

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.06.003>

УДК 533.6.697; 662.61

В. И. Тимошенко, А. Е. Дешко

Институт технической механики Национальной академии наук Украины
и Государственного космического агентства Украины, Днепро, Украина

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ИСТЕЧЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ МНОГОКОМПОНЕНТНОЙ ХИМИЧЕСКИ РЕАГИРУЮЩЕЙ СТРУИ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В рамках двухскоростной и двухтемпературной модели сплошной среды с использованием маршевого алгоритма выполнено численное моделирование неравновесного истечения сверхзвуковой струи продуктов сгорания топлива ракетного двигателя с добавлением капель воды. Механизм догорания продуктов сгорания в кислороде воздуха моделируется при помощи кинетической модели, включающей 11 элементарных химических реакций. Рассматривается простейшая модель испарения капель воды. Численно исследовано влияние догорания компонентов и подвода воды в тело струи на изменение теплового режима струи.

Ключевые слова: вязкая двухфазная струя продуктов сгорания, неравновесное течение, кинетика горения, параболизированные уравнения Навье — Стокса, маршевые методы.

ВВЕДЕНИЕ

При создании стартовых устройств необходимо знать силовое и тепловое воздействие струй двигательной установки на элементы стартовых устройств, чтобы учесть это при проектировании. Струйные течения продуктов сгорания характеризуются ударно-волновой структурой в ядре струи, турбулентным смешением струи с воздухом окружающего пространства, догоранием продуктов сгорания в кислороде воздуха, большой протяженностью расчетной области вдоль оси струи. Одним из способов снижения теплового воздействия высокотемпературных струй продуктов сгорания двигательной установки на преграды является впрыскивание воды в тело струи [2]. Впрыскивание воды осуществляется в

некотором поперечном сечении струи. Водяная струя задается в виде облака капель воды, которые сносятся вниз по потоку и охлаждают продукты сгорания двигательной установки.

Целью работы является описание алгоритма численного моделирования вязкой двухфазной многокомпонентной химически реагирующей струи продуктов сгорания ракетного двигателя и исследование основных особенностей влияния догорания компонентов и подвода воды в тело струи на параметры струи.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для численного моделирования параметров газодисперсной смеси при истечении сверхзвуковой струи продуктов сгорания в воздух окружающего пространства используется математическая модель, основные допущения которой следующие:

© В. И. ТИМОШЕНКО, А. Е. ДЕШКО, 2017

• струя, состоящая из несущей и дисперсной фазы, полагается стационарной и осесимметричной;

• дисперсная фаза полагается монодисперсной и состоит из частиц сферической формы, которые равномерно распределены по заданному поперечному сечению струи в сечении подвода воды;

Математическое моделирование газодинамических процессов в струе продуктов сгорания с каплями воды осуществляется на основе двухскоростной и двухтемпературной модели сплошной среды [9]. Пары воды добавляются к газовой фазе в процессе испарения капель воды в струе горячих продуктов сгорания. Двухфазный поток описывается уравнениями, в которых учтено скоростное и тепловое взаимодействие между газовой и дисперсной фазами. Принимается простейшая модель испарения капли. Испарение начинается при нагреве капли до температуры кипения. После этого температура частиц дисперсной фазы остается неизменной и все подводимое тепло расходуется на испарение. Это основано на том, что до достижения капель температуры кипения ее испарение происходит достаточно медленно, а при достижении температуры кипения испарение происходит значительно интенсивнее.

Запишем систему уравнений, описывающих осесимметричное течение в двухфазной неизобарической струе, в цилиндрических координатах x, r (ось x направлена вдоль оси струи, ось r — перпендикулярно ей). Уравнения для несущей (газовой) фазы:

$$\frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial r} + \frac{\rho v}{r} = \dot{m}_p, \quad (1)$$

$$\rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial r} = \frac{\partial}{\partial r} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial r} \right) + v \left(\frac{\mu}{r} \frac{\partial u}{\partial r} \right) - \chi \frac{dp}{dx} + \dot{m}_p \cdot (u_p - u) - f_q \cdot (u - u_p), \quad (2)$$

$$\rho u \frac{\partial v}{\partial x} + \rho v \frac{\partial v}{\partial r} = -\frac{\partial p}{\partial r} + \dot{m}_p \cdot (v_p - v) - f_q \cdot (v - v_p), \quad (3)$$

$$\rho u \frac{\partial H_0}{\partial x} + \rho v \frac{\partial H_0}{\partial r} = \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{\mu}{Pr} \frac{\partial H_0}{\partial r} \right) + \frac{\mu}{Pr r} \frac{\partial H_0}{\partial r} + M_H, \quad (4)$$

$$\rho u \frac{\partial X_k}{\partial x} + \rho v \frac{\partial X_k}{\partial r} =$$

$$= \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{\mu}{Sm_k} \frac{\partial X_k}{\partial r} \right) + \frac{\mu}{Sm_k r} \frac{\partial X_k}{\partial r} + \overline{W}_k, \quad (5)$$

