

МЕТОД РАСЧЕТА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОВЫХ И ДВУХФАЗНЫХ СТРУЙ С УЧЕТОМ НЕРАВНОВЕСНЫХ ФИЗИЧЕСКИХ И ХИМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ

Завелевич Ф.С., Ушаков Н.Н.

Исследовательский Центр им. М.В. Келдыша, г. Москва

Разработаны метод и программа расчета газодинамических параметров двухфазных турбулентных неизобарических, вязких сверхзвуковых струй с учетом неравновесных физических и химических процессов применительно к задачам взаимодействия струй РД с атмосферой (в частности с озоновым слоем), определения лучистых потоков от струй двигателей (например, на элементы конструкции ЛА с целью определения их теплового состояния, а также условий работы систем ориентации и коррекции траектории). Метод расчета двухфазных струй отличается расширенной по сравнению с другими методами системой неравновесных химических реакций при одновременном учете неравновесности между частицами и газом. Использование расширенной системы химических реакций приводит к существенным изменениям в определении содержания малых газовых компонентов в струях, таких как NO , NO_2 , ClO , что позволяет получать новые количественные данные по содержанию озоноразрушающих компонентов в струях различных РД. В предлагаемом методе корректно учитывается взаимное влияние газовой и конденсированной фаз, что приводит к повышению точности определения концентраций компонентов. Определена область высот полета ($H=30 \dots 50$ км), где наиболее существенно влияние химических реакций с хлорсодержащими компонентами и частиц конденсированной фазы на параметры газовой фазы. Показано, что частицы интенсифицируют процесс догорания в струях и в зависимости от тяги увеличивают высоту прекращения догорания на $5 \dots 10$ км, а химические реакции с хлорсодержащими компонентами, наоборот, снижают высоту прекращения догорания на $1 \dots 5$ км. Одной из существенных особенностей метода является использование усовершенствованной модели турбулентности, учитывающей сжимаемость потока. Метод расчета подтвержден сопоставлениями результатов расчета с экспериментальными данными и с расчетами других авторов.

В основе метода расчета лежат следующие предположения:

1. Течение в двухфазных струях описывается в рамках теории взаимопроникающих сплошных сред. Уравнения сохранения записываются отдельно для газа и частиц. В уравнения для частиц вводится непрерывно распределенная плотность "газа" частиц. Взаимодействие фаз описываются соответствующими членами в каждой паре уравнений сохранения.

2. Сверхзвуковое неизобарическое течение вязкого газа описывается

уравнениями Навье – Стокса в параболическом приближении

$$\frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + H = Y^{-1} \frac{\partial \left(YL \frac{\partial E}{\partial y} \right)}{\partial y} + S + W + \varphi, \quad (1)$$

где

$$F = [\rho u, \rho u^2 + p^*, \rho u v, \rho u h_0, \rho u C, \rho u \varepsilon, \rho u K, \rho u C_1, \dots, \rho u C_N]^T$$

$$G = [\rho v, \rho v u, \rho v^2 + p^*, \rho v h_0, \rho v C, \rho v \varepsilon, \rho v K, \rho v C_1, \dots, \rho v C_N]^T$$

$$H = \frac{1}{y} [\rho v, \rho u v, \rho v^2, \rho v h_0, \rho v C, \rho v \varepsilon, \rho v K, \rho v C_1, \dots, \rho v C_N]^T$$

$$E = [\rho, u, v, h, C, \varepsilon, K, C_1, \dots, C_N]^T$$

$$Y = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & y & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & y & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & y & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & y & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & y & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & y \end{pmatrix}$$

$$L = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \mu & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & \mu & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & u\mu/\cos^2 \theta & 0 & \mu/\text{Pr} & 0 & 0 & \mu & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \mu/\text{Pr} & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \mu/\sigma & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \mu & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \mu/\text{Pr} & \dots & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \mu/\text{Pr} \end{pmatrix}$$

$$S = \left[0, 0, 0, 0, 0, \frac{\varepsilon}{K} (C_{\varepsilon 1} \rho P - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon + \pi_K + \chi), \rho P - \rho \varepsilon + \pi_K + \chi, 0, \dots, 0 \right]^T$$

$$w = [0, 0, 0, 0, 0, 0, w_1, \dots, w_N]^T$$

$$\varphi = \left[0, -\sum_{j=1}^m f_{xj} \rho_{sj}, -\sum_{j=1}^m f_{yj} \rho_{sj}, \sum_{j=1}^m \rho_{sj} (q_{kj} - f_{xj} u_{sj} - f_{yj} v_{sj}), 0, \dots, 0 \right]^T$$

