

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО УСКОРИТЕЛЯ АКТИВНО-РЕАКТИВНОГО СНАРЯДА

В.А. Архипов, С.С. Бондарчук, А.И. Коноваленко, К.Г. Перфильева

Рассмотрена новая схема твердотопливного ускорителя активно-реактивного снаряда, обеспечивающая надежное иницирование и горение заряда твердого топлива за счет исключения воздействия продуктов горения метательного заряда в стволе орудия на ускоритель. Представлены результаты анализа эффективности использования заряда ускорителя из баллистического и смесового топлив на характеристики движения активно-реактивного снаряда.

Ключевые слова: активно-реактивный снаряд, твердотопливный ускоритель, заряд твердого топлива, баллистическое топливо, смесовое топливо, пиротехнический инициатор, свободный объем камеры сгорания, дальность полета.

ВВЕДЕНИЕ

Активно-реактивный снаряд (АРС) – один из видов артиллерийских снарядов, в котором объединены свойства активного и реактивного снарядов. Начальную скорость АРС сообщают газы, образующиеся от воспламенения метательного заряда в камере орудия. На траектории начинает работать реактивный двигатель, сообщая снаряду дополнительную скорость. Зажигание двигателя может быть произведено после выхода снаряда из ствола с помощью системы зажигания, встроенной в корпус, либо с помощью высокой температуры газов от метательного заряда [1].

Особенностью внутренней баллистики АРС является то, что давление пороховых газов метательного заряда в стволе орудия составляет несколько тысяч атмосфер (артиллерийский диапазон давлений), а рабочее давление в камере сгорания ракетного двигателя – несколько десятков атмосфер (ракетный диапазон давлений). Воздействие газов высокого давления может привести к деформации поверхности заряда ракетного двигателя, нарушению внутренней баллистики и разрушению двигателя. Для предохранения заряда топлива ракетного двигателя от воздействия высоких давлений в стволе орудия при выстреле в конструкциях АРС используют различные виды заглушек, устанавливаемых в сопловом блоке ракетного двигателя и обеспечивающих передачу пламени от пороховых газов к топливному заряду при помощи пиротехнических составов. Однако высокие значения перепадов давления и ускорений сопровождающих процесс выстрела могут привести к погасанию пиротехнического заряда и к отказу в воспламенении топливного заряда ракетного двигателя АРС.

СХЕМА ТВЕРДОТОПЛИВНОГО УСКОРИТЕЛЯ

Для надежного воспламенения топливного заряда ракетного двигателя АРС предлагается воспламенитель, работа которого не зависит от пороховых газов метательного заряда [2]. Схема воспламенителя показана на рисунке 1. Двигатель содержит корпус 1 с зарядом твердого топлива 2 и сопло 3, перекрытое в критическом сечении прорывной мембраной 22. В диффузоре сопла установлена заглушка 8, которая крышкой 13 с отверстием 12 при помощи завальцовки крепится к выходной части диффузора. На заглушке со стороны заряда закреплен стакан 17, по оси которого размещен подвижный шток 19 с закрепленной на нем консолью 16. На консоли установлены ударники 15, а со стороны заряда консоль через пружину 18 опирается на дно стакана. На заглушке напротив ударников 15 размещены капсюли – воспламенители 14. Между дном стакана и прорывной мембраной 22 размещена навеска основного воспламенителя 20. Отверстия 5 в дне стакана связывают внутреннюю полость стакана с воспламенителем 20. На штоке 19 выполнен заостренный наконечник со стороны прорывной мембраны, а коническое основание со стороны заглушки сопряжено с конической полостью в заглушке и заканчивается срезаемым фланцем 10, который зажат между заглушкой и крышкой 13.

Ракетный двигатель (РДТТ) активно-реактивного снаряда работает следующим образом. При движении снаряда в стволе орудия под действием высокого давления пороховых газов метательного заряда срезается выступающий край фланца 10 и шток 19

перемещается в сторону мембраны 22. При этом коническое основание 11 штока 19 сопрягается с конической выемкой 7 в заглушке 8, препятствуя прорыву пороховых газов во внутреннюю полость стакана. При движении штока 19 пружина 18 сжимается, а наконечник 21 прорывает мембрану 22.

