

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

Статус: по данным на 09.03.2016 - действует

(21), (22) Заявка: 2014148659/06, 02.12.2014

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
02.12.2014

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 02.12.2014

(45) Опубликовано: [27.11.2015](#)(56) Список документов, цитированных в отчете о  
поиске: RU 2362604 C2, 27.07.2009. RU 2195568 C2,  
27.12.2002. RU 2142570 C1, 10.12.1999. US 3393517 A,  
23.07.1968. RU 2195567 C2, 27.12.2002.

Адрес для переписки:

634050, г. Томск, пр. Ленина, 36, НИИ ПММ ТГУ,  
Архиповой Е.В.

(72) Автор(ы):

Архипов Владимир Афанасьевич (RU),  
Волков Сергей Анатольевич (RU),  
Ревягин Леонид Николаевич (RU),  
Жарова Ирина Константиновна (RU)

(73) Патентообладатель(и):

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

## (54) ТВЕРДОТОПЛИВНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области ракетной техники, а именно к конструкциям зарядов твердотопливных ракетных двигателей. Ракетный двигатель включает камеру сгорания, пластинчатый заряд твердого топлива из сплошных и перфорированных дисков, боковая поверхность которого покрыта бронирующим покрытием, и сопло. Пластинчатый заряд состоит из последовательно расположенных наборов перфорированных и сплошных дисков. В перфорированных дисках выполнены не менее трех симметрично расположенных сквозных отверстий диаметром не менее 0,5 мм, сообщающихся на тыльной стороне диска канавками сечением не менее 0,25 мм<sup>2</sup>. Бронирующее покрытие выполнено из эластичного материала, а толщина перфорированного диска и площадь критического сечения сопла определяются соотношениями, защищаемыми настоящим изобретением. Изобретение позволяет повысить коэффициент объемного заполнения ракетного двигателя при высоком значении массовой скорости горения. 3 табл., 2 ил.

Изобретение относится к области ракетной техники, в частности к конструкциям зарядов ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ), и может быть использовано при разработке малогабаритных РДТТ различного назначения.

В ракетной технике используются различные формы зарядов твердого ракетного топлива (ТРТ), горящие по внутренним поверхностям (на поверхности, горение которых надо предотвратить, нанесено бронирующее покрытие). К ним относятся трубчато-канальный, телескопический, щелевой заряды, заряд со звездообразным каналом и др. [1, 2]. Эти заряды обеспечивают высокие значения массовой скорости горения ТРТ за счет развитой поверхности горения.

Одной из основных характеристик РДТТ является коэффициент объемного заполнения [3]

$$\Delta = \frac{V_m}{V},$$

где  $V_m$  - объем заряда ТРТ;

$V$  - объем камеры сгорания РДТТ.

Для повышения эффективности ракеты необходимо обеспечить высокие значения коэффициента объемного заполнения. Максимальное значение величины  $\Delta \sim 1$  имеет заряд ТРТ торцевого горения [4].

Однако заряд торцевого горения не обеспечивает высокие расходно-тяговые характеристики РДТТ, особенно для малогабаритных двигателей. Это связано с ограниченностью площади поверхности горения торцевого заряда ТРТ. Даже при высоких значениях линейной скорости горения топлива  $u(p)$  при заданном давлении  $p$  в камере сгорания значение массовой скорости горения  $m(p)$  ограничено величиной

$$m(p) = \rho u(p)S,$$

где  $\rho$  - плотность твердого топлива;

$S$  - площадь горения торцевой поверхности заряда, равная площади поперечного сечения камеры сгорания РДТТ.

Известен пластинчатый заряд ТРТ торцевого горения, в котором расположен продольный электродуговой фитиль, а на тыльной стороне пластин нанесена сетка капиллярных каналов [5]. По мере выгорания фитиля горячие продукты сгорания через образовавшийся канал поступают в капиллярные каналы и воспламеняют торцевые поверхности пластин, увеличивая тем самым поверхность горения.

