

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

Статус: по данным на 09.03.2016 - действует

(21), (22) Заявка: **2014149746/06, 09.12.2014**(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
09.12.2014

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **09.12.2014**(45) Опубликовано: [10.12.2015](#)(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2070652 C1, 20.12.1996. RU 2274761 C2, 20.04.2006. RU 2445491 C2, 20.03.2012. US 3143446 A, 04.08.1964. RU 2338083 C1, 10.11.2008. RU 2511986 C2, 10.04.2014.**

Адрес для переписки:

**634050, г. Томск, пр. Ленина, 36, НИИ ПММ ТГУ,
директору**

(72) Автор(ы):

**Архипов Владимир Афанасьевич (RU),
Бондарчук Сергей Сергеевич (RU),
Ворожцов Александр Борисович (RU),
Жуков Александр Степанович (RU),
Певченко Борис Васильевич (RU),
Савельева Лилия Алексеевна (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

**Федеральное государственное автономное
образовательное учреждение высшего
образования "Национальный
исследовательский Томский
государственный университет" (НИ ТГУ)
(RU)**

(54) ГИБРИДНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области ракетной техники, в частности к конструкциям гибридных ракетных двигателей космического назначения. Гибридный ракетный двигатель содержит камеру сгорания с размещенным в ней зарядом твердого топлива с внутренним сквозным каналом и сопловой блок. Во входном сечении заряда размещена форсунка для подачи окислителя в канал заряда. Заряд твердого топлива содержит горючие и окислительные компоненты, причем массовая доля окислительного компонента в заряде монотонно увеличивается по его длине в направлении соплового блока в соответствии с уравнением, включающим характеристики заряда и компонентов топлива гибридного ракетного двигателя. Изобретение позволяет повысить удельный импульс тяги двигателя. 4 ил., 8 табл.

Изобретение относится к области ракетной техники, в частности к конструкциям гибридных ракетных двигателей (ГРД) космического назначения.

Известен гибридный ракетный двигатель [1], содержащий зарядную камеру с размещенным в ней канальным зарядом твердого компонента топлива, струйную форсунку для подачи жидкого компонента топлива, камеру дожигания и сопловый блок.

В данном двигателе жидкий компонент топлива по магистрали подачи поступает в форсунку, через которую в распыленном состоянии впрыскивается в осевой канал заряда твердого компонента топлива и вступает с ним в реакцию горения. Образующиеся в результате горения продукты сгорания поступают в камеру дожигания, в которой происходит полное завершение реакции горения. Продукты полного сгорания топливных компонентов истекают через сопловый блок, создавая тягу ГРД.

Недостатком данной 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 топливного 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.

Известен гибридный ракетный двигатель [2], в котором для обеспечения близкого к оптимальному соотношению компонентов топлива в процессе его работы форсуночная головка имеет форму, максимально приближенную к форме горячей 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.

Наиболее близким по техническому решению к заявляемому изобретению является гибридный ракетный двигатель [3], содержащий зарядную камеру с канальным 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.

Однако 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 [4].

Техническим результатом настоящего изобретения является разработка гибридного ракетного двигателя, обеспечивающего равномерность и полноту сгорания твердотопливного заряда вдоль поверхности осевого канала и, в конечном счете, высокие значения энергомассовых характеристик удельного импульса тяги и коэффициента заполнения.

Технический результат изобретения достигается тем, что разработан гибридный ракетный двигатель, содержащий камеру сгорания с размещенным в ней зарядом твердого топлива, по оси которого выполнен сквозной канал, в головной части которого расположена форсунка, магистраль подачи окислителя к форсунке и сопловый блок.

Заряд твердого топлива содержит горючие и окислительные компоненты, причем массовую долю окислительного компонента увеличивают по длине заряда в направлении соплового блока в соответствии с уравнением:

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

где x - длина заряда, м;

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

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

Π - периметр поперечного сечения сквозного канала в заряде, м;

w_0 - массовая скорость горения твердотопливного заряда во входном сечении канала ($x=0$), кг/(с·м²);

G_0 - массовый секундный расход окислителя, подаваемого на входе в канал заряда, кг/с;

ν - эмпирическая константа в законе скорости горения твердотопливного заряда в потоке окислителя:

$$w = \rho_m a (\rho w)^{\nu},$$

где ρ_m - плотность твердого топлива, кг/м³;

a - эмпирическая константа в законе скорости горения, м/с;

ρ - плотность окислителя, подаваемого в канал заряда, кг/м³;

w - скорость окислителя, подаваемого в канал заряда, м/с.