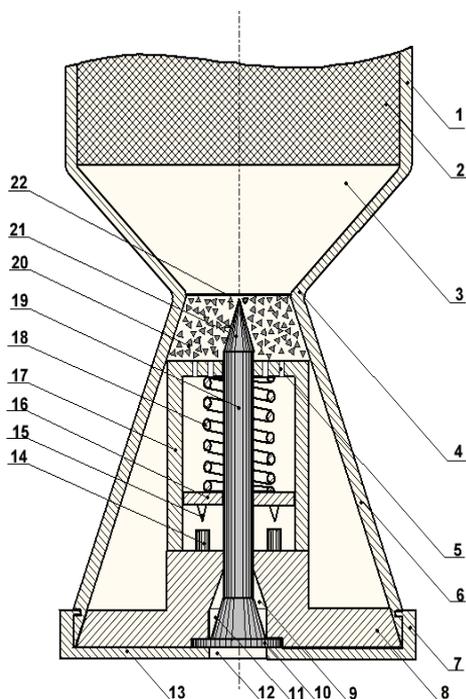


Рисунок 1 – Схема ракетного двигателя активно-реактивного снаряда

После вылета снаряда из орудия в момент времени $t = 0$ (рисунок 2) давление пороховых газов на дно снаряда резко уменьшается, при этом шток 19 под действием пружины 18 перемещается назад, открывая отверстие в прорывной мембране 22, и воздействует ударниками 15 на капсюль-воспламенитель 14. Форс пламени от капсюлей – воспламенителей через отверстия 5 в стакане 17 поджигает основной воспламенитель 20. Продукты сгорания воспламенителя через отверстие в прорывной мембране поступают в камеру сгорания 3 ракетного двигателя и в момент времени t_B при значении давления в камере сгорания p_B (рисунок 2) поджигают заряд твердого топлива 2. При достижении в камере сгорания заданного давления p_k в момент времени $t_{срез}$ (рисунок 2) срезается завальцовка крышки 13 и заглушка выталкивается из соплового блока. В камере сгорания в момент времени $t_{срез}$ (рисунок 2) происходит сброс давления от p_k до рабочего давления p_0 маршевого режима

работы двигателя, которое устанавливается в момент времени $t_{стац}$.

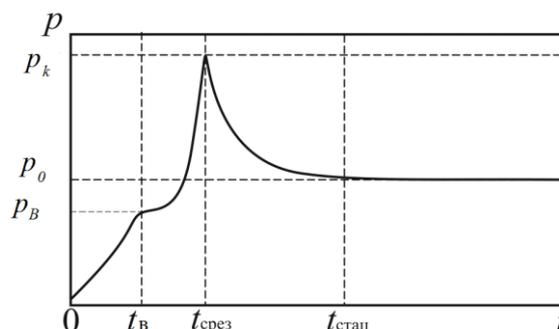


Рисунок 2 – Зависимость значения давления в камере двигателя от времени

Из рисунка 2 следует, что для обеспечения надежного воспламенения твердотопливного заряда давление вскрытия сопловой заглушки p_k должно быть выше рабочего давления p_0 маршевого режима двигателя. При $p_k \leq p_0$ сопловая заглушка вскрывается раньше момента достижения устойчивого горения топливного заряда, вследствие чего возможно его погасание и сброс продуктов сгорания воспламенителя через сопло.

Таким образом, данная схема ракетного двигателя активно-реактивного снаряда обеспечивает надежное инициирование маршевого ракетного двигателя за счет автономного воспламенителя и исключения воздействия газов высокого давления метательного заряда в стволе орудия на ракетный двигатель.

ОЦЕНКА СВОБОДНОГО ОБЪЕМА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

При вылете заглушки из соплового блока происходит падение давления в камере сгорания (рисунок 2), которое может привести к погасанию заряда твердого топлива [3]. Одним из параметров, влияющих на скорость спада давления, является свободный объем камеры сгорания. Для определения свободного объема камеры сгорания РДТТ рассмотрим уравнение сохранения энергии в камере РДТТ при сбросе давления [4]:

$$\frac{dp_k}{dt} = \frac{kf_p}{V} (G_+ - G_-), \quad (1)$$

где p_k – давление в камере сгорания, соответствующее давлению вскрытия сопловой заглушки (срезания завальцовки крышки); t – время; k – показатель адиабаты продуктов сгорания ТРТ; $f_p = RT_p$ – приведенная сила топлива; R – газовая постоянная продуктов

ПОЛЗУНОВСКИЙ ВЕСТНИК № 3 2016

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО УСКОРИТЕЛЯ АКТИВНО-РЕАКТИВНОГО СНАРЯДА

сгорания ТРТ; T_p – адиабатическая температура горения ТРТ при постоянном давлении; V – свободный объем камеры сгорания; G_+ – массовый секундный газоприход при горении ТРТ; G_- – массовый секундный расход продуктов сгорания ТРТ через сопло.

