



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ(21)(22) Заявка: **2009141761/06**, 11.11.2009(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
11.11.2009

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **11.11.2009**(45) Опубликовано: **27.03.2011** Бюл. № 9(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2298109 C2**, 27.04.2007. **RU 2355906 C1**, 20.05.2009. **US 3017744 A**, 23.01.1962. **FR 395709 A**, 16.03.1909. **FR 2380529 A**, 08.09.1987. **RU 2133368 C1**, 20.07.1999.

Адрес для переписки:

**614113, г.Пермь, ул. Чистопольская, 16,
Федеральное государственное унитарное
предприятие "Научно-исследовательский
институт полимерных материалов"**

(72) Автор(ы):

**Молчанов Владимир Федорович (RU),
Козьяков Алексей Васильевич (RU),
Кислицын Алексей Анатольевич (RU),
Александров Михаил Зиновьевич (RU),
Власов Сергей Яковлевич (RU),
Амарантов Георгий Николаевич (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

**Федеральное государственное унитарное
предприятие "Научно-исследовательский
институт полимерных материалов" (RU)**

(54) ТВЕРДОТОПЛИВНЫЙ ЗАРЯД ДЛЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области ракетной техники и может быть использовано при проектировании, отработке и изготовлении зарядов ракетного двигателя твердого ракетного топлива. Твердотопливный заряд для ракетного двигателя выполнен в виде шашки твердого ракетного топлива, с центральным сквозным каналом, с бронированным передним торцем и частично забронированной боковой наружной поверхностью, в виде чередующихся продольных полос, примыкающих к

бронепокрытию переднего торца и скрепленных между собой круговыми бронирующими полосами. При этом ширина полос составляет не более 0,2 толщины горящего свода заряда, а общая площадь бронирующих полос соответствует соотношению, защищаемому настоящим изобретением. Изобретение позволяет повысить эффективность и надежность работы ракетного двигателя за счет исключения выброса частиц бронепокрытия из камеры сгорания ракетного двигателя. 1 з.п. ф-лы, 5 ил.



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: **2009141761/06, 11.11.2009**

(24) Effective date for property rights:
11.11.2009

Priority:

(22) Date of filing: **11.11.2009**

(45) Date of publication: **27.03.2011 Bull. 9**

Mail address:

**614113, g.Perm', ul. Chistopol'skaja, 16,
Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe predprijatje
"Nauchno-issledovatel'skij institut polimernykh
materialov"**

(72) Inventor(s):

**Molchanov Vladimir Fedorovich (RU),
Koz'jakov Aleksej Vasil'evich (RU),
Kislitsyn Aleksej Anatol'evich (RU),
Aleksandrov Mikhail Zinov'evich (RU),
Vlasov Sergej Jakovlevich (RU),
Amarantov Georgij Nikolaevich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe predprijatje
"Nauchno-issledovatel'skij institut polimernykh
materialov" (RU)**

(54) **SOLID-FUEL CHARGE FOR ROCKET ENGINE**

(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: solid-fuel charge for rocket engine is made in the form of solid rocket fuel grain with central through channel, with armoured front end face and partially armoured side external surface, in the form of alternating longitudinal strips adjoining the armoured coating of the front end face and attached

to each other with circular armouring strips. At that, width of strips is not more than 0.2 of thickness of burning web of charge, and total surface area of armouring strips corresponds to the ratio supported with this invention.

EFFECT: higher efficiency and operating reliability of rocket engine.

2 cl, 5 dwg

RU 2 4 1 5 2 8 8 C 1

RU 2 4 1 5 2 8 8 C 1

Изобретение относится к области ракетной техники и может быть использовано при проектировании и изготовлении зарядов из твердого ракетного топлива (ТРТ) к ракетным двигателям (РД), предпочтительно в составе авиационных ракет, установленных под крылом (фюзеляжем) самолета носителя.

Известны конструкции-аналоги зарядов ТРТ и РД для авиационных ракет по патентам: RU 2298109 C2, 27.04.2007; US 3017744 A, 23.01.1962; FR 2380529 A1, 08.09.1978; RU2133368 C1, 20.07.1999; RU 2164616 C1, 27.03.2001, GB 963490 A, 08.07.1964; RU 2355906, 20.05.2009.