Полученный положительный эффект изобретения (равномерность и полнота сгорания твердотопливного заряда вдоль поверхности осевого канала) обусловлен следующими факторами.

Скорость газификации твердотопливного заряда ГРД (линейная скорость горения) определяется степенной зависимостью от плотности потока окислителя [1]:

$$u = ay^{\nu}, \quad (1)$$

где u - линейная скорость горения;

$y = \rho w$ - плотность потока окислителя;

ρ, w - плотность и скорость окислителя вдоль оси канала;

a, ν - эмпирические константы в законе скорости горения (1).

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

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

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 горючего в процессе горения;

L - длина заряда.

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

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

где

$$B = \frac{\Pi \alpha \rho_m a}{S} = \text{const} \quad (4)$$

Интеграл уравнения (3) имеет вид:

$$y(x) = \left[y_o^{1-\nu} - B(1-\nu)x \right]^{\frac{1}{1-\nu}}, \quad (5)$$

где $y_o = \rho_o w_o = G_o/S$ - плотность потока окислителя на входе в канал;

G_o - массовый секундный расход окислителя на входе в канал.

Уравнение (5) представим в виде:

$$y(x) = (y_o^{1-\nu} - Ax)^{\frac{1}{1-\nu}}, \quad (6)$$

$$A = B(1-\nu) = \frac{\Pi \alpha \rho_m a}{S} (1-\nu) = \text{const}. \quad (7)$$

где

Из уравнения (6) 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 (6)

$$y_o^{1-\nu} \leq Ax, \quad (8)$$

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 (8) - скорость горения снижается до нуля (горение прекращается).

Наряду с этим, снижение содержания окислителя в потоке приводит к неполноте сгорания топлива в ГРД и, следовательно, к снижению энерготяговых характеристик двигателя.

В заявляемом изобретении предлагается в состав твердого топлива наряду с горючими компонентами (горючее-связующее и порошок алюминия, например) вводить дополнительно твердый окислитель (например, перхлорат аммония, нитрат аммония, нитрамини и др.), распределенный по длине заряда таким образом, чтобы уменьшающаяся по длине канала плотность потока окислителя $y(x)$ компенсировалась введенным в состав твердотопливного заряда твердым окислителем.

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

$$\Delta m(x) = m_o - m(x) \quad (9)$$

где m_o , $m(x)$ - масса сгоревшего в единицу времени на единице длины заряда твердого горючего в начальном сечении канала ($x=0$) и в его произвольном сечении x ($0 < x \leq L$).

С учетом того, что

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

получим:

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

Подставляя в (10) выражение для $y(x)$ из (6), получим:

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

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 А из (7) 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 уравнения (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

$$z(x) = \frac{f(x)}{1 + f(x)}, \quad (15)$$

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

$$z(x) = \frac{\beta \left\{ 1 - \left[1 - \alpha \Pi (1-v) \frac{\omega_o}{G_o} x \right]^{\frac{v}{1-v}} \right\}}{1 + \beta \left\{ 1 - \left[1 - \alpha \Pi (1-v) \frac{\omega_o}{G_o} x \right]^{\frac{v}{1-v}} \right\}}, \quad (16)$$

При распределении содержания окислительного компонента по длине твердотопливного заряда ГРД в соответствии с уравнением (16) обеспечивается стехиометрическое соотношение горючего и окислителя (содержащегося в потоке и в составе заряда) по всей длине заряда. Тем самым обеспечиваются равномерность и полнота сгорания топливных компонентов ГРД и, следовательно, высокие энерготяговые характеристики двигателя.

Примеры реализации

На Фиг. 1 приведен пример реализации 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.