Так как свободный объем камеры сгорания мал, предполагается, что он заполнен в основном продуктами горения твердого топлива.

Условия гашения твердотопливного заряда при сбросе давления в момент вскрытия сопловой заглушки определяется неравенством [3]:

$$\frac{1}{p_k} \left| \frac{dp_k}{dt} \right| > B, \quad (2)$$

где параметр B зависит от типа ТРТ:

$B = 10c^{-1}$ – для баллистических ТРТ;

$B = 120c^{-1}$ – для смесевых ТРТ.

Значения газоприхода G_+ и расхода продуктов сгорания G_- определяются уравнениями [4]:

$$G_+ = \rho_T S_T u_1 \left(\frac{p_k}{p_1} \right)^v, \quad (3)$$

$$G_- = \phi p_k S_{кр} \frac{\Gamma(k)}{\sqrt{f_p}}, \quad (4)$$

где ρ_T – плотность ТРТ; S_T – площадь поверхности горения заряда твердого топлива; u_1 – скорость горения ТРТ при атмосферном давлении; v – показатель степени в законе скорости горения ТРТ; ϕ – коэффициент расхода сопла; $S_{кр}$ – площадь критического сечения сопла РДТТ; $\Gamma(k)$ – функция показателя адиабаты, определяемая уравнением:

$$\Gamma(k) = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{k}.$$

Подставляя (3), (4) в уравнение (1), получим:

$$\frac{dp_k}{dt} = \frac{k f_p}{V} \left[\rho_T S_T u_1 \left(\frac{p_k}{p_1} \right)^v - \phi p_k S_{кр} \frac{\Gamma(k)}{\sqrt{f_p}} \right], \quad (5)$$

Значение площади критического сечения сопла РДТТ $S_{кр}$ определяется из уравнения Бори [4] для маршевого режима РДТТ при зна-

чении рабочего давления в камере сгорания p_0

$$\rho_T S_T u_1 \left(\frac{p_0}{p_1} \right)^v = \phi p_0 S_{кр} \frac{\Gamma(k)}{\sqrt{f_p}},$$

откуда следует:

$$S_{кр} = \frac{\rho_T S_T u_1 \sqrt{f_p}}{\phi p_0 \Gamma(k)} \left(\frac{p_0}{p_1} \right)^v. \quad (6)$$

Подставляя (6) в уравнение (5), получим:

$$\frac{dp_k}{dt} = \frac{k f_p \rho_T S_T u_1}{V} \left[\left(\frac{p_k}{p_1} \right)^v - \left(\frac{p_k}{p_0} \right) \left(\frac{p_0}{p_1} \right)^v \right]. \quad (7)$$

Введем параметр, равный отношению давлений:

$$n = \frac{p_k}{p_0} > 1.$$

Заменяя в правой части (7) давление p_k через p_0 с учетом этого параметра ($p_k = n p_0$), получим:

$$\frac{dp_k}{dt} = \frac{k f_p \rho_T S_T u_1}{V} \left(\frac{p_0}{p_1} \right)^v n (n^{v-1} - 1). \quad (8)$$

С учетом (8) условие гашения твердотопливного заряда при сбросе давления (2) примет вид:

$$\frac{1}{p_k} \left| \frac{dp_k}{dt} \right| = \frac{k f_p \rho_T S_T u_1}{V \cdot p_0} \left(\frac{p_0}{p_1} \right)^v \left| \frac{1}{n^{1-v}} - 1 \right| > B. \quad (9)$$

Условие непогасания заряда при сбросе давления соответствует выполнению неравенства, обратного (2):

$$\frac{1}{p_k} \left| \frac{dp_k}{dt} \right| < B. \quad (10)$$

С учетом (9), (10) можно получить значение минимального свободного объема камеры сгорания V_{\min} , при котором гашения заряда ТРТ при сбросе давления не происходит:

$$V_{\min} = \frac{A}{B} \cdot \frac{(p_k/p_1)}{p_k} \left(1 - \frac{1}{n^{1-v}} \right), \quad (11)$$

где параметр A включает в себя характеристики твердотопливного заряда:

$$A = k f_p \rho_T S_T u_1.$$

В соответствии с (11), минимальное значение V_{\min} определяется характеристиками твердого топлива (параметр A), типом топлива – смесевое или баллистическое (параметр B), давлением в камере сгорания p_0 при маршевом режиме работы РДТТ и давлением вскрытия сопловой заглушки $p_k = n p_0$.

