

ОПТИМИЗАЦИЯ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ЗАРЯДА ГИБРИДНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

В.А. Архипов, С.С. Бондарчук, А.С. Жуков, Н.Н. Золоторев

Рассмотрен способ повышения энерготяговых характеристик гибридной двигательной установки за счет оптимизации твердотопливного заряда. Показано, что введение в состав твердого горючего материала дополнительного окислительного компонента с заданным распределением по длине заряда позволяет обеспечить равномерность и высокую полноту сгорания твердого топлива и, соответственно, высокие значения удельного импульса тяги.

Ключевые слова: гибридный ракетный двигатель, твердотопливный заряд, дополнительный окислительный компонент, полнота сгорания, удельный импульс тяги.

ВВЕДЕНИЕ

Гибридный ракетный двигатель (ГРД) относится к классу двигательных установок на комбинированном топливе и включает заряд твердого горючего материала (ТГМ), горящего в потоке газообразного или распыленного жидкого окислителя [1]. В настоящее время ГРД в качестве силовых установок серийных летательных аппаратов практически не используются. В связи с интенсификацией космических программ в последнее десятилетие возрос объем публикаций в области исследования рабочих процессов в гибридных схемах ракетных двигателей [2–5]. Это связано с тем, что ГРД обладает рядом преимуществ по сравнению с классическими схемами жидкостного (ЖРД) и твердотопливного (РДТТ) ракетных двигателей.

По сравнению с ЖРД гибридный двигатель обладает простотой конструкции, отсутствием сложной системы охлаждения камеры сгорания, низкой стоимостью и коротким циклом производства. По сравнению с РДТТ – низкой стоимостью компонентов топлива и отсутствием взрывчатых веществ в составе ТГМ, нечувствительностью к дефектам твердотопливного заряда (наличию трещин или раковин), более высокими значениями удельного импульса тяги, возможности регулирования тяги и многократного включения.

Отмеченные преимущества позволяют использовать ГРД в качестве космических двигательных установок разного назначения – от тяговых двигателей первых ступеней ракет до регулируемых двигателей систем ориентации, управления, мягкой посадки и др. Для практической реализации данного класса двигателей необходимо обеспечить высокие энергетические характеристики ГРД, позволяющие снизить стоимость запуска и вывода на орбиту космических аппаратов.

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ГОРЕНИЯ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ЗАРЯДА

На рисунке 1 приведена схема гибридного ракетного двигателя. Двигатель состоит из камеры сгорания 1, твердотопливного заряда 2 длиной L со сквозным цилиндрическим каналом радиусом r . Во входном сечении заряда 2 размещена форсунка 3, в которую через магистраль 4 подается жидкий или газообразный окислитель из бака 5. В выходном сечении двигателя размещен сопловый блок 6. Горение заряда 2 в потоке распыленного форсункой окислителя происходит в разгорающемся в процессе работы ГРД цилиндрическом канале. Продукты сгорания истекают через сопловый блок 6, создавая тягу ГРД.

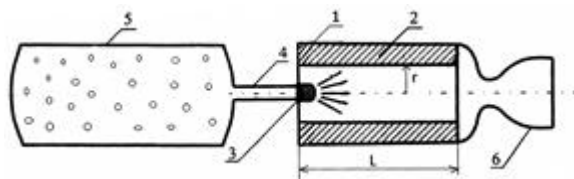


Рисунок 1 – Схема ГРД.

Одним из недостатков конструкции ГРД является неравномерность выгорания заряда по его длине. Из-за расходования окислителя на реакцию горения плотность потока окислителя непостоянна вдоль поверхности топливного канала. Наиболее интенсивное горение происходит в области переднего торца заряда, а в области ниже по потоку параллельно с реакцией горения происходит высокотемпературная эрозия канала. При этом из-за недостатка окислителя возможен унос непрореагировавшего горючего. Все это приводит к снижению удельного импульса тяги за счет неполного сгорания топливной смеси.