$$\mu = \frac{\mu_r}{\cos^2 \theta}$$

$$\text{Pr} = \text{Pr}_r$$

$$p^* = p + \rho \nabla_n'^2$$

Уравнение (1) дополняется выражениями для расчета энтальпии:

$$h = \int_0^T C_p dT, \quad h_0 = h + 0.5(u^2 + v^2) + K, \quad (2)$$

$$p = \rho RT / M_\Sigma, \quad (3)$$

$$\mu_T = C_\mu \frac{V_n'^2}{0.52K} \rho \frac{K^2}{\varepsilon}, \quad (4)$$

$$v_n'^2 / K = 2/3 (1 - 0.222 (1 - \chi / \rho \varepsilon)), \quad (5)$$

$$\rho P = \frac{\mu_T}{\cos^4 \theta} \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)^2, \quad (6)$$

$$\theta = \arctg \left(\frac{v}{u} \right). \quad (7)$$

Здесь x, y - ортогональная система координат (ось x совпадает с осью струи);

u, v, w - осевая, радиальная и тангенциальная компоненты скорости;

ρ - плотность;

p - давление;

T - температура;

h_0 - удельная полная энтальпия;

C - концентрация инертного компонента;

C_i - массовая концентрация i -го компонента;

N - число химических компонентов;

w_i - массовая скорость образования i -го компонента в результате химических реакций;

R - универсальная газовая постоянная;

M_Σ - молекулярная масса газовой смеси;

c_p - удельная теплоемкость;

$K = (u'^2 + v'^2 + w'^2) / 2$ - энергия турбулентности;

$$\varepsilon = \nu \sum_{i,j} \left(\frac{\partial u'_i}{\partial x_j} \right)^2 - \text{скорость диссипации энергии турбулентности,}$$

где u'_i - i -й компонент скорости (u' , v' , w');

x_j - j -й компонент координаты (x , y , z);

ν - коэффициент кинематической вязкости.

Величины со штрихом означают пульсационную составляющую.

В уравнении (1) последним членом в правой части учтено влияние частиц конденсированной фазы на параметры газа. Индекс s_j - относится к частицам j -той фракции конденсированной фазы.

Проекция силы взаимодействия между газом и частицами на оси x и y определяются по соотношениям

$$f_{xj} = \frac{3c_{Dj}\rho}{8r_{sj}\rho_s^0} \left| \vec{v} - \vec{v}_{sj} \right| (u - u_{sj}), \quad (8)$$

$$f_{yj} = \frac{3c_{Dj}\rho}{8r_{sj}\rho_s^0} \left| \vec{v} - \vec{v}_{sj} \right| (v - v_{sj}). \quad (9)$$

Здесь ρ_s^0 - плотность вещества частиц;

$\vec{v}, \vec{v}_{sj}$ - векторы скорости газа и частиц.

Тепловой поток от частиц к газу q_k определяется через число Нуссельта

$$q_{kj} = 3\lambda N u_j \frac{T_{sj} - T}{2\rho_s^0 r_{sj}^2}. \quad (10)$$

Коэффициент сопротивления c_{Dj} и число Нуссельта Nu_j определяют по соотношениям работ [1, 2].

Полидисперсная смесь частиц представляется в виде набора m групп частиц, каждая из которых характеризуется значениями радиуса r_{sj} , плотности $\rho_{sj} = n_{sj} \cdot m_{sj}$, проекций скорости u_{sj}, v_{sj} , температуры T_{sj} . Для каждой из m групп частиц решаются уравнения

$$u_{sj} \frac{du_{sj}}{dx} - f_{xj} = 0, \quad (11)$$

$$u_{sj} \frac{dv_{sj}}{dx} - f_{yj} = 0, \quad (12)$$

$$c_s u_{sj} \frac{dT_{sj}}{dx} + q_{kj} + q_{sj} - q_{kpi} = 0, \quad (13)$$

$$\frac{d\rho_{sj}}{dx} + \rho_{sj} \left(\frac{\partial}{\partial y} \frac{v_{sj}}{u_{sj}} + \frac{v_{sj}}{u_{sj}y} + \frac{f_{sj}}{u_{sj}^2} \right) = 0. \quad (14)$$

К уравнениям (11...14) необходимо добавить уравнение для определения фронта кристаллизации, если температура частиц становится равной или меньше $0.82T_L$

$$u_{sj} \frac{dr_{kpi}}{dx} + v_{kpi} = 0. \quad (15)$$

Тепловой поток за счет кристаллизации частиц определяется по соотношению

$$q_{kpi} = \frac{3Lr_{kpi}^2}{r_{sj}^3} v_{kpi}. \quad (16)$$

Здесь L - теплота кристаллизации,

$V_{кр}$ - скорость кристаллизации,

$r_{кр}$ - положение фронта кристаллизации.