Уравнение (6), определяющее распределение плотности потока окислителя по длине канала, для канала в форме кругового цилиндра имеет вид: ($\Gamma=2\pi r$, $S=\pi r^2$)

$$y(x) = \left[\left(\frac{G_o}{\pi r^2} \right)^{1-\nu} - \frac{2\alpha \rho_m a}{r^2} (1-\nu)x \right]^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (17)$$

Скорость горения твердотопливного заряда по длине канала определяется уравнением:

$$u(x) = a [y(x)]^\nu = \left[\left(\frac{G_o}{\pi r^2} \right)^{1-\nu} - \frac{2\alpha \rho_m a}{r^2} (1-\nu)x \right]^{\frac{\nu}{1-\nu}}. \quad (18)$$

Уравнение (16), определяющее массовую долю окислителя в твердотопливном заряде, для цилиндрического канала имеет вид:

$$z(x) = \frac{\beta \left\{ 1 - \left[1 - 2\pi r \alpha (1-\nu) \frac{\omega_o}{G_o} x \right]^{\frac{\nu}{1-\nu}} \right\}}{1 + \beta \left\{ 1 - \left[1 - 2\pi r \alpha (1-\nu) \frac{\omega_o}{G_o} x \right]^{\frac{\nu}{1-\nu}} \right\}}. \quad (19)$$

Рассмотрим гибридный ракетный двигатель со следующими типичными значениями параметров [5, 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 $\rho_m=1600$ кг/м³;
- параметры закона скорости горения $a=0.0127$ мм/с, $\nu=0.65$.

В качестве типичной композиции твердого горючего материала (ТГМ) для твердотопливного заряда ГРД рассмотрим состав, содержащий 85% инертного горючего-связующего (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 [1], приведены в таблице 1.

Таблица 1

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

Компонент	ГСВ	Алюминий	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).

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

1. Окислитель - перхлорат аммония (ПХА) - NH_4ClO_4 .

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

Таблица 3

Вещество	Эквивалентная формула
ПХА	$N_{8.511}H_{39.043}Cl_{8.511}O_{34.043}$
Алюминий	$Al_{37.064}$
ГСВ	$C_{73.402}H_{117.443}$
ТГМ	$C_{6.489}H_{40.884}Al_{0.578}Cl_{7.626}O_{30.502}N_{7.626}$

Компонентный состав ТГМ на основе ПХА приведен в таблице 4.

Таблица 4

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).

2. Окислитель - перхлорат калия (ПХК) - $KClO_4$.

Эквивалентные формулы отдельных компонентов и топливной композиции в целом приведены в таблице 5.

Таблица 5

Вещество	Эквивалентная формула
ПХК	$K_{7.215}Cl_{7.215}O_{28.860}$
Алюминий	$Al_{37.064}$
ГСВ	$C_{73.402}H_{117.443}$
ТГМ	$C_{8.484}H_{13.576}Al_{0.756}Cl_{6.234}O_{6.811}K_{6.234}$

Компонентный состав ТГМ на основе ПХК приведен в таблице 6.

Таблица 6

Компонент	ГСВ	Al	ТГМ	ПХК
Содержание, мас. %	11.6	2.0	13.6	86.4

Для полного сгорания 1 кг ТГМ необходимо 6.35 кг ПХК ($\beta = 6.35$ кг/кг).

3. Окислитель - перхлорат нитрония (ПХН) - NO_2ClO_4 .

Эквивалентные формулы отдельных компонентов и топливной композиции в целом приведены в таблице 7.

Таблица 7

Вещество	Эквивалентная формула
ПХН	$N_{21.978}Cl_{21.978}O_{131.168}$
Алюминий	$Al_{37.064}$
ГСВ	$C_{73.402}H_{117.443}$
ТГМ	$C_{27.328}H_{43.724}Al_{2.435}Cl_{12.352}O_{74.110}N_{12.352}$

Компонентный состав ТГМ на основе ПХК приведен в таблице 8.