Наиболее близким по техническому решению к заявляемому изобретению является регулируемый РДТТ с пористым пластинчатым зарядом [6]. Заряд состоит из чередующихся сплошных и перфорированных дисков. В перфорированных дисках установлены металлические теплоаккумулирующие вставки со сквозными отверстиями для проникновения горячих продуктов сгорания вглубь заряда при достижении заданного давления в камере РДТТ.

Техническим результатом настоящего изобретения является разработка твердотопливного ракетного двигателя с максимальным коэффициентом объемного заполнения и высоким значением массовой скорости горения ТРТ.

Технический результат изобретения достигается тем, что разработан твердотопливный ракетный двигатель, включающий камеру сгорания, пластинчатый заряд твердого топлива из сплошных и перфорированных дисков, боковая поверхность которого покрыта бронирующим покрытием, и сопло.

Пластинчатый заряд состоит из последовательно расположенных наборов, каждый из которых включает  $N$  перфорированных дисков толщиной  $h$  и один сплошной диск толщиной  $h/2$ , в перфорированных дисках выполнены не менее трех симметрично расположенных сквозных отверстий диаметром не менее 0.5 мм, сообщающихся на тыльной стороне диска канавками сечением не менее 0.25 мм<sup>2</sup>, бронирующее покрытие выполнено из эластичного материала.

Минимальная толщина перфорированного диска определяется соотношением

$$h > \frac{10Lp}{\rho RT(2N + 1)},$$

а площадь критического сечения сопла - соотношением

$$S_{кр} = \frac{\rho S u(p) \sqrt{RT}}{\phi p \Gamma(k)} (2N + 1),$$

где  $L$  - длина камеры сгорания;

$p$  - давление в камере сгорания;

$\rho$  - плотность твердого топлива;

$R$  - газовая постоянная продуктов сгорания топлива;

$T$  - температура горения топлива;

$S$  - площадь торцевой поверхности диска;

$u(p)$  - линейная скорость горения топлива при заданном давлении в камере сгорания;

$\phi$  - коэффициент расхода сопла;

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

- функция показателя адиабаты  $k$  продуктов сгорания топлива.

Сущность изобретения поясняется схемой твердотопливного ракетного двигателя с набором пластин топлива, включающим один перфорированный диск ( $N=1$ ). Двигатель состоит (фиг. 1) из камеры сгорания 1, сопла 2 и заряда ТРТ, включающего последовательно расположенные наборы из сплошного 3 и перфорированного 4 дисков. В перфорированных дисках выполнены сквозные отверстия 5, сообщающиеся на тыльной стороне диска канавками 6. Боковая поверхность заряда покрыта эластичной бронировкой 7.

Твердотопливный двигатель работает следующим образом.

После срабатывания воспламенителя, расположенного в предсопловом объеме (на фиг. 1 не показан), воспламеняется поверхность первого перфорированного диска 4, обращенная в сторону сопла 2. Одновременно продукты сгорания воспламенителя поступают через сквозные отверстия 5 в канавки 6 и воспламеняют тыльную поверхность перфорированного диска 4 и поверхность сплошного диска 3. После воспламенения перфорированный диск 4 горит с двух сторон, а сплошной диск 3 - с одной стороны. Таким образом, суммарная поверхность горения равна  $S_{\Sigma} = 3S$ .

Полное сгорание сплошного и перфорированного дисков происходит одновременно, поскольку толщина сплошного диска равна половине толщины перфорированного диска. После сгорания первого набора дисков воспламеняется поверхность второго перфорированного диска, и далее процесс горения пластинчатого заряда проходит аналогичным образом.

Полученный положительный эффект изобретения (максимальный коэффициент заполнения и высокие значения массовой скорости горения) обусловлен следующими факторами.

1. Толщина сплошного диска, равная половине толщины перфорированного диска, обеспечивает одновременное сгорание каждого набора дисков. Это позволяет предотвратить резкие скачки давления в камере сгорания при переходе горения к следующему набору дисков.

