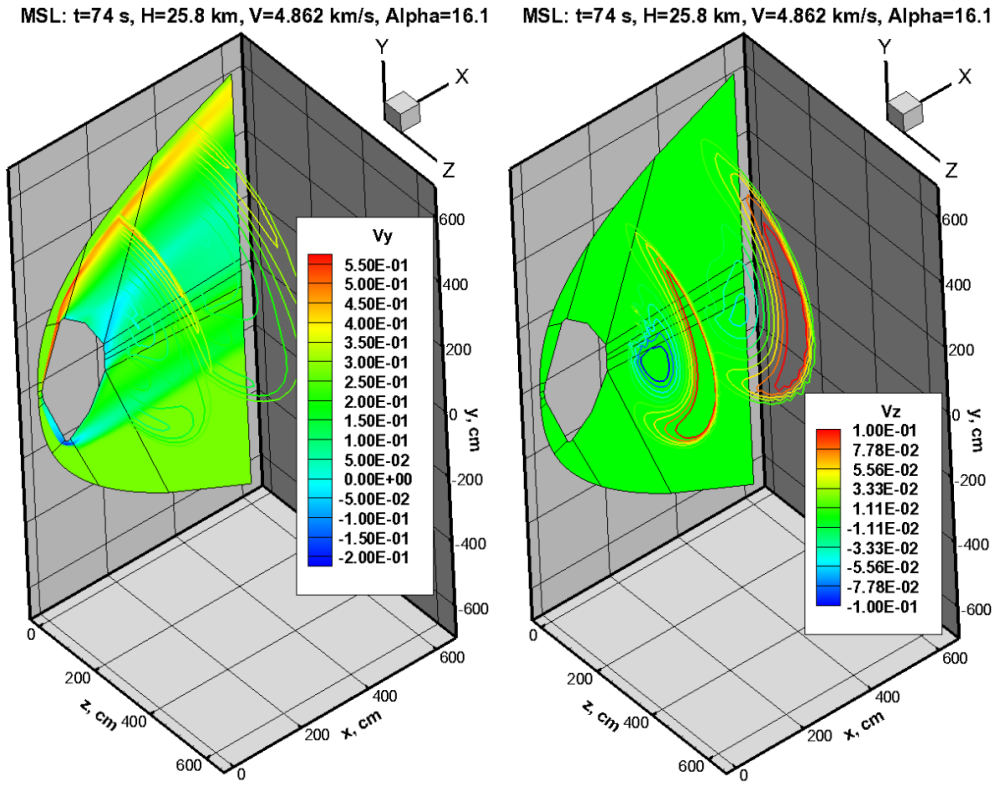


Рис. 62. Y-component ($V_y = v/V_\infty$) and Z- component ($V_w = w/V_\infty$) of a flow velocity at $t = 74.0$ с, $H = 25.8$ км, $\rho_\infty = 1.14\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 366$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.862$ км/с, $T = 169.8$ K, $\alpha = 16.1°$

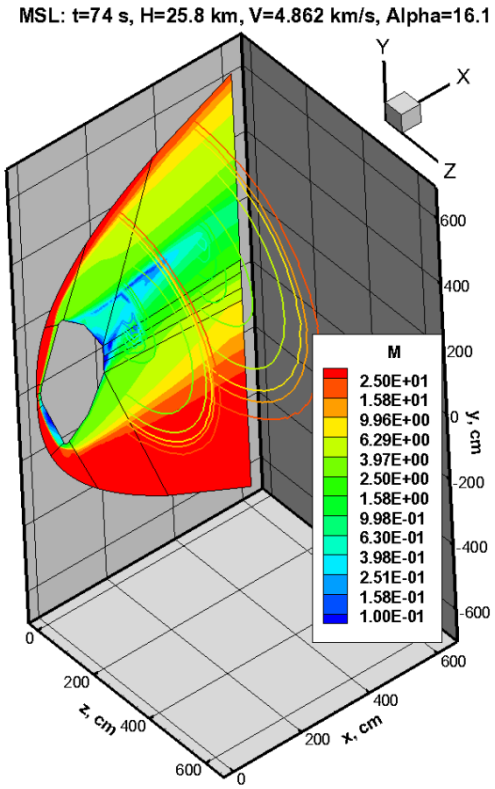


Рис. 63. Mach number at $t = 74.0$ с, $H = 25.8$ км, $\rho_\infty = 1.14\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 366$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.862$ км/с, $T = 169.8$ K, $\alpha = 16.1°$

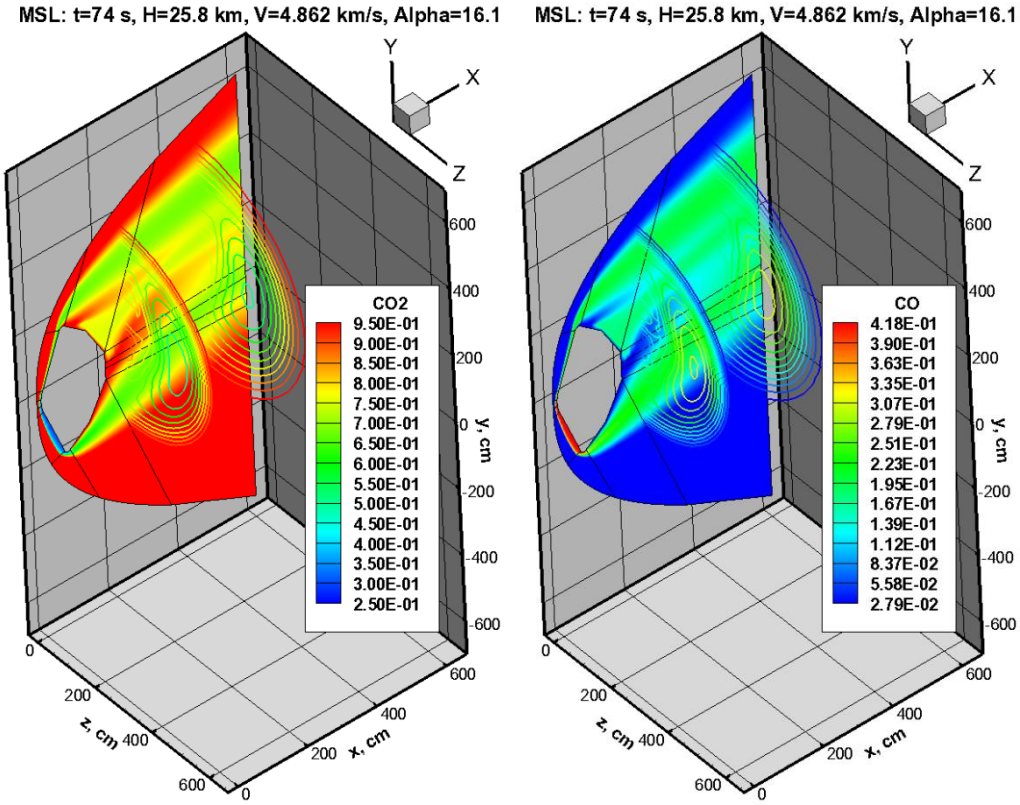


Рис. 64. Mass fraction of carbon dioxide and carbon oxide at $t = 74.0$ с, $H = 25.8$ км, $\rho_\infty = 1.14\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 366$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.862$ км/с, $T = 169.8$ K, $\alpha = 16.1°$

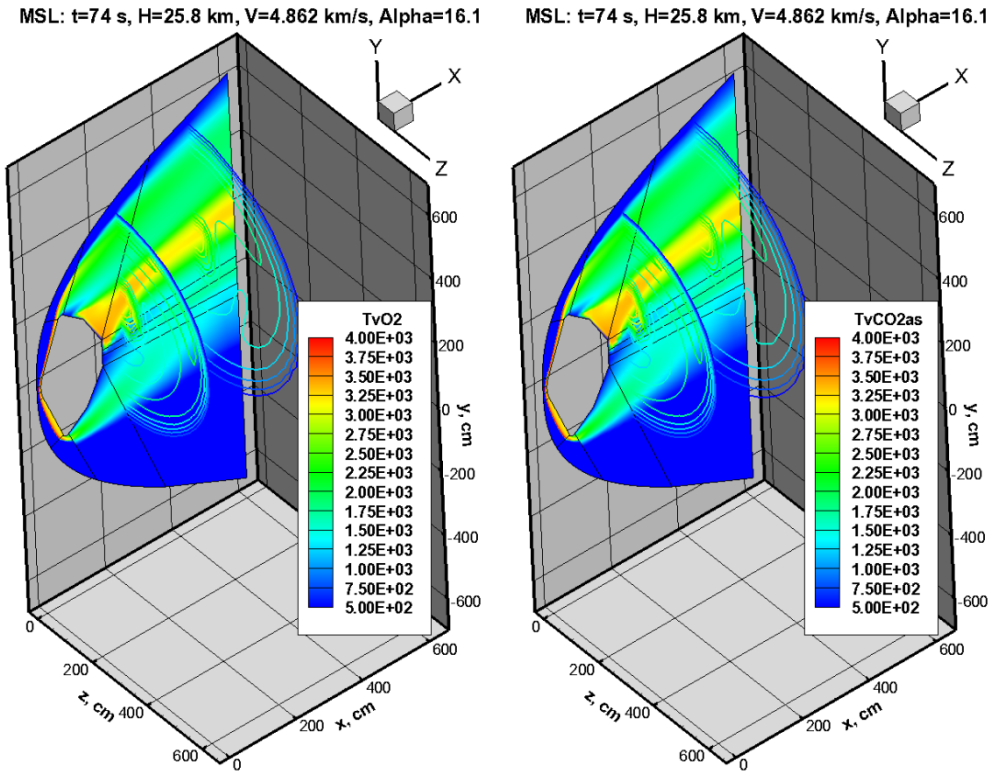


Рис. 65. Vibrational temperature of molecule O_2 and the anti-symmetric mode of CO_2 at $t = 74.0$ с, $H = 25.8$ км, $\rho_\infty = 1.14\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 366$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.862$ км/с, $T = 169.8$ K, $\alpha = 16.1°$

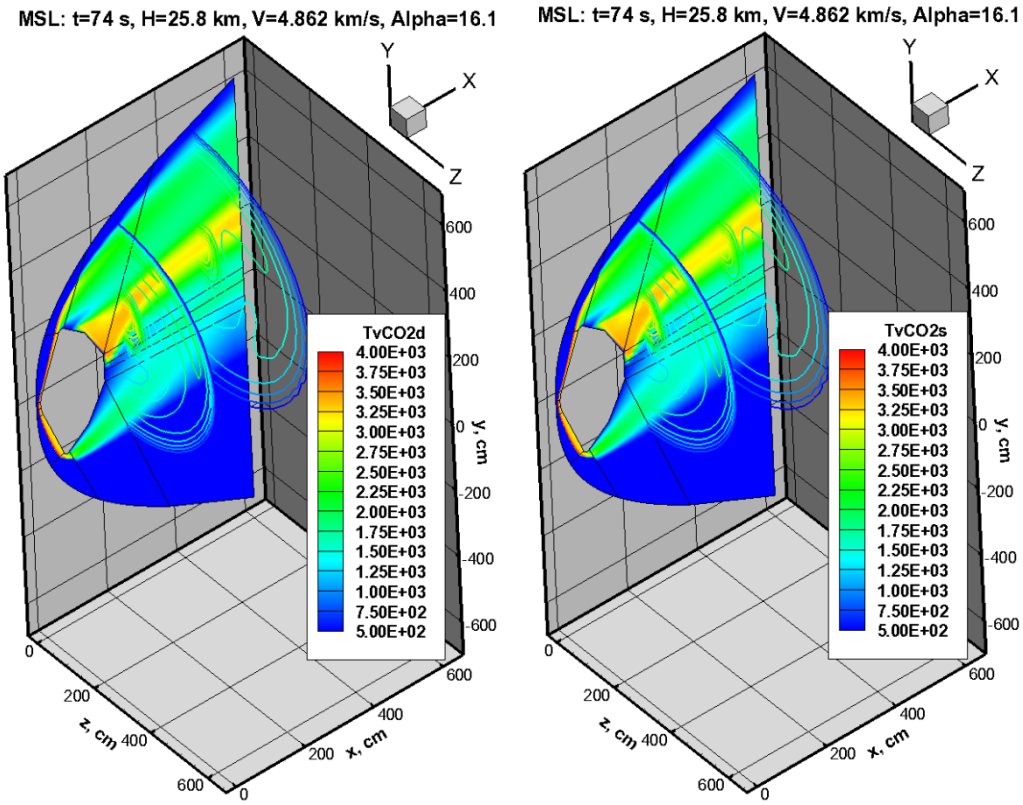


Рис. 66. Vibrational temperature of the deformation and symmetric vibrational modec of CO_2 at $t = 74.0$ с, $H = 25.8$ км, $\rho_\infty = 1.14\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 366$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.862$ км/с, $T = 169.8$ K, $\alpha = 16.1°$

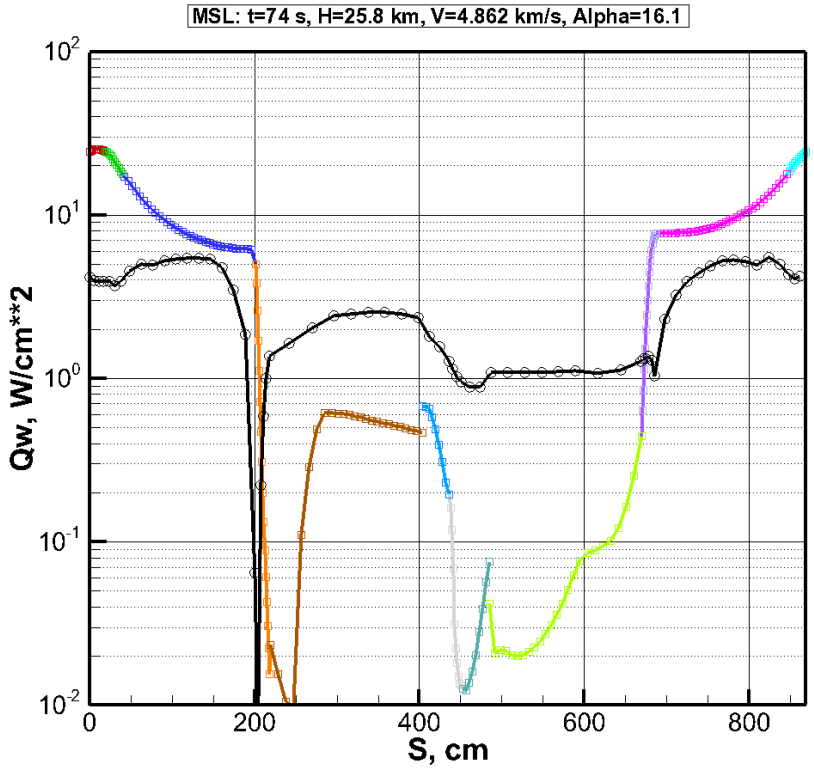


Рис. 67. Convective heat flux (color curve) and integral radiation heat flux (black line) along surface coordinate C in meridional plane. $t = 74.0$ с, $H = 25.8$ км, $\rho_\infty = 1.14\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 366$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.862$ км/с, $T = 169.8$ K, $\alpha = 16.1°$

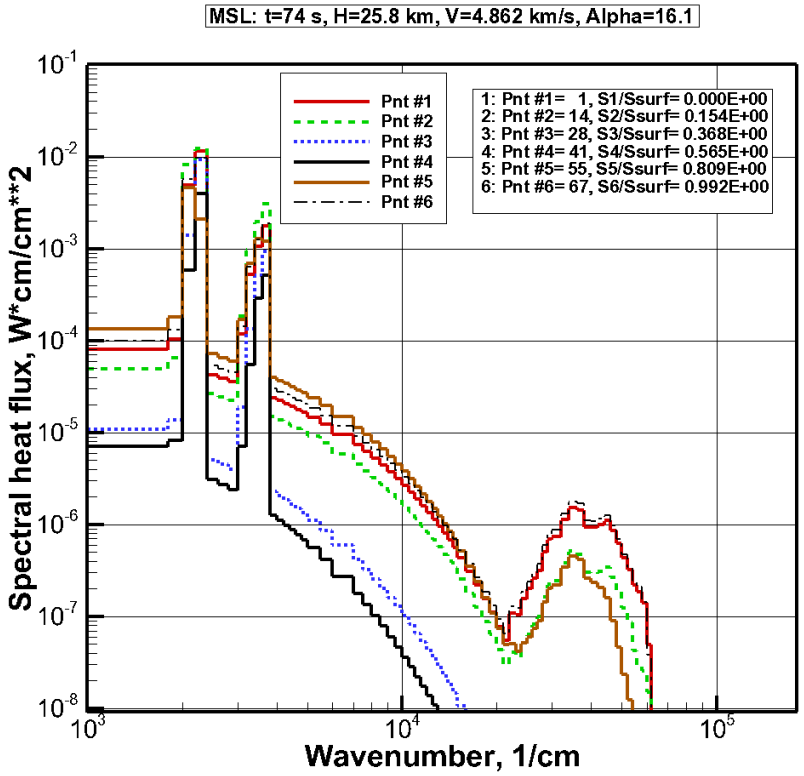


Рис. 68. Spectral radiation heat fluxes at six pointc on the surface in meridional cross section. $t = 74.0$ с, $H = 25.8$ км, $\rho_\infty = 1.14\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 366$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.862$ км/с, $T = 169.8$ K, $\alpha = 16.1°$