Особенностью указанных конструкций является максимальное предотвращение вылета остатков (фрагментов) заряда из сопла ракетного двигателя, т.к. вылет частиц заряда представляет опасность для работы авиационного двигателя (АД). Засасывание ненормированных частиц заряда в воздухозаборник АД может привести к недопустимым повреждениям (разрушению) лопаток газотурбинных колес воздушного компрессора АД (аварийной ситуации).

В качестве аналога для патентуемого изобретения принято техническое решение по патенту RU 2355906. По патенту-аналогу конструктивными мероприятиями ограничен выброс остатков заряда, что исключает аварийные ситуации при пусках ракет. Однако недостатком аналога является допустимость фактического воздействия нормированных остатков топливного заряда в виде частиц массой не более 1,5 г на лопатки входных колес компрессора АД, что снижает эксплуатационную надежность АД за счет накопленной повреждаемости лопаток.

За прототип патентуемого изобретения принято изобретение по пат. RU 2298109. Конструкция заряда-прототипа (Фиг.1) выполнена в виде твердотопливной пашки (1) с центральным сквозным каналом, бронированным передним торцом (5) и частично забронированной боковой поверхностью в виде чередующихся продольных бронирующих полос (4) вдоль боковой поверхности (3) малой ширины (не более 0,2e).

Конструкция прототипа, при соблюдении условия:

$$S_{\text{пол}} \geq S_0 \cdot \chi_{\text{пор}} \cdot F_{\text{св}}, \text{ где}$$

$S_{\text{пол}}$ - суммарная площадь бронирующих полос;

S_0 - площадь горения заряда без бронирующих полос;

$\chi_{\text{пор}}$ - пороговое значение параметра проф. Ю.А.Победоносцева для твердого ракетного топлива;

$F_{\text{св}}$ - площадь свободного прохода газов у соплового торца,

позволяет обеспечить пониженное значение максимального давления (P_{max}) в камере сгорания (КС) РД, за счет снижения эрозионного эффекта в начальный период горения заряда, с практическим исключением дегрессивного остатка топлива в конце работы РД. При этом в конструкции заряда-прототипа, при использовании в составе авиационных ракет, предусмотрены мероприятия по обеспечению безопасности и эксплуатационной надежности АД - путем скрепления продольных бронирующих полос (4) с бронепокрытием переднего торца (5) заряда, что частично предотвращает вылет полос или их фрагментов из КС. Однако такое техническое решение приемлемо только для зарядов со сравнительно невысокими газодинамическими нагрузками в КС ракетного двигателя. Для зарядов большого удлинения, в силу высоких газодинамических нагрузок (осевой и радиальный перепады давления в КС) и полетных осевых и боковых перегрузок, воздействующих на заряд и его элементы при боевом применении, не исключается разрушение и выброс раскрепленных с телом частично выгоревшей (6) продольных бронирующих

полос (4), либо их существенных фрагментов, из КС ракетного двигателя (Фиг.2). Нормирование массы выбрасываемых остатков продольных бронеполос (пат. RU 2355906 - аналог), за счет реализации прерывистости полос, лишь частично решает указанную проблему.

5 Технической задачей патентуемого изобретения является создание конструкции заряда ТРТ для РД авиационной ракеты, обеспечивающей высокую эксплуатационную надежность АД и безопасность боевого применения ракет для самолета-носителя.

10 Технический результат изобретения заключается в выполнении твердотопливного заряда (Фиг.3) для ракетного двигателя в виде шашки твердого ракетного топлива с центральным сквозным каналом, с бронированным передним торцом и частично забронированной боковой наружной поверхностью, в виде чередующихся
15 продольных полос вдоль боковой поверхности шашки, примыкающих к бронепокрытию переднего торца, длиной $0,1 \dots 1,0$ длины заряда и шириной не более $0,2e$, где e - толщина горящего свода заряда. При этом продольные бронирующие полосы скреплены между собой равномерно чередующимися
20 круговыми бронирующими полосами по периметру боковой поверхности шашки шириной не более $0,2e$. Круговые бронирующие полосы выполнены из того же бронематериала, что и продольные бронирующие полосы, а суммарная площадь круговых и продольных бронирующих полос соответствует соотношению:

$$S_{\text{пол}} \geq S_0 \cdot \chi_{\text{пор}} \cdot F_{\text{св}}, \text{ где}$$