2. Изменяя количество перфорированных дисков  $N$  в наборе, можно контролируемым образом менять суммарную поверхность заряда  $S_{\Sigma}$ :

$$S_{\Sigma} = S(2N + 1). \quad (1)$$

Из (1) следует, что при изменении количества перфорированных дисков в наборе можно кратно увеличивать поверхность горения заряда и тем самым - массовую скорость горения

$$m(p) = \rho u(p) S_{\Sigma} = \rho u(p) S(2N + 1). \quad (2)$$

3. Результаты теоретического анализа [7, 8] и экспериментальных исследований [9] показали, что выполнение в перфорированном диске не менее трех симметрично расположенных отверстий диаметром не менее 0.5 мм обеспечивает надежное проникновение продуктов сгорания в отверстия и равномерное воспламенение торцевых поверхностей диска.

4. Канавки на тыльной стороне перфорированного диска обеспечивают газодинамическую связь между сквозными отверстиями в диске и равномерное воспламенение поверхностей дисков. Выбор площади поперечного сечения

канавки (не менее  $0.25 \text{ мм}^2$ ) обеспечивает устойчивое развитие конвективного горения в узких каналах и основан на теоретическом анализе [8] и результатах специально проведенных экспериментов [5].

5. Выполнение бронировки боковой поверхности твердотопливного заряда из эластичного материала обеспечивает отделение перфорированного диска от пластинчатого заряда после воспламенения его тыльной поверхности без механического разрушения диска под действием давления продуктов сгорания в зазоре между дисками.

При экспериментальной отработке двигателя с пластинчатым зарядом с жесткой бронировкой (отвержденный линолеум, растворенный в ацетоне) наблюдалось дробление диска на фрагменты с неконтролируемой поверхностью горения. Использование эластичной бронировки (в частности, пластилина) обеспечивает целостность диска и, следовательно, контролируемую поверхность горения.

6. Толщина перфорированного диска  $h$  определяется из условия обеспечения устойчивой работы РДТТ. В момент догорания дисков топлива возможны флуктуации давления за счет несинхронного догорания (зажигания) дисков. Эти флуктуации проявляются в виде пиков или провалов на диаграмме зависимости внутрикамерного давления от времени  $p(t)$ .

Частота  $f$  основной гармоники этих флуктуаций определяется временем сгорания  $\tau$  перфорированного диска

$$f = \frac{1}{\tau} = \frac{2u(p)}{h}, \quad (3)$$

Камера сгорания РДТТ представляет собой динамическую систему, в которой при определенных условиях возможно развитие колебаний параметров газа (прежде всего, давления и связанных с ним уравнением состояния плотности и температуры). Частота собственных колебаний системы  $f_k$  определяется временем релаксации свободного объема камеры сгорания  $\tau_k$ :

$$f_k = \frac{1}{\tau_k}. \quad (4)$$

Величина  $\tau_k$  определяется соотношением [1]:

$$\tau_k = \frac{M}{G_+}, \quad (5)$$

где  $M$  - масса газообразных продуктов в камере сгорания;

$G_+$  - массоприход продуктов сгорания от заряда ТРТ в единицу времени.

Значения  $M$  и  $G_+$  определяются формулами [1, 2]:

$$M = V\rho_g = LS \frac{P}{RT}, \quad (6)$$

$$G_+ = \rho u(p) S_\Sigma, \quad (7)$$

где  $\rho_g$  - плотность продуктов сгорания.

Подставляя (6), (7) в соотношение (5), получим:

$$\tau_k = \frac{LpS}{\rho u(p) RTS_\Sigma}. \quad (8)$$

Для заявленного РДТТ суммарная площадь горения  $S_\Sigma$  заряда определяется по формуле (1). Подставляя (1) в (8), получим:

$$\tau_k = \frac{Lp}{\rho u(p)RT(2N+1)}. \quad (9)$$

С учетом (4), (9) частота собственных колебаний свободного объема камеры сгорания определяется зависимостью

$$f_k = \frac{1}{Lp} \rho u(p)RT(2N+1). \quad (10)$$

Отметим, что формула (10) определяет минимальное значение частоты собственных колебаний свободного объема камеры сгорания, соответствующей полному сгоранию заряда. При неполном сгорании свободный объем камеры будет меньше (длина свободного объема камеры меньше длины заряда  $L$ ), и, в соответствии с (10), значение  $f_k$  будет выше.