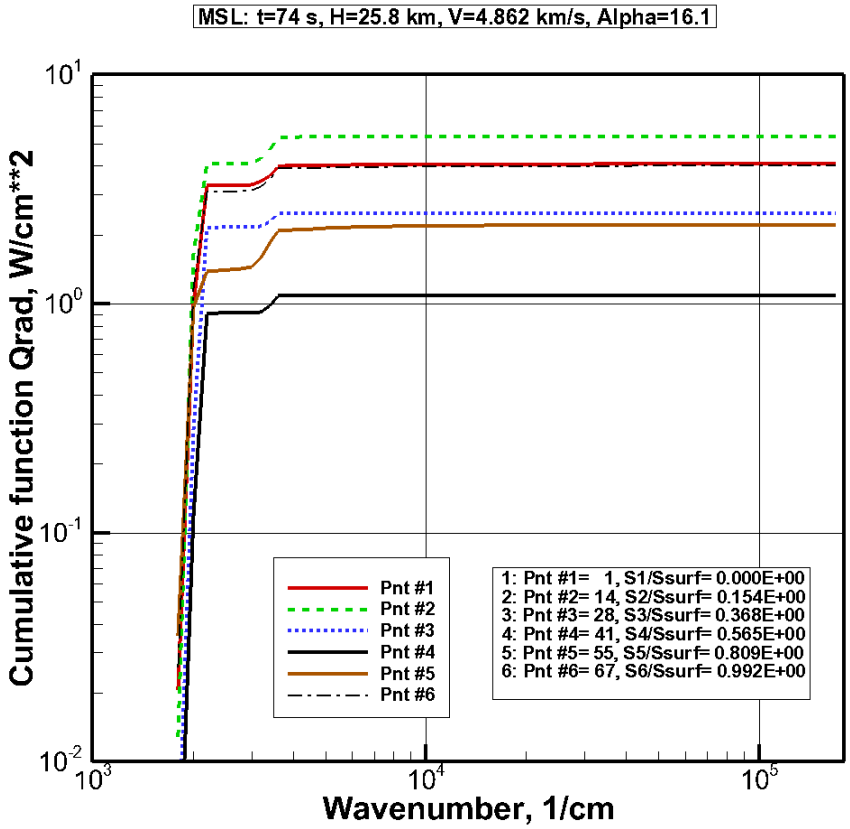


Рис. 69. Cumulative functionc of radiation heat fluxes at six points on the surface in meridional cross section at $t = 74.0$ с, $H = 25.8$ км, $\rho_\infty = 1.14\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 366$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.862$ км/с, $T = 169.8$ K, $\alpha = 16.1°$

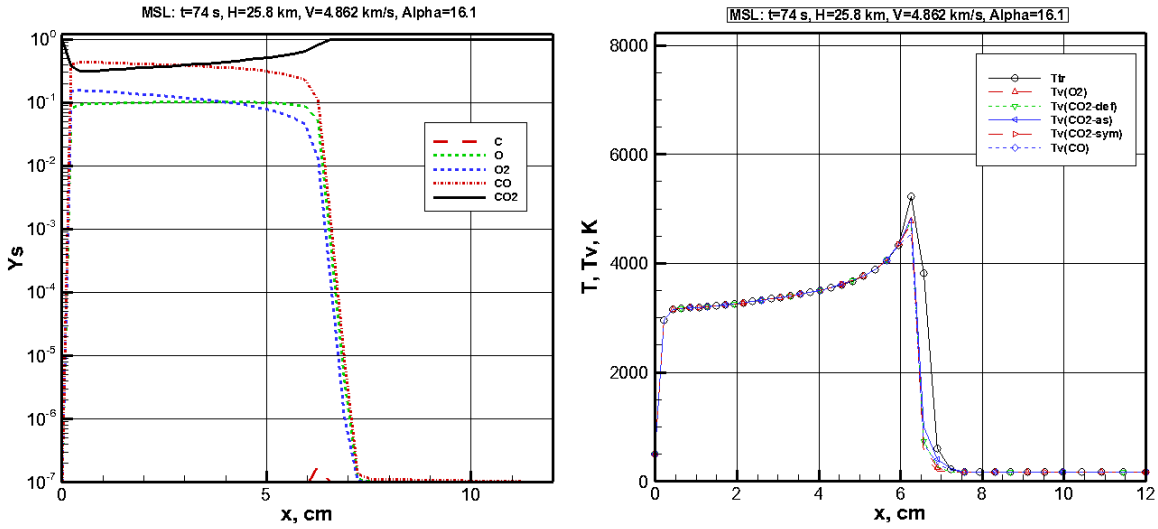


Рис. 70. Axial dictributionc of mass fractionc (from the left) and Translational and vibrational temperaturec (from the right) along stagnation line at $t = 74.0$ с, $H = 25.8$ км, $\rho_\infty = 1.14\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 366$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.862$ км/с, $T = 169.8$ K, $\alpha = 16.1°$

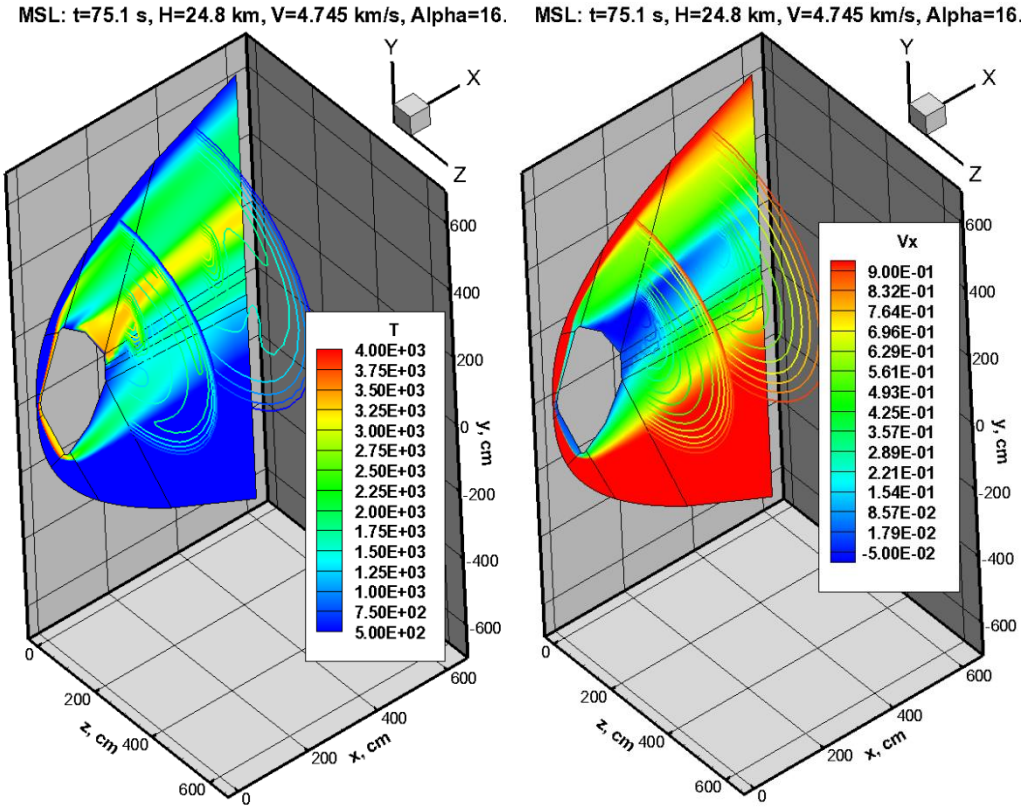


Рис. 71. Translational temperature and longitudinal velocity ($V_x = u/V_\infty$) at $t = 75.1$ с, $H = 24.8$ км, $\rho_\infty = 1.25\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 407$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.745$ км/с, $T = 172.1$K, $\alpha = 16.09°$

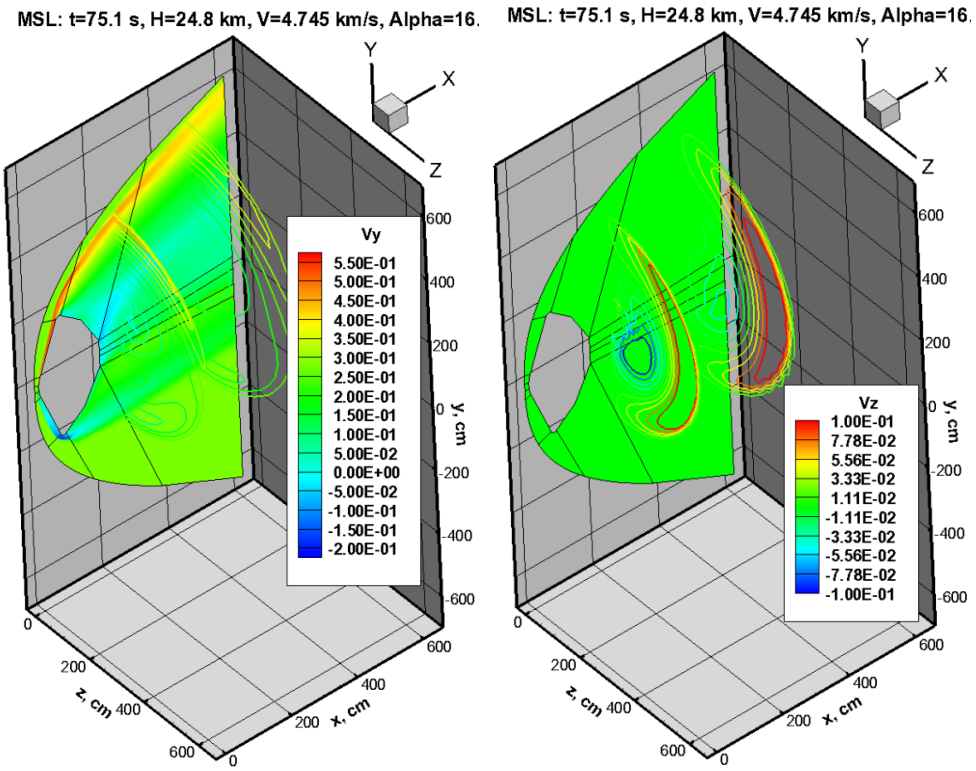


Рис. 72. Y-component ($V_y = v/V_\infty$) and Z-component ($V_w = w/V_\infty$) of a flow velocity at $t = 75.1$ с, $H = 24.8$ км, $\rho_\infty = 1.25\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 407$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.745$ км/с, $T = 172.1$ K, $\alpha = 16.09°$

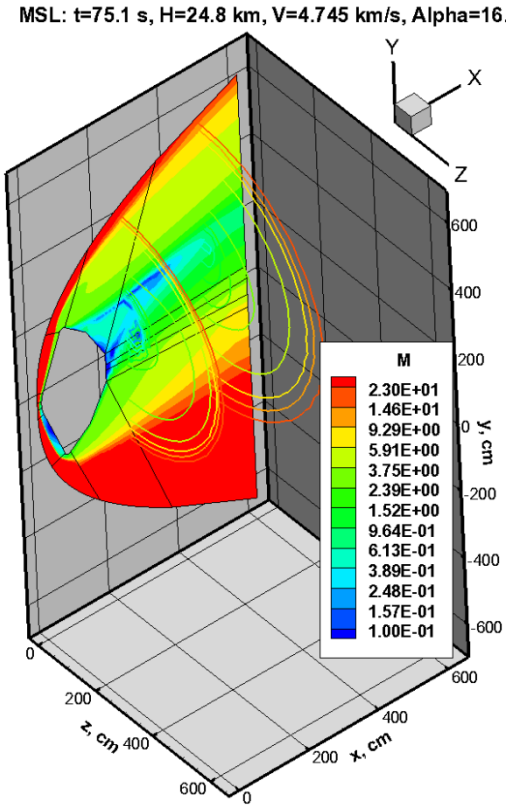


Рис. 73. Mach number at $t = 75.1$ с, $H = 24.8$ км, $\rho_\infty = 1.25\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 407$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.745$ км/с, $T = 172.1$K, $\alpha = 16.09°$

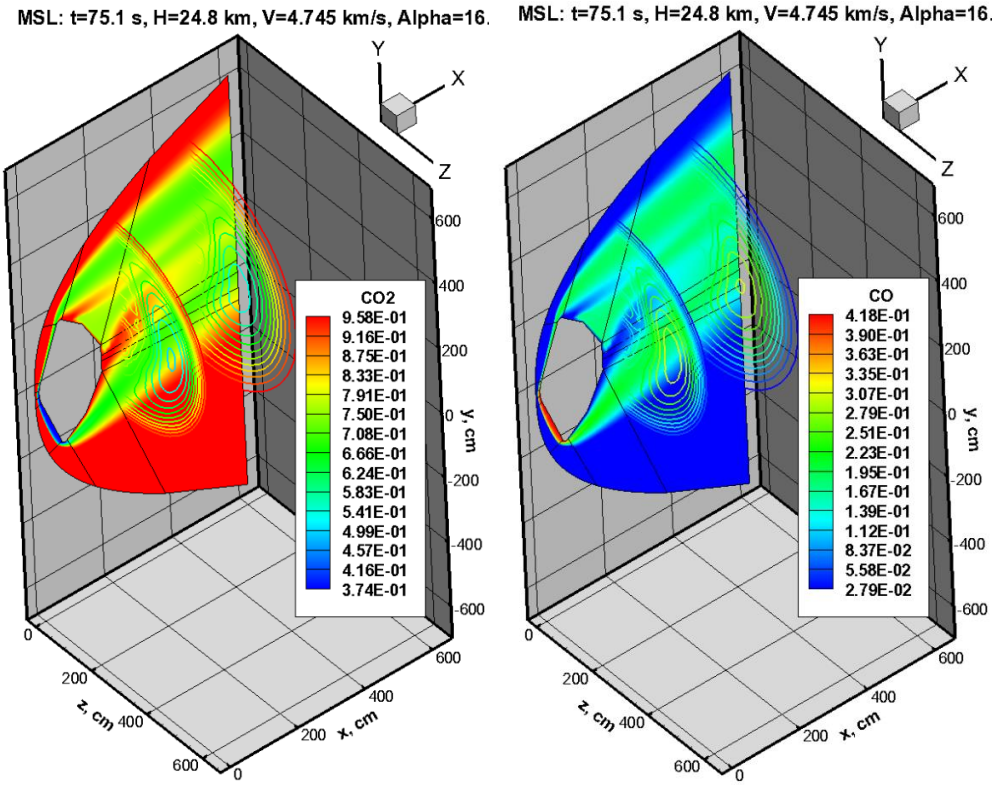


Рис. 74. Mass fraction of carbon dioxide and carbon oxide at $t = 75.1$ с, $H = 24.8$ км, $\rho_\infty = 1.25\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 407$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.745$ км/с, $T = 172.1$K, $\alpha = 16.09°$

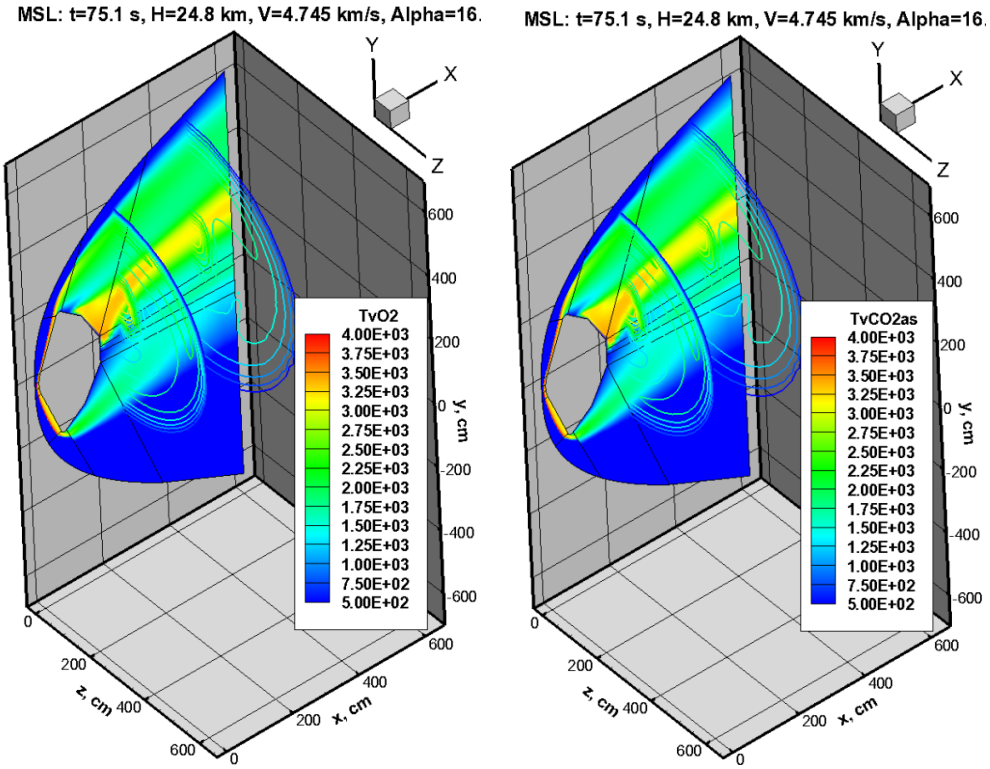


Рис. 75. Vibrational temperature of molecule O_2 and the anti-symmetric mode of CO_2 at $t = 75.1$ с, $H = 24.8$ км, $\rho_\infty = 1.25\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 407$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.745$ км/с, $T = 172.1$ K, $\alpha = 16.09°$

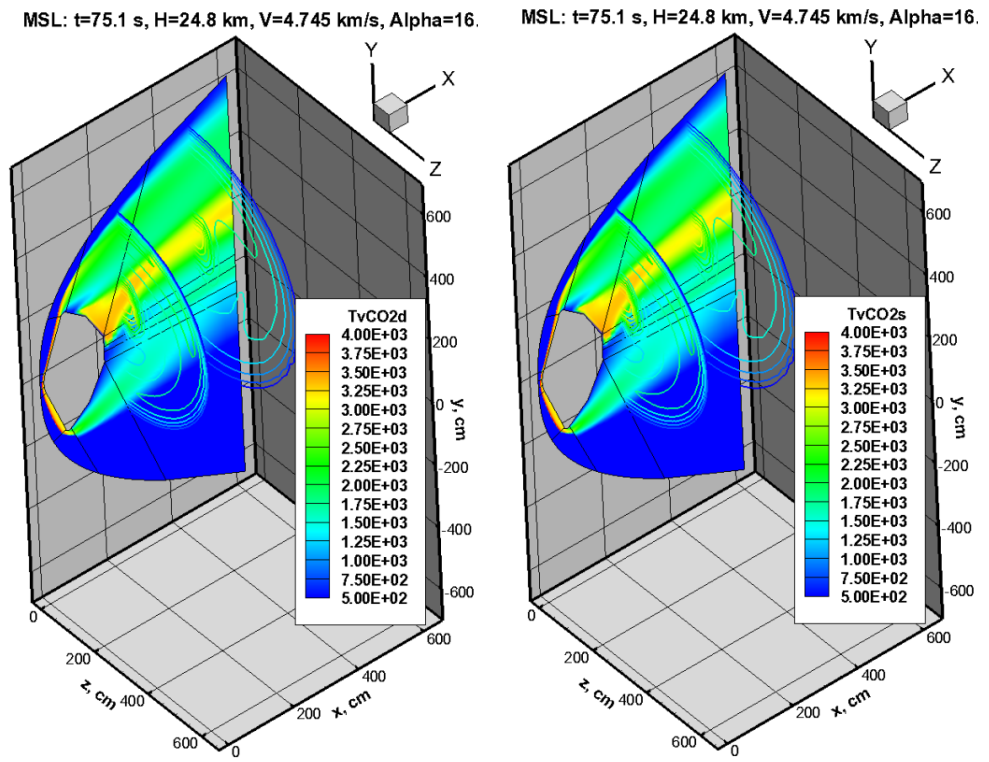


Рис. 76. Vibrational temperature of the deformation and symmetric vibrational modec of CO_2 at $t = 75.1$ с, $H = 24.8$ км, $\rho_\infty = 1.25\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 407$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.745$ км/с, $T = 172.1$ K, $\alpha = 16.09°$

