



(19) RU<sup>(11)</sup> 2 139 438<sup>(13)</sup> C1

(51) МПК<sup>6</sup> F 02 K 9/12

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО  
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 97119760/06, 26.11.1997

(24) Дата начала действия патента: 26.11.1997

(46) Дата публикации: 10.10.1999

(56) Ссылки: 1. Aerospace Daily, 1980, 5/11, vol.101, N 25, p.188A. 2. RU 94001129 A1, 20.09.95. 3. RU 94030330 A1, 20.06.96. 4. Баррер М. И др. Ракетные двигатели. - М.: Оборонгиз, 1962, с.298.

(98) Адрес для переписки:  
659322, Алтайский край, Бийск,  
ул.Социалистическая 1, ФНПЦ "Алтай"

(71) Заявитель:

Федеральный научно-производственный центр  
"Алтай"

(72) Изобретатель: Жарков А.С.,

Анисимов И.И., Штукмастер Б.Я., Марьяш  
В.И., Кривенко О.А., Налимова Г.М.

(73) Патентообладатель:

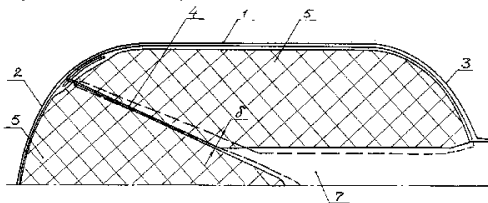
Федеральный научно-производственный центр  
"Алтай"

(54) ТВЕРДОТОПЛИВНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

(57) Реферат:

Двигатель предназначен для использования в конструкциях маршевых ступеней ракет. Он содержит корпус с днищами, скрепленный с корпусом заряда, имеющий центральный несквозной канал. Заряд разделен перегородкой на две части, перегородка предусмотрена сгораемая, раскреплена непосредственно от частей заряда и выполнена в виде криволинейной поверхности с центральным отверстием, симметричной относительно продольной оси двигателя. Площадь поперечного сечения перегородки убывает в направлении заднего днища, при этом передняя часть заряда и перегородка скреплены с передним днищем. Предпочтительным является выполнение перегородки в виде усеченного конуса. Данное решение позволяет использовать твердотопливный ракетный двигатель с несквозным каналом в конструкциях со

средним и высоким уровнем удлинений, повышающего эффективность использования ракетных комплексов за счет снижения напряженно-деформированного состояния заряда в зоне канала и в зоне скрепления заряда с корпусом, и позволяющего одновременно приблизить коэффициент заполнения двигателя топливом к достигнутому уровню коэффициента высоких ступеней. 1 з. п.ф-лы, 1 табл., 4 ил.



Фиг. 3

RU 2 139 438 C1

RU 2 139 438 C1



(19) **RU** <sup>(11)</sup> **2 139 438** <sup>(13)</sup> **C1**  
 (51) Int. Cl.<sup>6</sup> **F 02 K 9/12**

RUSSIAN AGENCY  
 FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: 97119760/06, 26.11.1997  
 (24) Effective date for property rights: 26.11.1997  
 (46) Date of publication: 10.10.1999  
 (98) Mail address:  
 659322, Altajskij kraj, Bijsk,  
 ul.Sotsialisticheskaja 1, FNPTs "Altaj"

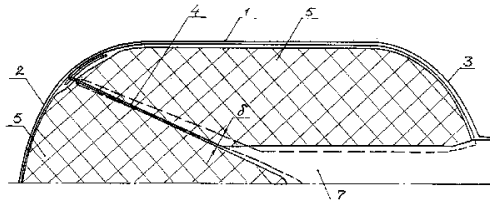
(71) Applicant:  
 Federal'nyj nauchno-proizvodstvennyj tsentr  
 "Altaj"  
 (72) Inventor: Zharkov A.S.,  
 Anisimov I.I., Shtukmaster B.Ja., Mar'jash  
 V.I., Krivenko O.A., Nalimova G.M.  
 (73) Proprietor:  
 Federal'nyj nauchno-proizvodstvennyj tsentr  
 "Altaj"

(54) **SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINE**

(57) Abstract:

FIELD: construction of sustainer stages.  
 SUBSTANCE: engine has casing with end plates, charge fastened with casing and provided with blind central passage. Charge is divided by combustible partition into two parts. Combustible partition is made in form of curvilinear surface with central hole symmetrical relative to longitudinal axis of engine. Cross-section area of partition decreases in way of rear end plate; front portion of charge and partition are fastened with front end plate. It is preferable to make partitions in form of truncated cone. Proposed engine may be used for high aspect ratio and low aspect ratio. EFFECT: enhanced

efficiency of rocket engine due to reduction of stressed deformed state of charge in area of passage and in area of fastening the charge with casing; possibility of approaching engine charge-to-weight ratio to level of ratio of high stages. 2 cl, 4 dwg, 1 tbl



Фиг. 3

RU 2 139 438 C1

RU 2 139 438 C1

Изобретение относится к ракетной технике и может быть использовано в конструкциях маршевых ступеней ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ).