$S_{\text{пол}}$ - суммарная площадь бронирующих полос;

S_0 - площадь горения заряда без бронирующих полос;

$\chi_{\text{пор}}$ - пороговое значение параметра проф. Ю.А.Победоносцева для твердого ракетного топлива;

$F_{\text{св}}$ - площадь свободного прохода газов у соплового торца заряда.

30 Нанесение бронирующих полос осуществляют намазкой кистью раствора полиметилакрилата и коллоксилина в ацетоне с использованием шаблона (пат. RU 2298109).

Изобретение поясняется графическими материалами.

35 Фиг.1. Конструкция заряда-прототипа (с продольными бронеполосами).

Фиг.2. Общий вид конструкции прототипа после выгорания топлива у бронирующих полос.

Фиг.3. Конструкция патентуемого заряда.

40 Фиг.4. Общий вид конструкции патентуемого заряда после выгорания топлива у бронирующих полос.

Фиг.5. Бронекаркас.

На Фиг.1, 2, 3, 4, 5 обозначены:

1 - твердотопливная шашка;

2 - канал шашки;

3 - боковая поверхность шашки;

4 - продольные бронирующие полосы;

5 - бронепокрытие переднего торца;

6 - частично выгоревшая шашка;

50 7 - круговые бронирующие полосы.

Сущность изобретения заключается (Фиг.3) в обеспечении повышенной жесткости и прочности бронекаркаса (Фиг.4, Фиг.5), за счет его реализации в виде жесткой решетчатой конструкции: продольных бронирующих полос (4) и скрепленных с

ними круговых бронирующих полос (7) по периметру твердотопливной шашки (1), что обеспечивает его неразрушаемость (целостность) в КС ракетного двигателя в течение всего времени работы РД и полностью исключает выброс фрагментов бронепокрывтия через сопло РД и их отрицательное влияние на работу АД.

При этом количество продольных бронирующих полос и круговых бронирующих полос подбирается, как из условия сохранения прочности (неразрушаемости) бронекаркаса в целом, так и обеспечения требуемого уровня максимального давления (P_{max}) в КС ракетного двигателя.

Повышение жесткости и прочности бронекаркаса обеспечивается не только за счет решетчатой конструкции, а также за счет применения в бронесоставе полиметилакрилата и коллоксилина, обеспечивающих высокие механические характеристики бронепокрывтия.

Принятая в патентуемом изобретении конструктивная схема бронирования - сочетание круговых и продольных бронеполос малой ширины и их количества значительно расширяет возможности регулирования уровня P_{max} в РДТТ.

Заряд работает следующим образом. После воспламенения заряда происходит горение небронированных поверхностей заряда параллельными слоями. За счет малой ширины полос обеспечивается их минимальное влияние на нейтральный характер зависимости «давление-время» на рабочем участке. При этом освобожденные от частично выгоревшей шашки продольные (4) и круговые (7) бронирующие полосы образуют неразрушающийся в КС решетчатый бронекаркас (Фиг.4, Фиг.5).

Положительный эффект изобретения - повышение эффективности и надежности работы АД и расширение возможностей регулирования уровня максимального давления в начальный период работы РД с обеспечением близкой к нейтральной зависимости «давление-время» на основном участке работы РД.