Таблица 8

Компонент	ГСВ	Al	ТГМ	ПХН
Содержание, мас. %	37.2	6.6	43.8	56.2

Для полного сгорания 1 кг ТГМ необходимо 1.28 кг ПХН ($\beta = 1.28$ кг/кг).

На Фиг. 2 приведена зависимость плотности потока окислителя от длины канала $u(x)$ для ГРД с приведенными выше значениями параметров, рассчитанная по уравнению (17).

Из приведенного графика следует, что величина $u(x)$ монотонно уменьшается по длине канала за счет расходования окислителя в процессе горения заряда ТГМ от начального значения $313.3 \text{ кг} \cdot \text{с}^{-1} \cdot \text{м}^{-2}$ (на входе в канал) до $31.2 \text{ кг} \cdot \text{с}^{-1} \cdot \text{м}^{-2}$ (на выходе из канала).

На Фиг. 3 приведена зависимость линейной скорости горения ТГМ от длины канала $u(x)$, рассчитанная по уравнению (18). Из приведенного графика следует, что за счет снижения плотности потока окислителя по длине канала $u(x)$ 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.

Для обеспечения равномерного горения твердотопливного заряда по всей длине в его состав вводят твердый окислитель - ПХА, ПХК или ПХН. Распределение массовой доли окислительного компонента по длине заряда, рассчитанное по уравнению (19), приведено на Фиг. 4 для перхлората аммония (кривая 1), перхлората калия (кривая 2) и перхлората нитрония (кривая 3).

Из приведенных графиков 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, $z=0.390$ - для ПХК, $z=0.114$ - для ПХН). При таком распределении компонентов горение заряда вдоль оси канала происходит равномерно, что обеспечивает высокую полноту сгорания.

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

ЛИТЕРАТУРА

1. Головкин Л.Г. Гибридные ракетные двигатели. М.: Воениздат, 1976. - 168 с.
2. 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.
3. Патент РФ № 2070652, МПК F02K 9/08. Гибридный ракетный двигатель / Виноградов В.Н., Стаценко А.Г., Лобанов Ю.Г., Михейчик А.Л., Нятин А.Г.; опубл. 20.12.1996 г.
4. Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1987. - 328 с.
5. 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.
6. Губертов А.М., Миронов В.В., Голлендер Р.Г. и др. Процессы в гибридных ракетных двигателях. М.: Наука, 2008. - 405 с.
7. Соркин Р.Е. Газотермодинамика ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Наука, 1967. - 368 с.

Формула изобретения

Гибридный ракетный двигатель, содержащий камеру сгорания с размещенным в ней зарядом твердого топлива, по оси которого выполнен сквозной канал, в головной части которого расположена форсунка, магистраль подачи окислителя к форсунке и сопловой блок, отличающийся тем, что заряд твердого топлива содержит горючие и окислительные компоненты, причем массовую долю окислительного компонента увеличивают по длине заряда в направлении соплового блока в соответствии с уравнением

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

где x - длина заряда, м;

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

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

Π - периметр поперечного сечения сквозного канала в заряде, м;

ω_0 - массовая скорость горения твердотопливного заряда во входном сечении канала ($x=0$),
кг/(с·м²);

G_0 - массовый секундный расход окислителя, подаваемого на входе в канал заряда, кг/с;

ν - эмпирическая константа в законе скорости горения твердотопливного заряда в потоке окислителя