В соответствии с работой [3] полагается, что частицы начинают кристаллизоваться, когда их температура становится равной $0,82T_L$ (T_L - температура плавления). Скорость кристаллизации частиц Al_2O_3 при этом вычисляется по формуле

$$V_{кр} = 0.72 \cdot 10^{-6} (T_L - T_{sf})^{1.8}, \text{ м/с}, \quad (17)$$

а положение фронта кристаллизации определяется из уравнения

$$\frac{dr_{кр}}{dt} = -V_{кр} \quad (18)$$

(фронт кристаллизации движется к центру частицы).

Лучистый тепловой поток от частиц $q_{л}$ определяется по зависимостям, аппроксимирующим численные расчеты.

3. Учитываются неравновесные химические реакции между продуктами истечения из двигателя и окружающей атмосферой [4-7].

Принципиальным моментом является выбор констант скоростей химических реакций. Литературные данные по константам скоростей получены в условиях, существенно отличающихся от условий струй ракетных двигателей, и имеют большой разброс, характеризуемый фактором неопределенности. В результате специальных исследований путем сопоставления расчетных и экспериментальных данных по излучательным характеристикам струй натурных и модельных ракетных двигателей были подобраны константы скоростей для системы реакций 1–20 (в пределах указанного в литературе фактора неопределенности), обеспечивающие наилучшее согласие расчетных и экспериментальных результатов (табл. 1 $[K_i] = (\text{м}^3/\text{кмоль})^{m-1} \text{ 1/с}$, где m - число частиц, участвующих в реакции).

4. Струя считается осесимметричной. При многословых компонентах рассчитывается эквивалентная по расходу одиночная струя.

5. Предполагается, что частицы не влияют на характеристики турбулентности, имеют сферическую форму, не взаимодействуют друг с другом. Объем, занимаемый частицами, пренебрежимо мал.

Для расчета сверхзвуковых неизобарических струй обычно применяются явные маршевые методы, которые сопряжены с большими затратами машинного времени из-за жестких ограничений на шаг интегрирования в маршевом направлении, например [8,9]. В [10] изложен численный неявный метод решения уравнений, описывающих течение в сверхзвуковых спутных неизобарических химически замороженных газовых струях, основанный на идеях, изложенных Р.Маккормаком в работе [11]. В [9] описан численный метод применительно для расчета двухфазных струй с учетом неравновесного течения газа и частиц.

Система химических реакций и констант скоростей.