где слагаемые с индексом « p » учитывают влияние каплей воды (дисперсной фазы) на параметры газовой фазы, ρ — плотность газовой смеси, u, v — продольная и поперечная составляющие скорости газовой смеси, μ — эффективный коэффициент динамической вязкости газовой смеси, p — статическое давление, $H_0 = h + \frac{u^2 + (\chi v)^2}{2}$ — полная энтальпия газовой смеси, Pr — турбулентное число Прандтля для газовой смеси, Sm_k — турбулентное число Шмидта для k -го компонента смеси, χ — регуляризирующий множитель, $\chi = 1$ при $M_x > 1$ и $\chi = \frac{\gamma M_x^2}{1 + (\gamma - 1) M_x^2}$ при $M_x < 1$, M_H — источник член в уравнении энергии, обусловленный межфазным взаимодействием и испарением воды:

$$M_H = -f_T \alpha (T - T_p) + m_p \left(h_m(T_p) - h(T) + \frac{1}{2} (V_p^2 - V^2) \right) + (\overline{V}_p - \overline{V}) \cdot \overline{F}_p,$$

$\dot{m}_p = f_T \dot{K}$ — локальная скорость изменения массы частиц в единице объема вследствие испарения, $\dot{K} = \alpha \frac{T - T_f}{\dot{r}}$ — скорость уноса массы в единице объема газодисперсной среды с единицы поверхности частицы вследствие гетерогенных химических реакций и испарения влаги, T_f — температура фазового перехода, \dot{r} — удельная теплота фазового перехода, $\overline{F}_p = f_q \cdot (\overline{U} - \overline{U}_p)$ — функция, отображающая силовое взаимодействие между газом и частицами (в проекциях на оси координат), $f_T = S_p N_p = \frac{6}{d_k} \frac{\rho_p}{\rho_s}$, $f_q = \frac{1}{8} f_T c_d \rho \Delta U$ — коэффициенты теплового и силового взаимодействия газовой и дисперсной фаз, S_p — площадь боковой поверхности частицы (для сферической частицы $S_p = \pi d^2$), c_d — коэффициент аэродинамического сопротивления частиц, ρ_s — плотность материала частиц, $\Delta U = |\overline{U} - \overline{U}_p| = \sqrt{(u - u_p)^2 + (v - v_p)^2}$ — скоростное отставание частиц, или скорость скольжения, α — эффективный коэффициент теплоотдачи на поверхности

частиц с учетом лучистого теплообмена, \overline{W}_k — источник член в уравнениях диффузии для массовых концентраций газовой смеси, обусловленный неравновесными процессами и испарением воды.

Для определения коэффициента турбулентной кинематической вязкости ν_t используется однопараметрическая модель турбулентности « v_t -90» [4], записанная в приближении пограничного слоя:

$$\begin{aligned} \rho u \frac{\partial \nu_t}{\partial x} + \rho v \frac{\partial \nu_t}{\partial r} = \\ = \frac{1}{r^k} \frac{\partial}{\partial y} \left[r^k \rho (C_1 \nu_t + \nu) \frac{\partial \nu_t}{\partial r} \right] + C_2 \rho \nu_t G + \\ + C_3 \nu_t \left(u \frac{\partial \rho}{\partial x} + v \frac{\partial \rho}{\partial r} \right) - C_4 \rho \nu_t^2 \frac{G^2}{a^2}, \end{aligned} \quad (6)$$

где

$$G^2 = 2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{v}{y} \right)^2,$$

a — скорость звука, C_K — эмпирические коэффициенты модели турбулентности.

