

УДК: 536.46, 536.24

DOI 10.17223/19988621/68/12

В.А. Порязов, А.Ю. Крайнов**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ
ЗАЖИГАНИЯ МЕТАЛЛИЗИРОВАННОГО ТВЕРДОГО ТОПЛИВА
КОНВЕКТИВНЫМ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫМ ПОТОКОМ¹**

Представлены математическая модель зажигания конвективным высокотемпературным потоком и выхода на стационарный режим горения металлизированного твердого топлива. В постановке рассматривается зажигание полубесконечной пластины металлизированного твердого топлива неограниченным обдувающим высокотемпературным потоком. Модель учитывает влияние эффекта обдува высокотемпературным потоком через турбулентный тепломассоперенос. Проведен расчетно-теоретический анализ влияния скорости и температуры обдувающего потока на время задержки зажигания и время выхода на стационарный режим эрозионного горения.

Ключевые слова: *зажигание, металлизированное твердое топливо, математическая модель, скорость, обдув, высокотемпературный поток, конвективный поток.*

Обеспечение условий энергоэффективного и технически реализуемого режима зажигания конденсированных высокоэнергетических материалов (ВЭМ) является актуальной научно-практической задачей. Высокая практическая значимость объясняет большое количество теоретических и экспериментальных работ, посвященных изучению физико-химических процессов, протекающих при зажигании и горении высокоэнергетических материалов. Широко распространены конвективные [1–3], радиационные [4–6] и кондуктивные [7, 8] методы зажигания ВЭМ. Большой вклад в развитие теории зажигания конденсированных веществ внес В.Н. Вилюнов [9]. Каждый из методов имеет свои преимущества и недостатки, обусловленные требованием баланса энергоэффективности и сложности технической реализации.

Для ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ) технически предпочтительным является зажигание твердого ракетного топлива продуктами отработки воспламенительного состава, имеющего ограничения по температуре продуктов сгорания и времени работы. Сложность и стоимость проведения натурных экспериментов обуславливает необходимость использования средств математического моделирования для решения задачи зажигания твердых топлив высокотемпературным конвективным потоком. При этом даже в стационарных режимах горения при обдуве поверхности твердого топлива изменяется скорость горения [10–12]. В работах Я.Б. Зельдовича предложена физическая модель, объясняющая увеличение скорости горения увеличением теплового потока, подводимого к поверхности горения, за счет роста турбулентного слагаемого коэффициента теплопроводности [10]. Большое развитие теория эрозионного горения получила в работах

¹ Исследование выполнено при финансовой поддержке гранта РФФИ мол_а 18-38-00533

В.Н. Вилюнова [11]. Общую теорию эрозионного горения твердых ракетных топлив разработали академик А.М. Липанов и профессор В.К. Булгаков [12].

Таким образом, получение численной методики расчета параметров зажигания ВЭМ высокотемпературным конвективным потоком является актуальной научной задачей.

В работе представлена физико-математическая модель зажигания металлизированного твердого топлива высокотемпературным конвективным потоком. Проведено параметрическое исследование влияния скорости и температуры конвективного потока на характеристики зажигания металлизированного твердого топлива.

Постановка задачи

Рассмотрим зажигание высокотемпературным конвективным потоком и выход на стационарный режим горения плоской поверхности металлизированного твердого топлива. Схема процесса представлена на рис. 1.

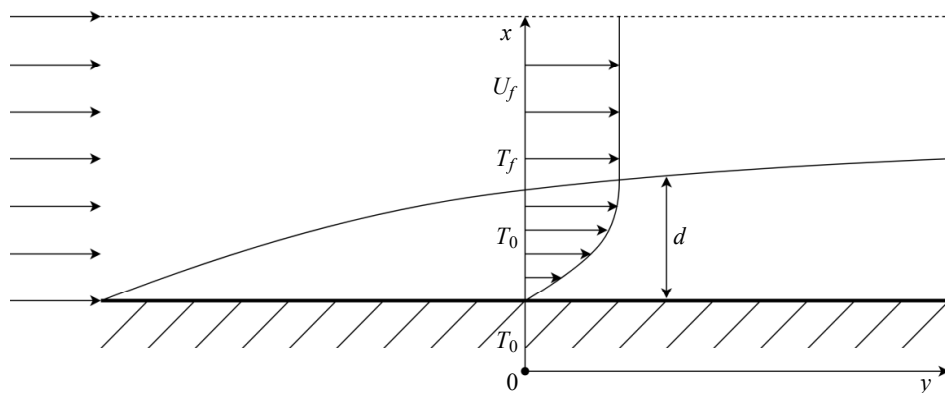


Рис. 1. Схема процесса зажигания плоской пластины металлизированного твердого топлива высокотемпературным конвективным потоком

Fig. 1. Schematic diagram of the ignition of a metallized solid propellant slab by a high-temperature convective flow

Модель зажигания и горения строится в погранслоном приближении, в рамках которого факт обдува учитывается через турбулентный тепломассоперенос. На основе нестационарной модели горения металлизированного твердого топлива в сопряженной постановке [13] и модели горения металлизированного твердого топлива в условиях обдува [14] строится модель и методика расчета зажигания и выхода на стационарный режим горения при воздействии высокотемпературного конвективного потока. На поверхности топлива учитывается газификация компонентов твердого топлива и записывается условие сохранения потоков массы и энергии компонентов. Для описания процессов в конденсированной фазе под поверхностью газификации записывается уравнение переноса тепла и разложения топлива. Для описания процессов в газовой фазе над поверхностью топлива записываются уравнения течения двухфазной реагирующей среды, учитывающие межфазный обмен массой, импульсом и энергией, конвективный и кондуктивный теплоперенос, зависимость коэффициентов переноса от температуры и интенсив-

ности турбулентности. Для описания характеристик динамической турбулентности в пограничном слое использовалась модель турбулентности Ван Драйста [15], являющаяся обобщением результатов экспериментов и широко распространенной в инженерных расчетах, так как справедлива во всей внутренней части пограничного слоя [12, 16].

