

Таким образом, выполненные исследования показали, что синтез порошков $\text{La}_{0.825}\text{Sr}_{0.175}\text{MnO}_3$ при температуре до 1200 °С позволяет получать не спеченную массу, а порошок с определенным гранулометрическим составом, пригодный для изготовления на его основе эластичных покрытий. Выход основной массы приближается к 90 мас. % от состава исходной смеси. Установленные режимы синтеза могут быть рекомендованы для получения поглощающего пигмента, обладающего фазовым переходом в зависимости излучательной способности от температуры.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Михайлов М.М., Утебеков Т.А., Юрьев С.А. // Изв. вузов. Физика. – 2013. – Т. 56. – № 5. – С. 96–103.
2. Sihmazaki K., Tachikawa S., and Ohishi A. // Proc. 7 Int. Symp. on Materials in Space Environment. Toulouse, France. 16–20 June. – 1997. – SP 399. – August 1997.
3. Zhang L., Zhong W.L., Wand C.L., et al. // Eur. Phys. – 1999. – V. 11. – P. 565–573.
4. Genchu Tang, Yun Yu, Yunzhen Cao, and Wei Chen // Solar Energy Mater. Solar Cells. – 2008. – V. 92. P. 1298–1301.
5. Genchu Tang, Yun Yu, Wei Chen, and Yunzhen Cao // Mater. Lett. – 2008. – V. 62. – P. 2914–2916.

*Томский государственный университет систем управления
и радиоэлектроники, г. Томск, Россия

Поступило в редакцию 03.10.14.

**Национальный исследовательский Томский политехнический университет,
г. Томск, Россия
E-mail: membrana2010@mail.ru

Михайлов Михаил Михайлович, д.ф.-м.н., профессор, зав. лаб. радиационного и космического материаловедения;
Власов Виталий Андреевич, к.ф.-м.н., ст. науч. сотр.;
Утебеков Тимур Аскарович, к.т.н., мл. науч. сотр. лаб. радиационного и космического материаловедения;
Горпинич Екатерина Влاديمировна, аспирантка.

УДК 621

С.С. БОНДАРЧУК***, А.Б. ВОРОЖЦОВ**, А.С. ЖУКОВ**, Б.В. БОРИСОВ***

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ФИЗИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ГИБРИДНЫХ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ¹

Ключевые слова: гибридный ракетный двигатель, твердое ракетное топливо, скорость горения, математическая модель, уравнения газовой динамики, горючее, окислитель.

Безопасность и стоимость вывода на требуемую орбиту полезного груза определяют направления совершенствования двигательных установок ракетносителей. Возможный компромисс требований связывается с использованием в космических системах гибридных твердотопливных двигателей (ГРДТТ), работающих на жидких и газообразных окислителях. Физические представления о реализующихся процессах при горении топлив и тепломассообмене обобщены в обзоре [1], где, однако, отсутствует методическая основа анализа внутрибаллистических и газодинамических процессов в гибридных двигателях для всего времени их функционирования. Это приводит к тому, что закономерности процессов в гибридных твердотопливных ракетных двигателях исследованы очень слабо. Поэтому цель данной работы – исследовать методами моделирования закономерностей физических процессов в гибридных ракетных двигателях твердого топлива.

Так как процесс работы ГРДТТ включает различные периоды работы (существенно нестационарные запуски-воспламенения, спада давления и длительный период квазистационарного горения), то в рамках единого подхода наиболее оптимальной представляется именно нестационарная модель. Для квазистационарного случая моделирование нестационарных процессов является основой одного из наиболее эффективных методов решения задач внутренней баллистики – так называемого метода установления [2].

Типовые схемы гибридных двигателей приведены на рис. 1. Базовые уравнения расчета параметров работы ГРДТТ формулируются для схемы области решения, представленной на рис. 2. Исследуется динамика газодинамических характеристик в трех подобластях осредненных параметров (емкость с окислителем, головной и предсупловой объемы камеры сгорания), а также в подобласти одномерного описания течения в горящем канале горючего.

Рассматривается механическая смесь газов с произвольным числом компонентов, которыми являются окислитель, продукты сгорания воспламенительных составов, возможно многосоставного заряда горючего

¹ Работа проведена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 гг.», соглашение № 14.578.21.0034.