№	Реакция	Номинальное значение скорости прямой реакции, K_n	Фактор неопределенности	Используемое значение K_f
1	$\text{CO} + \text{OH} = \text{CO}_2 + \text{H}$	$4.4 \cdot 10^3 \cdot T^{1.5} \cdot e^{(373/T)}$	1.41	$K_f = 1.41 K_n$
2	$\text{OH} + \text{H}_2 = \text{H}_2\text{O} + \text{H}$	$1 \cdot 10^5 \cdot T^{1.6} \cdot e^{(-1660/T)}$	1.41	$K_f = 1.41 K_n$
3	$\text{H} + \text{O}_2 = \text{OH} + \text{O}$	$1.2 \cdot 10^{14} \cdot T^{-0.91} \cdot e^{(-8311/T)}$	1.41	$K_f = 1.41 K_n$
4	$\text{O} + \text{H}_2 = \text{OH} + \text{H}$	$1.5 \cdot 10^4 \cdot T^{1.2} \cdot e^{(-3800/T)}$	1.41	$K_f = 1.41 K_n$
5	$\text{H} + \text{O}_2 + \text{M} = \text{HO}_2 + \text{M}$	$2 \cdot 10^{12} / T^{0.8}$	1.58	$K_f = 1.58 K_n$
6	$\text{OH} + \text{HO}_2 = \text{H}_2\text{O} + \text{O}_2$	$2 \cdot 10^{10}$	2.0	$K_f = K_n$
7	$\text{H} + \text{HO}_2 = 2\text{OH}$	$1.5 \cdot 10^{11} \cdot e^{(-505/T)}$	1.58	$K_f = K_n$
8	$\text{O} + \text{HO}_2 = \text{O}_2 + \text{OH}$	$2 \cdot 10^{10}$	1.58	$K_f = K_n$
9	$2\text{OH} = \text{O} + \text{H}_2\text{O}$	$1.5 \cdot 10^6 \cdot T^{1.14}$	1.41	$K_f = 1.41 K_n$
10	$\text{H} + \text{HO}_2 = \text{H}_2 + \text{O}_2$	$2.5 \cdot 10^{10} \cdot e^{(-350/T)}$	1.58	$K_f = K_n$
11	$\text{CO} + \text{O} + \text{M} \Rightarrow \text{CO}_2 + \text{M}$	$T < 1000\text{K} \quad 6.878 \cdot 10^8 \cdot T^{1.4}$ $T > 1000\text{K} \quad 7 \cdot 10^7 \cdot e^{(2285/T)}$	3.16	$K_f = K_n$
12	$2\text{H} + \text{M} \Rightarrow \text{H}_2 + \text{M}$	$1.83 \cdot 10^{12} / T$	2.0	$K_f = K_n$
13	$\text{H} + \text{OH} + \text{M} \Rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{M}$	$2.2 \cdot 10^{16} / T^2$	1.58	$K_f = K_n$
14	$2\text{HO}_2 = \text{H}_2\text{O}_2 + \text{O}_2$	$2 \cdot 10^9$	2.0	$K_f = K_n$
15	$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{M} = 2\text{OH} + \text{M}$	$3 \cdot 10^{14} \cdot e^{(-22850/T)}$	2.0	$K_f = K_n$
16	$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{H} = \text{HO}_2 + \text{H}_2$	$1.7 \cdot 10^9 \cdot e^{(-1888/T)}$	2.0	$K_f = K_n$
17	$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{HO}_2$	$7 \cdot 10^9 \cdot e^{(-722/T)}$	1.58	$K_f = K_n$
18	$2\text{O} + \text{M} \Rightarrow \text{O}_2 + \text{M}$	$2.86 \cdot 10^{11} / T$	2.0	$K_f = K_n$
19	$\text{H} + \text{H}_2\text{O}_2 = \text{H}_2\text{O} + \text{OH}$	$1 \cdot 10^{10} \cdot e^{(-1804/T)}$	2.0	$K_f = K_n$
20	$\text{O} + \text{H}_2\text{O}_2 = \text{OH} + \text{HO}_2$	$2.8 \cdot 10^{10} \cdot e^{(-3223/T)}$	3.16	$K_f = K_n$
21	$\text{N}_2 + \text{O} = \text{N} + \text{NO}$	$1.82 \cdot 10^{11} \cdot e^{(-38370/T)}$		
22	$\text{N} + \text{O}_2 = \text{O} + \text{NO}$	$1.79 \cdot 10^7 \cdot T \cdot e^{(-4700/T)}$		
23	$\text{N} + \text{OH} = \text{H} + \text{NO}$	$1 \cdot 10^{11} \cdot e^{(-1280/T)}$		
24	$\text{O}_2 + \text{N}_2 = 2\text{NO}$	$5.2 \cdot 10^{10} \cdot e^{(-33850/T)}$		
25	$\text{N} + \text{O} + \text{M} = \text{NO} + \text{M}$	$3.3 \cdot 10^9$		
26	$\text{H} + \text{O} + \text{M} = \text{OH} + \text{M}$	$3.3 \cdot 10^{12} / T^{0.5}$		
27	$\text{HO}_2 + \text{NO} = \text{NO}_2 + \text{OH}$	$2.23 \cdot 10^9 \cdot e^{(240/T)}$		
28	$\text{O} + \text{NO}_2 = \text{NO} + \text{O}_2$	$3.91 \cdot 10^9 \cdot e^{(120/T)}$		
29	$\text{NO}_2 + \text{H} = \text{NO} + \text{OH}$	$8.43 \cdot 10^{10}$		
30	$\text{ClO} + \text{NO} = \text{NO}_2 + \text{Cl}$	$3.85 \cdot 10^9 \cdot e^{(290/T)}$		
31	$\text{Cl} + \text{O}_3 = \text{ClO} + \text{O}_2$	$1.75 \cdot 10^{10} \cdot e^{(-260/T)}$		
32	$\text{ClO} + \text{OH} = \text{HO}_2 + \text{Cl}$	$6.62 \cdot 10^9 \cdot e^{(120/T)}$		
33	$\text{Cl} + \text{HO}_2 = \text{HCl} + \text{O}_2$	$1.08 \cdot 10^{10} \cdot e^{(170/T)}$		
34	$\text{HCl} + \text{OH} = \text{Cl} + \text{H}_2\text{O}$	$1.57 \cdot 10^9 \cdot e^{(-350/T)}$		
35	$\text{HCl} + \text{O} = \text{OH} + \text{Cl}$	$6.02 \cdot 10^9 \cdot e^{(-3300/T)}$		
36	$\text{H}_2 + \text{Cl} = \text{HCl} + \text{H}$	$2.23 \cdot 10^{10} \cdot e^{(-2300/T)}$		
37	$\text{H} + \text{Cl}_2 = \text{HCl} + \text{Cl}$	$8.61 \cdot 10^{10} \cdot e^{(-590/T)}$		
38	$\text{M} + 2\text{Cl} = \text{Cl}_2 + \text{M}$	$2.22 \cdot 10^8 \cdot e^{(906/T)}$		
39	$\text{H} + \text{Cl} + \text{M} = \text{HCl} + \text{M}$	$1.45 \cdot 10^{16} / T^2$		
40	$\text{Cl}_2 + \text{OH} = \text{HOCl} + \text{Cl}$	$8.43 \cdot 10^8 \cdot e^{(-900/T)}$		
41	$\text{HOCl} + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{ClO}$	$1.81 \cdot 10^9 \cdot e^{(-500/T)}$		