Полагается, что в начальный момент времени над поверхностью металлизированного твердого топлива движения газа не происходит, при этом температура газа и твердого топлива одинакова и равна $T_0 = 293 \text{ К}$. На левой границе области за счет срабатывания воспламенительного устройства формируется высокотемпературный конвективный поток, направленный вдоль поверхности топлива. Предполагается, что в процессе движения высокотемпературного конвективного потока формирование динамического пограничного слоя (d) происходит значительно раньше теплового. Вне динамического пограничного слоя скорость равна скорости конвективного потока U_f , а температура $-T_f$. Внутри погранслоя профиль скорости определяется уравнением движения, проинтегрированным вдоль оси, которая перпендикулярна поверхности топлива. Температура топлива и газа внутри пограничного слоя в начальный момент времени равны T_0 . Привяжем начало системы координат к произвольно выбранной точке на поверхности металлизированного твердого топлива и перейдем к одномерной постановке задачи вдоль оси, перпендикулярной поверхности топлива. Тогда математическая постановка задачи зажигания и выхода на стационарный режим горения запишется в следующем виде:

Для твердого топлива, при $-\infty < x < x_s$:

- уравнение сохранения энергии твердого топлива

$$c_1 \rho_1 \left(\frac{\partial T_1}{\partial t} + u_1 \frac{\partial T_1}{\partial x} \right) = \lambda_1 \frac{\partial^2 T_1}{\partial x^2} + Q_1 k_1 \rho_1 (1 - \eta) \exp \left(-\frac{E_1}{RT_1} \right); \quad (1)$$

- уравнение глубины превращения конденсированной фазы

$$\frac{\partial \eta}{\partial t} + u_1 \frac{\partial \eta}{\partial x} = k_1 (1 - \eta) \exp \left(-\frac{E_1}{RT_1} \right). \quad (2)$$

Для газовой фазы, при $x_s < x < \infty$:

- уравнение сохранения энергии газа

$$\begin{aligned} c_2 \rho_2 \left(\frac{\partial T_2}{\partial t} + u_{2,x} \frac{\partial T_2}{\partial x} \right) &= \frac{\partial}{\partial x} \left((\lambda_2 + \lambda_t) \frac{\partial T_2}{\partial x} \right) + \\ &+ Q_2 Y \rho_2 k_2 \exp \left(\frac{-E_2}{R_g T_2} \right) + 4\pi \alpha r_3^2 n (T_3 - T_2); \end{aligned} \quad (3)$$

- уравнение выгорания окислителя в газовой фазе

$$\left(\frac{\partial Y}{\partial t} + u_{2,x} \frac{\partial Y}{\partial x} \right) = \frac{\partial}{\partial x} \left((D_2 + D_t) \frac{\partial Y}{\partial x} \right) - Y k_2 \exp \left(\frac{-E_2}{R_g T_2} \right); \quad (4)$$

- уравнение сохранения энергии частиц

$$c_3 \rho_3 \left(\frac{\partial T_3}{\partial t} + w_3 \frac{\partial T_3}{\partial x} \right) = -4\pi \alpha r_3^2 n (T_3 - T_2) + G Q_{Al} \frac{2\mu_{Al}}{3\mu_O}; \quad (5)$$

- уравнение сохранения массы газовой фазы

$$\frac{\partial \rho_2}{\partial t} + \frac{\partial(\rho_2 u_{2,x})}{\partial x} = -\frac{3\mu_O}{2\mu_{Al}} G; \quad (6)$$

- уравнение сохранения массы частиц

$$\frac{\partial \rho_3}{\partial t} + \frac{\partial(\rho_3 w_3)}{\partial x} = \frac{3\mu_O}{2\mu_{Al}} G; \quad (7)$$

- уравнение движения частиц

$$\frac{\partial w_3}{\partial t} + w_3 \frac{\partial w_3}{\partial x} = -\tau_{fr}; \quad (8)$$

- уравнение числа частиц в единице объема

$$\frac{\partial n}{\partial t} + \frac{\partial(nw_3)}{\partial x} = 0; \quad (9)$$

- уравнение состояния идеального газа

$$P = \rho_2 R T_2 = \text{const}; \quad (10)$$

- уравнение движения тангенциальной составляющей обдувающего потока

$$\frac{du_{2,y}}{dx} = \frac{1}{Pr_m \frac{\lambda_m}{c_2} + \mu_t} \left(\tau_s + \rho_1 u_1 u_{2,y} + \frac{\partial p}{\partial y} x \right). \quad (11)$$

Выражение для турбулентного коэффициента теплопроводности, полученного из модели турбулентности Ван Драйста[15]:

$$\lambda_t = \frac{c_2 \mu_t}{Pr_t} \frac{\varphi}{1 - \delta}; \quad (12)$$

$$\varphi = 1 - \exp\left(\frac{-B \cdot 0.09 k \rho_2^2}{\mu_t \cdot W}\right), \quad \delta = 2 \frac{\mu_t \varphi}{\rho_2^2 k} \frac{Q_2}{c_2} \frac{dW}{dT_2}, \quad W = k_2 Y \rho_2 \exp\left(\frac{-E_2}{R_g T_2}\right),$$

$$c_k = 0.3, \quad x_* = 26, \quad B = 5,$$

$$l = Kx \left[1 - \exp\left(-\frac{x}{x_*} \sqrt{\tau_s \rho_k} \frac{1}{\mu_m}\right) \right], \quad v_t = l^2 \frac{du_{2,y}}{dx}, \quad \mu_t = \rho_2 v_t, \quad k = \frac{1}{c_k} \left(\frac{v_t}{l} \right)^2.$$

$$\rho_1 = 1/(\alpha_{Al}/\rho_{Al} + \alpha_{\Pi}/\rho_{\Pi}), \quad c_1 \rho_1 = \alpha_{\Pi} (c_{\Pi} \rho_{\Pi}) + \alpha_{Al} (c_{Al} \rho_{Al}), \quad \lambda_1 = \alpha_{Al}/\lambda_{Al} + \alpha_{\Pi}/\lambda_{\Pi}.$$