Формула изобретения

1. Твердотопливный заряд для ракетного двигателя выполнен в виде шашки твердого ракетного топлива, с центральным сквозным каналом, с бронированным передним торцом и частично забронированной боковой наружной поверхностью, в виде чередующихся продольных полос вдоль боковой поверхности шашки, примыкающих к бронепокрывтию переднего торца, длиной $0,1 \dots 1,0$ длины заряда и шириной не более $0,2e$, где e - толщина горящего свода заряда, отличающийся тем, что продольные бронирующие полосы скреплены между собой равномерно чередующимися круговыми бронирующими полосами, выполненными по периметру боковой поверхности шашки, шириной не более $0,2e$, при этом круговые бронирующие полосы выполнены из того же бронематериала, что и продольные бронирующие полосы, а суммарная площадь круговых и продольных бронирующих полос удовлетворяет соотношению

$$S_{пол} \geq S_0 \cdot \chi_{пор} \cdot F_{св},$$

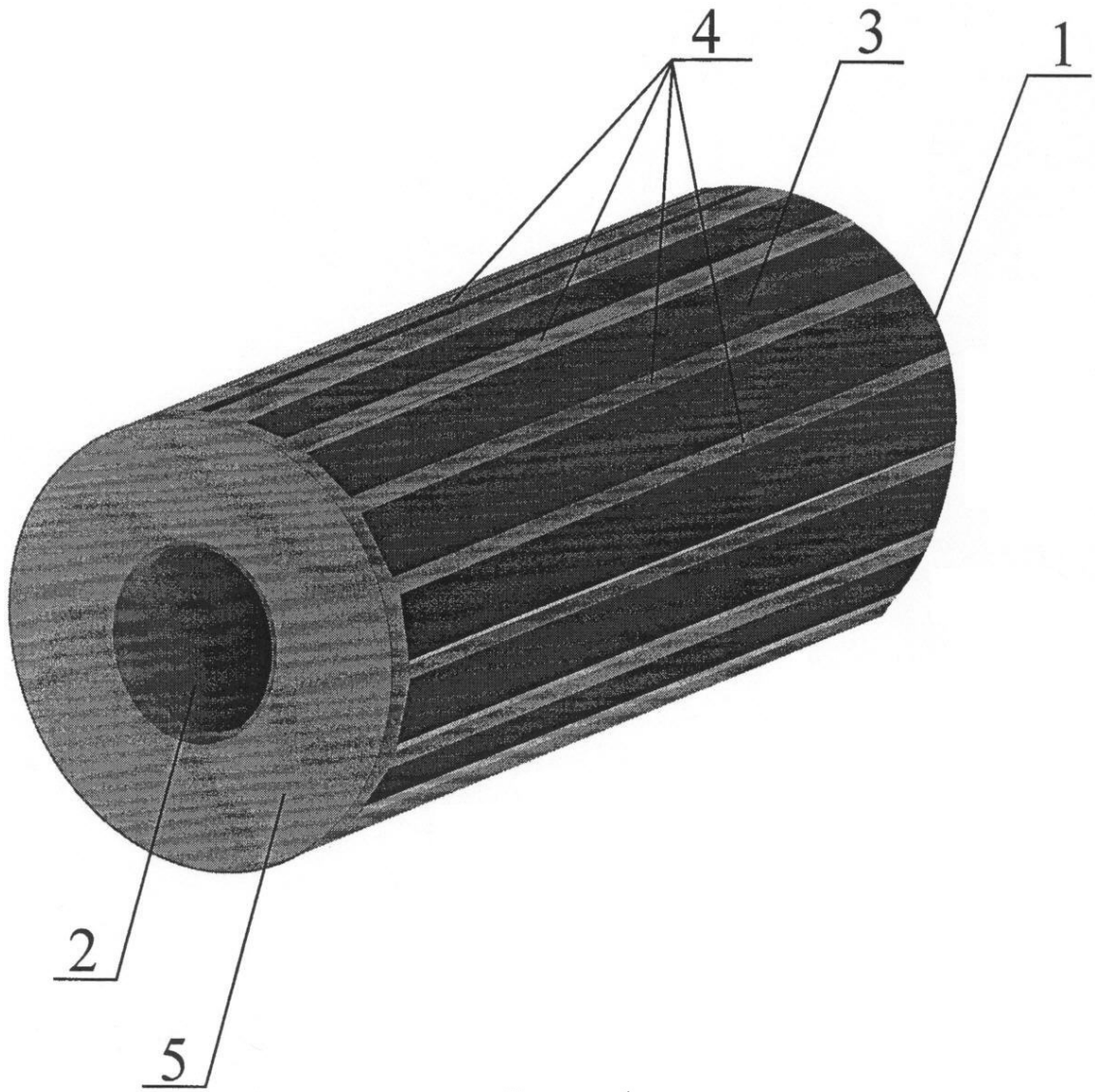
где $S_{пол}$ - суммарная площадь бронирующих полос;