В данной работе изложен метод расчета сверхзвуковых спутных неизобарических химически реагирующих газовых и двухфазных струй, разработанный на основе методов [10] и [9].

Метод решения заключается в поочередном решении систем уравнений для газа и частиц с использованием поля параметров только что решенной системы для нахождения решения другой системы. Разностная схема уравнений строится так же, как в работах [10,11]. Схема является безусловно устойчивой, что позволяет существенно увеличить шаг интегрирования в продольном направлении. Шаг по продольной координате выбирается автоматически так, чтобы приращения вычисляемых функций на шаге интегрирования не превышали величин, обеспечивающих приемлемую погрешность решения (0.1%). Использование сглаживающей искусственной вязкости позволяет существенно увеличить поперечный шаг интегрирования, то есть уменьшить число узлов конечно-разностной сетки. Схема имеет второй порядок аппроксимации по поперечной координате. При решении системы уравнений для частиц используется схема типа "предиктор-корректор", разработанная в [12]. Так как узлы сеток для газа и частиц не совпадают, применяется линейная интерполяция для пересчета параметров с узлов одной фазы на узлы другой.

Особенностью данного метода расчета является учет неравновесности течения двухфазной смеси. Обычно, на высотах полета до ~ 15...20 км с хорошей точностью выполняется предположение о равновесном течении двухфазной смеси. В этой области высот выполняется и предположение о химическом равновесии. В области высот полета 20...40 км интенсивность процессов догорания резко снижается. В этой же области высот полета начинает проявляться эффект неравновесного течения смеси "газ+частицы". Эффекты неравновесности проявляются тем сильнее, чем меньше расход продуктов сгорания (тяги) двигателей.

На рис. 1 приведены осевые распределения расчетной температуры газа при учете (—) и без учета (.....) влияния частиц в струе типичного РДТТ тягой 12 т на высотах полета 20, 31 и 32 км.

Видно, что на высоте 20 км частицы к-фазы приводит к сравнительно небольшому повышению температуры газа (за счет кристаллизации частиц) из-за высокой интенсивности химических реакций (рис.1, а). На высоте 32 км, когда происходит прекращение химических процессов, влияние частиц на температуру газа достаточно велико (рис.1,в). Неравновесность течения частиц и газа затягивает процесс догорания и приводит к сдвигу границы срыва догорания. Так на высоте 31 км и 32 км расчетная температура газа без учета влияния частиц настолько низка, что химические реакции не протекают (кривые на рис.1, б, в). Влияние частиц на газ приводит к повышению температуры газа, что приводит к догоранию продуктов истечения из сопла (кривая — на рис.1,б).