Из теории устойчивости динамических систем [10] следует, что явление резонанса имеет место при равенстве собственной частоты системы  $f_k$  частоте  $i$ -й гармоники возмущающей силы  $f_i$ :

$$f_k = i \cdot f_i, \quad (11)$$

где  $i=1, 2, 3, \dots$  - целые числа.

Явление резонанса сопровождается неконтролируемым ростом давления в камере сгорания и возможным вследствие этого разрушением двигателя.

Таким образом, из (11) следует, что явление резонанса наблюдается при критических значениях частоты возмущающей силы  $f$ , которые определяются формулой:

$$f = \frac{f_k}{i}. \quad (12)$$

При увеличении  $i$  амплитуда соответствующих гармоник возмущающей силы резко снижается, поэтому на практике обычно учитывают только резонансы первых порядков ( $i=1 \div 5$ ). С учетом первых пяти гармоник частота (3) флуктуаций давления при догорании дисков определяется неравенством:

$$f < 0.2 f_k. \quad (13)$$

Подставляя (3) и (10) в (13), получим соотношение для определения минимальной толщины диска:

$$h > \frac{10Lp}{\rho RT(2N+1)}. \quad (14)$$

7. Площадь критического сечения  $S_{кр}$  сопла определяется из условия стационарного режима горения заряда при заданном рабочем давлении  $p$  в камере сгорания [1, 2] - равенство газоприхода от горения заряда ТРТ расходу продуктов сгорания через сопло:

$$G_+ = G_- = G. \quad (15)$$

Расход продуктов сгорания через сопло при сверхзвуковом истечении определяется соотношением [2]:

$$G_- = \varphi S_{кр} p \frac{\Gamma(k)}{\sqrt{RT}}. \quad (16)$$

Из (15), (16) с учетом (1) следует формула для определения критического сечения сопла:

$$S_{кр} = \frac{\rho S u(p) \sqrt{RT}}{\varphi p \Gamma(k)} (2N+1). \quad (17)$$

## Примеры реализации

На фиг. 1, 2 приведены примеры выполнения твердотопливного ракетного двигателя с разными наборами дисков топлива. Пластинчатый заряд (фиг. 1) включает один перфорированный диск в наборе ( $N=1$ ), пластинчатый заряд (фиг. 2) включает два перфорированных диска в наборе ( $N=2$ ). Данные схемы экспериментально исследовались на модельном ракетном двигателе. Длина камеры сгорания  $L=15$  см, диаметр камеры сгорания  $D=4$  см. В качестве ТРТ использовалось баллистичное топливо - порох «Н» [1, 2].

Тяга двигателя  $P$  определяется соотношением [1, 2]:

$$P = GJ_1. \quad (18)$$

В соотношении (18)  $J_1$  - удельный импульс тяги для заданного ТРТ

$$J_1 = \sqrt{2RT \frac{k}{k-1} \left(1 - \frac{p_a}{p}\right)^{\frac{k-1}{k}}}, \quad (19)$$

где  $p_a$  - давление в выходном сечении сопла РДТТ.

Характеристики модельного РДТТ приведены в табл. 1.

Таблица 1. Характеристики модельного РДТТ

Характеристика		Величина
Плотность ТРТ	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	1600
Температура горения	$T$ , К	2400
Газовая постоянная продуктов сгорания	$R$ , Дж/(кг К)	300
Показатель адиабаты продуктов сгорания	$k$	1.25
Безразмерный комплекс	$\Gamma(k)$	0.6581
Площадь поперечного сечения камеры сгорания	$S$ , см <sup>2</sup>	12.566
Количество сквозных отверстий в перфорированном диске	$n$	3
Диаметр сквозных отверстий в перфорированном диске	$d$ , мм	0.5
Размеры поперечного сечения канавок на тыльной стороне перфорированного диска	$h_k$ , мм	(0.5 × 0.5)
Рабочее давление в камере сгорания	$p$ , МПа	4
Давление в выходном сечении сопла	$p_a$ , МПа	0.1
Линейная скорость горения при $p = 4$ МПа	$u(p)$ , см/с	0.77
Коэффициент расхода сопла	$\phi$	0.9
Удельный импульс тяги	$J_1$ , м/с	2676.5