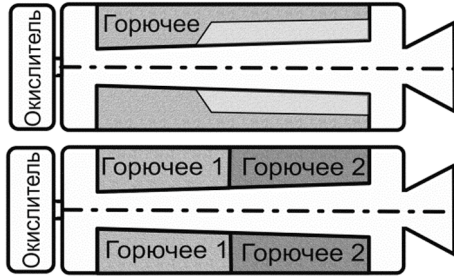


Рис. 1. Схемы ГРДТТ



Рис. 2. Схема сегментации области решения для ГРДТТ

и продуктов газификации теплозащитных материалов. Математическая модель формулируется на основе допущений [2, 3], в которых к законам сохранения добавляются специально полученные два уравнения расчета изменения термодинамических параметров смеси (газовой постоянной R и изобарической теплоемкости C_p), а также два уравнения для расчета вязкости газовой смеси μ . Кроме того, добавляется уравнение для массовой доли окислителя C , что наряду с коэффициентом вязкости смеси необходимо для конкретизации правых частей уравнений – расчета скорости горения, плотностей трения $f_{тр}$ и теплопотерь q .

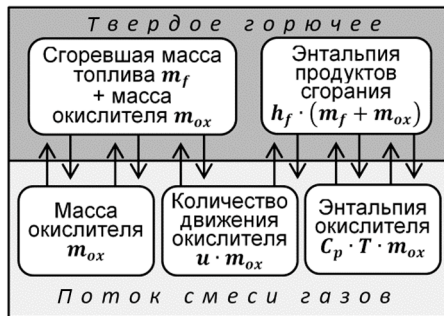


Рис. 3. Балансные соотношения тепло-массообмена

Рассматривая основные законы сохранения, записывается в интегральном виде, не зависящем от выбора системы координат [2, 3]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_V \Phi \rho dV + \int_A \Phi \rho N dA &= \int_S \Omega m dS; \quad \Phi = (1, C, R, C_p, \sqrt{R}, \mu\sqrt{R}, E), \\ \Omega &= (1, -\alpha_{ox}, \Psi(R), \Psi(C_p), \Psi(\sqrt{R}), \Psi(\mu\sqrt{R})), \quad \Psi(X) = X_f - \alpha_{ox} X_{ox}, \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \mathbf{u} dV + \int_A \mathbf{\Pi} dA + \int_S \mathbf{\Pi}^S dS + \int_S \alpha_{ox} \mathbf{u} m dS + \int_S \mathbf{f}_{тр} dS &= 0, \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho E dV + \int_A (E + p) N dA + \int_S \alpha_{ox} m h_g dS + \int_S q dS &= \int_S (1 + \alpha_{ox}) m h_f dS. \end{aligned} \quad (1)$$

Уравнения (1) дополняются соотношениями для полной энергии E , энthalпии газовой смеси h_g , температуры T и показателя адиабаты γ :

$$E = p/(\gamma - 1) + \rho |\mathbf{u}|^2 / 2, \quad h_g = (E + p)/\rho, \quad T = p/(\rho R), \quad \gamma = C_p / (C_p - R).$$

Здесь p , ρ – давление и плотность; $\mathbf{\Pi} = p\mathbf{n} + \rho \mathbf{u} N$ – импульс; $N = (\mathbf{u}, \mathbf{n})$ – нормальная к поверхности скорость (скалярное произведение скорости $\mathbf{u}$ на единичный вектор $\mathbf{n}$ внешней нормали к поверхности); $\mathbf{\Pi}^S = p\mathbf{e} + m^S(\mathbf{u}^S, \mathbf{e})$ – импульс с поверхности вдува газа со скоростью $\mathbf{u}^S$ (в частности, вследствие горения твердого топлива с массовой скоростью m и энthalпией h_f); $\mathbf{e}$ – единичный вектор, коллинеарный оси координат. Индексами ox и f помечены индивидуальные значения параметров окислителя и продуктов сгорания топлива.

Массовая скорость горения топлива $m = \rho_f u_{br}$ (ρ_f – плотность топлива) определяется через линейную скорость горения топлива $u_{br} = a G_{ox}^n$ (a , n – эмпирические константы). Отметим, что технология экспериментальной идентификации скорости горения (в частности, ее изменения по длине заряда) отработана еще не в полной мере; перспективными здесь являются методы анализа нестационарного горения [4].

Локально потребляемая масса окислителя m_{ox} определялась коэффициентом окислитель/горючее через соотношение $\alpha_{ox} = m_{ox} / m_f$.

Для осредненных по какому-либо объему W камеры сгорания (емкость с окислителем, головной и предсопловой объемы) в условиях отсутствия теплообмена система уравнений формулируется в виде обыкновенных дифференциальных уравнений, полученных из (1) при $u = 0$. Параметры на границе подобластей газодинамических и осредненных характеристик потока рассчитываются из граничных условий.