Система уравнений (1)–(6) дополняется термическим и калорическим уравнениями состояния для смеси совершенных газов:

$$P = \frac{R_0}{m} \rho T, \quad (7)$$

$$h = \sum_{i=1}^{N_c} X_i(P, T) h_i(T). \quad (8)$$

Здесь R_0 — универсальная газовая постоянная, T — статическая температура газовой смеси,

$m = \left(\sum_{k=1}^{N_c} \frac{X_k}{m_k} \right)^{-1}$ — молекулярная масса газовой смеси, m_k — молекулярная масса k -го компонента смеси, N_c — суммарное количество компонентов газовой смеси, X_k — массовая концентрация k -го компонента газовой смеси,

$h_k = \int_{T_0}^T c_{pk} dT + h_k^0$ — удельная статическая энтальпия k -го компонента газовой смеси, c_{pk} — удельная теплоемкость при постоянном давлении k -го компонента, h_k^0 — энтальпия образования k -го компонента при температуре T_0 .

Уравнения для переноса капель с учетом их испарения имеют вид

$$\frac{\partial \rho_p u_p}{\partial x} + \frac{\partial \rho_p v_p}{\partial r} + \frac{\rho_p v_p}{r} = -\dot{m}_p, \quad (9)$$

$$\frac{\partial N_p u_p}{\partial x} + \frac{\partial N_p v_p}{\partial r} + \frac{N_p v_p}{r} = 0, \quad (10)$$

$$\frac{\partial \rho_p u_p d_k}{\partial x} + \frac{\partial \rho_p v_p d_k}{\partial r} + d_k \frac{v_p \rho_p}{r} = -8 \frac{\rho_p}{\rho_k} \dot{K}, \quad (11)$$

$$\rho_p u_p \frac{\partial u_p}{\partial x} + \rho_p v_p \frac{\partial u_p}{\partial r} = f_q \cdot (u - u_p), \quad (12)$$

$$\rho_p u_p \frac{\partial v_p}{\partial x} + \rho_p v_p \frac{\partial v_p}{\partial r} + f_q \cdot (v - v_p), \quad (13)$$

$$\rho_p u_p \frac{\partial T_p}{\partial x} + \rho_p v_p \frac{\partial T_p}{\partial r} = f_T [\alpha(T - T_p) - e_r] / C_s, \quad (14)$$

где ρ_p, u_p, v_p — плотность, продольная и поперечная составляющие скорости дисперсной фазы, N_p — количество частиц в единице объема, T_p — статическая температура дисперсной фазы, d_k — диаметр частиц дисперсной фазы, e_r — удельная внутренняя энергия частиц дисперсной фазы, C_s — удельная теплоемкость частиц дисперсной фазы.

Система уравнений (1)–(6), (9)–(14) решается при следующих граничных условиях: на оси струи ($r = 0$) — условия симметрии течения —

$$\frac{\partial u}{\partial r} = \frac{\partial \rho}{\partial r} = \frac{\partial H_0}{\partial r} = v = \frac{\partial X_k}{\partial r} = \frac{\partial \nu_t}{\partial r} = 0,$$

$$\frac{\partial u_p}{\partial r} = \frac{\partial \rho_p}{\partial r} = \frac{\partial T_p}{\partial r} = v_p = \frac{\partial N_p}{\partial r} = 0, \quad (15)$$

на границе струи ($r \rightarrow \infty$) —

$$u \rightarrow 0, \quad \rho \rightarrow \rho_\infty, \quad v \rightarrow 0,$$

$$H_0 \rightarrow H_\infty, \quad \nu_t \rightarrow 0, \quad X_k = X_{k\infty}. \quad (16)$$

Во входном сечении струи $x = 0$ задаются профили всех неизвестных величин $\rho, u, H, X_k, \nu_t, \rho_p, u_p, v_p, T_p, N_p$.

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА

Расчет термогазодинамических параметров струи продуктов сгорания проводится численно вдоль оси струи маршевым методом [10, 11].

Химические реакции и коэффициенты их констант скоростей $k = AT^n \exp(-E/RT)$ для С-О-Н-смеси [1, 14]