С использованием данных, приведенных в табл. 1, были рассчитаны значения площади  $S_{кр}$  и диаметра  $d_{кр}$  критического сечения сопла, массовой скорости горения топлива  $m$ , расхода  $G$  продуктов сгорания и тяги двигателя  $P$  для наборов топливных дисков  $N=1$ ,  $N=2$ . Для сравнения проведены расчеты параметров РДТТ торцевого горения

(N=0). Расчеты этих параметров проводились по формулам (2), (17)-(19). Результаты расчетов приведены в табл. 2.

Таблица 2. Расчетные параметры модельных РДТТ

$N$	$S_{кд}, \text{мм}^2$	$d_{кд}, \text{мм}$	$m, \text{г/с}$	$G., \text{г/с}$	$P, \text{Н}$	$P, \text{кГ}$
0	5.54	2.6	15.48	15.48	41.43	4.23
1	16.62	4.60	46.44	46.44	124.29	12.68
2	27.70	5.92	77.40	77.40	207.15	21.13

Из результатов, приведенных в табл. 2, следует, что заявляемый твердотопливный ракетный двигатель обеспечивает кратное увеличение массовой скорости горения, расхода продуктов сгорания и тяги двигателя по сравнению с зарядом торцевого горения.

Частотные характеристики РДТТ и минимальное значение толщины  $h$  перфорированного диска, рассчитанные по формулам (9)-(14) для разных наборов пластин ( $N=0, 1, 2$ ) в заряде ТРТ, приведены в табл. 3.

Таблица 3. Частотные характеристики модельных РДТТ

$N$	$\tau_k, \text{мс}$	$f_k, \text{Гц}$	$f, \text{Гц}$	$\tau, \text{с}$	$h_{\text{min}}, \text{мм}$
0	67.64	14.8	2.96	0.338	5.2
1	22.55	44.3	8.86	0.113	1.7
2	13.53	73.9	14.78	0.068	1.0

Таким образом, заявляемый твердотопливный ракетный двигатель обеспечивает достижение технического результата изобретения - максимальный коэффициент заполнения и высокие значения массовой скорости горения, расхода продуктов сгорания и тяги, которые могут варьироваться в зависимости от количества перфорированных дисков  $N$  в наборе. Устойчивость работы РДТТ при этом обеспечивается выбором толщины перфорированных пластин в заряде ТРТ в соответствии с неравенством (14).

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Калинин В.В., Ковалев Ю.Н. Липанов А.М. Нестационарные процессы и методы проектирования узлов РДТТ. - М.: Машиностроение, 1988. - 216 с.
2. Шишков А.А., Панин С.Д., Румянцев Б.В. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива. Справочник. - М.: Машиностроение, 1988. - 240 с.
3. Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. - М.: Машиностроение, 1987. - 328 с.
4. Патент РФ № 2499905, МПК F02K 9/10. Заряд твердого ракетного топлива / Ведерникова Е.Г., Балабанов Г.К., Пашин С.В., Пашин В.И., Амирантов Г.Н.; опублик. 27.11.2013 г.
5. Архипов В.А., Вилюнов В.Н., Козлов Е.А., Трофимов В.Ф. О конвективном горении в упорядоченных пористых структурах // Физика горения и взрыва. 1986. Т. 22, № 4. - С. 25-30.
6. В.А. Архипов, С.А. Волков, Е.А. Козлов, Л.Н. Ревягин. Регулирование РДТТ с использованием физических способов воздействия на горение твердотопливного заряда // Изв. вузов. Авиационная техника. 2004, № 4. - С.35-39.
7. Марголин А.Д., Маргулис В.М. О проникновении горения в единичную пору ВВ // Физика горения и взрыва. 1969. Т. 5, № 1, - С. 15-16.
8. Беляев А.О., Боболев В.К., Коротков А.И., Сулимов А.А., Чуйко С.В. Переход горения конденсированных систем во взрыв. - М.: Наука, 1973. - 292 с.
9. Волков С.А., Ревягин Л.Н. Экспериментальное исследование проникновения высокотемпературных газов во внутренние объемы конденсированных систем // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики: Докл. Всерос. науч. конф. / Томск: Изд-во Том. ун-та, 1998. - С. 45-46.
10. Основы теории колебаний / Под ред. В.В. Мигулина. - М.: Наука, 1988. - 391 с.