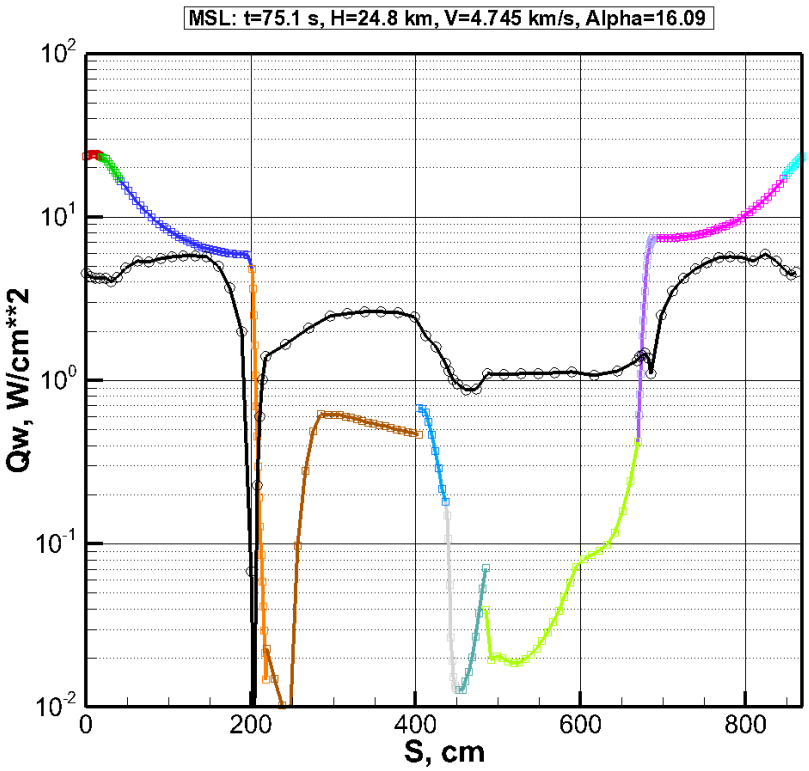


Рис. 77. Convective heat flux (color curve) and integral radiation heat flux (black line) along surface coordinate C in meridional plane. $t = 75.1$ с, $H = 24.8$ км, $\rho_\infty = 1.25\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 407$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.745$ км/с, $T = 172.1$K, $\alpha = 16.09°$

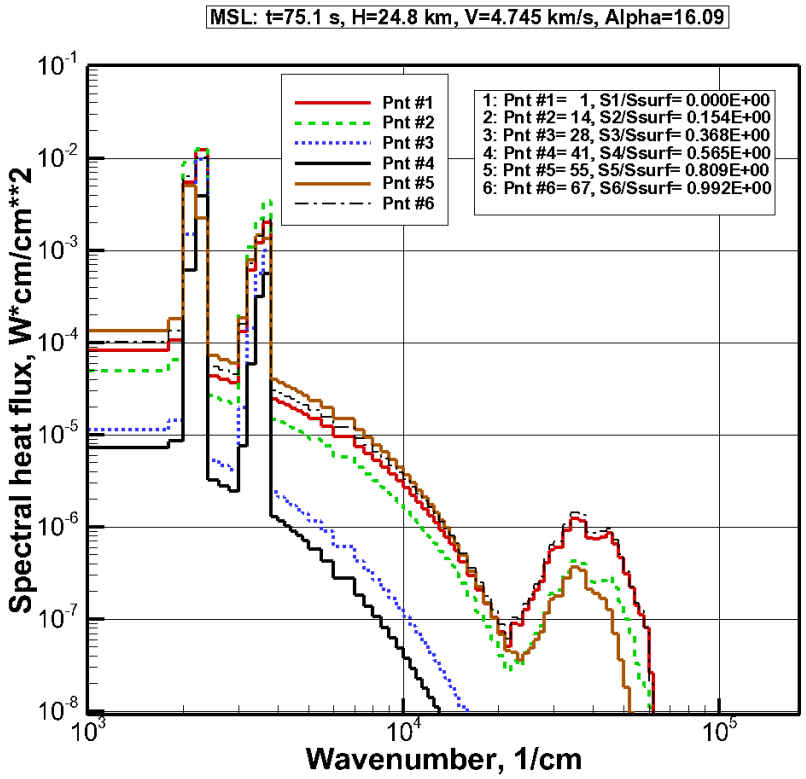


Рис. 78. Spectral radiation heat fluxes at six pointc on the surface in meridional cross section. $t = 75.1$ с, $H = 24.8$ км, $\rho_\infty = 1.25\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 407$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.745$ км/с, $T = 172.1$ K, $\alpha = 16.09°$

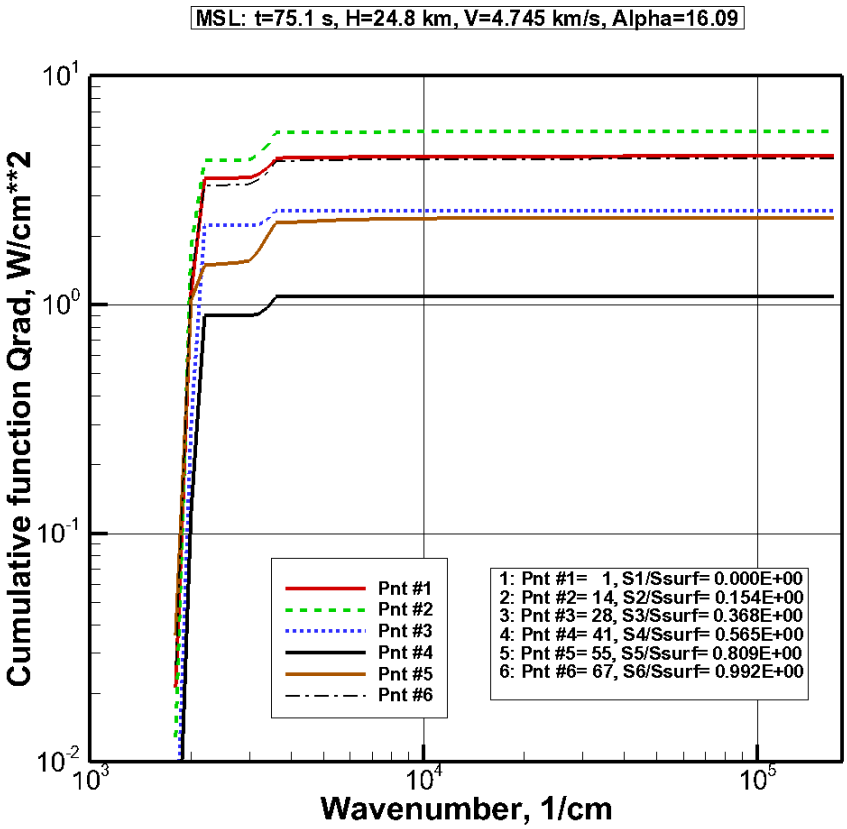


Рис. 79. Cumulative functionc of radiation heat fluxes at six points on the surface in meridional cross section at $t = 75.1$ с, $H = 24.8$ км, $\rho_\infty = 1.25\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 407$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.745$ км/с, $T = 172.1$K, $\alpha = 16.09°$

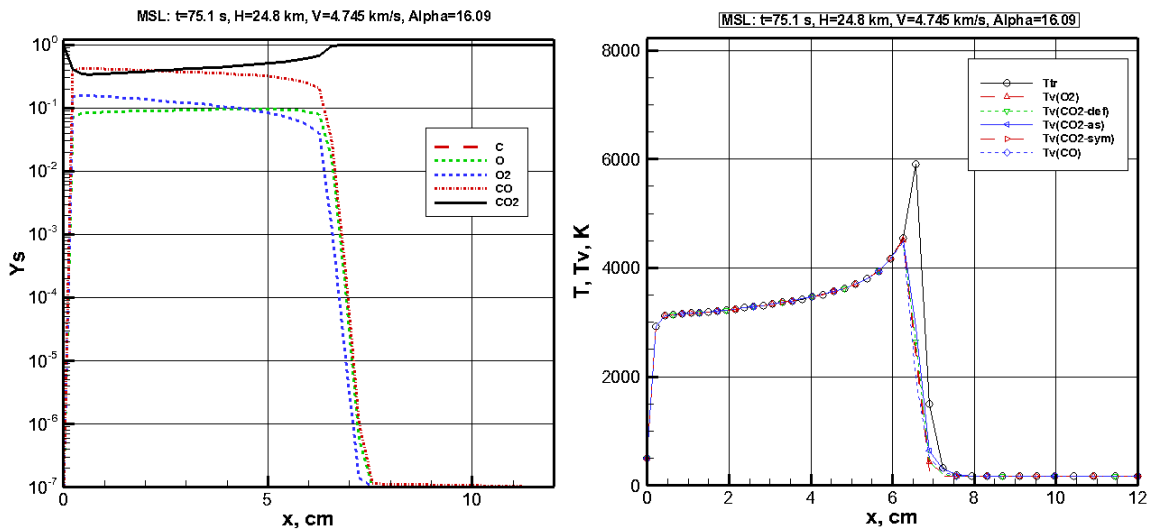


Рис. 80. Axial dictributionc of mass fractionc (from the left) and Translational and vibrational temperaturec (from the right) along stagnation line at $t = 75.1$ с, $H = 24.8$ км, $\rho_\infty = 1.25\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 407$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.745$ км/с, $T = 172.1$K, $\alpha = 16.09°$

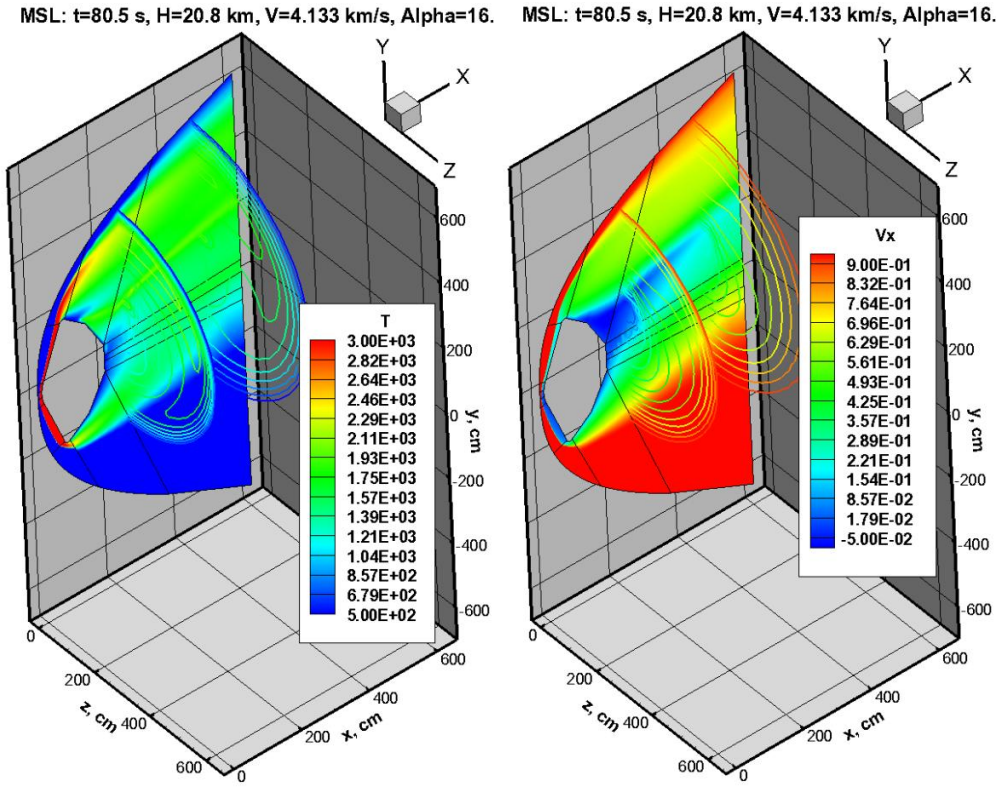


Рис. 81. Translational temperature and longitudinal velocity ($V_x = u/V_\infty$) at $t = 80.5$ с, $H = 20.8$ км, $\rho_\infty = 1.86\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 629$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.133$ км/с, $T = 178.9$ K, $\alpha = 16.36°$

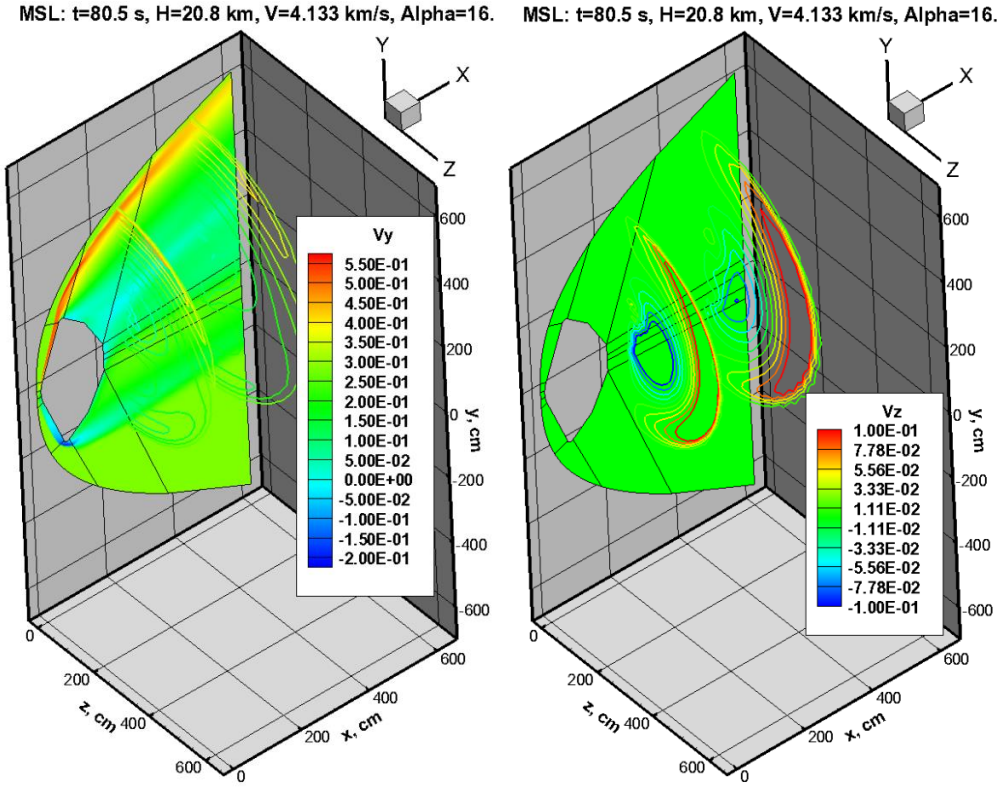


Рис. 82. Y-component ($V_y = v/V_\infty$) and Z-component ($V_w = w/V_\infty$) of a flow velocity at $t = 80.5$ с, $H = 20.8$ км, $\rho_\infty = 1.86\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 629$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.133$ км/с, $T = 178.9$ K, $\alpha = 16.36°$

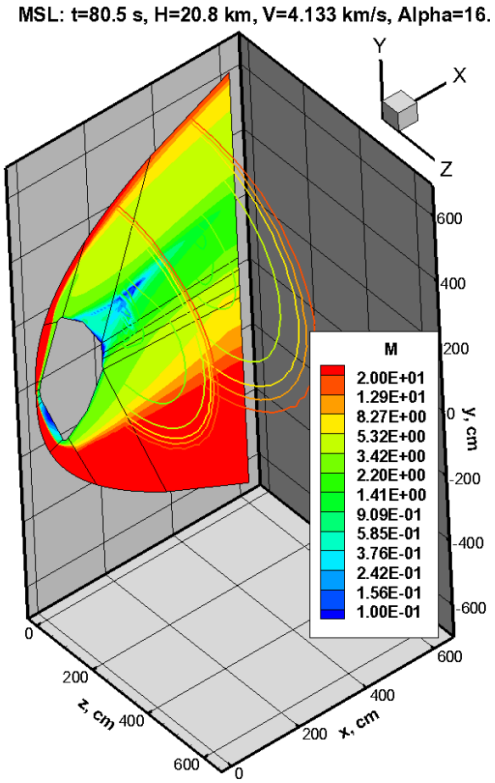


Рис. 83. Mach number at $t = 80.5$ с, $H = 20.8$ км, $\rho_\infty = 1.86\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 629$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.133$ км/с, $T = 178.9$ K, $\alpha = 16.36°$

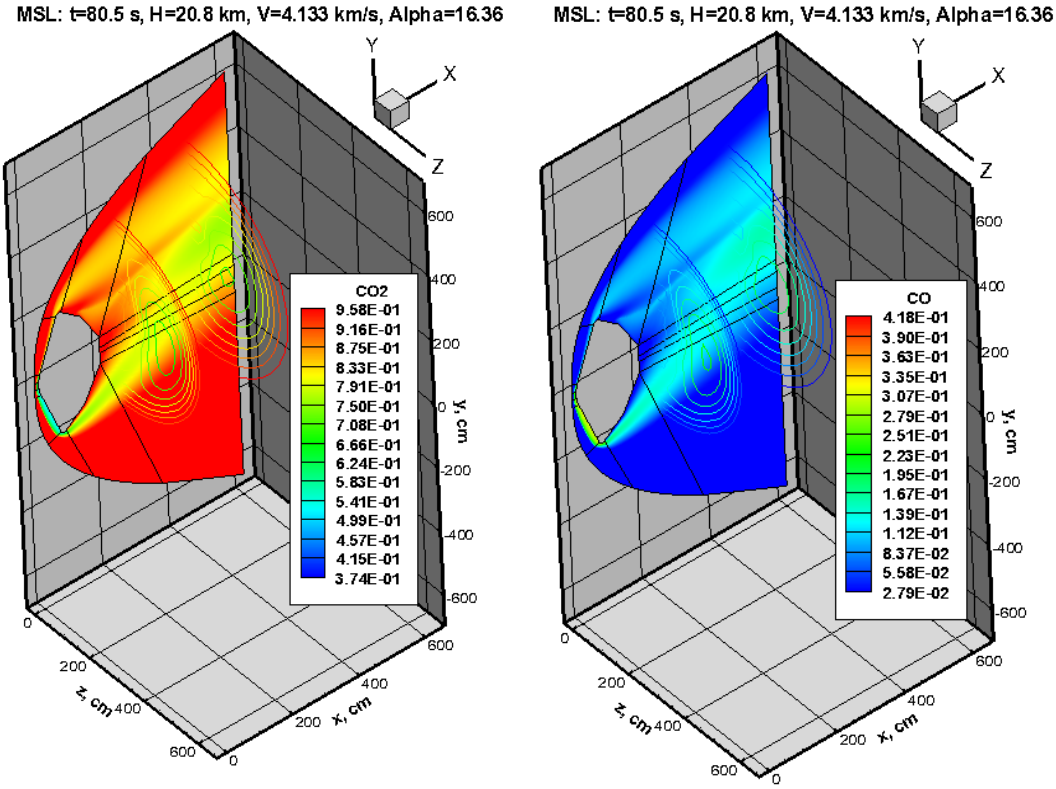


Рис. 84. Mass fraction of carbon dioxide and carbon oxide at $t = 80.5$ с, $H = 20.8$ км, $\rho_\infty = 1.86\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 629$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.133$ км/с, $T = 178.9$ K, $\alpha = 16.36°$