В [4] предложена схема ГРД, в которой

для обеспечения близкого к оптимальному соотношения компонентов топлива в процессе его работы форсуночная головка имеет форму, максимально приближенную к форме горящей поверхности твердого компонента топлива. При этом в форсуночной головке размещены в виде чередующихся поясов струйные и центробежные форсунки, сообщающиеся с отдельными коллекторными полостями.

К недостаткам данной схемы относятся сложность конструкции форсуночной головки, и ее размещение непосредственно в зоне горения горящего канала твердотопливного заряда, что снижает надежность ее функционирования вплоть до полного разрушения.

В [5] рассмотрен гибридный ракетный двигатель, содержащий зарядную камеру с каналным твердотопливным зарядом, форсунку для подачи жидкого компонента топлива и сопло. Для обеспечения равномерности горения заряда форсунка выполнена в виде полого корпуса и установленного в нем с зазором вкладыша с центральным каналом. Один торец вкладыша со стороны подачи жидкого компонента топлива снабжен кольцевым фланцем с отверстием, а в другой имеет плавно расширяющуюся наружную поверхность. В центральном канале вкладыша установлен шнековый завихритель.

Данная схема ГРД также не обеспечивает полного сгорания заряда; процесс горения завершается в камере дожигания, размещенной перед сопловым блоком. Наличие камеры дожигания снижает коэффициент объемного заполнения двигателя [6].

Рассмотрим характеристики горения ТГМ в гибридной двигательной установке, схема которой приведена на рисунке 1. Скорость газификации твердотопливного заряда ГРД (линейная скорость горения) определяется степенной зависимостью от плотности потока окислителя [1]:

$$u = ay^v, \quad (1)$$

где $y = \rho w$ – плотность потока окислителя; ρ, w – плотность и скорость окислителя вдоль оси канала; a, v – эмпирические константы.

Уравнение закона сохранения массы окислителя по длине заряда при квазистационарном течении имеет вид:

$$\frac{d}{dx}(yS) = -\Pi\alpha\rho_m ay^v, \quad (2)$$

где x – длина канала ($0 < x < L$); S, Π – площадь проходного сечения и периметр осевого канала; α – отношение массы окислителя, поступающего из потока, к массе твердого го-

рючего в процессе горения.

В предположении постоянства S и Π ($S = \text{const}, \Pi = \text{const}$) уравнение (2) сводится к виду:

$$\frac{dy}{dx} = -By^v, \quad (3)$$

где

$$B = \frac{\Pi\alpha\rho_m a}{S} = \text{const}.$$

Интеграл уравнения (3) имеет вид:

$$y(x) = \left[y_0^{1-v} - B(1-v)x \right]^{\frac{1}{1-v}}, \quad (4)$$

где $y_0 = \rho_0 w_0 = G_0 / S$ – плотность потока окислителя на входе в канал; G_0 – массовый секундный расход окислителя на входе в канал.

Уравнение (4) представим в виде:

$$y(x) = (y_0^{1-v} - Ax)^{\frac{1}{1-v}}, \quad (5)$$

где

$$A = B(1-v) = \frac{\Pi\alpha\rho_m a}{S}(1-v) = \text{const}. \quad (6)$$

Из уравнения (5) следует, что плотность потока окислителя монотонно уменьшается по длине осевого канала (с ростом x) за счет его расходования в процессе горения.

При определенных условиях, если в уравнении (5):

$$y_0^{1-v} \leq Ax, \quad (7)$$

процесс горения вообще прекращается из-за полного расходования окислителя в потоке.

В результате снижения плотности потока окислителя $y(x)$ по длине канала скорость горения твердотопливного заряда неравномерна по его длине; в ряде случаев – при выполнении неравенства (7) – скорость горения снижается до нуля (горение прекращается).

Снижение содержания окислителя в потоке приводит к неполноте сгорания топлива в ГРД и, следовательно, к снижению энергетических характеристик двигателя.