Координата x_s соответствует поверхности горения. На границе x_s граничные условия выражают законы сохранения массы и энергии:

$$\lambda_1 \frac{\partial T_1(x_s, t)}{\partial x} = \lambda_2 \frac{\partial T_2(x_s, t)}{\partial x}, \quad T_1(x_s, t) = T_2(x_s, t),$$

$$\alpha_{Al} \rho_1 u_1 = \rho_3 w_3(x_s, t), \quad (1 - \alpha_{Al}) \rho_1 u_1 = \rho_2(x_s, t) u_{2,x}(x_s, t), \quad (13)$$

$$T_3(x_s, t) = T_1(x_s, t), \quad n(x_s, t) = \frac{\rho_3(x_s, t)}{4/3 \pi r_{Al,0}^3 \rho_{Al}}, \quad \rho_2(x_s, t) = P \mu / R T_2(x_s, t),$$

$$(1 - \alpha_{Al}) \rho_1 u_1 = (\rho_2 u_{2,x} Y) \Big|_{(x_s, t)} - D \rho_2 (x_s, t) \frac{\partial Y(x_s, t)}{\partial x},$$

$$\frac{\partial T_1(-\infty, t)}{\partial x} = 0, \quad \frac{\partial T_2(\infty, t)}{\partial x} = 0, \quad \frac{\partial Y(\infty, t)}{\partial x} = 0.$$

Начальные условия:

для $-\infty < x < x_s$:

$$T_1(x, 0) = T_0, \quad \eta(x, 0) = 0; \quad (14)$$

для $x_s < x < \delta$:

$$T_2(x, 0) = T_0, \quad T_3(x, 0) = T_0, \quad Y(x, 0) = 0,$$

$$u_{2,x}(x, 0) = 0, \quad w_3(x, 0) = 0, \quad n(x, 0) = 0,$$

$$\rho_2(x, 0) = P\mu/RT_0, \quad \rho_3(x, 0) = 0; \quad (15)$$

для $\delta < x < \infty$:

$$T_2(x, 0) = T_f, \quad T_3(x, 0) = T_0, \quad Y(x, 0) = 0,$$

$$u_{2,x}(x, 0) = 0, \quad w_3(x, 0) = 0, \quad n(x, 0) = 0,$$

$$\rho_2(x, 0) = P\mu/RT_f, \quad \rho_3(x, 0) = 0.$$

В уравнении (8) сила взаимодействия частиц алюминия с газом вычисляется по формуле

$$\tau_{fr} = \frac{F_{fr}}{4/3 \pi r_3^3 \rho_{Al}}, \quad F_{fr} = C_R S_m \frac{\rho_2 (w_3 - u_{2,x}) |u_{2,x} - w_3|}{2},$$

$$C_R = \frac{24}{Re} (1 + 0.15 Re^{0.682}), \quad Re = \frac{2\rho_2 r_3 |u_{2,x} - w_3|}{\mu_m}, \quad S_m = \pi r_3^2, \quad (16)$$

где Re – число Рейнольдса; S_m – площадь миделева сечения; C_R – коэффициент трения; ρ_{Al} – плотность алюминия; η – коэффициент динамической вязкости.

Коэффициент теплоотдачи α определяется по формуле

$$\alpha = \frac{Nu(\lambda_2 + \lambda_t)}{2r_3}, \quad Nu = 2 + \sqrt{Nu_l^2 + Nu_t^2}, \quad (17)$$

$$Nu_l = 0.664 Re^{0.5}, \quad Nu_t = 0.037 Re^{0.8},$$

где Nu – число Нуссельта.

Скорость изменения массы частиц алюминия при их горении, а также уравнения, определяющие текущие значения размеров частиц и алюминия в частице имеют вид

$$G = n \rho_{Al} 4\pi a^{0.9} r_{Al}^{3/2} k_{Al}, \quad (18)$$

где k_{Al} – константа скорости горения частицы алюминия в среде окислителя; a – коэффициент избытка окислителя.

$$r_{Al} = \left[\left(\frac{\mu_{Al} + 3/2 \mu_O}{\mu_{Al}} r_{Al,0}^3 - \frac{\rho_3}{(4/3)\pi n \rho_{Al}} \right) \frac{2\mu_{Al}}{3\mu_O} \right]^{1/3},$$

$$r_3 = \left[r_{Al}^3 + \frac{\mu_{Al} + 3/2 \mu_O}{\mu_{Al}} (r_{Al,0}^3 - r_{Al}^3) \right]^{1/3}, \quad (19)$$

В расчетах принималось, что плотность оксида алюминия (Al_2O_3) равна плотности алюминия (Al).

Расчет процессов в газовой фазе проводился от поверхности горения. При этом для расчета профиля скорости обдувающего потока по формуле (11) с заданным значением скорости обдувающего потока использовались следующие оценки величины напряжения трения на поверхности горения из [16], при $\frac{\partial p}{\partial y} = 0$.

Число Рейнольдса для течения:

$$Re_f = \frac{LU_f \rho_f}{\mu_m}. \quad (20)$$

Коэффициент сопротивления на поверхности горения:

$$c_{f_0} = 0.3164 \cdot Re_f^{-1/4}. \quad (21)$$

Параметр вдува [17]:

$$N = \frac{2u_1}{U_f c_{f_0}}, \quad \Phi_N = \begin{cases} 0, & N/N_* \geq 1, \\ \left(1 - N/N_*\right)^2, & N/N_* < 1, \end{cases} \quad N_* = 4. \quad (22)$$

Напряжение трения на поверхности топлива:

$$\tau_s = 0.0225 c_{f_0} \Phi_N \rho_f U_f^{7/4} \left(\frac{\mu_m}{L} \right)^{1/4}. \quad (23)$$