S_0 - площадь горения заряда без бронирующих полос;

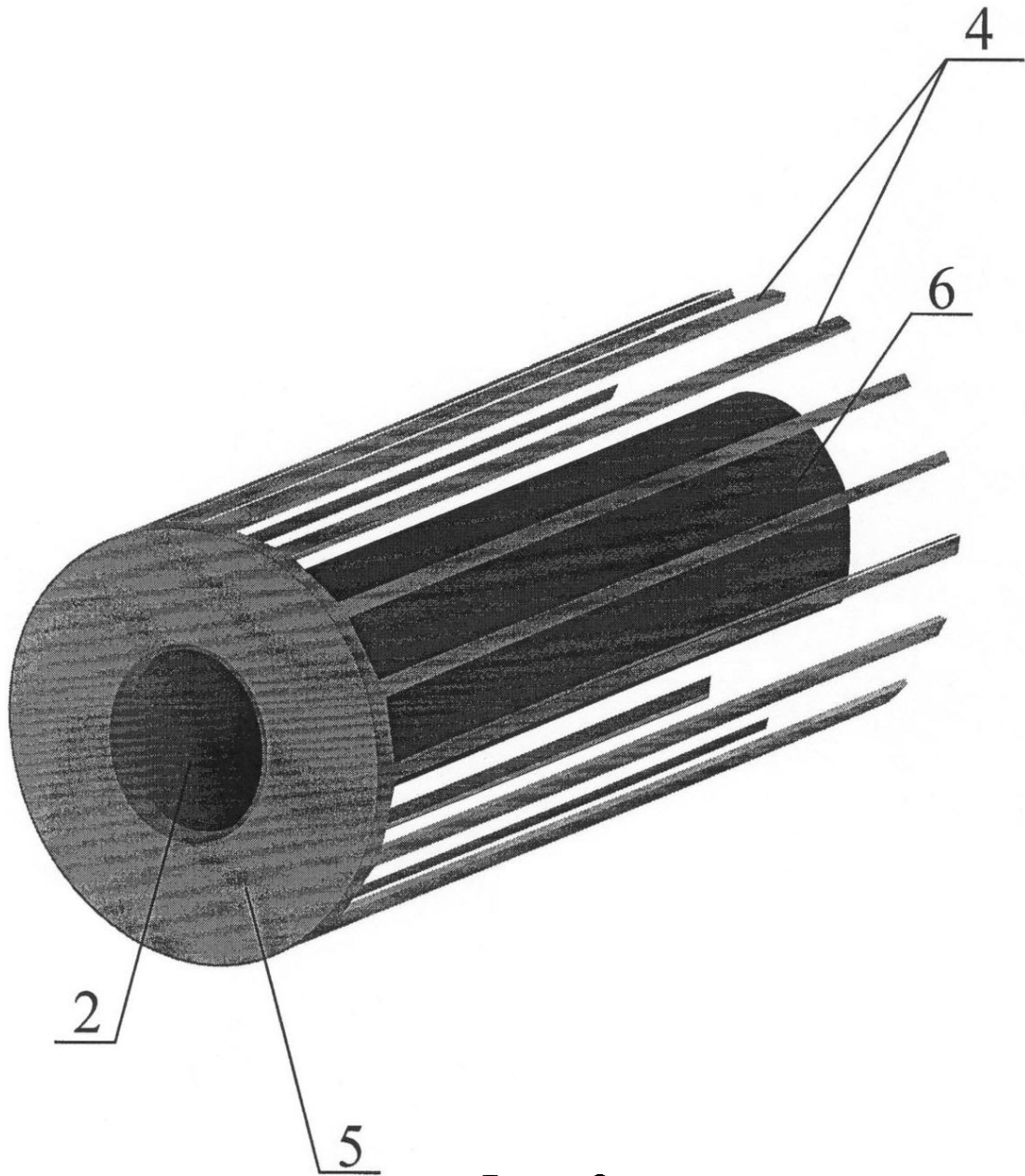
$\chi_{пор}$ - пороговое значение параметра проф. Ю.А.Победоносцева для твердого ракетного топлива;

$F_{св}$ - площадь свободного прохода газов у соплового торца заряда.