$$\omega = \rho_m a (\rho w)^\nu,$$

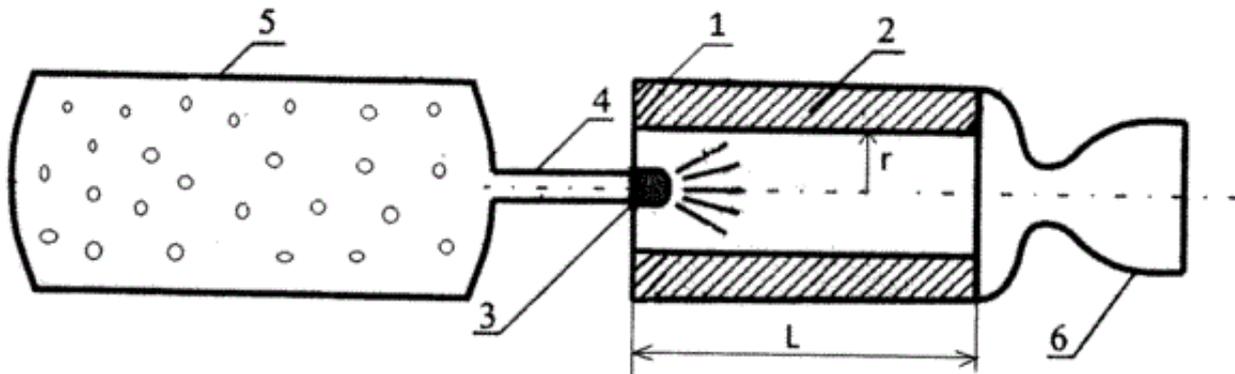
где ρ_m - плотность твердого топлива, кг/м³;

a - эмпирическая константа в законе скорости горения, м/с;

ρ - плотность окислителя, подаваемого в канал заряда, кг/м³;

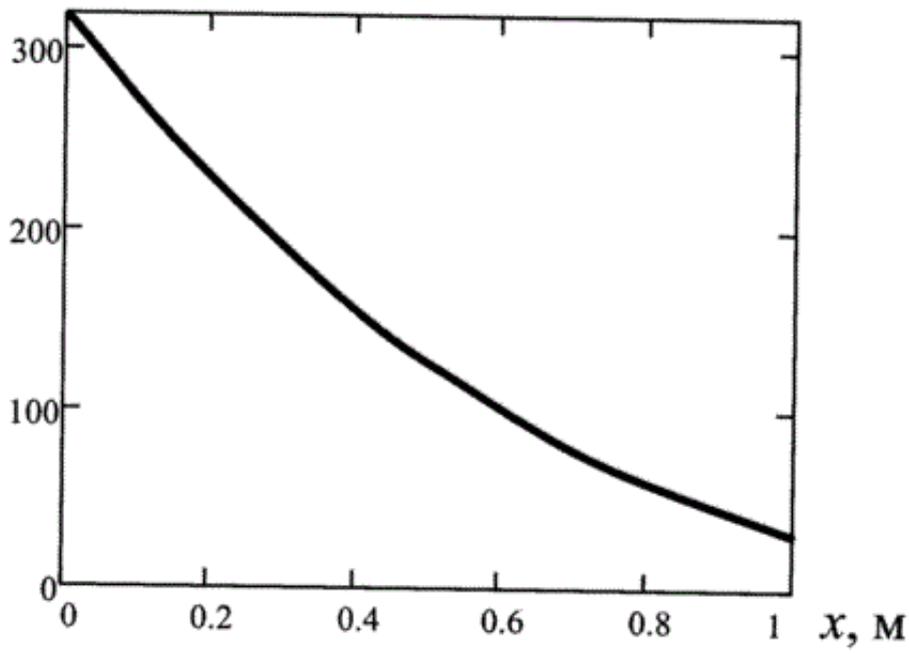
w - скорость окислителя, подаваемого в канал заряда, м/с.