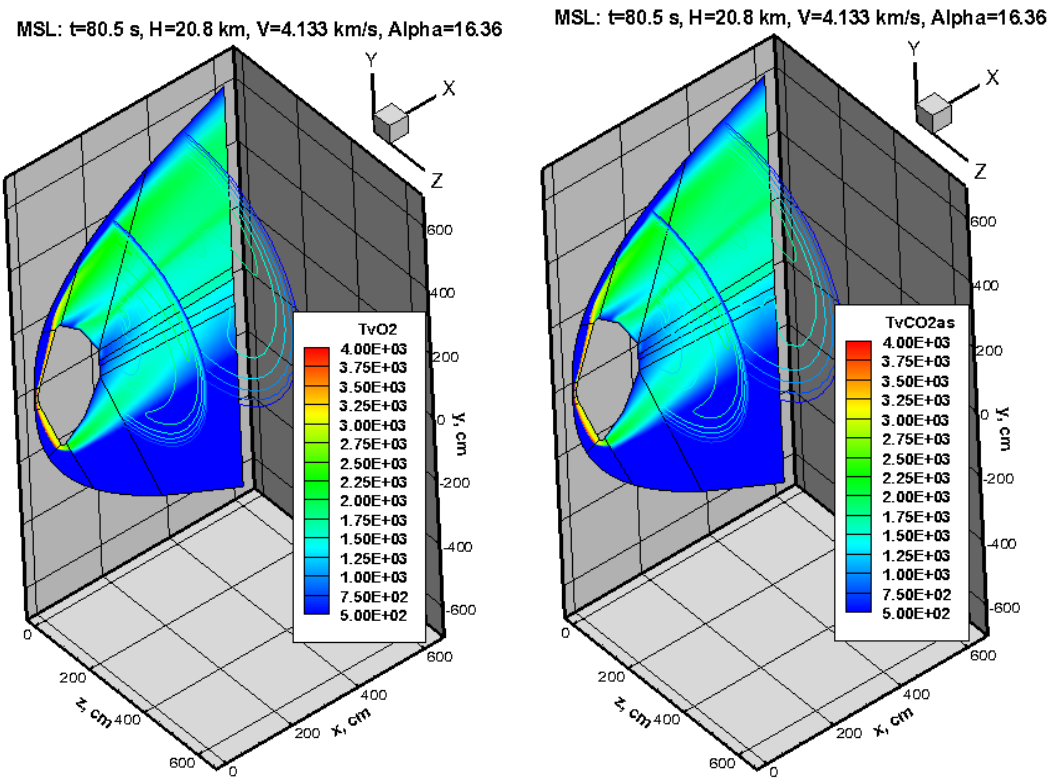


Рис. 85. Vibrational temperature of molecule O_2 and the anti-symmetric mode of CO_2 at $t = 80.5$ с, $H = 20.8$ км, $\rho_\infty = 1.86\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 629$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.133$ км/с, $T = 178.9$ K, $\alpha = 16.36°$

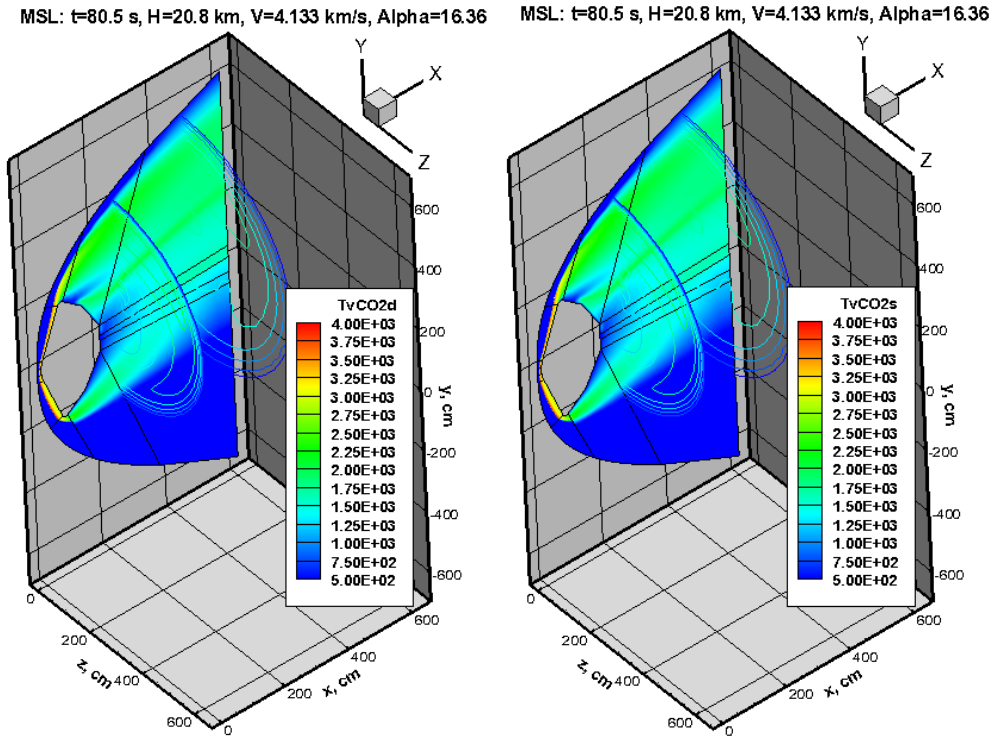


Рис. 86. Vibrational temperature of the deformation and symmetric vibrational modec of CO_2 at $t = 80.5$ с, $H = 20.8$ км, $\rho_\infty = 1.86\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 629$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.133$ км/с, $T = 178.9$ K, $\alpha = 16.36°$

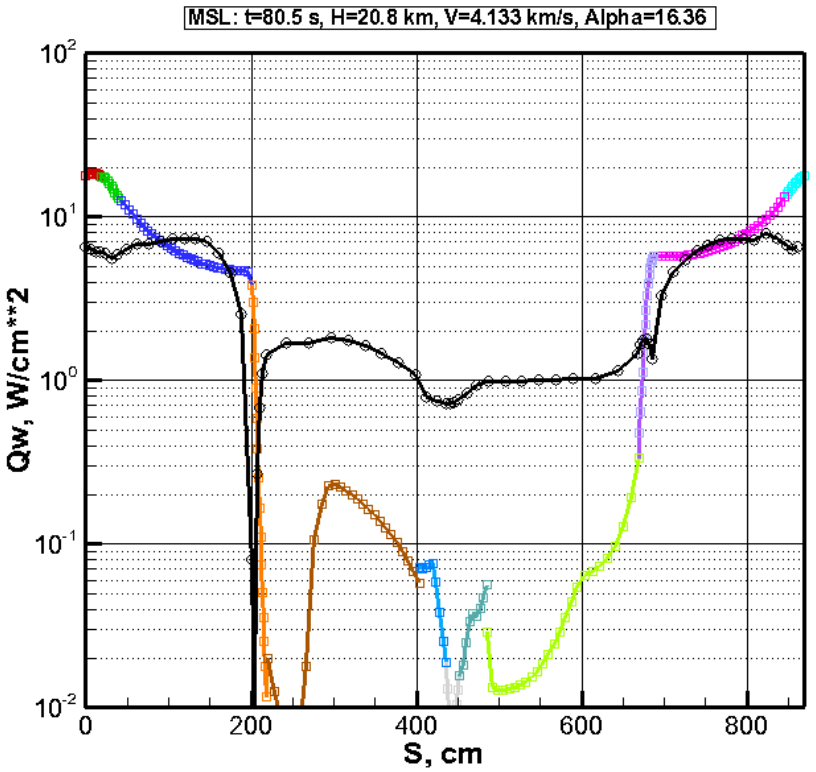


Рис. 87. Convective heat flux (color curve) and integral radiation heat flux (black line) along surface coordinate C in meridional plane. $t = 80.5$ с, $H = 20.8$ км, $\rho_\infty = 1.86\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 629$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.133$ км/с, $T = 178.9$ K, $\alpha = 16.36°$

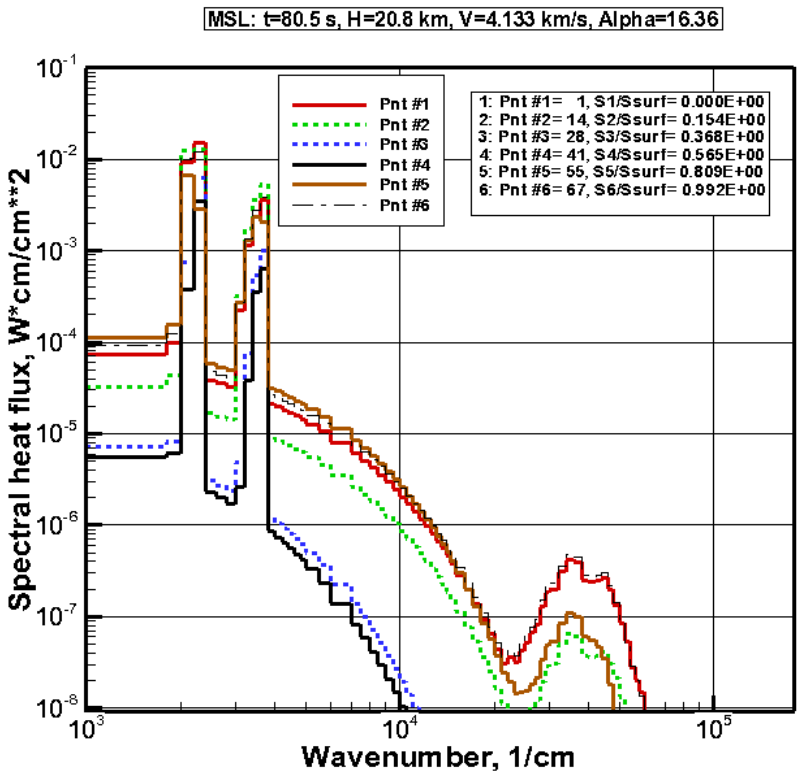


Рис. 88. Spectral radiation heat fluxes at six pointc on the surface in meridional cross section. $t = 80.5$ с, $H = 20.8$ км, $\rho_\infty = 1.86\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 629$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.133$ км/с, $T = 178.9$ K, $\alpha = 16.36°$

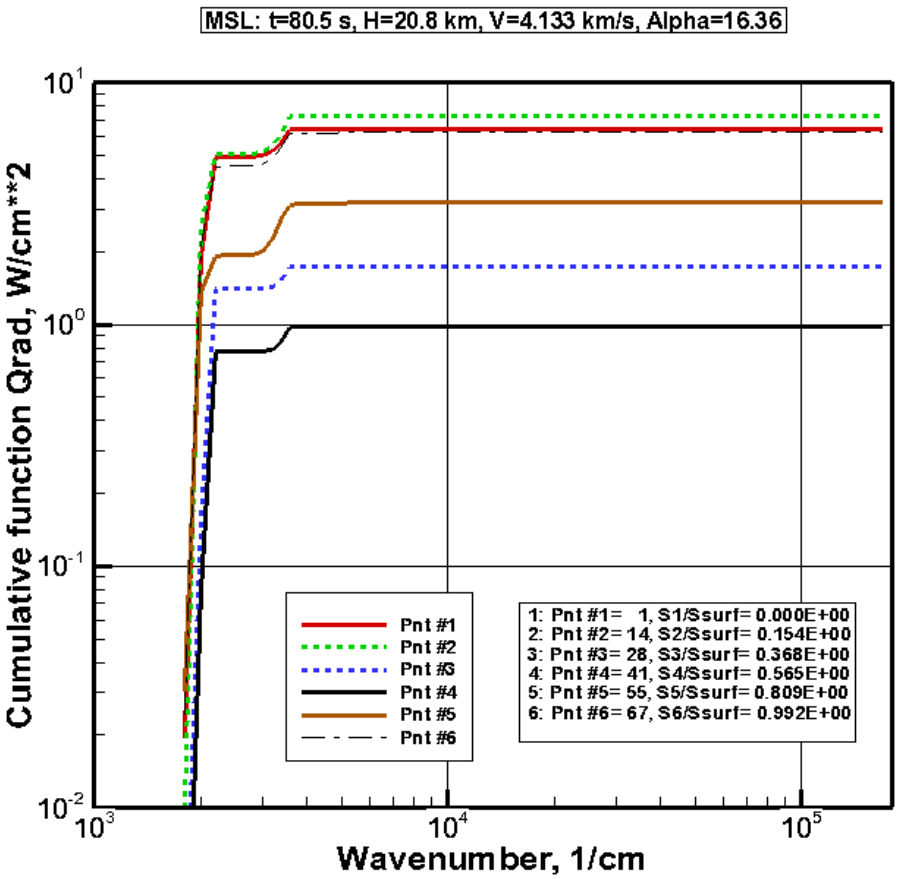


Рис. 89. Cumulative functionc of radiation heat fluxes at six pointc on the surface in meridional cross section at $t = 80.5$ с, $H = 20.8$ км, $\rho_\infty = 1.86\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 629$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.133$ км/с, $T = 178.9$ K, $\alpha = 16.36°$

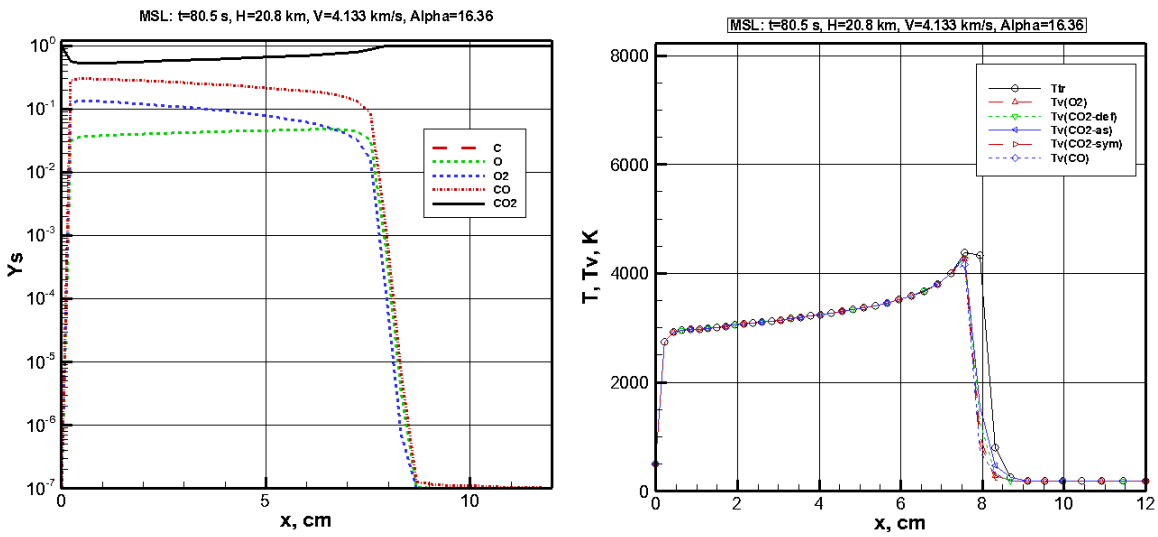


Рис. 90. Axial dictributions of mass fractionc (from the left) and Translational and vibrational temperaturec (from the right) along stagnation line at $t = 80.5$ с, $H = 20.8$ км, $\rho_\infty = 1.86\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 629$ эрг/см^3, $V_\infty = 4.133$ км/с, $T = 178.9$ K, $\alpha = 16.36°$

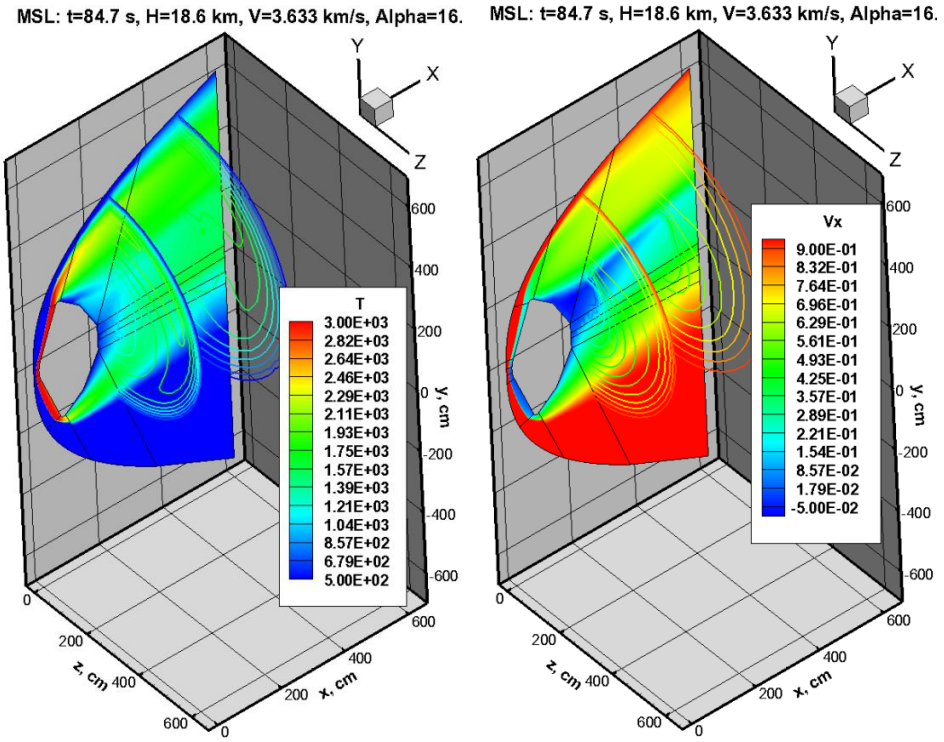


Рис. 91. Translational temperature and longitudinal velocity ($V_x = u/V_\infty$) at $t = 84.7$ с, $H = 16.6$ км, $\rho_\infty = 2.33\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 804$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.633$ км/с, $T = 182.7$ K, $\alpha = 16.59°$