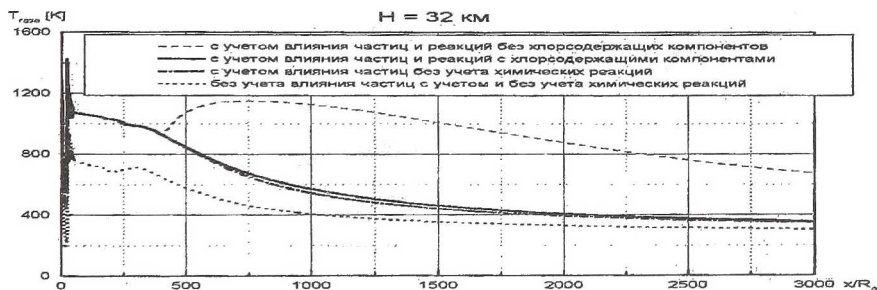
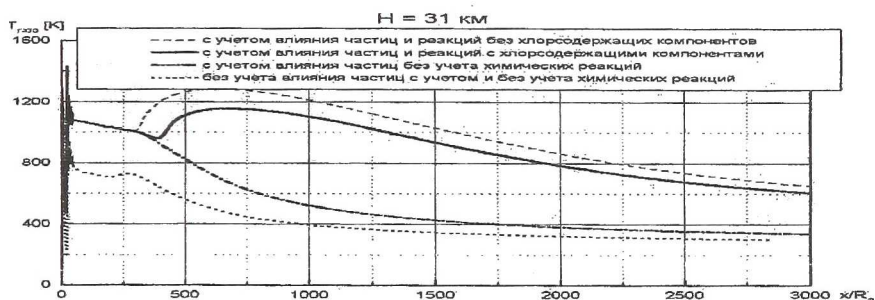
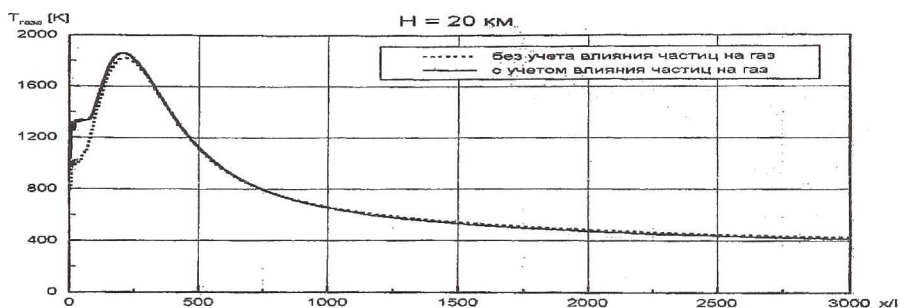


Рис. 1. Осевые распределения расчетной температуры на высотах полета 20 км (а), 31 км (б) и 32 км (в)

Химические реакции с хлорсодержащими компонентами приводит к снижению температуры в струе и тоже сдвигает границу срыва догорания (ср. кривые — и - - - на рис.1, б, в). На высоте 31 км струя горит, а на 32 км — нет горения, хотя без учета хлорсодержащих компонентов она горит на обеих высотах.

Чем меньше расход продуктов сгорания, тем ниже высота срыва до-

горения. Для 85-тонного двигателя неравновесность заметно проявляется на высотах $H \approx 40-45$ км и особенно сильно на высоте $H=40$ км (рис.2), где без учета частиц струя перестает гореть. Это приводит к резкому падению температуры ($\Delta T \approx 300-600$ K) и концентраций молекул CLO, особенно CL (на 4 порядка) и CL_2 (на 6 порядков) (рис.3).