В модели (1) – (23) приняты обозначения: c_1 , c_2 , c_3 , c_{Π} – удельные теплоемкости металлизированного твердого топлива, газа при постоянном давлении, алюминия и пороха Н; D – коэффициент диффузии; E_2 – энергия активации химической реакции в газе; G – скорость изменения массы частиц при их горении; k_2 – предэкспоненциальный множитель в законе Аррениуса скорости химической реакции в газе; n – число частиц в единице объема; P – давление; Q_2 – тепловой эффект реакции в газовой фазе; Q_{Al} – эффективная теплота сгорания алюминия; R – газовая постоянная; R_y – универсальная газовая постоянная; r_{Al} – радиус алюминия; r_3 – радиус частицы; t – время; T – температура; $u_{2,x}$, $u_{2,y}$ – нормальная и тангенциальная компоненты скорости газа; u_1 – скорость горения; w_3 – скорость частиц; x – координата; Y – полнота сгорания окислителя в газовой фазе равная Z/Z_0 ; Z – относительная массовая концентрация окислителя; Z_0 – относительная массовая концентрация окислителя на поверхности топлива; α – коэффициент теплоотдачи; α_{Al} – массовая доля алюминия в составе СТТ; λ – ко-

эффицент теплопроводности; ρ_1 – плотность металлизированного твердого топлива; ρ_{Π} – плотность пороха Н; ρ_2 – плотность газа; ρ_3 – приведенная плотность частиц (масса частиц в единице объема); ρ_{Al} – плотность алюминия; τ_{fr} – сила трения; μ_{Al} , μ_O – молярные массы молекул алюминия и кислорода; μ_m , μ_t – коэффициенты динамической вязкости молекулярный и турбулентный; τ_s – напряжение трения на поверхности пороха; N – параметр вдува; L – масштаб ширины набегающего тангенциального потока; ν_t – коэффициент кинематической турбулентной вязкости; c_k , x_* , B , K – константы модели турбулентности; φ , δ , k , l – функции в модели турбулентности; Re – число Рейнольдса; Nu – число Нуссельта, Pt – число Прандтля.

Индексы: 1 – конденсированная фаза, 2 – газовая фаза, 3 – конденсированная фаза продуктов горения, t – турбулентный, Al – алюминий, Π – относится к твердому топливу (пороху Н).

Система уравнений (1) – (23) описывает процесс зажигания высокотемпературным конвективным потоком и выхода на стационарный режим горения твердого топлива с добавлением частиц алюминия.

Методика решения

Система уравнений (1) – (23) решается методами, описанными в [13], [14].

Задается значение скорости и температура конвективного потока над поверхностью металлизированного твердого топлива. Вычисляется число Рейнольдса (20), коэффициент сопротивления на поверхности твердого топлива, параметр вдува (22) и напряжение трения на поверхности топлива (23).

Расчет профиля скорости обдувающего потока по формуле (11) проводится от поверхности твердого топлива, при $\frac{\partial p}{\partial y} = 0$, до достижения значения скорости, равной заданному значению скорости обдува конвективным потоком. Расстояние от поверхности твердого топлива до точки, в которой достигается значение скорости, равной скорости обдувающего потока, считается динамическим слоем, внутри которого температура газа равна T_0 , а за пределами пограничного слоя температура газа равна температуре конвективного потока T_f . Далее решается система уравнений (1) – (10), с начальными и граничными условиями (13) – (15), выражениями для правых частей (16) – (19), дополненные уравнением движения для тангенциальной составляющей обдувающего потока (11) и моделью турбулентности Ван Драйста(12). Ядро обдувающего потока полагается турбулентным, при выходе за пределы пограничного слоя все параметры турбулентности (кинематическая и динамическая вязкость, теплопроводность и кинетическая энергия) принимались равными максимальному значению внутри пограничного слоя. Расчет профиля скорости обдувающего потока (11) проводится каждый шаг по времени, так как значение величины трения на поверхности горения зависит от параметра вдува, который, в свою очередь определяется скоростью горения твердого топлива.

Результаты расчетов

С использованием изложенной методики расчета проведены численные исследования влияния скорости и температуры конвективного потока на величину скорости горения. Расчеты проводились для значений теплофизических и формально-кинетических параметров, характерных для пороха Н:

$$\begin{aligned}\lambda_1 &= 0.25 \text{ Вт/(м} \cdot \text{К)}, \lambda_2 = 0.066 \text{ Вт/(м} \cdot \text{К)}, Q_1 = 556800 \text{ Дж/кг}, \\ Q_2 &= 2435300 \text{ Дж/кг}, Q_{\text{Al}} = 36.51 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}, E_1 = 80000 \text{ Дж/моль}, \\ E_2 &= 186107 \text{ Дж/моль}, k_1 = 2 \cdot 10^9 \text{ с}^{-1}, k_2 = 3.92 \cdot 10^{10} \text{ с}^{-1}, \\ k_{\text{Al}} &= 2.22 \cdot 10^{-5} \text{ м}^{1.5}/\text{с}, a = 0.5, c_1 = 1465 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}, \\ c_2 &= 1466 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}, c_3 = 760 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}, \rho_1 = 1600 \text{ кг/м}^3, \\ \rho_k &= 2600 \text{ кг/м}^3, \rho_{\text{Al}} = 2600 \text{ кг/м}^3, R = 8.31 \text{ Дж/(моль} \cdot \text{К)}, \\ T_0 &= 293 \text{ К}, T_{\text{ig}} = 1300 \text{ К}.\end{aligned}$$

Коэффициент диффузии вычисляется через число Льюиса Le : $D_2 = Le \lambda_2 / (c_2 \rho_2)$, число Льюиса принято $Le = 1$. Температура воспламенения частиц алюминия принята равной 1300 К. Величина начального радиуса частицы в расчетах $r_{\text{Al},0} = 5 \text{ мкм}$, массовая доля порошка алюминия принята равной 9 % массы топлива. Формально-кинетические параметры взяты из [12]. В расчетах принималось, что $r_{\text{Al},0} = 5 \text{ мкм}$, $\alpha_{\text{Al}} = 0.09$. В расчетах варьировалась скорость (U_f) и температура (T_f) обдувающего потока в широком диапазоне давлений.

На рис. 2 представлена зависимость скорости горения и температуры поверхности твердого топлива от времени. Скорость обдувающего потока принималась равной 70 м/с, температура обдувающего потока принималась равной 1700 К.