Номер реакции	Реакция	A	n	E/R
1	$H + H + M \rightarrow H_2 + M$	$1.4 \cdot 10^{20}$	-1.5	0
2	$O + O + M \rightarrow O_2 + M$	$5.5 \cdot 10^{17}$	-0.87	0
3	$OH + H + M \rightarrow H_2O + M$	$1.2 \cdot 10^{20}$	-1.0	0
4	$O + H + M \rightarrow OH + M$	$3.3 \cdot 10^{18}$	-0.5	0
5	$OH + H_2 \rightarrow H_2O + H$	$1.1 \cdot 10^{14}$	0	4 328
6	$OH + OH \rightarrow H_2O + O$	$1.0 \cdot 10^{13}$	0	604
7	$H_2 + O \rightarrow OH + H$	$1.3 \cdot 10^{13}$	0	4 962
8	$O_2 + H \rightarrow OH + O$	$2.2 \cdot 10^{14}$	0	8 329
9	$CO + OH \rightarrow CO_2 + H$	$1.5 \cdot 10^7$	1.3	-400
10	$CO + O_2 \rightarrow CO_2 + O$	$3.1 \cdot 10^{11}$	0	18 930
11	$CO + O + M \rightarrow CO_2 + M$	$5.9 \cdot 10^{15}$	0	2 060

При интегрировании уравнений, описывающих газовую фазу, вследствие «жесткости» уравнений диффузии при протекании химических реакций в основу алгоритма численного расчета на одном шаге по маршевой переменной положен метод расщепления по физическим процессам [5]. На первом шаге расщепления определяется изменение массового состава только за счет химического взаимодействия, в каждом узле расчетной сетки используется неявный многошаговый метод Гира [12]. Для интегрирования уравнений вязкого слоя в отсутствии химического взаимодействия (шаг 2) используется алгоритм, основанный на каскадной неявной схеме решения задачи [10].

Система уравнений, приближенно описывающая течения вязкого газа, разбивается на две подсистемы — подсистему уравнений первого и второго порядка. Для каждой из подсистем в отдельности постановка задачи Коши является корректной, а решение можно получить, применяя маршевый алгоритм. При интегрировании каждой подсистемы используются неявные абсолютно устойчивые схемы на основе скалярной прогонки первого порядка аппроксимации по продольной и второго порядка по поперечной

переменной. Искомое решение на каждом маршевом слое получается в результате последовательных итераций первой и второй подсистем уравнений. Для регуляризации решения в дозвуковых областях вводится регуляризирующий множитель в слагаемые, содержащие производную от давления, и в выражение для полной энтальпии [6]. При численном интегрировании системы уравнений, описывающих дисперсную фазу, используется явная схема Годунова первого порядка аппроксимации.

КИНЕТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДОГОРАНИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

При истечении струи продуктов сгорания в окружающее пространство существенное влияние на термогазодинамические параметры течения, особенно на температуру струи может оказывать догорание продуктов сгорания в струе под воздействием повышения температуры и давления при торможении сверхзвуковой струи при наличии окислителя в струе, а также догорания продуктов сгорания в области смешения в кислороде воздуха. При смешении с окружающим воздухом продукты сгорания образуют смесь из девяти компонентов: O_2 , N_2 , H_2O , CO , CO_2 , O , H , H_2 ,

ОН. Входящие в состав продуктов сгорания ракетного двигателя на срезе сопла продукты неполного сгорания СО и Н₂, при смешении с кислородом воздуха вступают с ним в химическое взаимодействие — догорают.

Для численного моделирования догорания с конечными скоростями химических реакций используется кинетическая модель, которая включает восемь обратимых элементарных реакций для газовой смеси, включающей О-Н-компоненты [1] и три обратимых элементарных реакции, включающие газообразный углерод [14]. Азот полагается нейтральным компонентом. Тестирование этой модели в среднеобъемном приближении показало, что она позволяет получить хорошее согласование с равновесными значениями параметров после выхода термодинамической системы на равновесный режим при моделировании догорания продуктов сгорания керосина. Используемые химические реакции и коэффициенты их констант скоростей представлены в таблице.

Константы скоростей бимолекулярных реакций в таблице имеют размерность см³/моль · с, а тримолекулярных — см⁶/моль² · с, *M* — нейтральный компонент смеси, участвующая в реакции. Для всех реакций заданы константы скоростей прямых реакций, константы скоростей обратных реакций определяются через константу равновесия.

ВЕРИФИКАЦИЯ ПРОГРАММНО-МЕТОДИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Для сравнения с экспериментальными данными Сейнера [13] выполнены расчеты параметров холодной сверхзвуковой перерасширенной воздушной струи при следующих исходных данных на срезе сопла: степень нерасчетности струи $n = P_c/P_a = 1.45$, температура струи $T = 163$ К, число Маха $M = 2$. Параметры атмосферы: температура $T_a = 293$ К, скорость $V_a = 10$ м/с, давление $P_a = 1$ бар. Компонентный состав воздуха: $X_{O_2} = 0.23$, $X_{N_2} = 0.77$.