РИСУНКИ

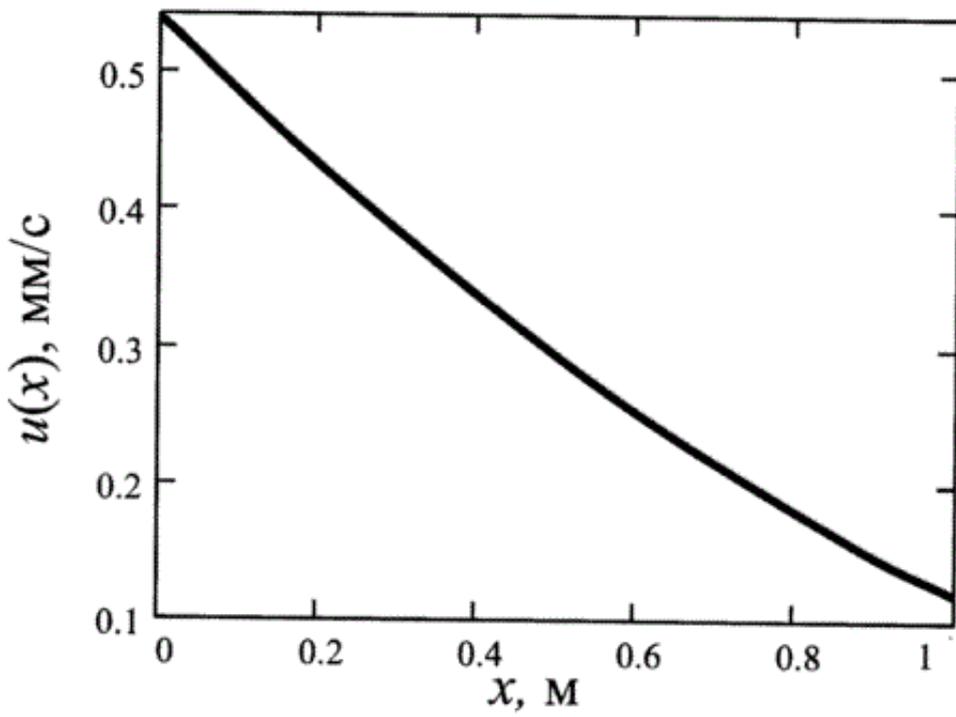


Фиг. 1

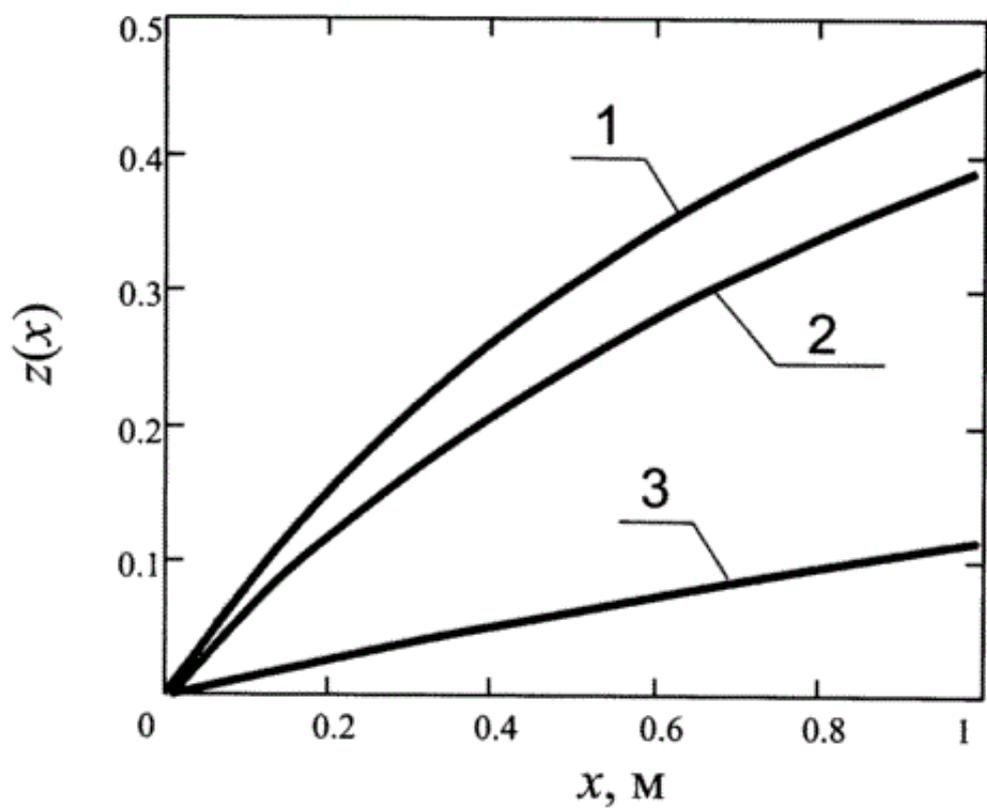
$$y(x), \frac{\text{кг}}{\text{с} \cdot \text{м}^2}$$



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4