Уравнение (5), определяющее распределение плотности потока окислителя по длине канала, для канала в форме кругового цилиндра имеет вид ($\Pi = 2\pi r, S = \pi r^2$):

$$y(x) = \left[\left(\frac{G_0}{\pi r^2} \right)^{1-v} - \frac{2\alpha\rho_m a}{r^2}(1-v)x \right]^{\frac{1}{1-v}}. \quad (8)$$

Скорость горения твердотопливного заряда по длине канала определяется уравнением:

$$u(x) = a[y(x)]^v = \left[\left(\frac{G_0}{\pi r^2} \right)^{1-v} - \frac{2\alpha\rho_m a}{r^2}(1-v)x \right]^{\frac{v}{1-v}}. \quad (9)$$

ОПТИМИЗАЦИЯ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ЗАРЯДА ГИБРИДНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Рассмотрим гибридный ракетный двигатель со следующими типичными значениями параметров [6]:

- длина заряда $L = 1$ м;
- начальный радиус канала $r = 0.1$ м;
- массовый секундный расход окислителя $G_o = 10$ кг/с;
- плотность твердого топлива $\rho = 1600$ кг/м³;
- параметры закона скорости горения $a = 0.0127$ мм/с, $v = 0.65$.

В качестве типичной композиции твердого горючего материала (ТГМ) для твердотопливного заряда ГРД рассмотрим состав, содержащий 85 % инертного горючесвязывающего (ГСВ) – бутадиенового каучука, пластифицированного трансформаторным маслом, и 15 % порошка алюминия марки АСД-4. В качестве окислителя, подаваемого в канал твердотопливного заряда, рассмотрим газообразный кислород.

Эквивалентные формулы отдельных компонентов, твердого горючего материала и топливной смеси в целом, рассчитанные по методике [7], приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Эквивалентные формулы компонентов

Вещество	Эквивалентная формула
Кислород	$O_{62.500}$
Алюминий	$Al_{37.064}$
ГСВ	$C_{73.402}H_{117.443}$
ТГМ	$C_{62.392}H_{99.827}Al_{5.560}$
Топливная смесь	$C_{15.848}H_{25.356}Al_{1.412}O_{46.625}$

Компонентный состав топливной смеси приведен в таблице 2.

Таблица 2 – Компонентный состав

Компонент	ГСВ	Al	ТГМ	Кислород
Содержание, мас. %	21.6	3.8	25.4	74.6

При горении данной композиции твердого горючего материала в потоке кислорода для обеспечения полного сгорания (при коэффициенте избытка окислителя, равном единице) удельный расход окислителя, подаваемого в канал заряда, составляет $\alpha = 2.94$ кг/кг (для полного сгорания 1 кг ТГМ необходимо 2.94 кг кислорода).

На рисунке 2 приведена зависимость плотности потока окислителя от длины канала $y(x)$ для ГРД с приведенными выше значе-

ниями параметров, рассчитанная по уравнению (8).

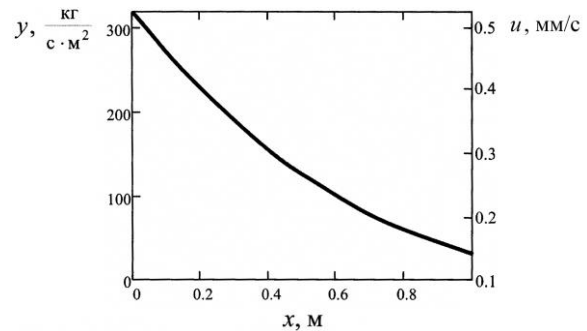


Рисунок 2 – Зависимость плотности потока окислителя и линейной скорости горения от длины канала.

Из приведенного графика следует, что величина $y(x)$ монотонно уменьшается по длине канала за счет расходования окислителя в процессе горения заряда ТГМ от начального значения 313.3 кг·с⁻¹·м⁻² (на входе в канал) до 31.2 кг·с⁻¹·м⁻² (на выходе из канала).