В качестве примера приведем расчеты минимального значения свободного объема

камеры сгорания РДТТ V_{min} , при использовании заряда торцевого горения из баллиститного (порох Н) и смесового (СУН) твердых топлив в активно-реактивном снаряде калибром 150 мм ($S_T = 177 \text{ см}^2$) при значении $p_0 = 4 \text{ МПа}$. Характеристики топлив приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Основные характеристики ТРТ [6]

Параметр	Порох Н	Топливо СУН
$\rho_T, \text{ кг/м}^3$	1600	1780
$u_1, \text{ м/с}$	$0.7 \cdot 10^{-3}$	$6.5 \cdot 10^{-3}$
ν	0.6	0.24
$T_p, \text{ К}$	2372	3690
$R, \text{ Дж/(кг·К)}$	354	354
$f_p, \text{ кДж/кг}$	840	1306
k	1.25	1.25
$B, \text{ с}^{-1}$	10	120

Результаты расчетов по уравнению (11) минимального значения объема камеры сгорания для этих топлив приведены на рисунке 3, для разных значений отношения $n = p_k / p_0$. С повышением давления p_k , требуется большая величина свободного объема камеры сгорания V_{min} , обеспечивающая устойчивое горение заряда при сбросе давления. Оптимальное значение величины p_k зависит от характеристик устойчивости горения конкретной композиции твердого топлива и определяется, как правило, экспериментально.



Рисунок 3 – Зависимость значения минимального свободного объема камеры сгорания V_{min} от параметра n

Результаты аналогичных расчетов, проведенных для рассмотренных топлив при разных значениях рабочего давления p_0 в камере сгорания на маршевом режиме работы двигателя, приведены на рисунке 4. Из

графиков следует, что с увеличением рабочего давления p_0 от 4 до 12 МПа требуемое значение свободного объема камеры сгорания уменьшается.

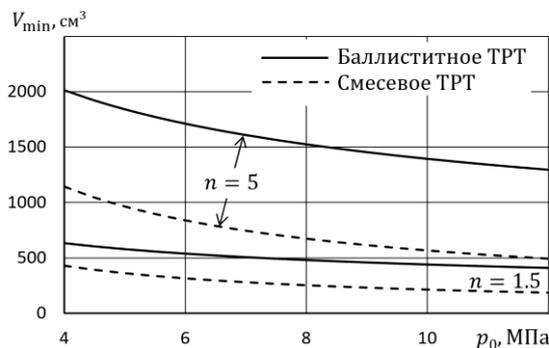


Рисунок 4 – Зависимость значения минимального свободного объема камеры сгорания V_{min} от значений рабочего давления p_0

Результаты расчетов, приведенные на рисунке 3, 4 показывают, что при использовании смесовых твердых топлив требуется существенно меньшая величина V_{min} , чем для баллиститных составов.

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО УСКОРИТЕЛЯ

Рассмотрим движение в воздушной среде модели активно-реактивного снаряда, в котором размещен ракетный двигатель на твердом топливе с цилиндрической шашкой, горение которой осуществляется по торцу.

Площадь поверхности горения находится по формуле:

$$S_T = \pi \frac{D^2}{4},$$

масса заряда ТРТ равна:

$$m_T = \rho_T V_T = \rho_T \frac{\pi L D^2}{4},$$

где D – длина шашки; V_T – объем шашки; L – длина шашки.

Для расчета движения модели на активном участке траектории необходимо определить тягу РДТТ.

Тяга двигателя рассчитывается по формуле [5]:

$$P = J_1 \cdot G_-,$$

где J_1 – единичный импульс.

Величина единичного импульса определяется характеристиками ТРТ и рассчитывается по формуле [5]:

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО УСКОРИТЕЛЯ АКТИВНО-РЕАКТИВНОГО СНАРЯДА

$$J_1 = \sqrt{\frac{2kRT_p}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

где p_a – давление продуктов истечения на срезе сопла.