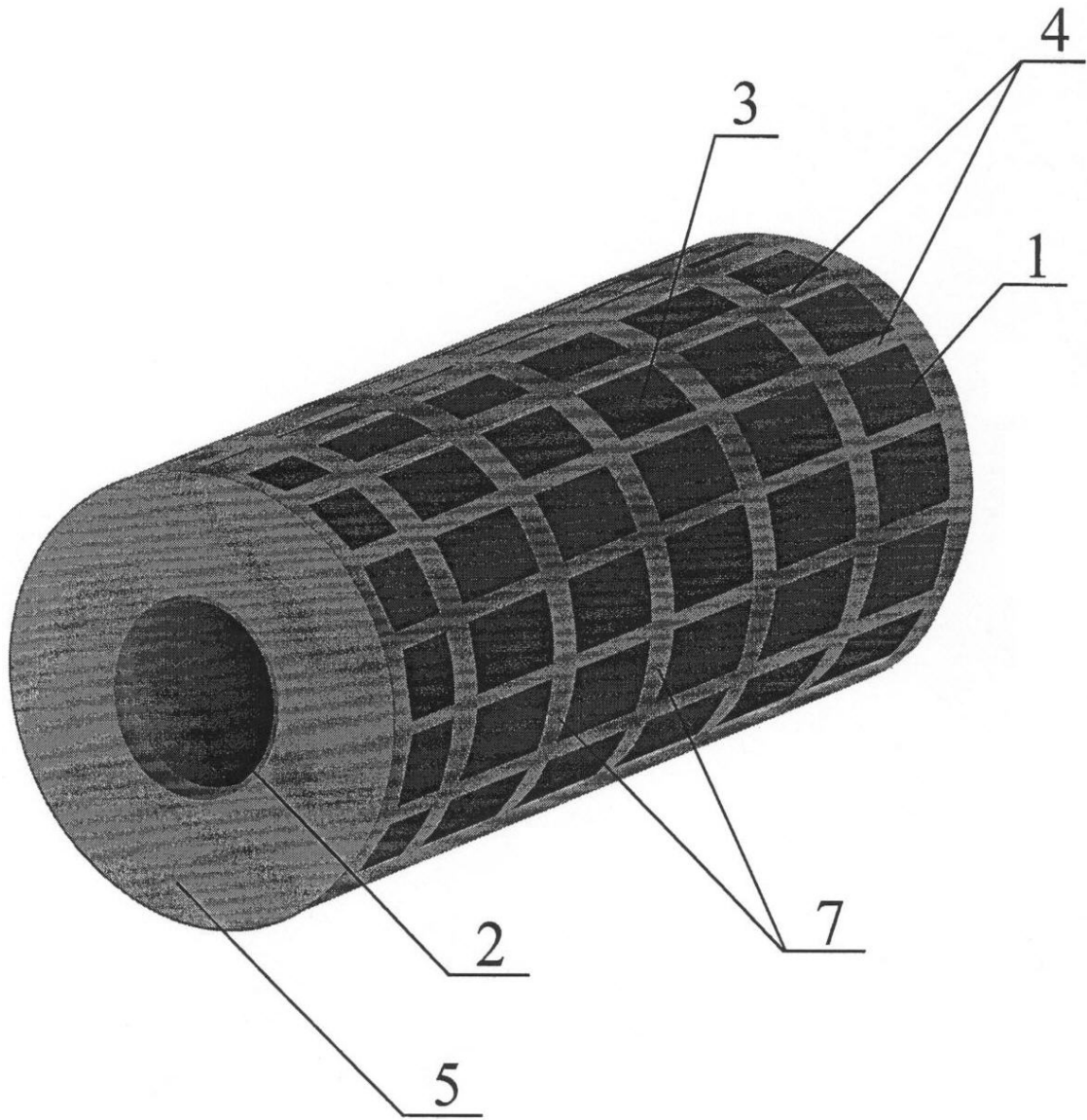
2. Твердотопливный заряд для ракетного двигателя по п.1, отличающийся тем, что бронирующие полосы выполнены на основе полиметилакрилата и коллоксилина.