На рисунке 2 приведена также зависимость линейной скорости горения ТГМ от длины канала $u(x)$, рассчитанная по уравнению (9). Из приведенного графика следует, что за счет снижения плотности потока окислителя по длине канала $y(x)$ скорость горения также монотонно снижается от 0.54 мм/с до 0.12 мм/с. Это приводит к неравномерному выгоранию заряда ТГМ по его длине и снижению энерготяговых характеристик двигателя.

ОПТИМИЗАЦИЯ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ЗАРЯДА

Для оптимизации заряда предлагается в состав твердого топлива наряду с горючими компонентами (горючее-связывающее и порошок алюминия) вводить дополнительно твердый окислитель – перхлорат аммония. При этом твердый окислитель распределяется по длине заряда таким образом, чтобы уменьшающаяся по длине канала плотность потока окислителя $y(x)$ компенсировалась введенным в состав твердотопливного заряда твердого окислителя [8].

Для определения закона распределения твердого окислителя по длине заряда рассмотрим осевое распределение величины несгоревшей массы горючего

$$\Delta m(x) = m_o - m(x),$$

где m_o , $m(x)$ – масса сгоревшего в единицу времени на единицу длины заряда твердого горючего в начальном сечении канала ($x = 0$)

и в его произвольном сечении ($0 < x \leq L$).

С учетом того, что

$$m_o = \Pi \rho_m a y_o^v, \quad m(x) = \Pi \rho_m a y^v(x),$$

получим:

$$\Delta m(x) = \Pi \rho_m a \left[y_o^v - y^v(x) \right]. \quad (10)$$

Подставляя в (10) выражение для $y(x)$ из (5), получим:

$$\Delta m(x) = \Pi \rho_m a \left[y_o^v - \left(y_o^{1-v} - Ax \right)^{\frac{v}{1-v}} \right]. \quad (11)$$

Путем несложных алгебраических преобразований уравнение (11) можно привести к виду:

$$\Delta m(x) = \Pi \omega_o \left[1 - \left(1 - \frac{Ax}{y_o^{1-v}} \right)^{\frac{v}{1-v}} \right]. \quad (12)$$

где $\omega_o = \rho_m a y_o^v$ – массовая скорость горения твердого топлива.

Подставляя в (12) выражения для A из (6) и $y_o = G_o / S$ получим:

$$\Delta m(x) = \Pi \omega_o \left\{ 1 - \left[1 - \alpha \Pi (1-v) \frac{\omega_o}{G_o} x \right]^{\frac{v}{1-v}} \right\}. \quad (13)$$

В соответствии с уравнением (13) несгоревшая масса горючего $\Delta m(x)$ монотонно увеличивается по длине заряда (с ростом x).

Для полного сгорания горючих компонентов твердотопливного заряда, предлагается вводить твердый окислитель в состав самого заряда, причем количество вводимого окислителя должно быть пропорционально величине несгоревшей массы горючих компонентов твердотопливного заряда $\Delta m(x)$.

Из (13) следует уравнение для соотношения массы окислителя $m_{ок}$ и горючего $m_{гор}$ в составе твердотопливного заряда, обеспечивающего полноту сгорания горючих компонентов по всей длине заряда:

$$f(x) = \frac{m_{ок}(x)}{m_{гор}(x)} = \beta \left\{ 1 - \left[1 - \alpha \Pi (1-v) \frac{\omega_o}{G_o} x \right]^{\frac{v}{1-v}} \right\}, \quad (14)$$

где β – удельный расход окислителя, входящего в состав заряда, необходимого для полного сгорания горючих компонентов твердотопливного заряда (кг/кг).