Конструктивное оформление современных маршевых РДТТ в большинстве случаев базируется на канальных конструкциях крупногабаритных зарядов цилиндрического типа с эллиптическими (заполняющими днища корпуса двигателя) торцами (Фиг. 1). Подобные конструкции зарядов позволяют обеспечить коэффициент заполнения двигателя топливом не более 0,90 - 0,95 (М.Баррер и др., Ракетные двигатели, М, Оборонгиз, 1962 г., с. 298).

Дальнейшее усовершенствование весовых характеристик (увеличение коэффициента заполнения двигателя топливом) зарядов двигателей больших и средних удлинений (отношение длины  $L$  к радиусу корпуса  $b$  - 3...6) со сквозным каналом может реализоваться за счет дополнительного размещения топлива в канале заряда. Уменьшение диаметра канала неизбежно приводит к увеличению прочностной напряженности заряда и недопустимо высоким требованиям к прочностным и деформационным характеристикам используемого топлива. Наиболее рациональным в данном случае может оказаться использование цилиндрических конструкций с несквозным каналом.

Известен (фиг. 2) твердотопливный ракетный двигатель малых удлинений, принятый за прототип, содержащий корпус с днищами, скрепленный с корпусом заряд, имеющий центральный несквозной канал (Aerospace Daily, 1980, 5/11, vol. 101, N 25, p.188 A - русский перевод "Ракетная и космическая техника" N 35, 1980, с. 12).

Анализ применимости такой моноблочной конструкции для зарядов больших и средних удлинений показал, что в этом случае появляются проблемы прочностного характера, обусловленные наличием концентрации деформаций в вершине глухого канала. Эта зона становится более опасной (в 1,3 - 1,6 раза) по сравнению с центральной областью канала, что связано с необходимостью скрепления переднего торца заряда с днищем высокодеформативного корпуса, которое существенно догружает зону законцовки канала при работе двигателя.

Задачей предлагаемого технического решения является разработка твердотопливного ракетного двигателя имеющего заряд с несквозным каналом, который может применяться в конструкциях со средним и высоким уровнем удлинений  $L/b$  - 3...6 (первые и вторые ступени РДТТ), повышающего эффективность использования ракетных комплексов за счет снижения напряженно-деформированного состояния заряда в зоне канала и в зоне скрепления заряда с корпусом, и позволяющего одновременно приблизить коэффициент заполнения двигателя топливом к достигнутому уровню коэффициентом заполнения высоких ступеней 0,97 - 0,98.

Поставленная задача решается заявляемой конструкцией твердотопливного ракетного двигателя, содержащего корпус с днищами, скрепленный с корпусом заряд, имеющий центральный несквозной канал,

причем заряд разделен перегородкой на две части, перегородка предусмотрена сгораемая, раскреплена непосредственно от частей заряда и выполнена в виде криволинейной поверхности с центральным отверстием, симметричной относительно продольной оси двигателя, площадь поперечного сечения которой убывает в направлении заднего днища, при этом передняя часть заряда и перегородка скреплены с передним днищем,

Предпочтительным является выполнение перегородки в виде усеченного конуса.

Отличительными признаками предлагаемой конструкции от прототипа являются: разделение заряда на две части, не извлекаемой после формования, сгораемой при работе двигателя перегородкой, не скрепленной непосредственно с топливом и скрепленной с передним днищем, с которым также скреплена бесканальная часть заряда, площадь поперечного сечения этой части убывает в направлении заднего днища.

Таким образом, заявляемый твердотопливный ракетный двигатель соответствует критерию "новизна".

Сравнение предлагаемого твердотопливного ракетного двигателя с прототипом и другими конструкциями показало, что не известно техническое решение, в котором бы имело место предложенное сочетание конструктивных элементов. Но именно совокупность отличительных от прототипа признаков с остальными существенными признаками заявляемого изобретения позволяет для широкого класса зарядов ( $L/b > 1$ ) достичь не только повышение коэффициента заполнения топливом двигателя, как в прототипе, по сравнению со штатными конструкциями со сквозным каналом, но и одновременно снизить напряженно-деформированное состояние заряда в центральной зоне канала и в зоне скрепления заряда с корпусом.