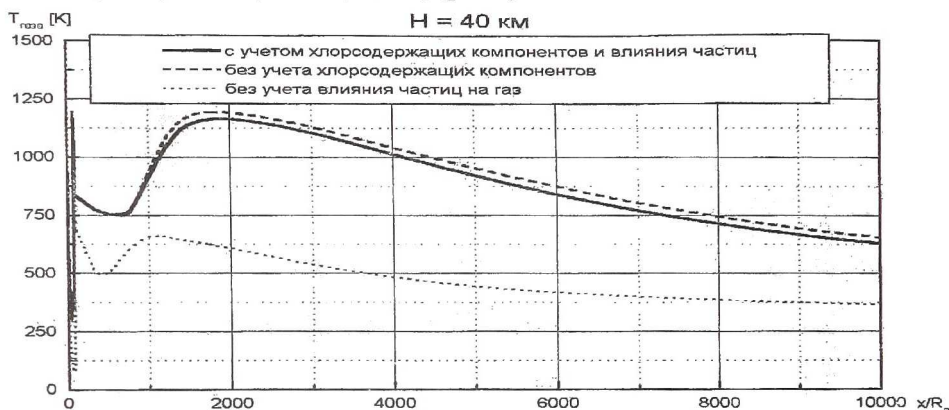


Рис. 4. Неравновесность 85-тонного двигателя при $H = 40$ км

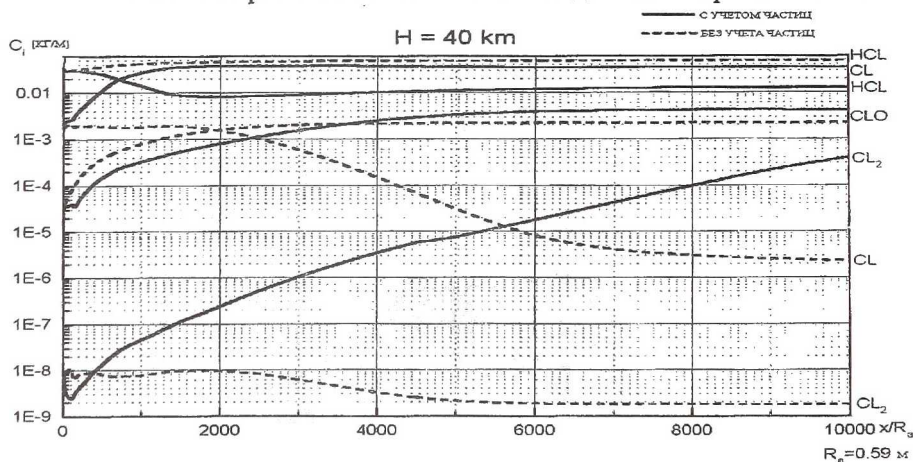


Рис. 5. Изменение концентраций молекул

Область высот, где влияние частиц на состав существенно, сильно зависит от расхода продуктов сгорания. Для очень больших ракет, таких как "Space Shuttle", на всем участке работы РДТТ (до $H \leq 50$ км) как показывают расчеты, учет частиц приводит к изменению концентраций компонентов на $\sim (25-30)\%$.

По изложенной методике рассчитывались газодинамические харак-

теристики струй РН "Space-Shuttle", "Titan", "Протон" и "Союз" применительно к проблеме взаимодействия факела ракет с атмосферой. Полученные в результате таких расчетов данные по химическому составу факелов (табл. 2 и 3), их геометрических характеристик являются исходными данными для определения влияния факелов, например, на озоновый слой атмосферы.

Для РН "Space-Shuttle" и "Titan" с увеличением высоты и падением давления ускоряется процесс диссоциации молекул HCl с образованием свободного хлора и, как следствие, молекул Cl_2 и CLO. Вследствие снижения температуры газа в струе с ростом высоты происходит резкое падение концентраций NO и NO_2 (табл. 2).

Таблица 2

Концентрации продуктов сгорания [кг/м] в струях
твердотопливных ускорителей РН "Space-Shuttle" и "Titan".

Компоненты	H [км]							
	"Space-Shuttle"			"Titan34D7G"				
	20	30	42,8	20	23	27	30	34
CO ₂	6,49	5,1	3,94	3,36	3,15	2,6	2,41	2,26
H ₂ O	3,27	2,74	2,3	2,38	2,27	1,91	1,82	1,77
CO	0,0126	0,0369	0,0527	0,0083	0,0112	0,0143	0,0206	0,026
HCL	2,52	1,38	0,436	1,43	1,23	0,857	0,656	0,442
CL ₂	0,504	0,805	0,148	0,312	0,371	0,407	0,428	0,344
CL	0,025	0,185	1,23	0,023	0,0451	0,0856	0,173	0,392
CLO	0,048	0,0804	0,08	0,0292	0,0377	0,0395	0,0349	0,0345
NO	$2,3 \cdot 10^{-6}$	$9 \cdot 10^{-8}$	$5 \cdot 10^{-8}$	$1,1 \cdot 10^{-6}$	$8 \cdot 10^{-7}$	$2,2 \cdot 10^{-7}$	$8 \cdot 10^{-8}$	$3 \cdot 10^{-8}$
NO ₂	0,011	0,0001	$1 \cdot 10^{-6}$	0,006	0,0024	$3,5 \cdot 10^{-4}$	$3,4 \cdot 10^{-5}$	$3 \cdot 10^{-6}$