На рис. 3 представлено распределение температуры во всей расчетной области в различные моменты времени рис. 2. Координата $x_s = 0.00015 \text{ м}$ соответствует поверхности твердого топлива. Координата $x_d = 0.000685 \text{ м}$ – границе пограничного слоя, в начальный момент времени. На рисунке представлены: начальное распределение температуры 1, стадии прогрева газа и твердого топлива конвективным высокотемпературным потоком 2 – 6, начало газификации твердого топлива и развитие экзотермических химических реакций горения компонентов газификации и частиц алюминия в газовой фазе 8 – 10 и выход на стационарный режим горения 11.

Проведено исследование влияния скорости обдувающего потока заданной температуры на время зажигания и выхода на стационарный режим горения металлизированного твердого топлива. Результаты расчетов представлены на рис. 4. Различие в значениях стационарной скорости горения при различных скоростях обдувающего потока обусловлены влиянием эффекта обдува и описаны в [14]. Зависимость температуры поверхности твердого топлива от времени при различных скоростях обдувающего потока представлены на рис. 5. Пики на графиках зависимости температуры поверхности от времени соответствуют моменту времени начала горения твердого топлива.

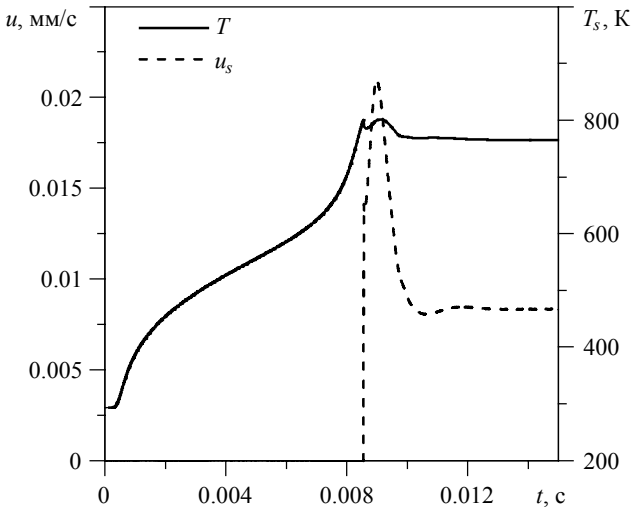


Рис. 2. Изменение скорости горения и температуры поверхности пороха Н с добавлением порошка алюминия во времени.

$U_f = 70$ м/с, $T_f = 1700$ К, $r_{Al,0} = 5$ мкм, $\alpha_{Al} = 0.09$

Fig. 2. Combustion rate and surface temperature of the powder N with aluminum additives as a function of time.

$U_f = 70$ m/s, $T_f = 1700$ K, $r_{Al,0} = 5$ μ m, $\alpha_{Al} = 0.09$

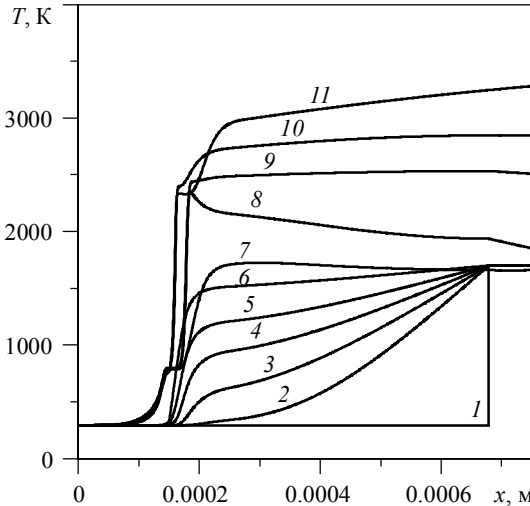


Рис. 3. Распределение температуры газа и пороха Н

с добавлением порошка алюминия в различные моменты времени;

$U_f = 70$ м/с, $T_f = 1700$ К, $r_{Al,0} = 5$ мкм, $\alpha_{Al} = 0.09$: 1 – $t = 0.0$ с; 2 – $t = 0.0001$ с;

3 – $t = 0.0002$ с; 4 – $t = 0.0003$ с; 5 – $t = 0.0004$ с; 6 – $t = 0.0006$ с; 7 – $t = 0.0086$ с;

8 – $t = 0.0087$ с; 9 – $t = 0.0089$ с; 10 – $t = 0.0098$ с; 11 – $t = 0.0112$ с

Fig. 3. Distribution of the temperature of gas and powder N with aluminum additives at various time instants; $U_f = 70$ m/s, $T_f = 1700$ K, $r_{Al,0} = 5$ μ m, $\alpha_{Al} = 0.09$:

$t = (1) 0.0, (2) 0.0001, (3) 0.0002, (4) 0.0003, (5) 0.0004, (6) 0.0006, (7) 0.0086, (8) 0.0087, (9) 0.0089, (10) 0.0098, \text{ and } (11) 0.0112$ s

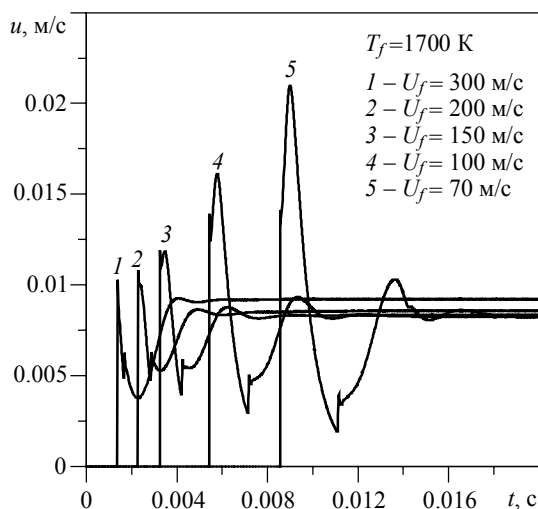


Рис. 4. Изменение скорости горения пороха Н с добавлением порошка алюминия во времени;

$T_f = 1700 \text{ K}$, $r_{\text{Al},0} = 5 \text{ мкм}$, $\alpha_{\text{Al}} = 0.09$

Fig. 4. Combustion rate of the powder N with aluminum additives as a function of time;

$T_f = 1700 \text{ K}$, $r_{\text{Al},0} = 5 \text{ }\mu\text{m}$, $\alpha_{\text{Al}} = 0.09$