Эффект снижения напряженно-деформированного состояния достигается за счет устранения нависающей торцевой поверхности и формирования вместо нее утопленной конфигурации переднего торца задней части заряда, реализации возможности взаимного перемещения частей заряда в зоне размещения перегородки.

Предложенная совокупность признаков позволяет наилучшим образом использовать внутренний объем корпуса двигателя, применять заглушенный канал для размещения большего количества топлива в конструкциях первых и вторых ступеней двигателей средних и больших удлинений и повысить в конечном счете эффективность ракетных комплексов.

Это дает основание считать заявляемое техническое решение обладающим изобретательским уровнем.

Размещение дополнительной массы топлива в двигателе позволит увеличить полный импульс тяги при заданном пассивном весе корпуса либо снизить пассивный вес двигателя (за счет сокращения его длины) при заданной массе заряда. Следствием этого является увеличение эффективности РДТТ в виде увеличения дальности полета или веса полезной нагрузки. Снижение напряженно-деформированного состояния

заряда позволит увеличить гарантийные сроки эксплуатации и надежность функционирования РДТТ.

Заявляемое изобретение иллюстрируется чертежами, на которых изображены:

на фиг. 3 - продольный разрез двигателя;

на фиг. 4 - схема деформирования предлагаемой конструкции двигателя при нагружении внутренним давлением.

Твердотопливный ракетный двигатель содержит корпус 1 с днищами 2 и 3, корпусом 1 скреплен заряд, перегородка 4 делит заряд на две части 5 и 6, задняя часть 6 заряда имеет центральный канал 7.

Предлагаемая конструкция твердотопливного ракетного двигателя работает следующим образом.

В процессе предстартовой эксплуатации перегородка 4, разделяя заряд на две укрепленные с корпусом 1 части 5 и 6, разгружает его от воздействия температурных нагрузок и массовых сил за счет образования свободной для формоизменения заряда зоны, прилегающей к перегородке 4.

На пассивном участке полета двигателя части заряда 5 и 6 подкрепляют и капсулируют друг друга. При воздействии осевых перегрузок за счет деформирования частей 5 и 6 заряда в зоне перегородки 4 образуется зазор  $\delta$ . Формоизменение части 5 заряда при этом сдерживается скреплением ее с поверхностью переднего днища 2.

При срабатывании воспламенителя (не показан) происходит загорание поверхности канала части 6 заряда и прилегающих к перегородке 4 поверхностей частей 5 и 6 заряда поступающими через сечение канала 7 и зазор  $\delta$  газами от воспламенителя. Возникающее внутри корпуса 1 двигателя давление от поступающих газов воздействует на поверхность канала 7 и прилегающие к перегородке 4 поверхности частей 5 и 6 заряда. Возможность свободного деформирования переднего торца части 6 заряда снижает уровень деформированного состояния в зоне канала 7.

Реализация различных режимов работы становится возможной за счет организации горения по поверхностям канала и прилегающих к перегородке частей заряда, варьирования открытой (небронированной) поверхностью в зоне перегородки и заднего торца канальной части заряда.

Основным инструментом оптимизации прочностных и внутрибаллистических параметров заявляемой конструкции является линейный размер (вдоль оси двигателя) передней части заряда, диаметр канала и угловой параметр перегородки, разделяющей в радиальном направлении заряд на две части.

С целью иллюстрации эффективности предлагаемого технического решения результаты проведенного расчета кольцевых деформаций на канале и сдвиговых

$$\frac{p}{\sigma_{ns}}$$

напряжений  $\sigma_{ns}$  в краевой зоне скрепления заряда с корпусом для трех типов конструкций двигателя (геометрические, жесткостные параметры и нагрузки для всех конструкций идентичны) представлены в таблице.

Расчет для заявляемой конструкции выполнен на примере использования перегородки в виде усеченного конуса, у которой образующая находится под углом  $45^\circ$  к продольной оси двигателя.

Оценка влияния "поднутрения" торца задней части заряда в зоне перегородки на уровень контактных напряжений  $\sigma_{ns}$  показывает, что происходит снижение последних более чем в 2,5 раза (4,51/1,49) по сравнению с выпуклыми торцами, характерными для штатных конструкций.

Из анализа таблицы следует, что в конструкции двигателя с зарядом, имеющим перегородку, разделяющую его на две части, в опасных зонах заряда реализуется более низкий уровень напряжений и деформаций при одновременном размещении дополнительного топлива в зоне канала (увеличение коэффициента заполнения двигателя топливом на 0,03) в сравнении со штатными конструкциями и приближения его к достигнутому уровню коэффициента высоких ступеней.