Таблица 3

Концентрации продуктов сгорания [кг/м] в струях
РН "Протон" и "Союз"

Компоненты	H [км]							
	"Протон"				"Союз"			
	21	26	32,5	40	20	25	32	40
CO ₂	1,89	1,46	1,24	0,977	1,65	1,34	1,05	0,83
H ₂ O	1,56	1,2	1,02	0,814	0,665	0,54	0,424	0,332
CO	0,0022	0,0036	0,0053	0,0141	0,0033	0,0052	0,007	0,0072
NO	0,0417	0,0325	0,0299	0,0222	0,0003	$3,04 \cdot 10^{-5}$	$6,4 \cdot 10^{-7}$	$1,72 \cdot 10^{-9}$
NO ₂	0,0012	0,0008	0,0006	0,0005	$7,31 \cdot 10^{-5}$	$8,4 \cdot 10^{-6}$	$2,48 \cdot 10^{-7}$	$8,86 \cdot 10^{-10}$

Содержание озона сильно зависит от концентрации свободного хлора и окислов азота. Видно, что наибольшее количество выбросов CL, Cl_2 , CLO содержится в струе РН "Space-Shuttle". Факел РН "Titan" по сравнению с факелом РН "Space-Shuttle" содержит приблизительно в 2 раза меньше выбросов Cl_2 , CLO и NO_2 и немного меньше выбросов CL. В струях ЖРД РН "Протон" и "Союз" отсутствуют хлорсодержащие компоненты, но в струе РН "Протон" большая концентрация на выходе из сопла молекул

NO. Использование расширенной системы реакций приводит к тому, что в струе РН "Space-Shuttle" значительная часть компонента NO переходит в NO₂ при взаимодействии молекул NO с ClO (реакция 30 табл. 1). Концентрация молекул ClO сильно зависит от концентрации NO₂ (реакция 32). В струях РН "Союз" и особенно "Протон" из-за отсутствия хлорсодержащих компонентов NO в NO₂ переходит существенно меньше (табл. 3).

Список литературы

1. Carlson D.J., and Hoglund R.F. "Particle Drag and Heat Transfer in Rocket Nozzles". AIAA Journal. May 1967. Vol.5.
2. Пирумов У.Г., Росляков Г.С. Течение газа в соплах. М.: Изд-во МГУ, 1978.
3. Хендерсон. Влияние кинетики процесса кристаллизации на энергетические характеристики ракетного двигателя. Ракетная техника и космонавтика. 1977. Т. 15. № 4.
4. Авдучевский В.С., Ашратов Э.А., Иванов А.В., Пирумов У.Г. Газодинамика сверхзвуковых неизобарических струй. М.: Машиностроение, 1989. 320 с.
5. Химия горения / Под ред. Гардинера У. мл. М.: Мир, ИЛ. 1988. 464 с.
6. M. Richard Denison, John J. Lamb, William D. Bjorn Dahl, Eric Y. Wong, and Peter D. Lo. "Solid Rocket Exhaust in the Stratosphere: Plume Diffusion and Chemical Reactions". Journal of Spacecraft and Rockets. 1994. Vol. 31. № 3. pp. 435-442.
7. Аэродинамика ракет. В 2-х кн. Кн. 2 / Под ред. М. Хемша, Дж. Нилсена. М.: Мир, ИЛ. 1989. 512 с.
8. Борисов Н.Ф. Численный расчет неизобарических сверхзвуковых вязких струй, истекающих в спутный сверхзвуковой поток. Учен. зап. ЦАГИ. 1985. Т.16. № 1. С. 15-26.
9. A.P. Trunov, F.S. Zavelevich. Gas and particles interaction in a supersonic jet. The Second Japan-Soviet Union Joint Symposium on computational Fluid Dynamics. August 27-31, 1990.
10. A.M. Molchanov. Application of the implicit MacCormack method to the computation of supersonic turbulent jets, using an algebraic stress model. The Second Japan-Soviet Union Joint Symposium on computational Fluid Dynamics. August 27-31, 1990.
11. MacCormack R.W. "A Numerical Method for Solving the Equations of Compressible Viscous Flow". AIAA Paper 81-0110. 1981.
12. Рычков А.Д. Об одной разностной схеме, используемой при расчетах неравновесных и двухфазных течений. В сб. "Газовая динамика". Томск: Изд-во ТГУ, 1977.