На рис. 1 показаны кривые распределения статического давления на оси струи, полученные расчетным путем и экспериментальные данные [13].

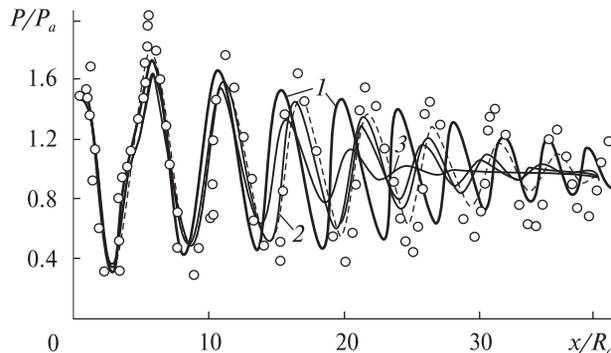


Рис. 1. Распределение статического давления на оси: 1 — наш расчет, 2, 3 — расчет [3] с использованием различных моделей турбулентности, кружки — эксперимент [13]

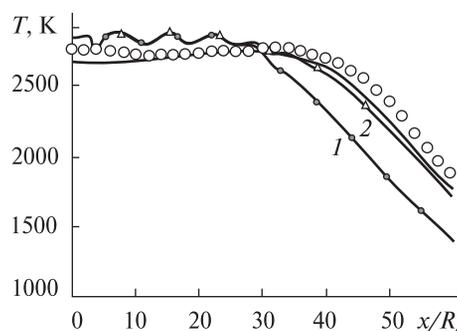


Рис. 2. Распределение температуры торможения вдоль оси струи продуктов сгорания: 1 — расчет, замороженный состав, 2 — расчет, неравновесный состав, кружки — эксперимент [7]

Проведены расчеты параметров неравновесной сверхзвуковой перерасширенной струи продуктов сгорания для сравнения с экспериментальными данными [8]. В соответствии с условиями эксперимента заданы следующие параметры на срезе сопла: степень нерасчетности струи $n = P_c/P_a = 0.73$, температура струи $T = 2850$ К, число Маха $M = 3.24$, массовый состав $X_{H_2} = 0.01$, $X_{CO} = 0.29$, $X_{H_2O} = 0.35$, $X_{CO_2} = 0.35$.

На рис. 2 показаны кривые распределения температуры торможения на оси струи, полученные расчетным путем, и экспериментальные данные [8].

Представленные данные демонстрируют удовлетворительное согласование температуры торможения, полученной в неравновесном приближении с экспериментальными значениями. При

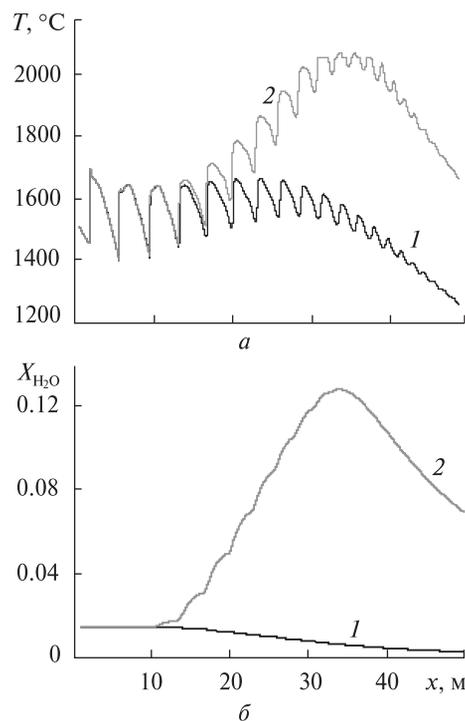


Рис. 3. Распределение статической температуры (а) и концентрации паров воды (б) вдоль оси струи: 1 — замороженный состав, 2 — неравновесный состав

расчете параметров струи без учета догорания температура торможения на оси струи на основном участке значительно меньше экспериментального значения (примерно на 300 К).

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Влияние догорания компонентов струи при смешении с воздухом на параметры струи продуктов сгорания исследовано на примере истечения перерасширенной струи продуктов сгорания со следующими значениями термогазодинамических параметров на срезе сопла: статическое давление $P = 0.7$ бар, число Маха $M = 3.3$, статическая температура $T = 1800$ К, массовые концентрации горючих компонентов $X_{H_2} = 0.038$, $X_{CO} = 0.36$.