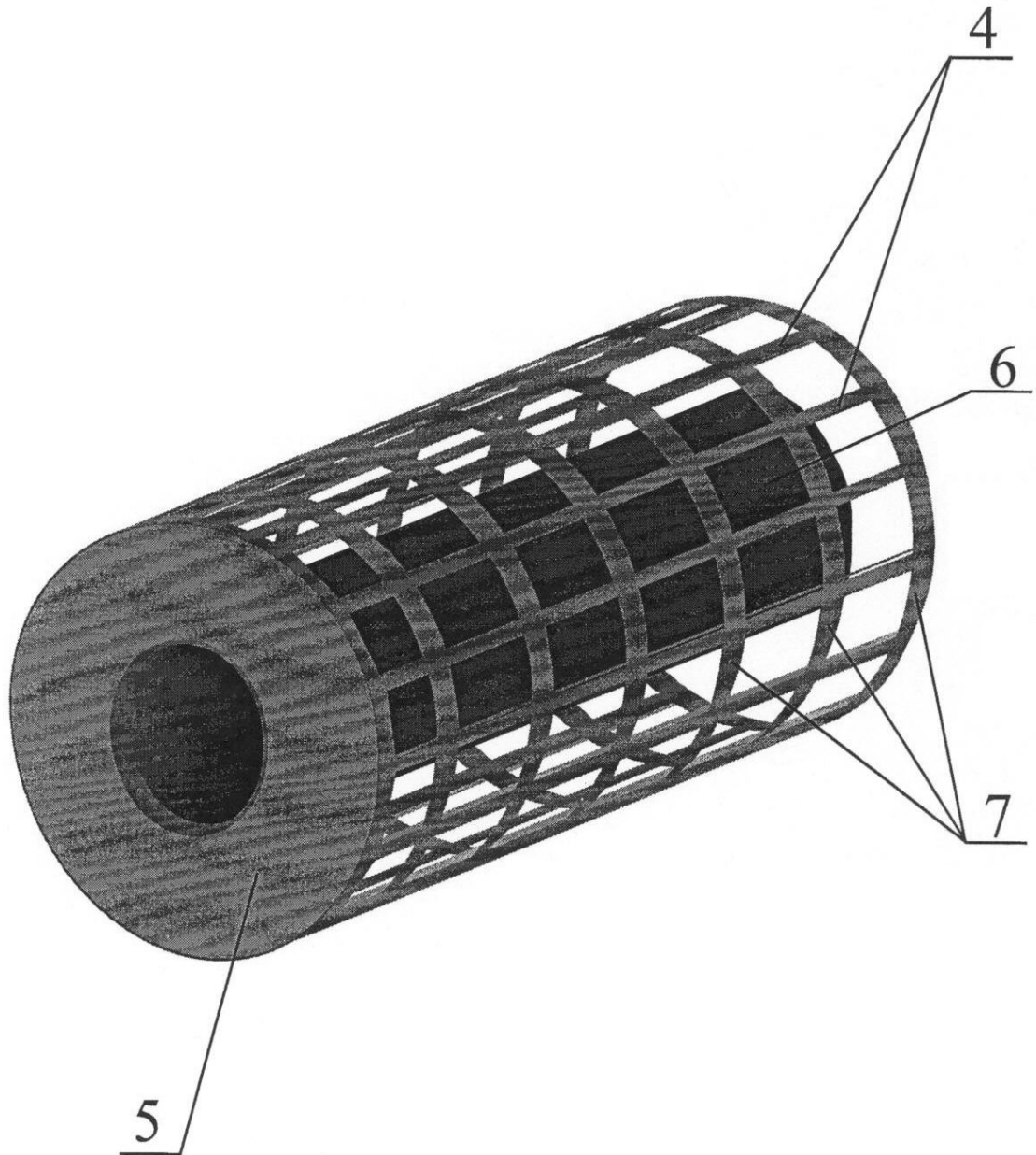
Фиг. 1