Массовая доля окислителя в твердотопливном заряде (отношение массы окислителя к суммарной массе топлива) определяется уравнением:

$$z(x) = \frac{f(x)}{1 + f(x)}$$

в котором $f(x)$ определяется из уравнения (14). При этом получим:

$$z(x) = \frac{\beta \left\{ 1 - \left[1 - \alpha \Pi (1-v) \frac{\omega_o}{G_o} x \right]^{\frac{v}{1-v}} \right\}}{1 + \beta \left\{ 1 - \left[1 - \alpha \Pi (1-v) \frac{\omega_o}{G_o} x \right]^{\frac{v}{1-v}} \right\}}, \quad (15)$$

При распределении содержания окислительного компонента по длине твердотопливного заряда ГРД в соответствии с уравнением (15) обеспечивается стехиометрическое соотношение горючего и окислителя (содержащегося в потоке и в составе заряда) по всей длине заряда. Тем самым обеспечивая равномерность и полнота сгорания топливных компонентов ГРД и, следовательно, высокие энерготяговые характеристики двигателя.

Рассмотрим горение рассматриваемой композиции ТГМ при введении в нее твердого окислителя, в качестве которого используется перхлорат аммония.

Окислитель – перхлорат аммония (ПХА) – NH_4ClO_4 .

Эквивалентные формулы отдельных компонентов и топливной композиции в целом приведены в таблице 3.

Таблица 3 – Эквивалентные формулы компонентов

Вещество	Эквивалентная формула
ПХА	$\text{N}_{8.511} \text{H}_{39.043} \text{Cl}_{8.511} \text{O}_{34.043}$
Алюминий	$\text{Al}_{37.064}$
ГСВ	$\text{C}_{73.402} \text{H}_{117.443}$
ТГМ	$\text{C}_{6.489} \text{H}_{40.884} \text{Al}_{0.578} \text{Cl}_{7.626} \text{O}_{30.502} \text{N}_{7.626}$

Компонентный состав ТГМ на основе ПХА приведен в таблице 4.

Таблица 4 – Компонентный состав ТГМ

Компонент	ГСВ	Al	ТГМ	ПХА
Содержание, мас. %	8.8	1.6	10.4	89.6

Для полного сгорания 1 кг ТГМ необходимо 8.61 кг ПХА ($\beta = 8.61$ кг/кг).

Для обеспечения равномерного горения твердотопливного заряда по всей длине в его состав вводят твердый окислитель – ПХА.

Уравнение (15), определяющее массовую долю окислителя в твердотопливном заряде, для цилиндрического канала имеет вид:

$$z(x) = \frac{\beta \left\{ 1 - \left[1 - 2\pi r \alpha (1 - \nu) \frac{\omega_o}{G_o} x \right]^{1-\nu} \right\}}{1 + \beta \left\{ 1 - \left[1 - 2\pi r \alpha (1 - \nu) \frac{\omega_o}{G_o} x \right]^{1-\nu} \right\}}. \quad (16)$$

Распределения массовой доли окислительного компонента по длине заряда, рассчитанные по уравнению (16), приведены на рисунке 3.

Из приведенного графика следует, что содержание окислительного компонента в составе твердотопливного заряда должно монотонно увеличиваться от нуля (в головном сечении заряда) до максимального значения ($z = 0.465$ – для ПХА). При таком распределении компонента горение заряда вдоль оси канала происходит равномерно, что обеспечивает высокую полноту сгорания.

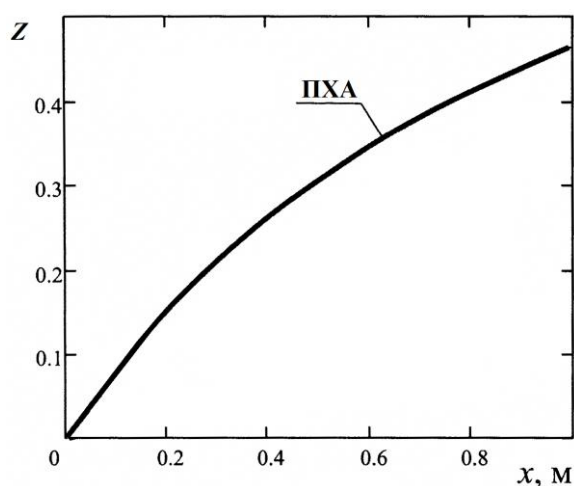


Рисунок 3 – Распределения массовой доли окислительного компонента по длине заряда

ВЫВОДЫ

Таким образом, гибридный ракетный двигатель обеспечивает достижение технического результата – равномерность и высокую полноту сгорания твердотопливного заряда, и, соответственно, высокие значения удельной тяги двигателя.