Расход газа через сопло при сверхкритическом истечении определяется по формуле (4). В стационарном режиме расход равен газоприходу:

$$G_- = G_+ = \rho_T u S_T,$$

где u – скорость горения твердого топлива.

Время сгорания заряда:

$$t_* = \frac{L}{u}.$$

Движение инертного тела в воздушной среде, определяется системой уравнений [7]:

$$\begin{aligned} \frac{dU}{dt} &= -\frac{X_a}{m} - g \sin \theta \\ \frac{d\theta}{dt} &= -g \frac{\cos \theta}{U} \\ \frac{dy}{dt} &= U \sin \theta \\ \frac{dx}{dt} &= U \cos \theta \end{aligned}, \quad (12)$$

где U – скорость; t – время; m – масса модели; X_a – сила лобового сопротивления; g – ускорение свободного падения; θ – угол между вектором скорости и линией местного горизонта; y – высоты полета модели; x – дальность полета модели.

Система уравнений (12) движения модели в воздухе на активном участке включает измененное уравнение для скорости движения за счет действия тяги ракетного двигателя и дополнительное уравнение изменения массы снаряда при горении ТРТ:

$$\begin{aligned} \frac{dU}{dt} &= \frac{P}{m} - \frac{X_a}{m} - g \sin \theta; \\ \frac{dm}{dt} &= -\rho_T u S_T, \end{aligned}$$

где P – сила тяги.

Проведем расчет движения инертной модели снаряда массой 6.6 кг и с РДТТ (масса топлива равна 0.3 кг или 4.6 % веса снаряда), работающем на порохе Н и топливе СУН, при выстреле из орудия с начальной скоростью 680 м/с под углом $\theta = 45^\circ$.

Результаты расчетов внутрибаллистических параметров для шашки длиной 15 см и диаметром 4 см при давлении в камере сгорания 8.0 МПа приведены в таблице 2.

Таблица 2 – Результаты расчетов внутрибаллистических параметров для шашки

Параметр	t, c	$G, г/с$	$J, м/с$	$P, Н$
Порох Н	15.46	19.5	2214	43.2
Топливо СУН	8.1	41.6	2761	114.8

Расчетные зависимости скорости движения моделей от времени приведены на рисунке 5, а траектории движения моделей приведены на рисунке 6.

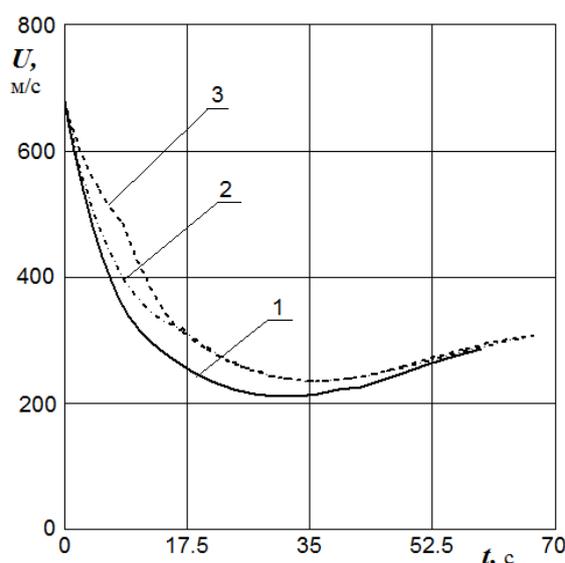


Рисунок 5 – Зависимости скорости моделей от времени:

- 1 – инертная модель (без заряда ТРТ);
- 2 – модель с зарядом ТРТ из пороха Н;
- 3 – модель с зарядом из топлива СУН.

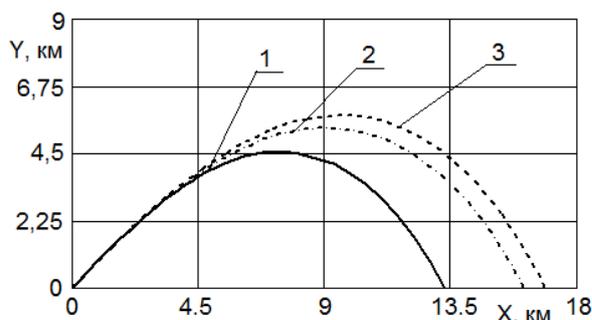


Рисунок 6 – Траектории движения моделей:

- 1 – инертная модель (без заряда ТРТ);
- 2 – модель с зарядом ТРТ из пороха Н;
- 3 – модель с зарядом из топлива СУН.