В результате расчета поля течения струи продуктов сгорания определяются поля всех термогазодинамических параметров и массовый состав струи с учетом ее перемешивания с воздухом и протекания химических реакций. Расчет

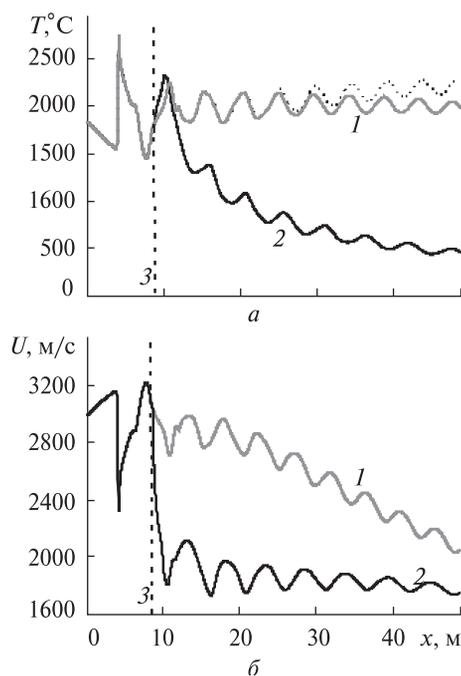


Рис. 4. Распределение статической температуры (а) и продольной скорости на оси струи (б) при подаче воды в тело струи: 1 — без подачи воды (пунктир — с догоранием), 2 — с подачей воды, 3 — сечение подвода воды

выполнен в приближении замороженного состава и в неравновесном приближении с учетом конечных скоростей химических реакций.

На рис. 3 показано влияние догорания на распределение статической температуры и массовой концентрации паров воды вдоль оси струи. Поскольку компоненты струи продуктов сгорания не содержат окислителя, процесс догорания происходит только в области смешения при участии кислорода воздуха. Влияние догорания становится заметным при $x > 11$ м, когда область смешения достигает оси струи. Начиная с сечения $x = 35$ м процесс горения прекращается из-за полного выгорания водорода. В дальнейшем температура и концентрации воды на оси уменьшаются вследствие перемешивания с воздухом окружающего пространства.

Учет догорания продуктов сгорания в кислороде воздуха приводит к существенному увеличению температуры, заметному увеличению концентраций продуктов сгорания, небольшому увеличению скорости и незначительному уменьшению числа

Маха. Влияния учета химического взаимодействия на давление в струе практически нет. Интенсивность догорания в значительной степени определяется концентрацией водорода в продуктах сгорания на срезе сопла. В результате химического взаимодействия происходит замедление процесса смешения продуктов сгорания с воздухом.

Влияние подачи воды в тело струи на параметры струи продуктов сгорания показано на рис. 4, где показаны распределение статической температуры и продольной скорости на оси струи при подаче воды в тело струи.

Расчеты проведены при следующих значениях параметров на срезе сопла: давление $P = 0.065$ МПа, число Маха $M = 3.24$, температура струи $T = 2100$ К, массовые концентрации горючих компонент на срезе сопла: $X_{CO} = 0.35$, $X_{H_2} = 0.009$. В сечении подвода воды заданы следующие параметры облака капель: массовая доля воды, равная отношению расхода воды к расходу струи $k_{H_2O,f} = 0.28$, диаметр, скорость и температура капель $d_0 = 75$ мкм, $u_{p0} = 10$ м/с, $T_{p0} = 20$ °С, сечение подвода воды $x = 3.5$ м.

При капельном впрыскивании воды в тело высокотемпературной струи продуктов сгорания ракетного двигателя происходит резкое изменение температуры и скорости струи на участке испарения капель. Это приводит к падению скорости звука и росту числа Маха. В результате температура и скорость снижаются в 1.5–2 раза по сравнению со струей без воды, влияние догорания на температуру струи практически отсутствует.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Сформулированы элементы алгоритма численного моделирования термогазодинамических параметров вязкой двухфазной неравновесной химически реагирующей неизобарической струи продуктов сгорания ракетного двигателя в рамках двухскоростной и двухтемпературной модели сплошной среды на основе параболизированных уравнений Навье — Стокса, который позволяет:

- проводить расчет параметров сверхзвуковой струи до ее полного вырождения с учетом смешения продуктов сгорания с воздухом окружающей среды и догоранием;

- моделировать охлаждение продуктов сгорания путем подачи воды в тело струи с учетом испарения и протекания химических реакций в рамках модели двухскоростной двухтемпературной двухфазной среды.