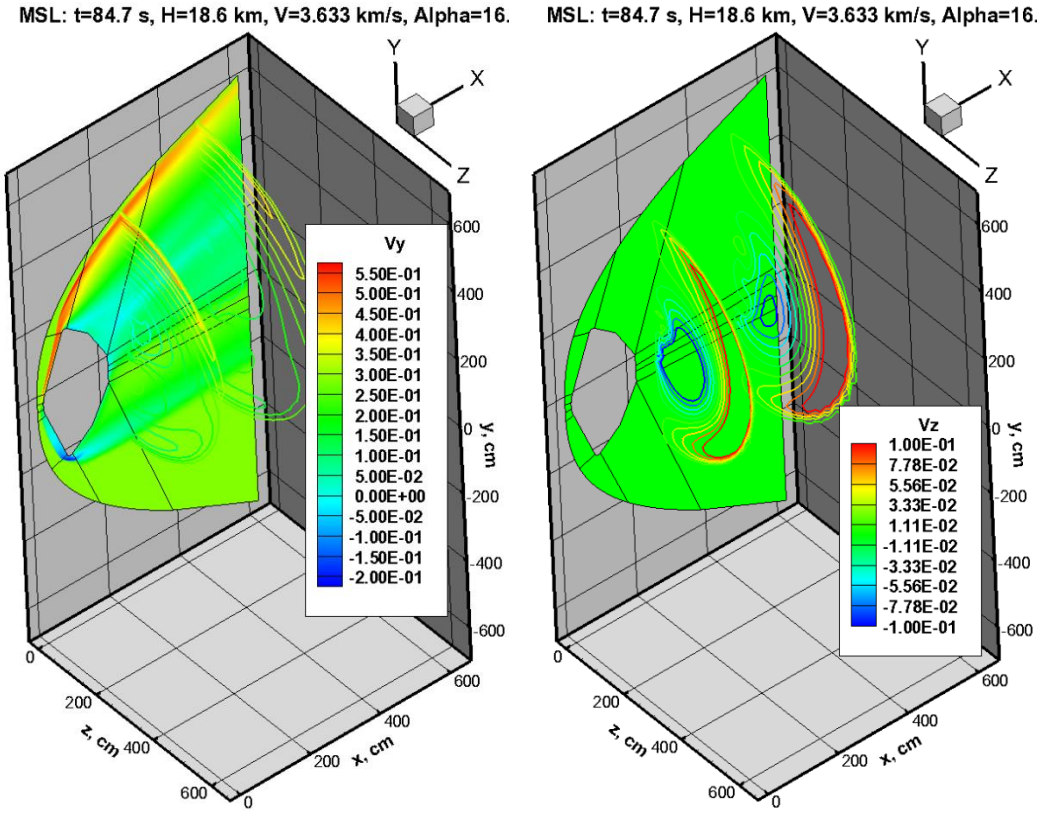


Рис. 92. Y-component ($V_y = v/V_\infty$) and Z- component ($V_w = w/V_\infty$) of a flow velocity at $t = 84.7$ с, $H = 16.6$ км, $\rho_\infty = 2.33\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 804$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.633$ км/с, $T = 182.7$ K, $\alpha = 16.59°$

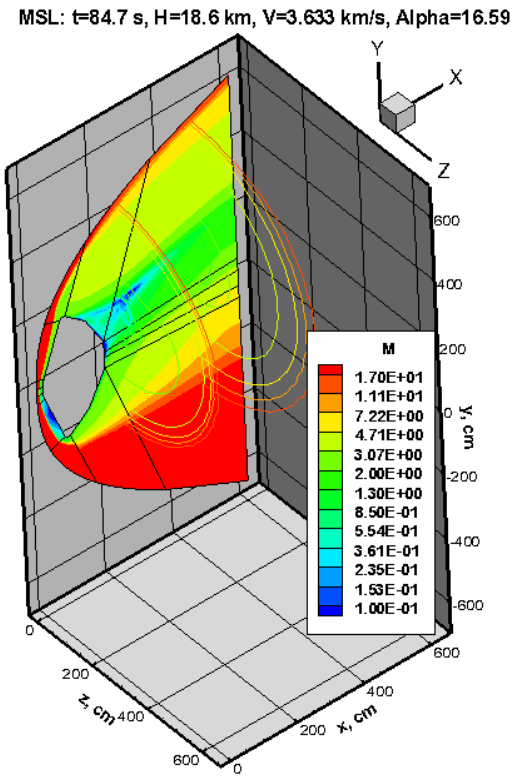


Рис. 93. Mach number at $t = 84.7$ с, $H = 16.6$ км, $\rho_\infty = 2.33\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 804$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.633$ км/с, $T = 182.7$ K, $\alpha = 16.59°$

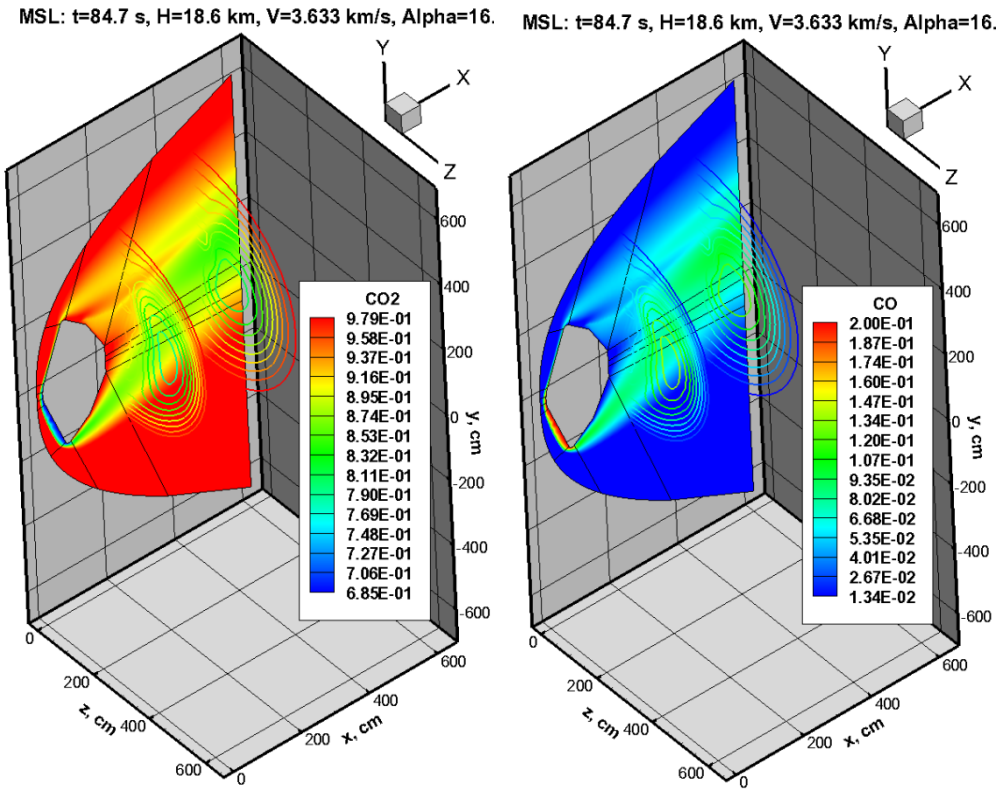


Рис. 94. Mass fraction of carbon dioxide and carbon oxide at $t = 84.7$ с, $H = 16.6$ км, $\rho_\infty = 2.33\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 804$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.633$ км/с, $T = 182.7$ K, $\alpha = 16.59°$

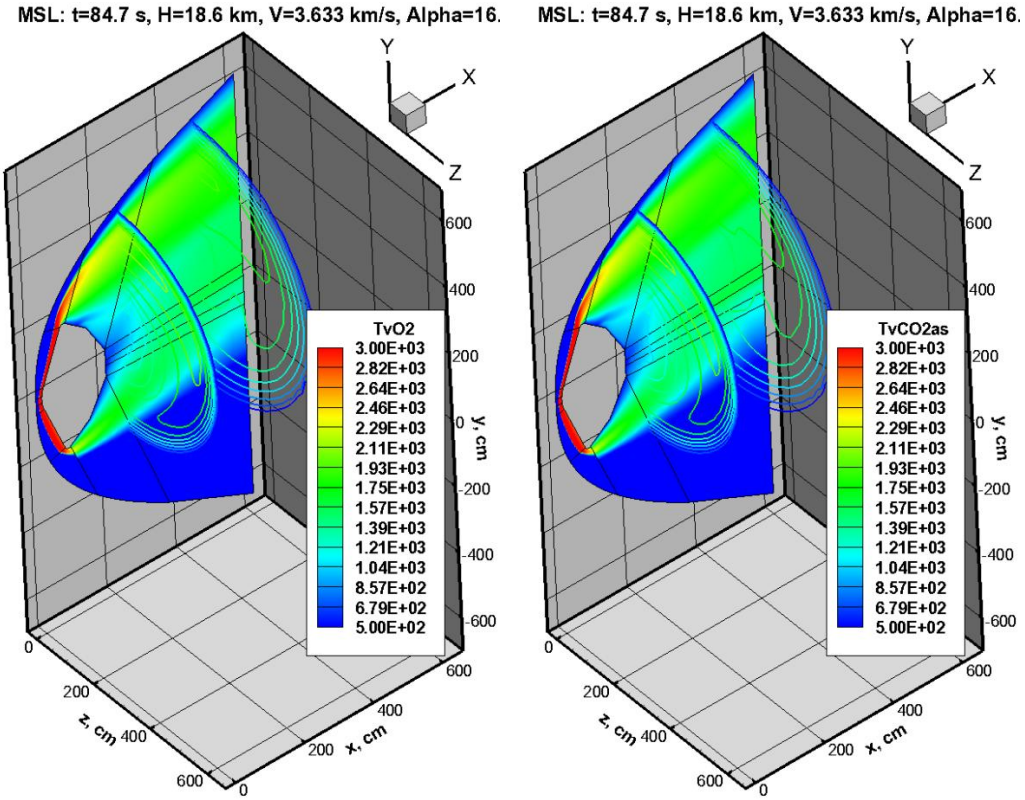


Рис. 95. Vibrational temperature of molecule O_2 and the anti-symmetric mode of CO_2 at $t = 84.7$ с, $H = 16.6$ км, $\rho_\infty = 2.33\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 804$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.633$ км/с, $T = 182.7$ K, $\alpha = 16.59°$

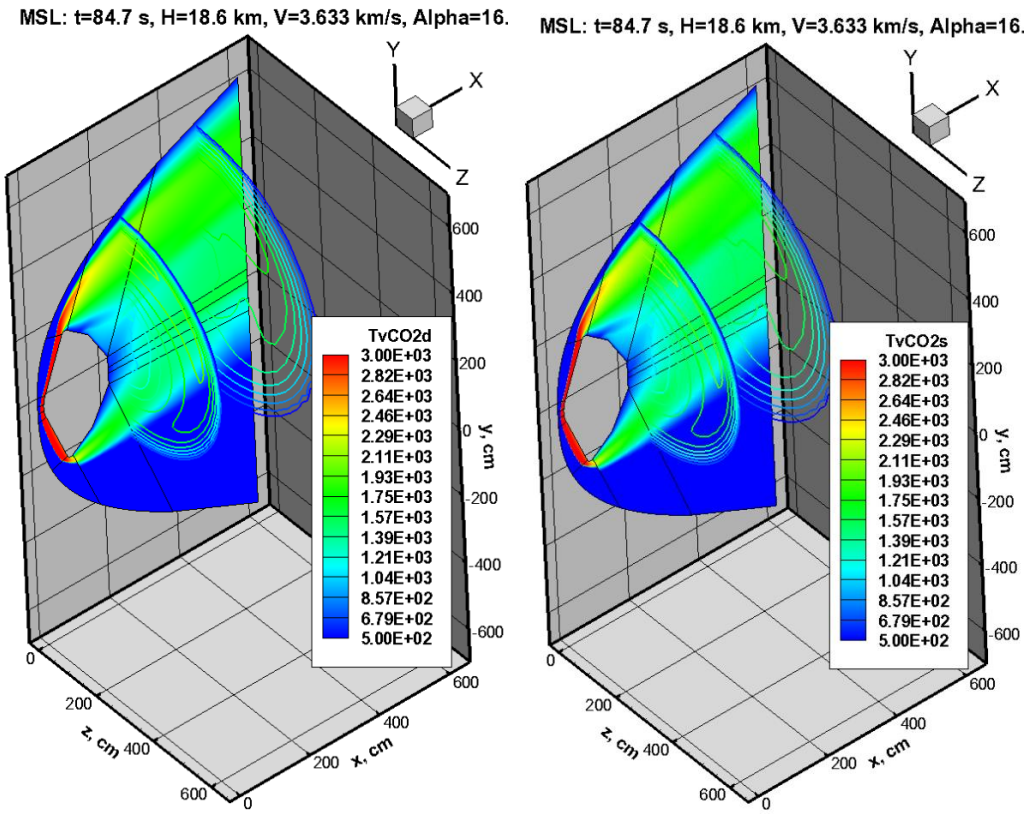


Рис. 96. Vibrational temperature of the deformation and symmetric vibrational modec of CO_2 at $t = 84.7$ с, $H = 16.6$ км, $\rho_\infty = 2.33\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 804$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.633$ км/с, $T = 182.7$ K, $\alpha = 16.59°$

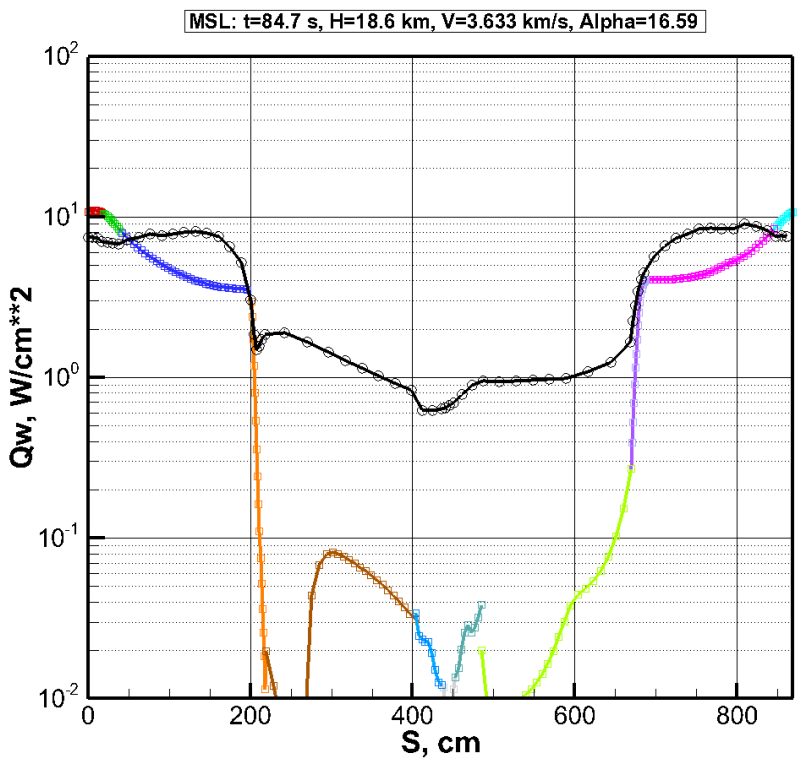


Рис. 97. Convective heat flux (color curve) and integral radiation heat flux (black line) along surface coordinate C in meridional plane. $t = 84.7$ с, $H = 16.6$ км, $\rho_\infty = 2.33\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 804$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.633$ км/с, $T = 182.7$ K, $\alpha = 16.59°$

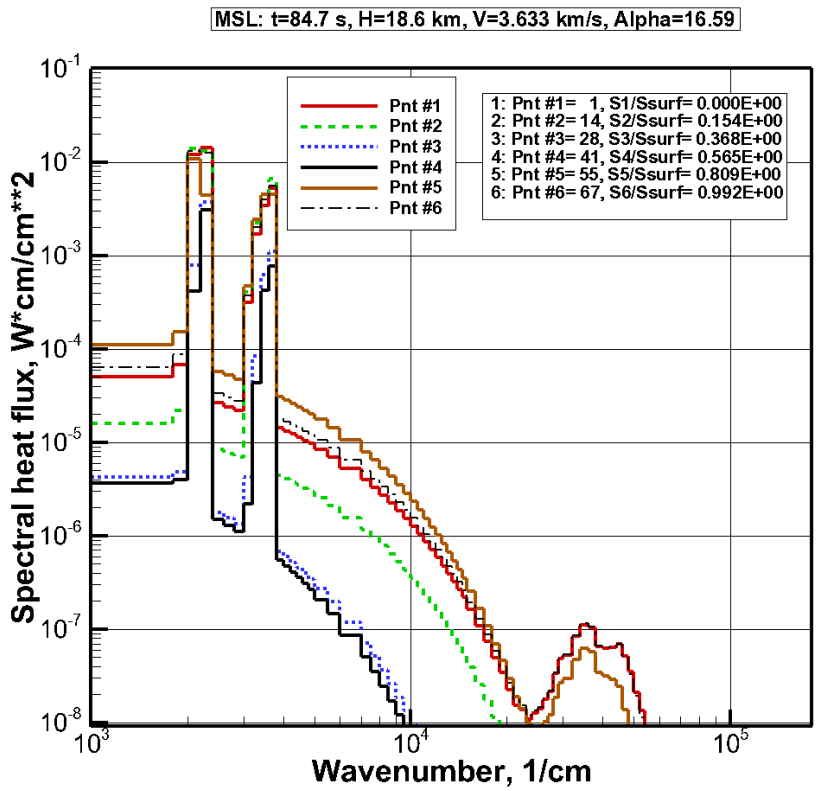


Рис. 98. Spectral radiation heat fluxes at six pointc on the surface in meridional cross section. $t = 84.7$ с, $H = 16.6$ км, $\rho_\infty = 2.33\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 804$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.633$ км/с, $T = 182.7$ K, $\alpha = 16.59°$