Скрепленная с передним днищем передняя бесканальная часть заряда в прочностном отношении является слабо напряженной зоной, не регламентирующей условия эксплуатации твердотопливного ракетного двигателя и требования к характеристикам топлива.

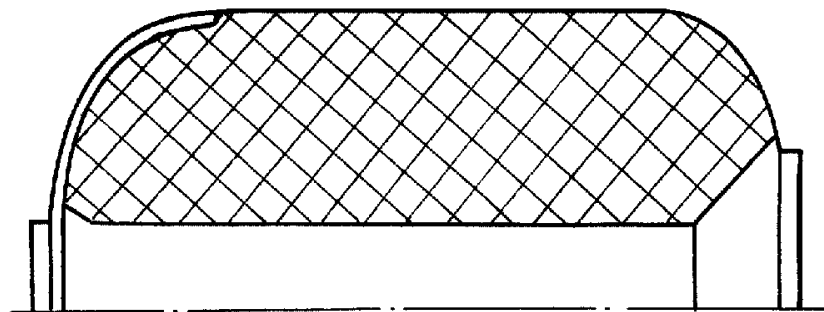
Таким образом, предлагаемое техническое решение практически реализуемо, создание таких конструкций является задачей актуальной и перспективной, поскольку в этом случае повышается эффективность использования ракетных комплексов и, следовательно, заявляемое изобретение обладает промышленной применимостью.

#### Формула изобретения:

1. Твердотопливный ракетный двигатель, содержащий корпус с днищами, скрепленный с корпусом заряд, имеющий центральный несквозной канал, отличающийся тем, что заряд разделен перегородкой на две части, перегородка предусмотрена сгораемая, раскреплена непосредственно от частей заряда и выполнена в виде криволинейной поверхности с центральным отверстием, симметричной относительно продольной оси двигателя, площадь поперечного сечения которой убывает в направлении заднего днища, при этом передняя часть заряда и перегородка скреплена с передним днищем.

2. Твердотопливный ракетный двигатель по п.1, отличающийся тем, что перегородка выполнена в виде усеченного конуса.

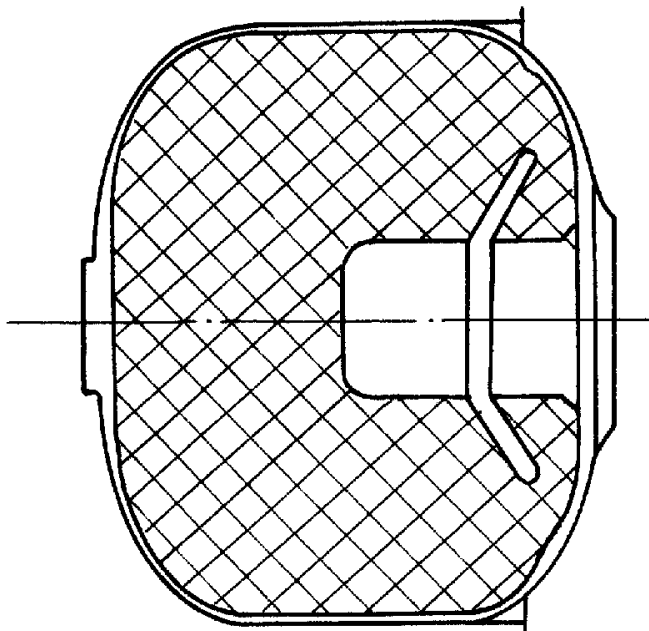
Опасная зона	Параметр	Конструкция двигателя с зарядом		
		со сквозным каналом	с глухим каналом	с глухим каналом и перегородкой
1	$\varepsilon_{ca}^p, \%$	7,5	12,3	7,3
2	$G_{ns}^p, \text{кгс/см}^2$	1,94	4,51	1,49
	$G_{ns}^{N_2}, \text{кгс/см}^2$	1,54	0,65	0,65



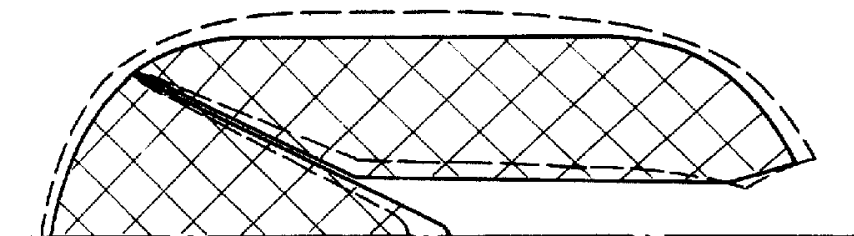
Фиг. 1.

RU 2139438 C1

RU 2139438 C1



Фиг. 2.



Фиг. 4