Математическое моделирование капельного впрыскивания воды в тело высокотемпературной струи ракетного двигателя показало, что:

- имеет место резкое изменение температуры и скорости струи на участке испарения капель, что приводит к падению скорости звука и росту числа Маха. В конечном сечении струи ее температура и скорость снижаются в 1.5–2 раза по сравнению со струей без воды;

- наличие паров воды в струе приводит к снижению скорости горения водорода в продуктах сгорания, что приводит к повышению его концентрации в конечных сечениях и снижению температуры струи, обусловленной догоранием водорода.

ЛИТЕРАТУРА

1. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П., Худяков В. А. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник / Под ред. В. П. Глушко. — М.: Изд-во АН СССР, 1971. — Т. 1. — 271 с.
2. Андреев О. В., Зюзликов В. П., Синильщиков Б. Е. и др. Сопоставление расчетных и экспериментальных данных о взаимодействии струи с газоотражателем в случае приосевого впрыска воды // Космонавтика и ракетостроение. — 2009. — № 3 (56). — С. 5–14.
3. Глушко Г. С., Иванов И. Э., Крюков И. А. Моделирование турбулентности в сверхзвуковых струйных течениях [Электронный ресурс] // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. — Режим доступа: www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-023.pdf.
4. Гуляев А. Н., Козлов В. Е., Секундов А. Н. К созданию универсальной однопараметрической модели турбулентной вязкости // МЖГ. — 1993. — № 4. — С. 69–81.
5. Ковеня В. М., Яненко Н. Н. Метод расщепления в задачах газовой динамики. — Новосибирск: Наука, 1981. — 304 с.
6. Родионов А. В. Новый маршевый метод расчета струй продуктов сгорания // ЖВМ и МФ. — 2002. — 42, № 9. — С. 1413–1424.
7. Сафронов А. В. Метод расчета струй продуктов сгорания при старте [Электронный ресурс] // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. — 2006. — 4. — Режим доступа: <http://chemphys.edu.ru/2006-10-23-001.pdf>

8. Сафронов А. В., Хотулев В. А. Результаты экспериментальных исследований сверхзвуковых холодных и горячих струйных течений, истекающих в затопленное пространство [Электронный ресурс] // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. — 2008. — 6. — Режим доступа: www.chemphys.edu.ru/article/129.
9. Тимошенко В. И. Теоретические основы технической газовой динамики. — Киев: Наук. думка, 2013. — 426 с.
10. Тимошенко В. И., Белоцерковец И. С. Маршевый расчет течения при взаимодействии сверхзвуковой турбулентной струи со спутным ограниченным дозвуковым потоком // Вісн. Дніпропетр. ун-ту. — 2008. — 1, вип. 1. — С. 15—23.
11. Тимошенко В. И., Дешко А. Е. О влиянии массового состава неравновесной воздушно-водородной струи на интенсификацию процесса горения в спутном сверхзвуковом потоке воздуха // Авиационно-космическая техника и технология. — 2014. — № 3 (110). — С. 52—58.
12. Gear C. W. Numerical initial value problems in ordinary differential equations. — New Jersey: Prentice-Hall, Inc. Englewood Cliffs, 1971. — 253 p.
13. Seiner J. M., Norum T. D. Experiments of shock associated noise on supersonic jets // AIAA. — 1979. — Pap. 79-1526.
14. Westbrook Ch. K., Dryer F. L. Simplified reaction mechanisms for the oxidation of hydrocarbon fuels in flames // Combust. Sci. and Technol. — 1981. — 27. — P. 31—43.

Стаття надійшла до редакції 21.09.17

REFERENCES

1. Alesanov V. Ye., Dregalin A. Ph., Tishin A. P., Khudiakov V. A. Thermodynamic and thermophysical properties of combustion products. Handbook / Ed. by V. P. Glushko, 271 p. (Ed. AS USSR, Moscow, 1971) [in Russian].
2. Andreev O. V., Ziuzlikov V. P., Sinilshchikov B. Ye., et al. Correlation of calculation and experimental data of interaction between jet and gas reflector in case of paraxial water injection. *Astronautics and rocket production*, **3** (56), 5—14 (2009) [in Russian].
3. Glushko G. S., Ivanov I. E., Kriukov I. A. Modeling of turbulence in supersonic jet flows. *Physicochemical kinetics in gasdynamics*. — www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-023.pdf (2010) [in Russian].
4. Guliaev A. N., Kozlov V. Ye., Sekundov A. N. To the creation of a universal one-parameter model of turbulent viscosity. *Fluid and gas mechanics*, **4**, 69—81 (1993) [in Russian].
5. Kovenja V. M., Yanenko N. N. The splitting method in problems of gas dynamics, 304 p. (Nauka, Novosibirsk, 1981) [in Russian].
6. Rodionov A. V. The new marching method to calculate combustion products jets. *J. Computational Mathematics*