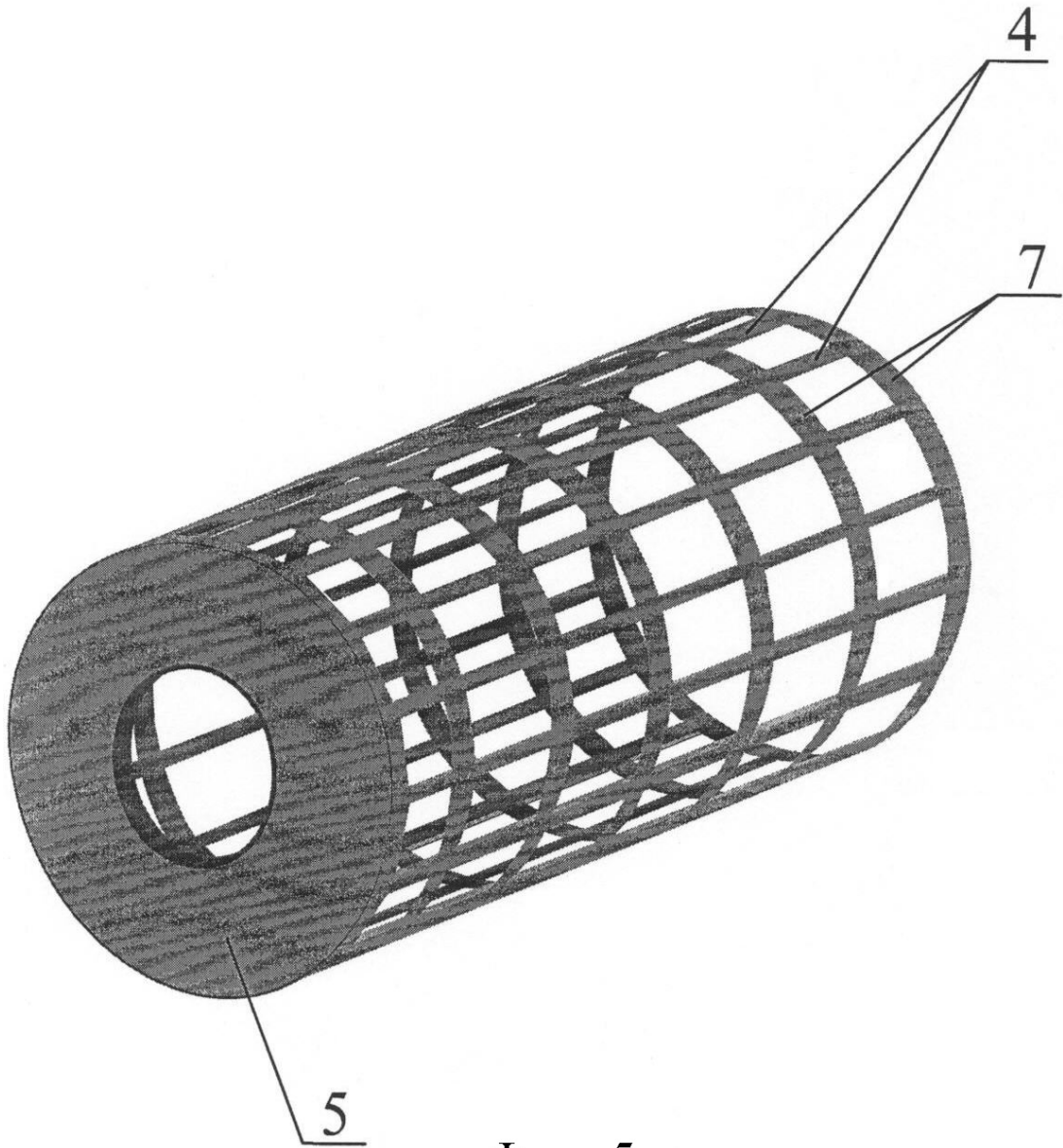
ФИГ. 2



Фиг. 3



Фиг. 4



Фиг. 5