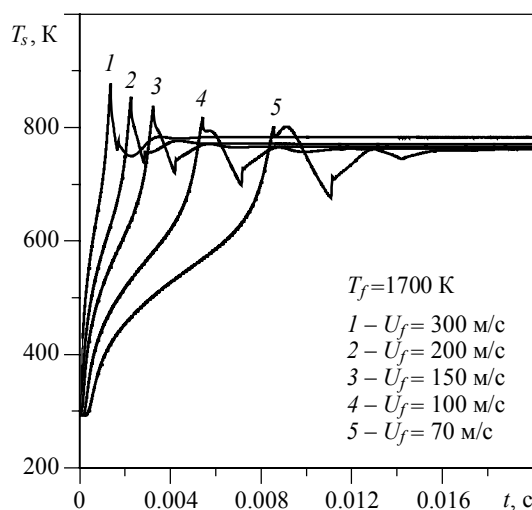


Рис. 5. Изменение температуры поверхности пороха Н с добавлением порошка алюминия во времени;

$T_f = 1700 \text{ K}$, $r_{\text{Al},0} = 5 \text{ мкм}$, $\alpha_{\text{Al}} = 0.09$

Fig. 5. Surface temperature of the powder N with aluminum additives as a function of time;

$T_f = 1700 \text{ K}$, $r_{\text{Al},0} = 5 \text{ }\mu\text{m}$, $\alpha_{\text{Al}} = 0.09$

Проведено исследование влияния температуры обдувающего потока на время зажигания и выхода на стационарный режим горения металлизированного твердого топлива.

Результаты расчетов представлены на рис. 6. Зависимость температуры поверхности твердого топлива от времени при различных температурах обдувающего потока представлены на рис. 7.

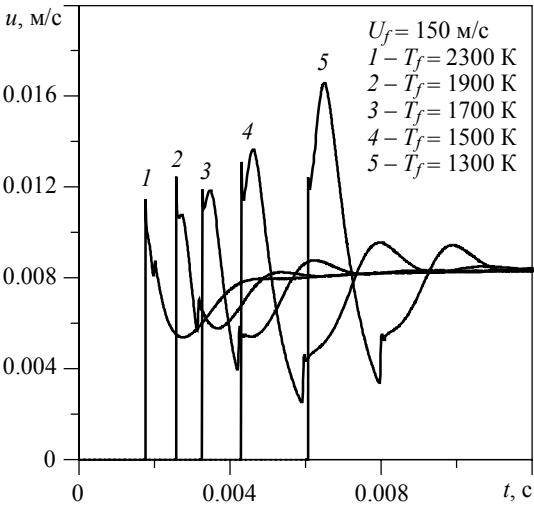


Рис. 6. Изменение скорости горения пороха Н с добавлением порошка алюминия во времени;

$U_f = 150 \text{ м/с}$, $r_{\text{Al},0} = 5 \text{ мкм}$, $\alpha_{\text{Al}} = 0.09$

Fig. 6. Combustion rate of the powder N with aluminum additives as a function of time;

$U_f = 150 \text{ м/с}$, $r_{\text{Al},0} = 5 \text{ мкм}$, $\alpha_{\text{Al}} = 0.09$

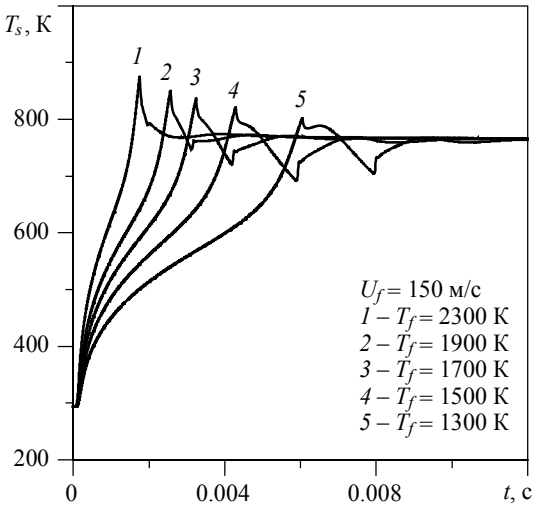


Рис. 7. Изменение температуры поверхности пороха Н с добавлением порошка алюминия во времени;

$U_f = 150 \text{ м/с}$, $r_{\text{Al},0} = 5 \text{ мкм}$, $\alpha_{\text{Al}} = 0.09$

Fig. 7. Surface temperature of the powder N with aluminum additives as a function of time;

$U_f = 150 \text{ м/с}$, $r_{\text{Al},0} = 5 \text{ мкм}$, $\alpha_{\text{Al}} = 0.09$

На рис. 8 и 9 представлены зависимости времени задержки зажигания от скорости и температуры обдувающего потока. За время задержки зажигания принималось время начала газификации твердого топлива.

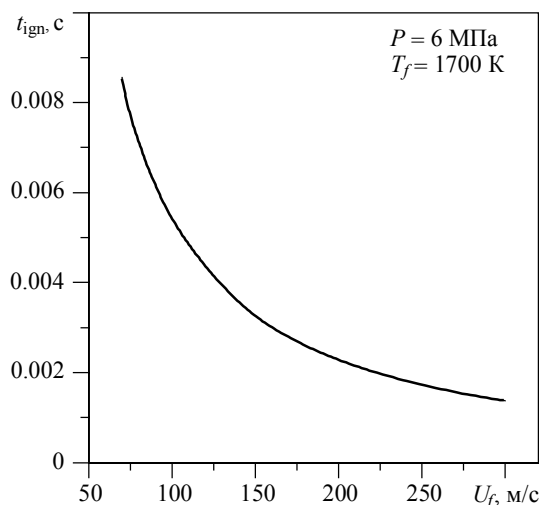


Рис. 8. Зависимость времени задержки зажигания пороха Н с добавлением порошка алюминия от скорости обдувающего высокотемпературного потока;

$T_f = 1700 \text{ K}$, $r_{\text{Al},0} = 5 \text{ мкм}$, $\alpha_{\text{Al}} = 0.09$, $P = 6 \text{ МПа}$