Вычисления проводились для модельного двигателя со следующими основными параметрами. Характеристики горючего: $u_{br} = 0.007G_{ox}^{0.65}$ мм/с; $\alpha_{ox} = 2.7$; $\rho_f = 1000$ кг/м³; $R = 320$ Дж/кг/К; $C_p = 1775$ Дж/кг/К; $G_{ox}(x=0) = 0.2$ кг/с. Радиус канала заряда начальный равен 1 см; радиус камеры сгорания 2 см; длина заряда $L = 50$ см; диаметр критического сечения сопла 1 см.

На рис. 4 приведены распределения давления по относительной длине канала. Из поведения кривых видно, что монотонный гладкий профиль давления, характерный для начальных условий работы двигателя, плавно трансформируется вследствие неравномерного выгорания заряда ($t < 4.6$ с). Далее, по мере полного сгорания топлива передней части заряда образуется движущийся вместе с границей выгорания пик давления ($t > 4.6$ с).

Рис. 5 иллюстрирует соответствующие тем же моментам времени распределения скорости потока u вдоль канала заряда. Как и в случае поведения кривых давления (рис. 4), качественные изменения зависимостей связаны с движением границы выгорания топлива.

На рис. 6 представлено изменение давления в головной части камеры сгорания во времени (кривая P). До момента начала прогара топлива в головной части заряда идет плавное снижение давления вследствие разгара канала и уменьшения плотности потока окислителя. После этого снижение давления следует за уменьшением поверхности горения (кривая S на рис. 6).

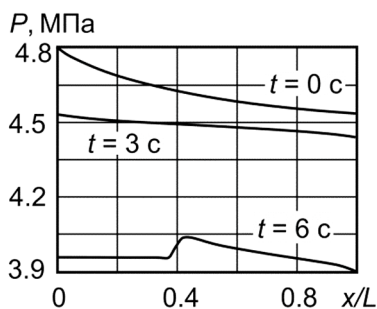


Рис. 4. Распределение давления по длине канала в различные моменты времени

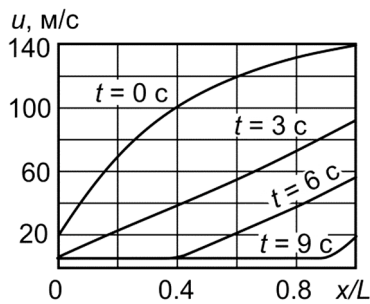


Рис. 5. Распределение скорости газа по длине канала в различные моменты времени

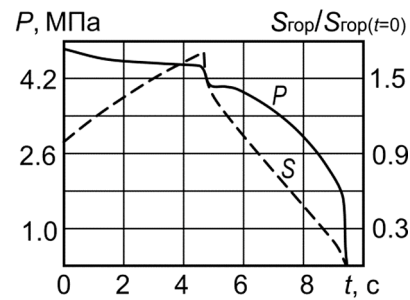


Рис. 6. Зависимости давления (P) и относительной поверхности горения (S) от времени

Таким образом, создана физико-математическая модель процессов газодинамики и тепломассобмена в камере сгорания ГРДТТ, позволяющая адекватно прогнозировать параметры рабочих процессов в гибридных твердотопливных двигателях с учетом основных особенностей их функционирования. Установлено, что в отличие от классических РДТТ для гибридных топлив, скорость горения которых зависит от плотности потока окислителя, выгорание заряда начинается с головной его части. Формирующийся фронт горения обуславливает профиль заряда, сужающийся к его сопловому концу.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Calabro M. // Progr. Propuls. Phys. – 2011. – No. 2. – P. 353–374.
2. Bondarchuk S.S., Vorozhtsov A.B., Kozlov E.A., and Feshchenko Yu.V. // J. Propuls. Power. – 1995. – V. 11. – No. 4. – P. 593–599.
3. Бондарчук С.С., Борисов Б.В., Жуков А.С. // Изв. вузов. Физика. – 2012. – Т. 55. – № 9/3. – С. 24–26.
4. Архипов В.А., Бондарчук С.С., Коротких А.Г. // ФГВ. – 2010. – Т. 46. – № 5. – С. 82–87.

*Томский государственный педагогический университет, г. Томск, Россия

**Национальный исследовательский Томский государственный университет, г. Томск, Россия

***Национальный исследовательский Томский политехнический университет, г. Томск, Россия

E-mail: isbi@mail.ru

Поступило в редакцию 17.10.14.

Бондарчук Сергей Сергеевич, д.ф.-м.н., профессор ТГПУ, ведущ. науч. сотр. ТГУ;
Ворожцов Александр Борисович, д.ф.-м.н., профессор, зав. лабораторией;
Жуков Александр Степанович, д.ф.-м.н., зав. лабораторией;
Борисов Борис Владимирович, д.ф.-м.н., профессор.