По результатам проведенных расчетов, максимальная дальность полета инертного снаряда составляет 13.3 км, модели с зарядом баллиститного ТРТ (порох Н) 15.8 км и модели с зарядом смесового ТРТ (СУН) 16.9 км.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Активно-реактивный снаряд с рассмотренным РДТТ обеспечивает увеличение дальности полета снаряда на 19 % для пороха Н и на 27 % для топлива СУН по сравнению с дальностью полета без двигателя (инертный снаряд).

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект №15-19-10014).

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

A – параметр, включающий характеристики ТРТ;
 B – параметр гашения ТРТ;
 D – диаметр цилиндрического заряда;
 f_d – приведенная сила пороха;
 G_+ – массовый секундный газоприход при горении ТРТ;
 G_- – массовый секундный расход продуктов сгорания ТРТ через сопло;
 g – ускорение свободного падения;
 J_1 – единичный импульс;
 k – показатель адиабаты продуктов сгорания;
 L – длина заряда;
 m – масса снаряда;
 m_T – масса заряда твердого ракетного топлива;
 P – сила тяги твердотопливного ускорителя;
 p_0 – рабочее давление в камере сгорания;
 p_1 – атмосферное давление;
 p_a – давление продуктов истечения на срезе сопла;
 p_k – давление в камере сгорания;
 R – газовая постоянная продуктов сгорания;
 T – температура продуктов горения в камере РДТТ;
 T_0 – адиабатическая температура горения ТРТ при постоянном давлении;
 t – время;
 t^* – время сгорания заряда ТРТ;
 S_T – площадь поверхности горения заряда;
 $S_{кв}$ – площадь критического сечения сопла;
 U – скорость модели;

u – скорость горения твердого топлива;
 u_1 – скорость горения твердого топлива при атмосферном давлении;
 V – свободный объем камеры сгорания;
 V_T – объем заряда ТРТ;
 X_a – сила лобового сопротивления;
 x – дальность полета модели;
 y – высота полета модели;
 ρ_T – плотность ТРТ;
 $\Gamma(k)$ – функция показателя адиабаты;
 ϕ – коэффициент расхода сопла;
 ν – показатель степени в законе скорости горения ТРТ;
 θ – угол между вектором скорости и линией местного горизонта.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Широкоград, А. Б. Снаряд с ракетным сердцем / А. Б. Широкоград // Популярная механика. – 2012. – № 115. – С. 12–15.
2. Заявка на патент № 2016115119 от 19.04.2016. Ракетный двигатель активно-реактивного снаряда, МПК F02K 9/08 / В. А. Архипов, С. С. Бондарчук, А. С. Жуков, А. И. Коноваленко, К. Г. Перфильева.
3. Присняков, В. Ф. Динамика ракетных двигателей твердого топлива / В. Ф. Присняков. – М. : Машиностроение, 1984. – 248 с.
4. Райзберг, Б. А. Основы теории рабочих процессов в ракетных системах на твердом топливе / Б. А. Райзберг, Б. Т. Ерохин, К. П. Самсонов. – М. : Машиностроение, 1972. – 383 с.
5. Соркин, Р. Е. Газотермодинамика ракетных двигателей на твердом топливе / Р. Е. Соркин. – М. : Наука. 1967. – 366 с.
6. Шишков, А. А. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива / А. А. Шишков, С. Д. Панин, Б. В. Румянцев. – М. : Машиностроение, 1989. – 240 с.
7. Степанов, В. П. Динамика полета реактивных снарядов : учебное пособие / В. П. Степанов. – Томск. : Изд-во Томского университета, 1977. – 560 с.

Архипов Владимир Афанасьевич, д.ф.-м.н., профессор, НИИ ПММ ТГУ, e-mail: leva@niipmm.tsu.ru.

Бондарчук Сергей Сергеевич, вед.н.с. ИПХЭТ СО РАН.

Коноваленко Алексей Иванович, инженер-исследователь НИИПММ ТГУ.

Перфильева Ксения Георгиевна, магистрант кафедры динамики полета Томского государственного университета, тел.: 89138478991, e-mail: kis33365@yandex.ru.