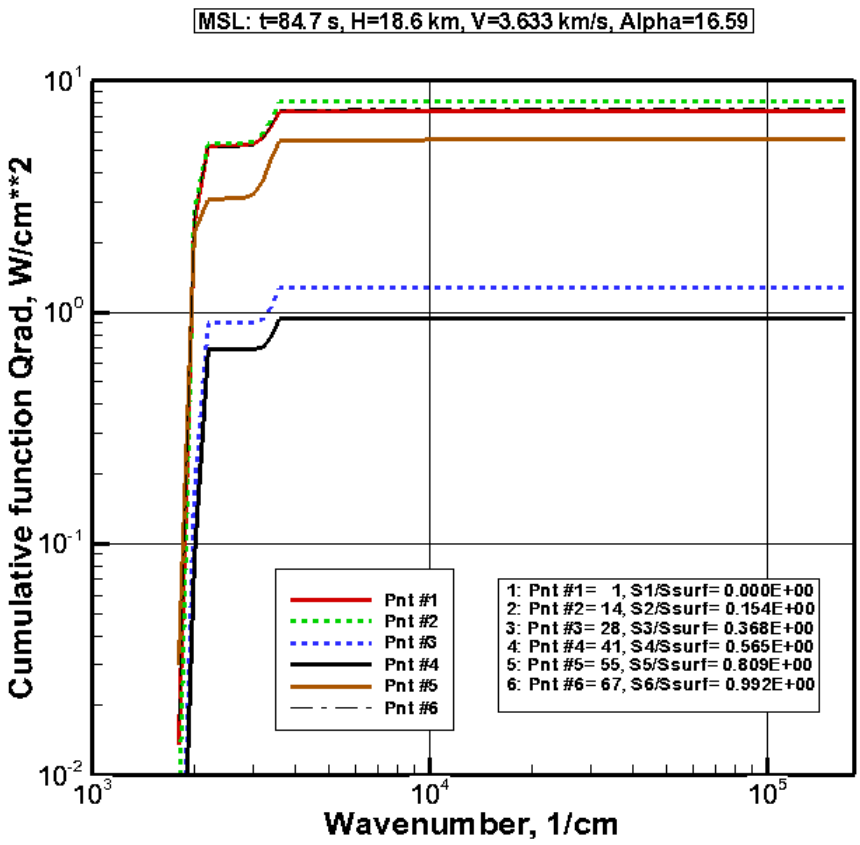


Рис. 99. Cumulative functionc of radiation heat fluxes at six pointc on the surface in meridional cross section at $t = 84.7$ с, $H = 16.6$ км, $\rho_\infty = 2.33\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 804$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.633$ км/с, $T = 182.7$ K, $\alpha = 16.59°$

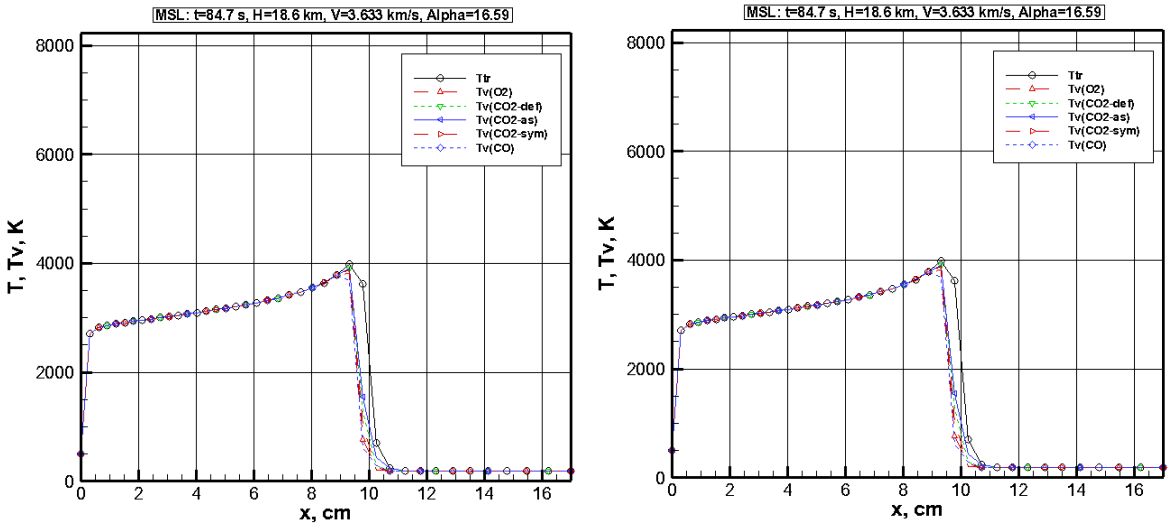


Рис. 100. Axial dictributionc of mass fractionc (from the left) and Translational and vibrational temperatures (from the right) along stagnation line at $t = 84.7$ с, $H = 16.6$ км, $\rho_\infty = 2.33\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 804$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.633$ км/с, $T = 182.7$ K, $\alpha = 16.59°$

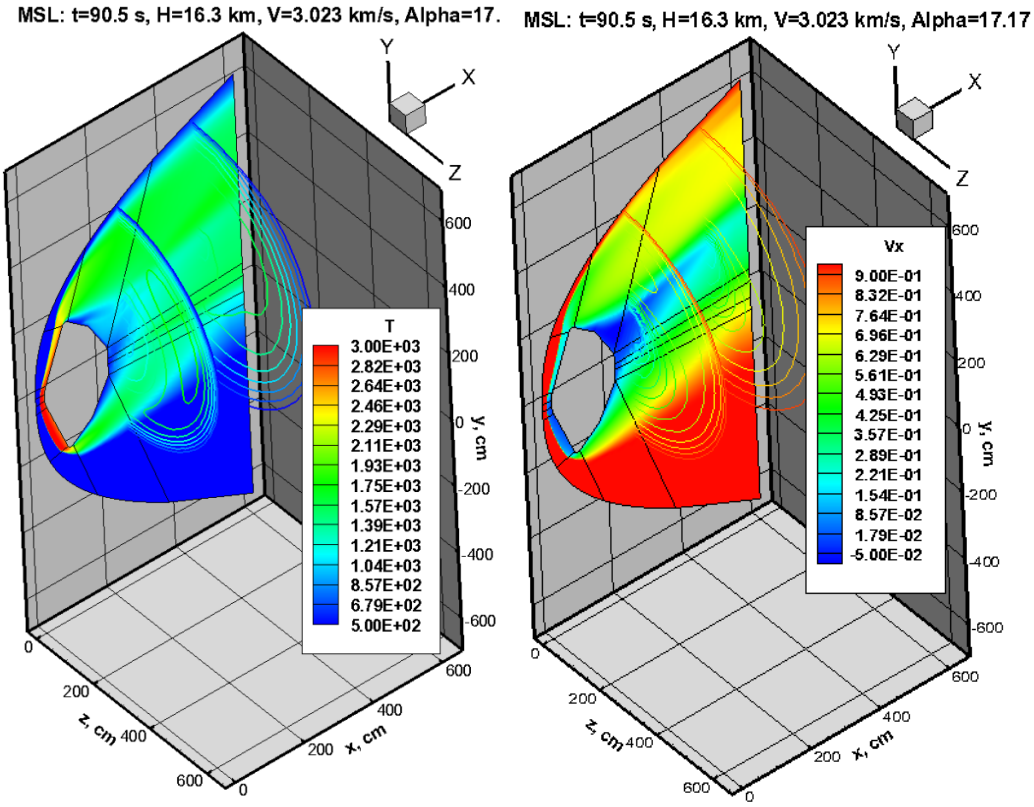


Рис. 101. Translational temperature and longitudinal velocity ($V_x = u/V_\infty$) at $t = 90.5$ с, $H = 16.3$км, $\rho_\infty = 2.87\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1020$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.023$ км/с, $T = 188.1$K, $\alpha = 17.17°$

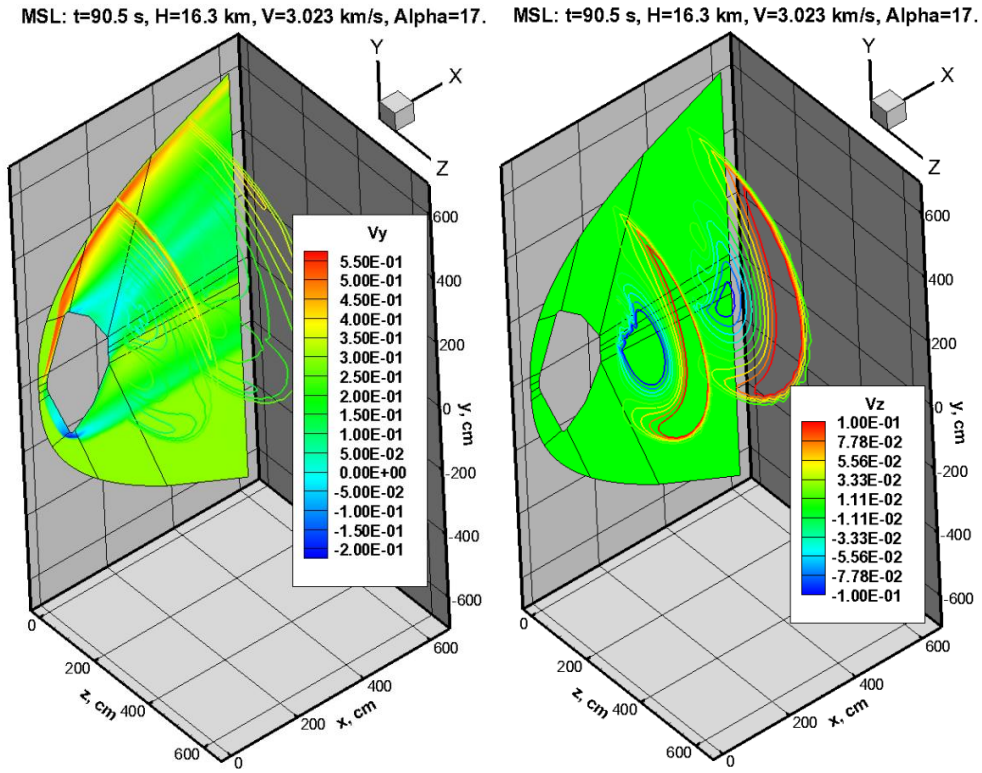


Рис. 102. Y-component ($V_y = v/V_\infty$) and Z-component ($V_w = w/V_\infty$) of a flow velocity at $t = 90.5$ с, $H = 16.3$км, $\rho_\infty = 2.87\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1020$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.023$ км/с, $T = 188.1$K, $\alpha = 17.17°$

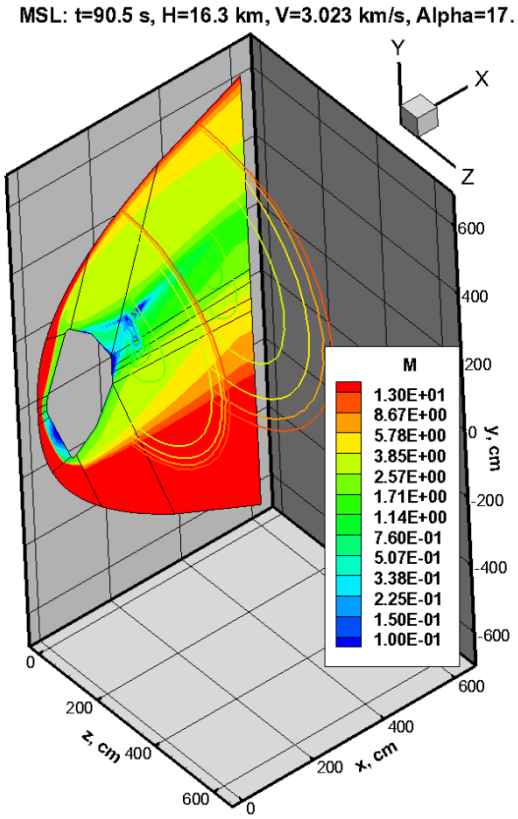


Рис. 103. Mach number at $t = 90.5$ с, $H = 16.3$ км, $\rho_\infty = 2.87\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1020$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.023$ км/с, $T = 188.1$K, $\alpha = 17.17°$

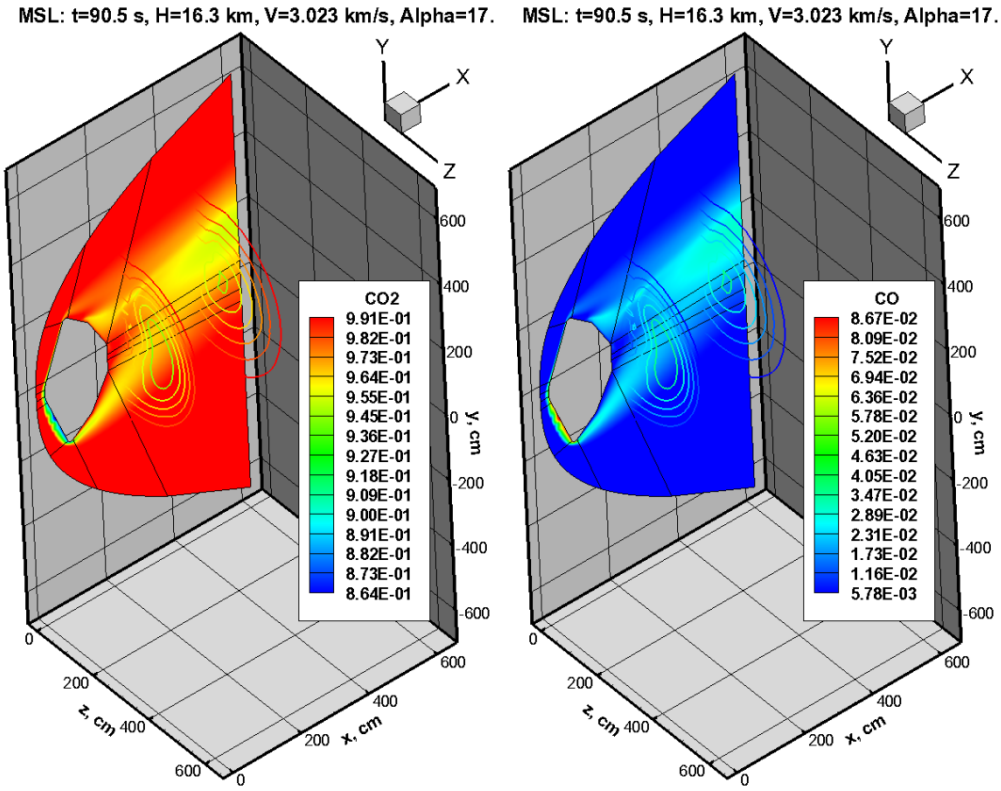


Рис. 104. Mass fraction of carbon dioxide and carbon oxide at $t = 90.5$ с, $H = 16.3$ км, $\rho_\infty = 2.87\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1020$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.023$ км/с, $T = 188.1$K, $\alpha = 17.17°$

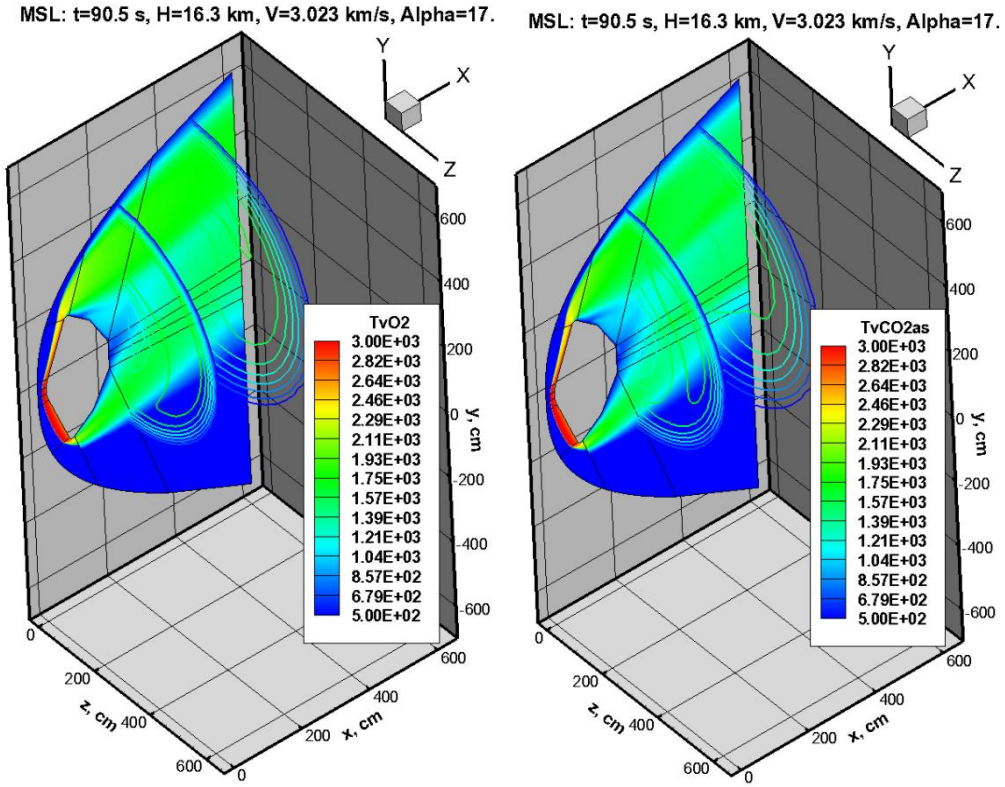


Рис. 105. Vibrational temperature of molecule O_2 and the anti-symmetric mode of CO_2 at $t = 90.5$ с, $H = 16.3$ км, $\rho_\infty = 2.87\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1020$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.023$ км/с, $T = 188.1$ K, $\alpha = 17.17°$