Fig. 8. Ignition time delay for the powder N with aluminum additives as a function of velocity of the blowing high-temperature flow;

$T_f = 1700 \text{ K}$, $r_{\text{Al},0} = 5 \text{ }\mu\text{m}$, $\alpha_{\text{Al}} = 0.09$, $P = 6 \text{ МПа}$

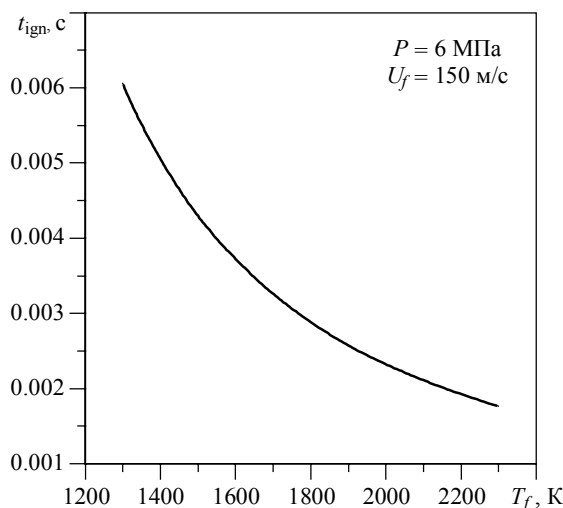


Рис. 9. Зависимость времени задержки зажигания пороха Н с добавлением порошка алюминия от температуры обдувающего высокотемпературного потока;

$U_f = 150 \text{ м/с}$, $r_{\text{Al},0} = 5 \text{ мкм}$, $\alpha_{\text{Al}} = 0.09$, $P = 6 \text{ МПа}$

Fig. 9. Ignition time delay for the powder N with aluminum additives as a function of temperature of the blowing high-temperature flow;

$U_f = 150 \text{ м/с}$, $r_{\text{Al},0} = 5 \text{ }\mu\text{m}$, $\alpha_{\text{Al}} = 0.09$, $P = 6 \text{ МПа}$

Из рис. 8 видно, что чем выше скорость обдувающего потока, тем меньше время задержки зажигания и выхода на стационарный режим горения. Это объясняется увеличением интенсивности турбулентного теплопереноса в пограничном слое, что увеличивает скорость подвода тепла к поверхности твердого топлива.

Из рис. 9 видно, что чем выше температура обдувающего потока, тем меньше время задержки зажигания и выхода на стационарный режим горения. Это объясняется увеличением теплового потока к поверхности твердого топлива.

Заключение

Представлены разработанная математическая модель, методика и результаты расчета зажигания металлизированного твердого топлива высокотемпературным конвективным потоком. Факт обдува поверхности твердого топлива учитывается через турбулентный тепломассоперенос.

Проведен расчетно-теоретический анализ влияния скорости и температуры конвективного потока на время зажигания и выхода на стационарный режим горения металлизированного твердого топлива. Показано, что предложенный подход позволяет рассчитывать время задержки зажигания и выхода на стационарный режим горения металлизированного твердого топлива, а времена задержки зажигания и выхода на стационарный режим горения можно регулировать как скоростью, так и температурой конвективного потока.

ЛИТЕРАТУРА

1. Розенбанд В.И., Барзыкин В.В., Мержанов А.Г. Зажигание конденсированных веществ конвективными тепловыми потоками средней интенсивности в динамических условиях // Физика горения и взрыва. 1968. Т. 4. № 2. С. 171–175.
2. Зарко В.Е., Михеев В.Ф., Сухинин А.И., Хлевной С.С. Зажигание пороха горячим газом // Физика горения и взрыва. 1971. Т. 7. № 1. С. 64–67.
3. Захаревич А.В., Кузнецов Г.В., Саломатов В.В., Стрижак П.А., Сыродой С.В. Иницирование горения покрытых водяной пленкой частиц угля в потоке высокотемпературного воздуха // Физика горения и взрыва. 2016. Т. 52. № 5. С. 62–74.
4. Гусаченко Л.К., Зарко В.Е., Рычков А.Д. Зажигание и гашение гомогенных энергетических материалов световым импульсом // Физика горения и взрыва. 2012. Т. 48. № 1. С. 80–88.
5. Буркина Р.С., Домуховский А.М. Влияние структурных изменений приповерхностного слоя конденсированного вещества на его зажигание мощным импульсом излучения // Физика горения и взрыва. 2012. Т. 48. № 5. С. 122–129.
6. Порязов В.А., Крайнов А.Ю. Расчет режимов зажигания и выхода на стационарный режим горения металлизированного твердого ракетного топлива под действием лазерного излучения // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2019. № 59. С. 94–104.
7. Глушков Д.О., Кузнецов Г.В., Стрижак П.А. Об устойчивости зажигания смесового твердого топлива локальным источником ограниченной энергоёмкости // Физика горения и взрыва. 2014. Т. 50. № 6. С. 54–60.
8. Захаревич А.В., Кузнецов В.Т., Кузнецов Г.В., Максимов В.И. Зажигание модельных смесовых топливных композиций одиночной, нагретой до высоких температур частицей // Физика горения и взрыва. 2008. Т. 44. № 5. С. 54–57.
9. Виллюнов В.Н. Теория зажигания конденсированных веществ. Новосибирск: Наука, 1984. 190 с.
10. Зельдович Я.Б. К теории горения пороха в газовом потоке // Физика горения и взрыва. 1971. Т. 7. № 4. С. 463–476.
11. Виллюнов В.Н. К теории эрозионного горения порохов // ДАН СССР. 1961. Т. 136. № 2. С. 381–383.

12. Булгаков В.К., Липанов А.М. Теория эрозионного горения твердых ракетных топлив. М.: Наука, 2001. 138 с.
13. Порязов В.А., Крайнов А.Ю. Математическая модель и расчет нестационарной скорости горения металлизированных твердых ракетных топлив // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2017. № 50. С. 99–111.
14. Порязов В.А., Крайнов Д.А. Математическое моделирование эрозионного горения металлизированных твердых топлив // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2019. № 58. С. 119–127. DOI: 10.17223/19988621/58/10.
15. van Driest E.R. On turbulent flow near a wall // AIAA Journal Special Supplement: Centennial of Power Flight. 1956. V. 23(11). P. 1007–1011. <https://doi.org/10.2514/8.3713>.
16. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 714 с.
17. Гинзбург И.П. Теория сопротивления и теплопередачи. Л., 1970. 376 с.