### Формула изобретения

Твердотопливный ракетный двигатель, включающий камеру сгорания, пластинчатый заряд твердого топлива из сплошных и перфорированных дисков, боковая поверхность которого покрыта бронирующим покрытием, и сопло, отличающийся тем, что пластинчатый заряд состоит из последовательно расположенных наборов, каждый из которых включает N перфорированных дисков толщиной h и один сплошной диск толщиной h/2, в перфорированных дисках выполнены не менее трех симметрично расположенных сквозных отверстий диаметром не менее 0.5 мм, сообщающихся на тыльной стороне диска канавками сечением не менее 0.25 мм<sup>2</sup>, бронирующее покрытие выполнено из эластичного материала, толщина перфорированного диска определяется соотношением

$$h > \frac{10Lp}{\rho RT(2N+1)},$$

а площадь критического сечения сопла - соотношением

$$S_{кр} = \frac{\rho S u(p) \sqrt{RT}}{\phi p \Gamma(k)} (2N+1),$$

где L - длина камеры сгорания;

p - давление в камере сгорания;

$\rho$  - плотность твердого топлива;

R - газовая постоянная продуктов сгорания топлива;

T - температура горения топлива;

S - площадь торцевой поверхности диска;

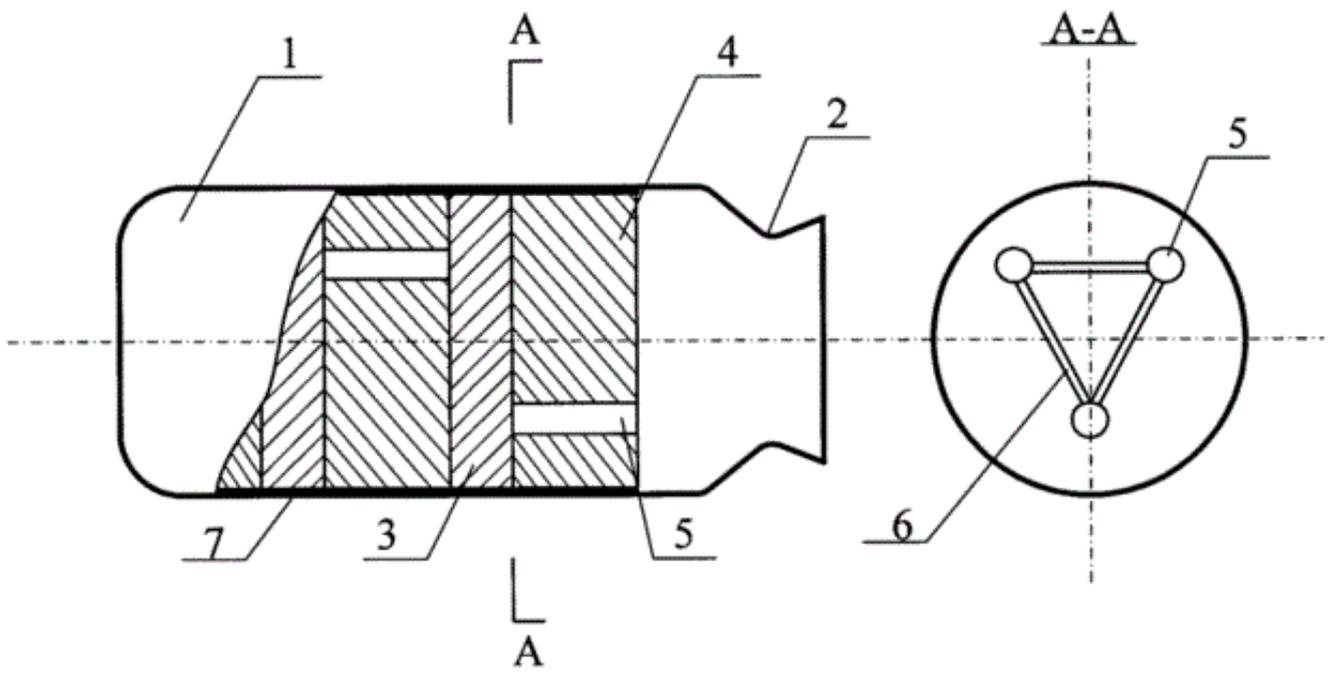
u(p) - линейная скорость горения топлива при заданном давлении в камере сгорания;