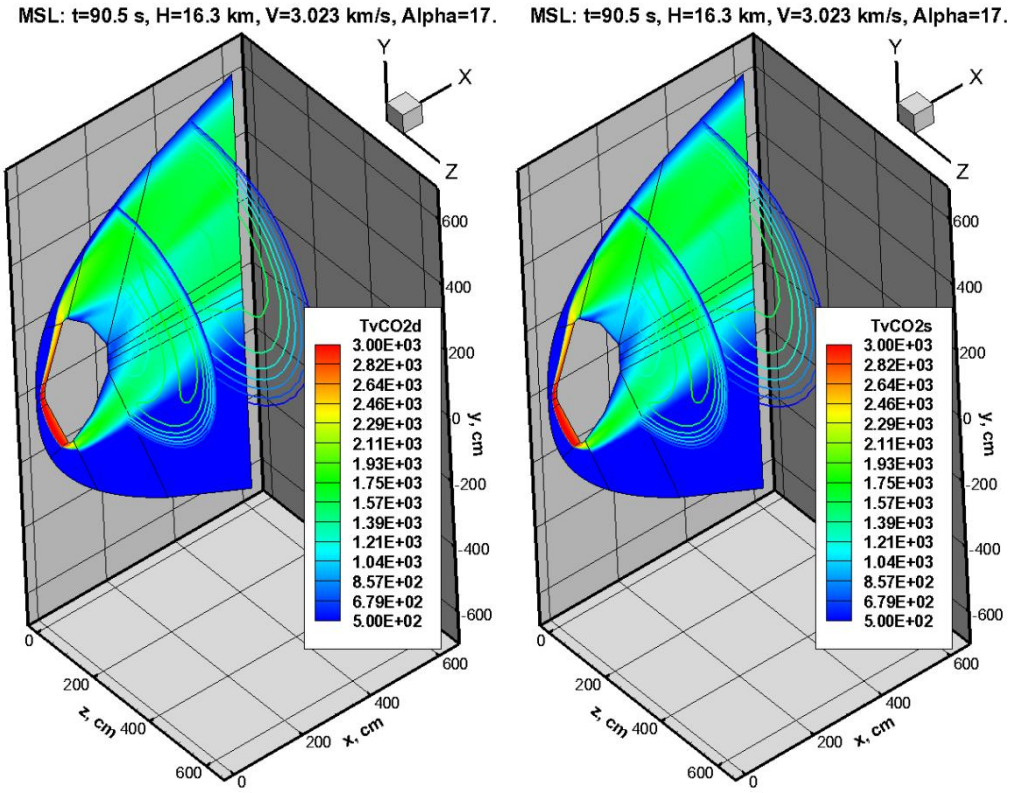


Рис. 106. Vibrational temperature of the deformation and symmetric vibrational modec of CO_2 at $t = 90.5$ с, $H = 16.3$ км, $\rho_\infty = 2.87\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1020$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.023$ км/с, $T = 188.1$ K, $\alpha = 17.17°$

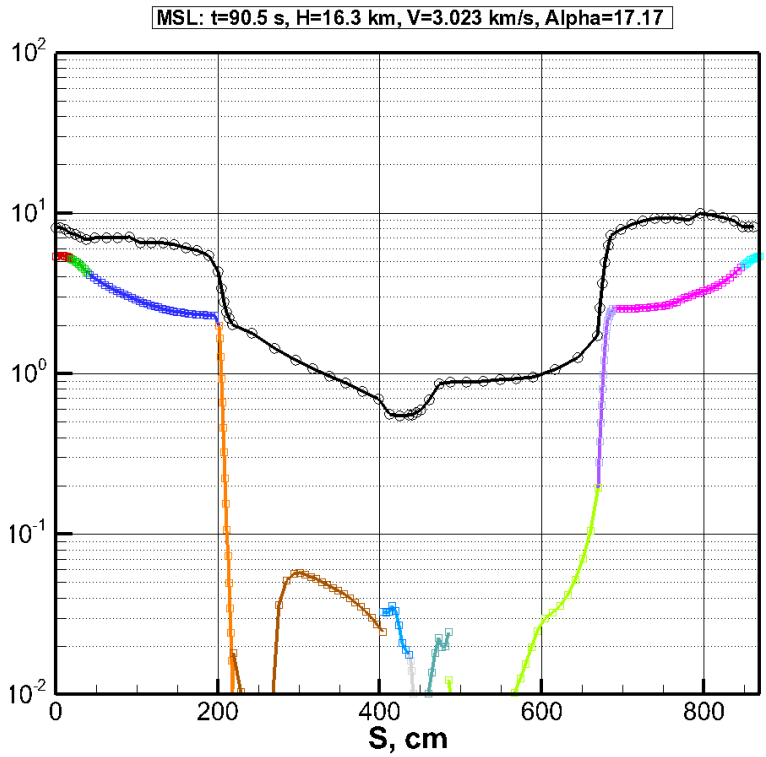


Рис. 107. Convective heat flux (color curve) and integral radiation heat flux (black line) along surface coordinate C in meridional plane. $t = 90.5$ с, $H = 16.3$ км, $\rho_\infty = 2.87\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1020$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.023$ км/с, $T = 188.1$K, $\alpha = 17.17°$

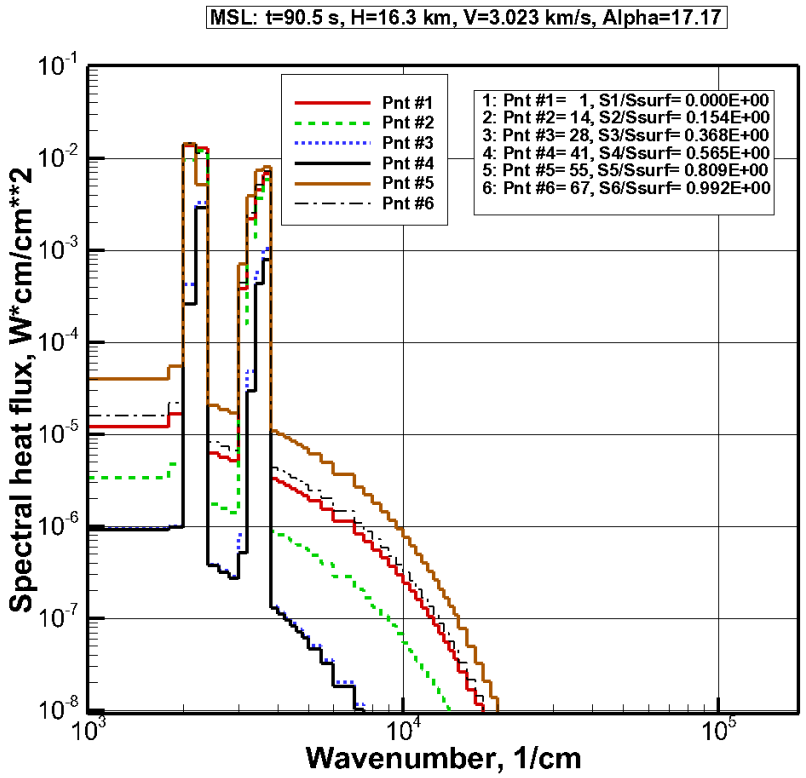


Рис. 108. Spectral radiation heat fluxes at six pointc on the surface in meridional cross section. $t = 90.5$ с, $H = 16.3$ км, $\rho_\infty = 2.87\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1020$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.023$ км/с, $T = 188.1$K, $\alpha = 17.17°$

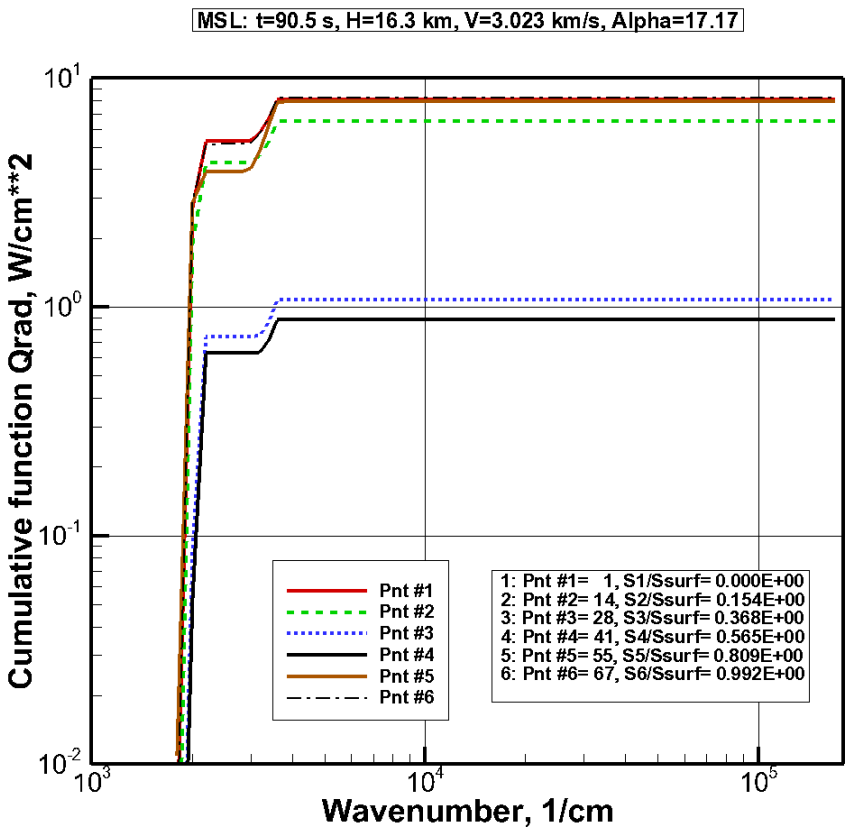


Рис. 109. Cumulative functionc of radiation heat fluxes at six pointc on the surface in meridional cross section at $t = 90.5$ с, $H = 16.3$ км, $\rho_\infty = 2.87\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1020$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.023$ км/с, $T = 188.1$K, $\alpha = 17.17°$

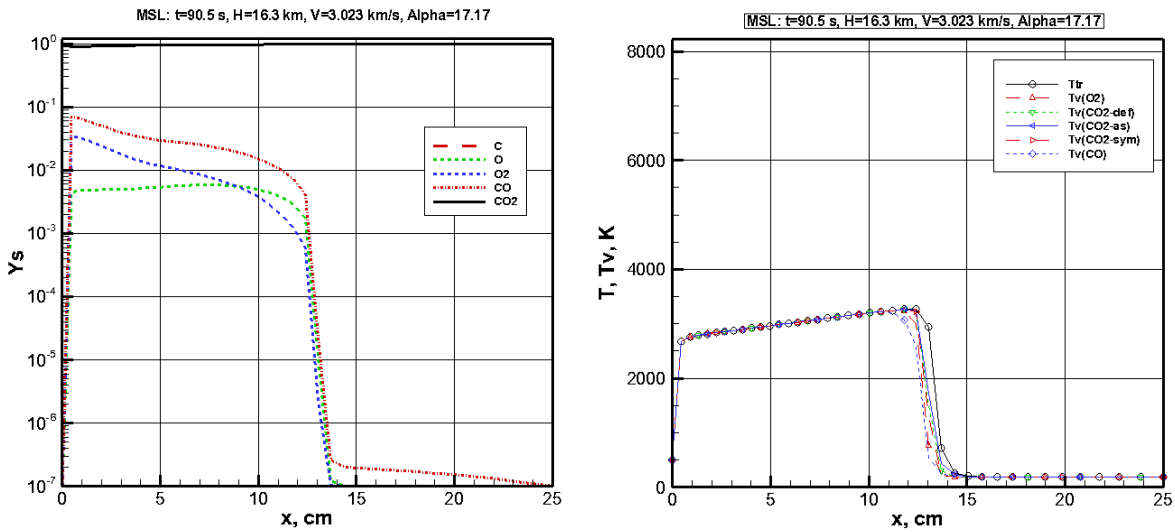


Рис. 110. Axial dictributionc of mass fractionc (from the left) and Translational and vibrational temperaturec (from the right) along stagnation line at $t = 90.5$ с, $H = 16.3$ км, $\rho_\infty = 2.87\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1020$ эрг/см^3, $V_\infty = 3.023$ км/с, $T = 188.1$K, $\alpha = 17.17°$

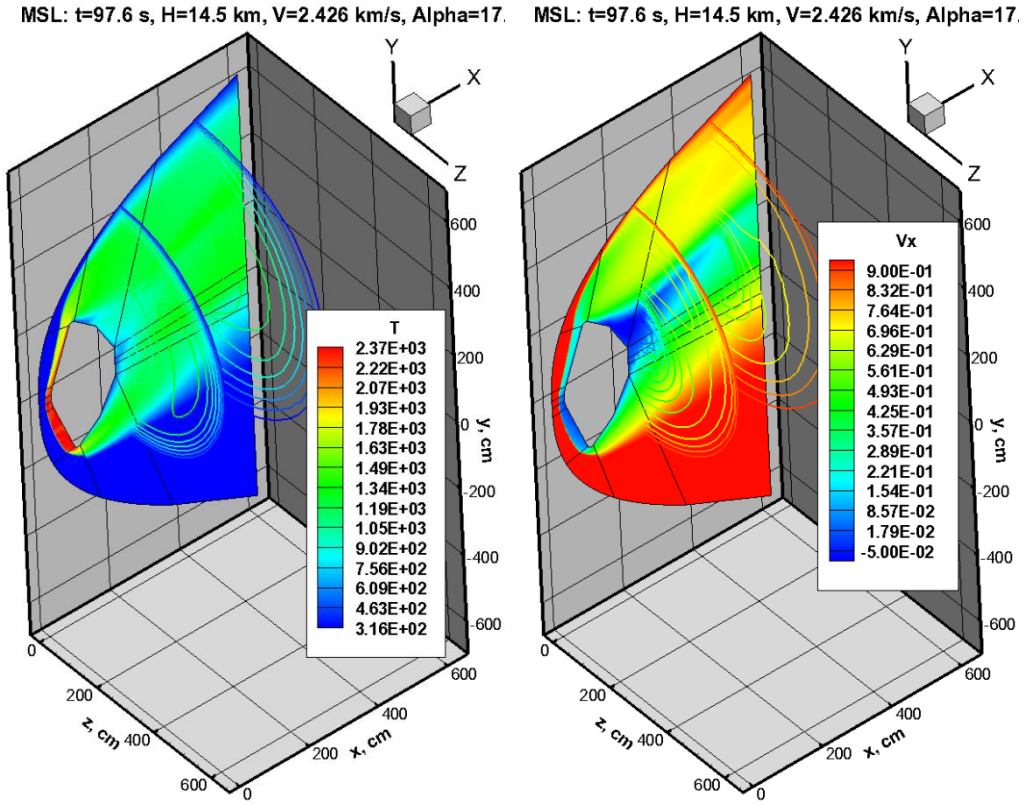


Рис. 111. Translational temperature and longitudinal velocity ($V_x = u/V_\infty$) at $t = 97.6$ с, $H = 14.5$ км, $\rho_\infty = 3.36\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1220$ эрг/см^3, $V_\infty = 2.426$ км/с, $T = 192.2$ K, $\alpha = 17.47°$

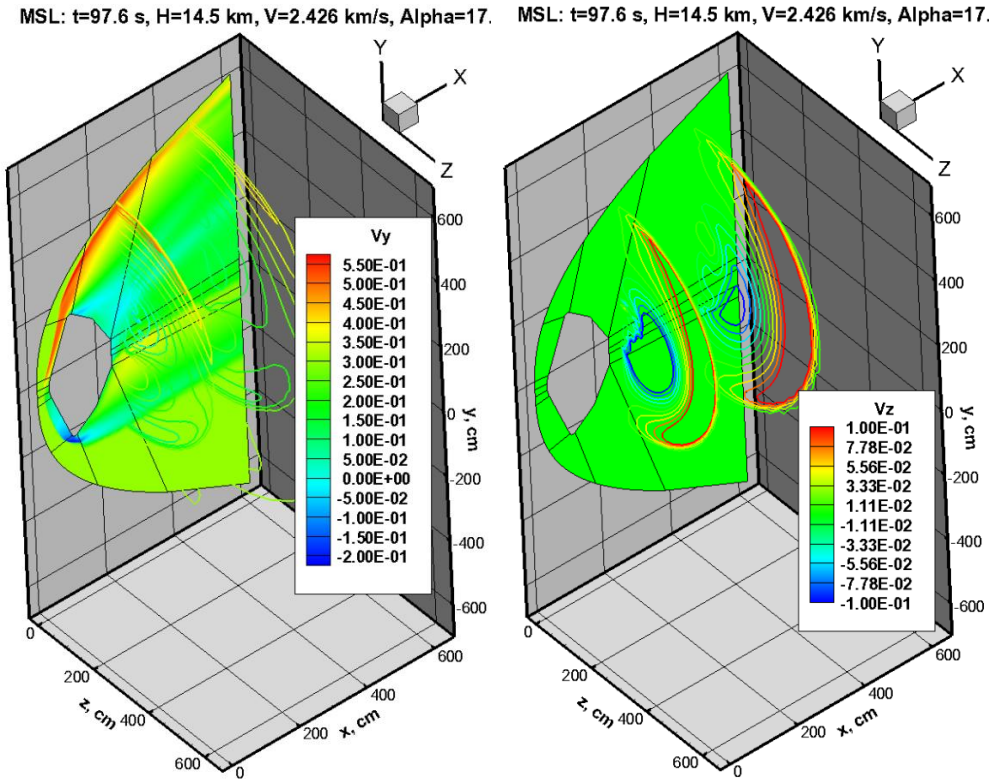


Рис.112. Y-component ($V_y = v/V_\infty$) and Z-component ($V_w = w/V_\infty$) of a flow velocity at t=97.6 с, H=14.5 км, $\rho_\infty = 3.36\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1220$ эрг/см^3, $V_\infty = 2.426$ км/с, T=192.2 K, $\alpha = 17.47°$

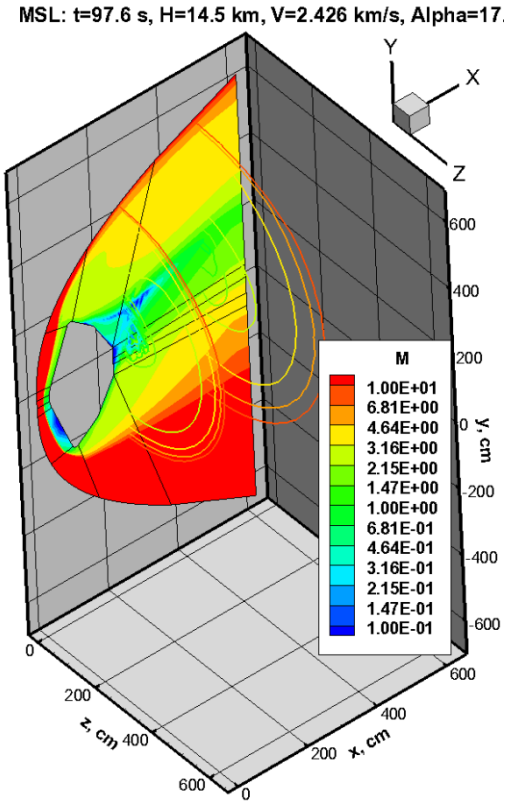


Рис. 113. Mach number at $t = 97.6$ с, $H = 14.5$ км, $\rho_\infty = 3.36\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1220$ эрг/см^3, $V_\infty = 2.426$ км/с, $T = 192.2$ K, $\alpha = 17.47°$