Статья поступила 04.03.2020 г.

Poryazov V.A., Krainov A.Yu. (2020) MATHEMATICAL MODELING OF THE METALLIZED SOLID PROPELLANT IGNITION BY A HIGH-TEMPERATURE CONVECTIVE FLOW. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics]. 68. pp. 126–140

DOI 10.17223/19988621/68/12

Keywords: ignition, metallized solid propellant, mathematical model, velocity, blowing flow, high-temperature flow, convective flow.

This paper presents a mathematical model and a methodology to calculate stationary combustion of a metallized solid propellant with aluminum additives ignited by a high-temperature convective flow. The study considers the ignition of a semi-infinite slab of the metallized solid propellant which is blown over by an unlimited high-temperature flow. A boundary-layer approximation is used to develop the ignition model. The high-temperature blowing effect is taken into account in the model by means of turbulent heat and mass transfer. The paper provides a numerical and theoretical analysis on the impact of the velocity and temperature of the convective flow on the ignition time delay and the stationary combustion mode establishment. The analysis shows that the proposed approach allows calculating the time of the ignition delay and stationary combustion mode establishment for the metallized solid propellant. Moreover the ignition delay and the period of the stationary combustion mode establishment are found to be controlled by both the velocity and temperature of the convective flow.

Financial support. This work was supported by the Russian Foundation for Basic Research (Grant No. 18-38-00533).

Vasilij A. PORYAZOV (Candidate of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: poryazov@ftf.tsu.ru

Aleksey Yu. KRAINOV (Doctor of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: akrainov@ftf.tsu.ru

REFERENCES

1. Rozenband V.I., Barzykin V.V., Merzhanov A.G. (1968) Ignition of condensed substances by convective heat fluxes of medium intensity under dynamic conditions. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 4(2). pp. 96–99. DOI: 10.1007/BF00783556.
2. Zarko V.E., Mikheev V.F., Sukhinin A.I., Khlevnoi S.S. (1973) Hot-gas ignition of powders. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 7(1). pp. 55–57. DOI: 10.1007/BF00748915.
3. Zakharevich A.V., Strizhak P.A., Syrodoi S.V., Salomatov V.V. (2016) Ignition of the drops of coal–water fuel in a flow of air. *Solid Fuel Chemistry*. 50(3). pp. 163–166.

4. Gusachenko L.K., Zarko V.E., Rychkov A.D. (2012) Ignition and extinction of homogeneous energetic materials by a light pulse. *Combustion, Explosion and Shock Waves*. 48(1). pp. 73–80. DOI: 10.1007/BF00748915.
5. Burkina R.S., Domukhovskii A.M. (2012) Effect of structural changes of the surface layer of a condensed material ignited by a powerful radiation pulse. *Combustion, Explosion and Shock Waves*. 48(5). pp. 602–608. DOI: 10.1134/S0010508212050115.
6. Poryazov V.A., Krainov A.Yu. (2019) Raschet rezhimov zazhiganiya i vykhoda na statsionarnyy rezhim goreniya metallizirovannogo tverdogo raketnogo topliva pod deystviem lazernogo izlucheniya [Calculation of the ignition stages and steady-state combustion of a metallized solid propellant under laser radiation]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 59. pp. 94–104. DOI: 10.17223/19988621/59/10.
7. Glushkov D.O., Kuznetsov G.V., Strizhak P.A. (2014) Stability of composite solid propellant ignition by a local source of limited energy capacity. *Combustion, Explosion and Shock Waves*. 50(6). pp. 670–675. DOI: 10.1134/S0010508214060082.
8. Zakharevich A.V., Kuznetsov V.T., Kuznetsov G.V., Maksimov V.I. (2008) Ignition of model composite propellants by a single particle heated to high temperatures. *Combustion, Explosion and Shock Waves*. 44(5). pp. 543–546. DOI: 10.1007/s10573-008-0083-0.
9. Vilyunov V.N. (1984) *Teoriya zazhiganiya kondensirovannykh veshchestv* [Theory of ignition of condensed materials]. Moscow: Nauka
10. Zel'dovich Ya.B. (1974) Theory of propellant combustion in a gas flow. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 7(4). pp. 399–408.
11. Vilyunov V.N. (1961) K teorii erosiionnogo goreniya porokhov [To the theory of erosive combustion of gunpowder]. *Doklady AN SSSR*. 136(2). pp. 381–383.
12. Bulgakov V.K., Lipanov A.M. (2001) *Teoriya erozionnogo goreniya tverdykh raketnykh topliv* [Theory of erosive combustion of solid rocket propellants]. Moscow: Nauka
13. Poryazov V.A., Krainov A.Yu. (2017) Matematicheskaya model' i raschet nestatsionarnoy skorosti goreniya metallizirovannykh tverdykh raketnykh topliv [Mathematical model and calculation of the unsteady combustion rate of the metallized solid rocket propellants]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 50. pp. 99–111. DOI: 10.17223/19988621/50/9.
14. Poryazov V.A., Krainov D.A. (2019) Matematicheskaya model' erosiionnogo goreniya metallizirovannykh tverdykh topliv [Mathematical modeling of the erosive burning of metallized solid propellants]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 58. pp. 119–127. DOI: 10.17223/19988621/58/10.
15. van Driest E.R. (1956) On turbulent flow near a wall. *AIAA Journal Special Supplement: Centennial of Power Flight*. 23(11). pp. 1007–1011. DOI: 10.2514/8.3713.
16. Schlichting H., Gersten K. (2004) *Boundary Layer Theory*. 8th ed. Springer-Verlag.
17. Ginzburg I.P. (1970) *Teoriya soprotivleniya i teploperedachi* [Theory of resistance and heat transfer]. Leningrad.

Received: March 4, 2020