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 годы», соглашение № 14.578.21.0034, уникальный идентификатор ПНИ RFMEFI57814X0034.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

a, ν – эмпирические константы в законе скорости горения;

G_o – массовый секундный расход окислителя на входе в канал;

L – длина заряда;

m_o – масса сгоревшего в единицу времени на единице длины заряда твердого горючего в начальном сечении канала;

$m_{ок}$ – масса окислителя;

$m_{гор}$ – масса горючего;

$m(x)$ – масса сгоревшего в единицу времени на единице длины заряда твердого горючего r – радиус канала;

S – площадь проходного сечения;

u – линейная скорость горения;

w – скорость окислителя, подаваемого в канал заряда;

x – длина канала;

y – плотность потока окислителя;

y_o – плотность потока окислителя на входе в канал;

α – удельный расход окислителя, подаваемого в канал заряда, необходимый для полного сгорания горючих компонентов твердотопливного заряда;

β – удельный расход окислителя, входящего в состав заряда, необходимый для полного сгорания горючих компонентов твердотопливного заряда;

P – периметр поперечного сечения сквозного канала в заряде;

ρ – плотность окислителя, подаваемого в канал заряда;

ρ_m – плотность твердого топлива;

ω_o – массовая скорость горения твердотопливного заряда во входном сечении канала ($x = 0$).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Головкин, Л. Г. Гибридные ракетные двигатели / Л. Г. Головкин. – М. : Воениздат, 1976. – 168 с.
2. Chiaverini V. J., Kuo K. K. Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion. Volume 218 of AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics. – AIAA, USA, 2007. – 648 p.
3. Губертов А. М. Процессы в гибридных ракетных двигателях / А. М. Губертов, В. В. Миронов, Р. Г. Голлендер и др. – М. : Наука, 2008. – 405 с.
4. Патент РФ № 2359145, МПК F02K 9/72. Гибридный ракетный двигатель / Губертов А. М., Миронов В. В., Голлендер Р. Г., Давыденко Н. А., Волков Н. Н., Цацуев С. М. ; опубл. 20.06.2009 г, Бюл. № 17.
5. Патент РФ № 2070652, МПК F02K 9/08. Гибридный ракетный двигатель / Виноградов В. Н.,

Стаценко А. Г., Лобанов Ю. Г., Михайчик А. Л., Нятин А. Г. ; опубли. 20.12.1996 г.

6. Фахрутдинов, И. Х. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива / И. Х. Фахрутдинов, А. В. Котельников. – М.: Машиностроение, 1987. – 328 с.

7. Соркин, Р. Е. Газотермодинамика ракетных двигателей на твердом топливе / Р. Е. Соркин. – М.: Наука, 1967. – 368 с.

8. Патент РФ № 2569960, МПК F02K 9/72. Гибридный ракетный двигатель / Архипов В. А., Бондарчук С. С., Ворожцов А. Б., Жуков А. С., Певченко Б. В., Савельева Л. А. ; опубли. 10.12.2015 г, Бюл. № 34.

Архипов Владимир Афанасьевич, д.ф.-м.н., профессор, г.н.с., ИПХЭТ СО РАН, e-mail: leva@niipmm.tsu.ru.

Бондарчук Сергей Сергеевич, д.ф.-м.н., профессор, в.н.с., ИПХЭТ СО РАН. e-mail: isbi@mail.ru.

Жуков Александр Степанович, д.ф.-м.н., профессор, зав. лаб. № 15 НИИ ПММ ТГУ, e-mail: zhuk_77@mail.ru.

Золоторев Николай Николаевич, аспирант ФТФ ТГУ, инженер-исследователь НИИ ПММ ТГУ, e-mail: nikzolotorev@mail.ru.