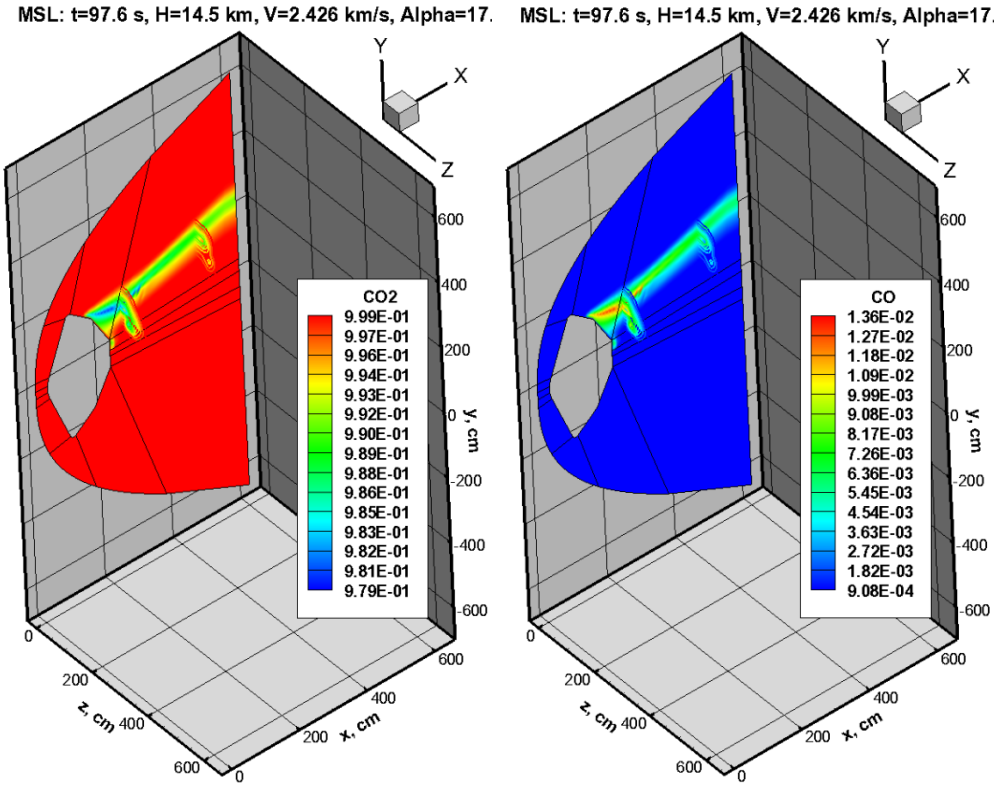


Рис. 114. Mass fraction of carbon dioxide and carbon oxide at $t = 97.6$ с, $H = 14.5$ км, $\rho_\infty = 3.36\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1220$ эрг/см^3, $V_\infty = 2.426$ км/с, $T = 192.2$ K, $\alpha = 17.47°$

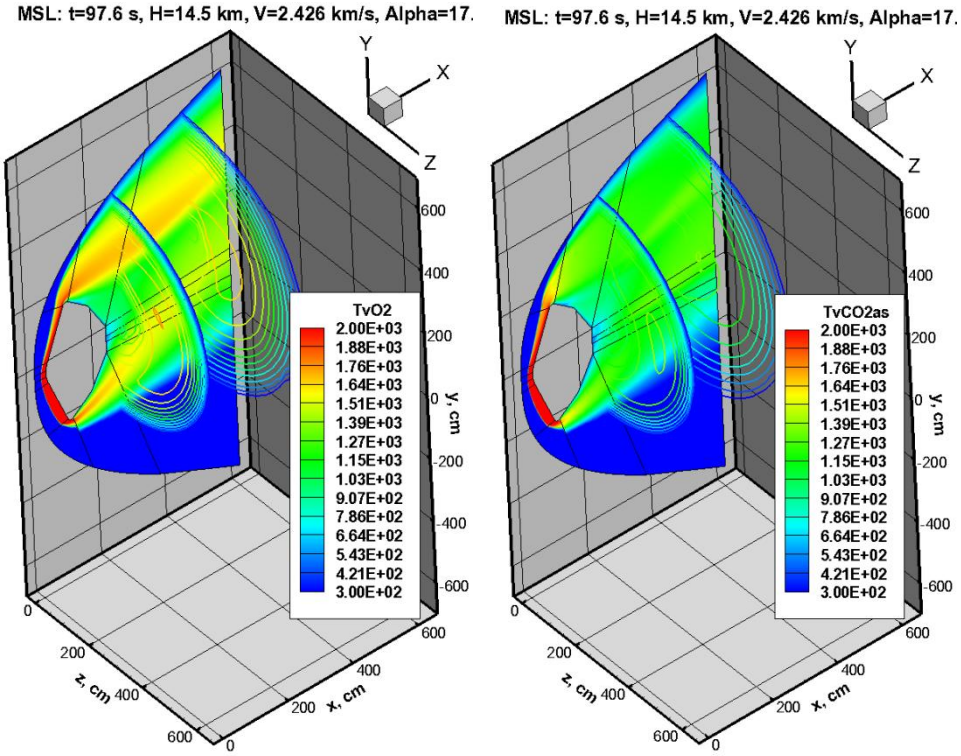


Рис. 115. Vibrational temperature of molecule O_2 and the anti-symmetric mode of CO_2 at t=97.6 с, H=14.5 км, $\rho_\infty = 3.36\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1220$ эрг/см^3, $V_\infty = 2.426$ км/с, T=192.2 K, α=17.47°

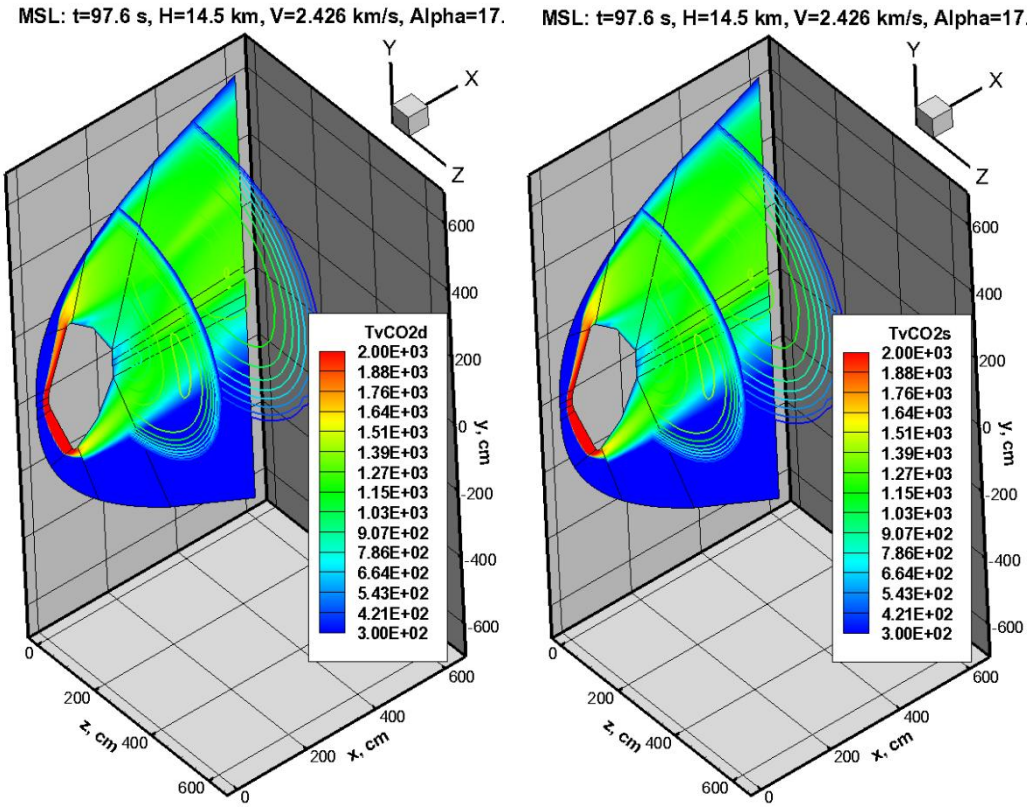


Рис. 116. Vibrational temperature of the deformation and symmetric vibrational modec of CO_2 at t=97.6 с, H=14.5 км, $\rho_\infty = 3.36\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1220$ эрг/см^3, $V_\infty = 2.426$ км/с, T=192.2 K, α=17.47°

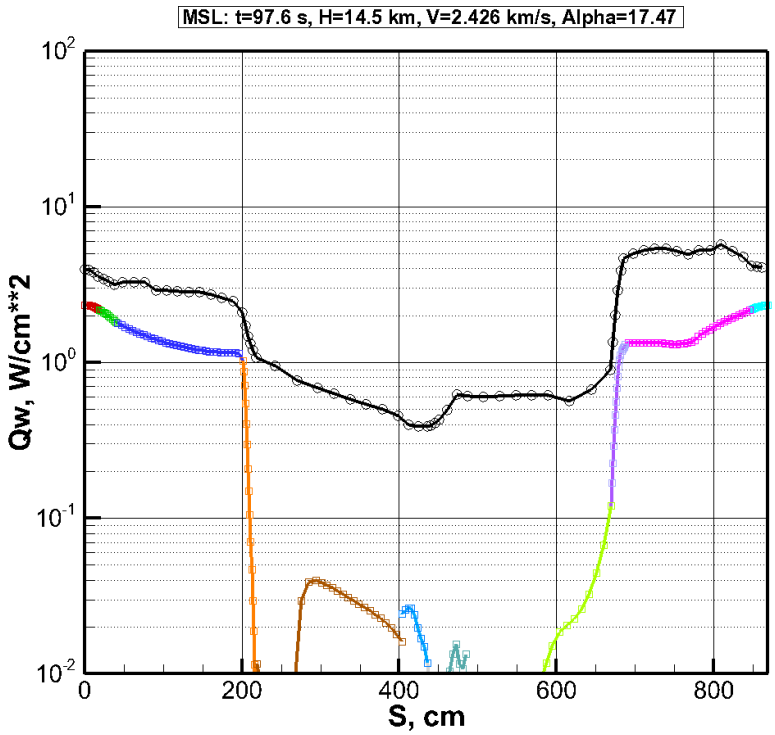


Рис. 117. Convective heat flux (color curve) and integral radiation heat flux (black line) along surface coordinate C in meridional plane. $t = 97.6$ с, $H = 14.5$ км, $\rho_\infty = 3.36\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1220$ эрг/см^3, $V_\infty = 2.426$ км/с, $T = 192.2$ K, $\alpha = 17.47°$

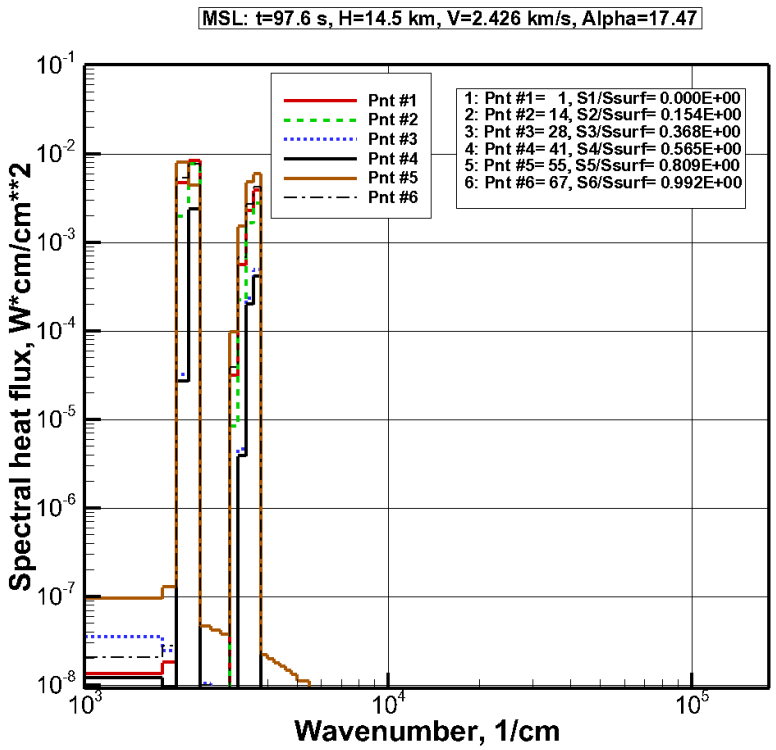


Рис. 118. Spectral radiation heat fluxes at six pointc on the surface in meridional cross section. $t = 97.6$ с, $H = 14.5$ км, $\rho_\infty = 3.36\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1220$ эрг/см^3, $V_\infty = 2.426$ км/с, $T = 192.2$ K, $\alpha = 17.47°$

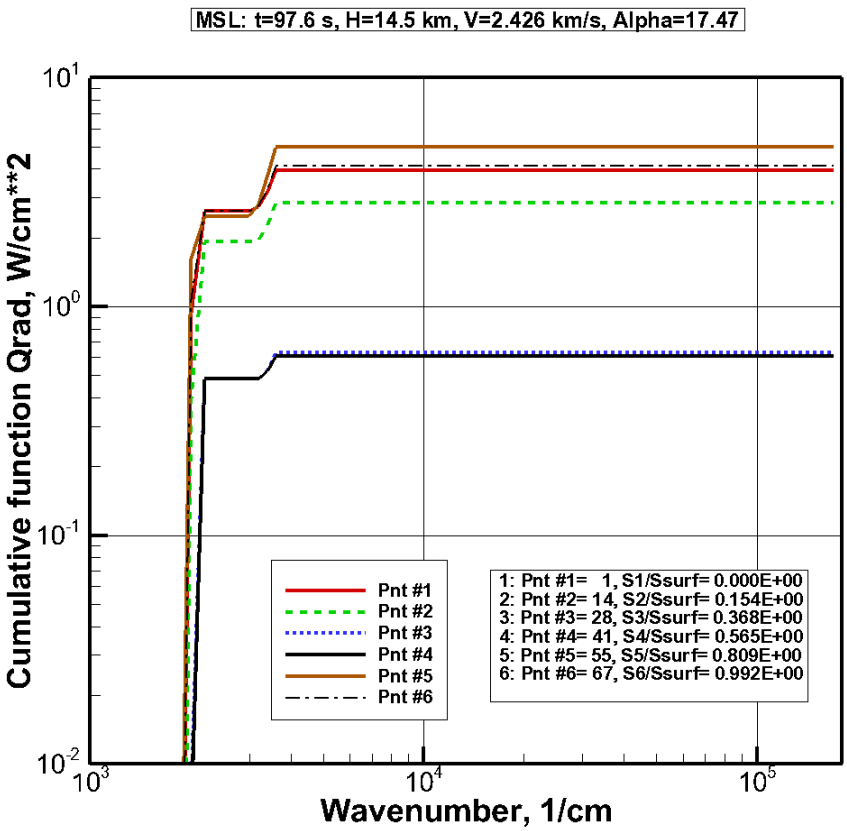


Рис. 119. Cumulative functionc of radiation heat fluxes at six pointc on the surface in meridional cross section at $t = 97.6$ с, $H = 14.5$ км, $\rho_\infty = 3.36\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1220$ эрг/см^3, $V_\infty = 2.426$ км/с, $T = 192.2$ K, $\alpha = 17.47°$

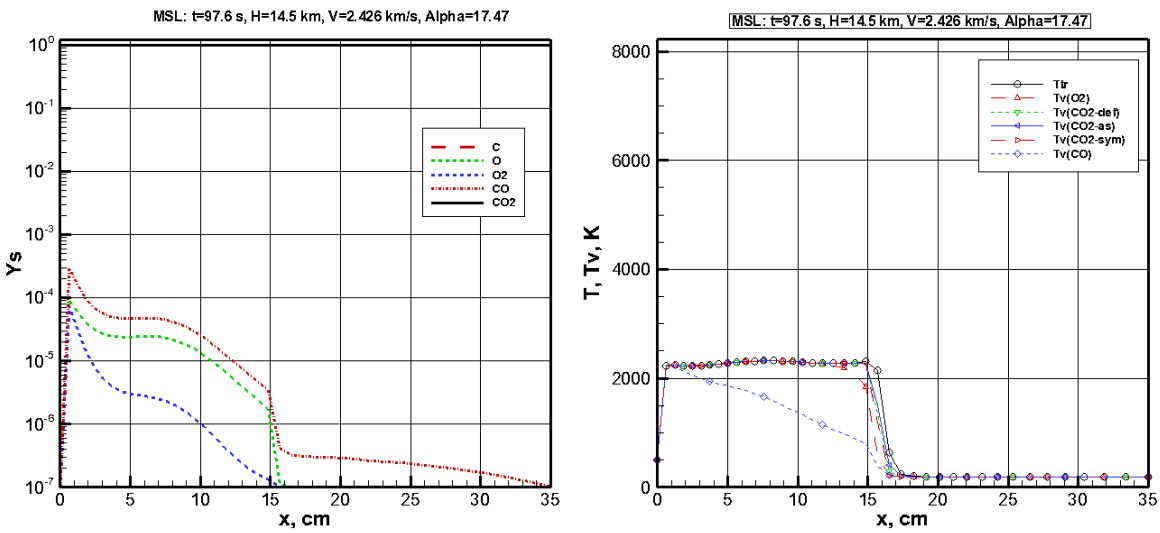


Рис. 120. Axial dictributionc of mass fractionc (from the left) and Translational and vibrational temperaturec (from the right) along stagnation line at $t = 97.6$ с, $H = 14.5$ км, $\rho_\infty = 3.36\times10^{-6}$ г/см^3, $p_\infty = 1220$ эрг/см^3, $V_\infty = 2.426$ км/с, $T = 192.2$ K, $\alpha = 17.47°$

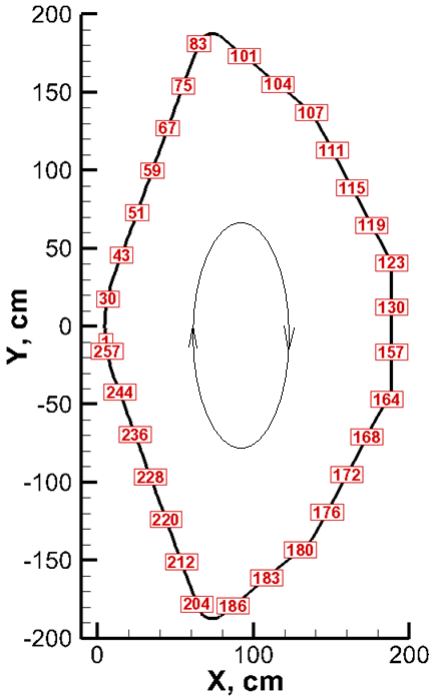


Рис. 121. Location of grid nodes in equatorial cross section