- and *Mathematical Phys.*, **42** (N 9), 1413—1424 (2002) [in Russian].
7. Safronov A. V. Method of calculation of combustion products jets at the start. *Physicochemical kinetics in gasdynamics*, **4** (2006). — <http://chemphys.edu.ru/2006-10-23-001.pdf> [in Russian].
8. Safronov A. V., Hotulev V. A. The results of experimental research of cold and hot supersonic jet streams, flowing into the flooded space. *Physicochemical kinetics in gasdynamics*, **6**. www.chemphys.edu.ru/article/129, (2008) [in Russian].
9. Tymoshenko V. I. Theoretical basis of technical gas dynamics, 426 p. (Naukova dumka, Kiev, 2013) [in Russian].
10. Tymoshenko V. I., Belotserkovets I. S. Marching computation of a flow under interaction between supersonic turbulent jet and cocurrent bounded subsonic stream. *Herald of Dnipropetrovsk University*, **1** (1, 15—23 (2008) [in Russian].
11. Tymoshenko V. I., Deshko H. Ye. About the influence of the air-hydrogen jet mass composition on the intensification of the combustion process in cocurrent supersonic air stream. *Aerospace engineering and technology*, **3** (110), 52—58 (2014) [in Russian].
12. Gear C. W. Numerical Initial Value Problems in Ordinary Differential Equations, 253 p. (Prentice-Hall, Inc. Englewood Cliffs, New Jersey, 1971).
13. Seiner J. M., Norum T. D. Experiments of shock associated noise on supersonic jets, *AIAA*, Pap. 79-1526 (1979).
14. Westbrook Ch. K., Dryer F. L. Simplified Reaction Mechanisms for the Oxidation of Hydrocarbon Fuels in Flames. *Combust. Sci. and Technol.*, **27**, 31—43 (1981).

Received 21.09.17

В. І. Тимошенко, Г. Є. Дешко

Інститут технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, Дніпро, Україна

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ВИТІКАННЯ НАДЗВУКОВОГО БАГАТОКОМПОНЕНТНОГО ХІМІЧНО РЕАГУЮЧОГО СТРУМЕНЯ ПРОДУКТІВ ЗГОРЯННЯ РАКЕТНОГО ДВИГУНА

В рамках двошвидкісної і двотемпературної моделі суцільного середовища з використанням маршового алгоритму виконано чисельне моделювання нерівноважного витікання надзвукового струменя продуктів згоряння палива ракетного двигуна з додаванням крапель води. Механізм догорання продуктів у кисні повітря моделюється за допомогою кінетичної моделі, що включає 11 елементарних хімічних реакцій. Розглядається найпростіша модель випаровування крапель води. Чисельно досліджено вплив догорання компонентів і підведення води в тіло струменя на зміну теплового режиму струменя.

Ключові слова: в'язкий двофазний струмінь продуктів згорання, нерівноважна течія, кінетика горіння, параболізовані рівняння Нав'є — Стокса, маршові методи.

V. I. Tymoshenko, H. Ye. Deshko

Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine, Dnipro

NUMERICAL SIMULATION OF EFFLUX
OF A SUPERSONIC MULTICOMPONENT
CHEMICALLY REACTING ROCKET ENGINE JET

We present results of the numerical simulation of non-equilibrium efflux of a supersonic jet of combustion products of rocket engine fuel with addition of water droplets. It is based on the marching calculation method, which is embedded into

the two-speed and a two-temperature model of a continuous medium. The mechanism of afterburning the combustion products in air oxygen is described by the kinetic model, which includes 11 elementary chemical reactions. The evaporation of water droplets is considered in frame of the simplest model. We give also results of the numerical study of the influence of components' afterburning and water adding to the jet's body on the change in jet thermal characteristics.

Keywords: viscous two-phase combustion products' jet, non-equilibrium flow, combustion kinetics, parabolic Navier-Stokes equations, marching calculation methods.