$\phi$  - коэффициент расхода сопла;

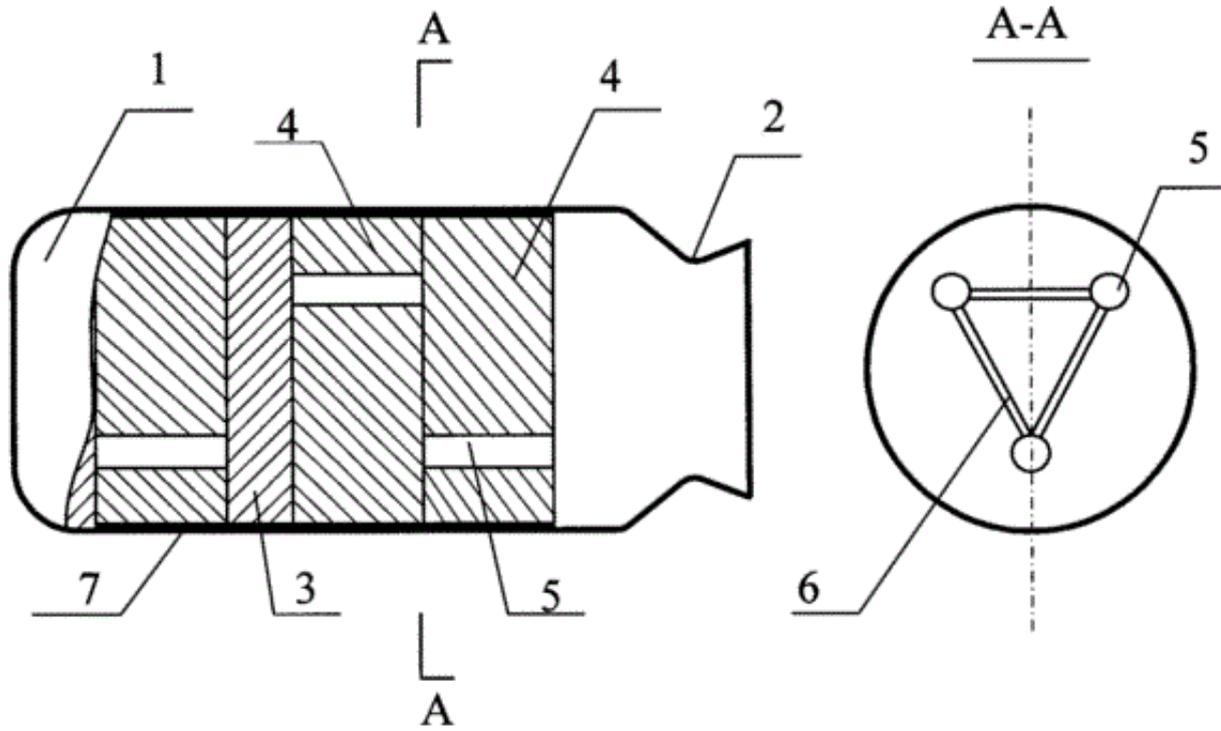
$$\Gamma(k) = \sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

- функция показателя адиабаты k продуктов сгорания топлива.

РИСУНКИ



Фиг. 1



Фиг. 2