РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 326 338** (13) **C2**

(51) МПК
F42B 15/00 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2006124318/02, 06.07.2006**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
06.07.2006

(43) Дата публикации заявки: **20.01.2008**

(45) Опубликовано: **10.06.2008 Бюл. № 16**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2247310 C1, 27.02.2005. RU 2074361 C1, 27.02.1997. US 3605549 A, 20.11.1968. DE 2721248 A1, 01.12.1977. RU 2167385 C1, 20.05.2001.**

Адрес для переписки:
300001, г.Тула, Щегловская засека, ГУП "Конструкторское бюро приборостроения"

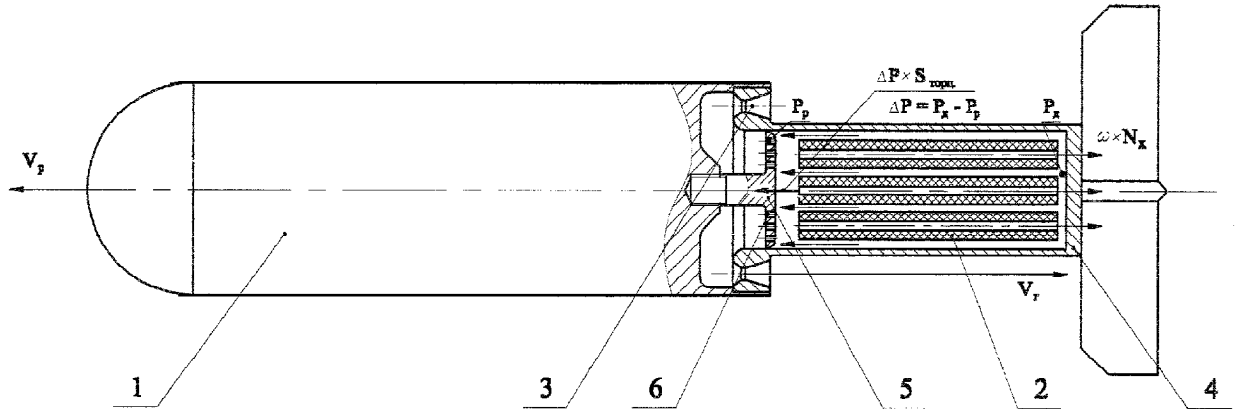
(72) Автор(ы):
Замарахин Василий Анатольевич (RU),
Калесник Дмитрий Львович (RU),
Коликов Владимир Анатольевич (RU),
Коренной Александр Владимирович (RU),
Платонова Елена Юрьевна (RU),
Флейшман Александр Вячеславович (RU),
Худяков Владимир Иванович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Государственное унитарное предприятие "Конструкторское бюро приборостроения" (RU)

(54) РАКЕТА

(57) Реферат:

Изобретение относится к области ракетной техники и может найти применение в ракетах с двигателями, работающими на твердом топливе. Технический результат - повышение надежности ракеты с двигателем, в котором используется вкладной заряд твердого топлива, за счет исключения возможности разрушения заряда. Ракета содержит полезную нагрузку и состыкованный с ней двигатель с камерой сгорания, в которой размещен заряд твердого топлива, и сопловый блок. Сопловой блок расположен у переднего торца двигателя, а камера сгорания выполнена в виде стакана и разделена на две полости перегородкой с газоходными каналами, суммарная площадь которых определяется из математических выражений. Перегородка в камере сгорания размещена за сопловым блоком, а заряд помещен в камеру сгорания в полость за перегородкой со стороны заднего торца двигателя. Продукты сгорания топлива в камере сгорания двигателя перепускают в направлении движения ракеты. При этом создают перепад давления в соответствии с первым математическим выражением. За счет этого компенсируют действующие на заряд сжимающие усилия, уравновешивая действие инерционных сил от действующей на ракету осевой перегрузки. 1 ил.



RU 2326338 C2

RU 2326338 C2

RUSSIAN FEDERATION

(19) **RU** (11) **2 326 338** (13) **C2**

(51) Int. Cl.
F42B 15/00 (2006.01)

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2006124318/02, 06.07.2006**

(24) Effective date for property rights: **06.07.2006**

(43) Application published: **20.01.2008**

(45) Date of publication: **10.06.2008 Bull. 16**

Mail address:
300001, g.Tula, Shcheglovskaja zaseka, GUP "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija"

(72) Inventor(s):
Zamarakhin Vasilij Anatol'evich (RU),
Kalesnik Dmitrij L'vovich (RU),
Kolikov Vladimir Anatol'evich (RU),
Korennoj Aleksandr Vladimirovich (RU),
Platonova Elena Jur'evna (RU),
Flejshman Aleksandr Vjacheslavovich (RU),
Khudjakov Vladimir Ivanovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija" (RU)

(54) ROCKET

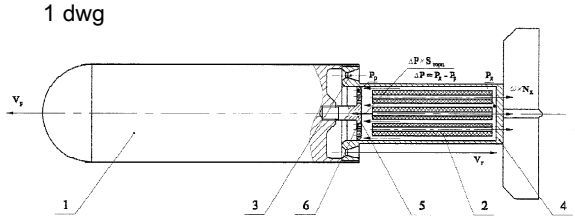
(57) Abstract:

FIELD: rocketry.

SUBSTANCE: rocket comprising a payload coupled with an engine having a combustion chamber wherein a solid-propellant charge is disposed, and a nozzle cluster. Said nozzle cluster is arranged at the engine front end and said combustion chamber is made in the form of a cup and divided into two cavities by a partition with gas ducts, the total area of them is determined on the basis of mathematical expressions. Said partition in the combustion chamber is arranged behind the nozzle cluster, and the charge is placed into the combustion chamber behind the partition at the rear end side. Fuel combustion products in the combustion chamber are bled off in the direction of movement of the rocket. A pressure difference is created therein according to the first mathematical expression. Compressing forces that acts on the charge are compensated thereby, thus equilibrating the action of inertial forces of an axial acceleration that acts on the rocket. The effect is achieved in the rocket engine, wherein an inserted solid-propellant charge is used, due to excluding the possibility of destroying the charge.

EFFECT: improving the reliability of a propulsion rocket.

1 dwg



RU 2326338 C2

RU 2326338 C2

Предлагаемое изобретение относится к области ракетной техники и может найти применение в ракетах с двигателями, работающими на твердом топливе.

Известна ракета (патент RU №2247310 C1, опубликован 27.02.2005, бюл. №6), принятая за прототип, содержащая полезную нагрузку и состыкованный с ней двигатель с камерой сгорания в виде стакана, в которой размещен заряд твердого топлива, с расположенным у переднего торца двигателя сопловым блоком.

В известной конструкции ракеты перепад давления, компенсирующий сжимающие усилия, действующие на заряд твердого топлива, создается благодаря распределенному по длине камеры сгорания и заряда газоприходу. При этом перепад давления по длине двигателя, обусловленный распределенным газоприходом, способен компенсировать сжимающие нагрузки, действующие на заряд, от перегрузки величиной (1÷3)g, создаваемой при работе двигателя для компенсации аэродинамического сопротивления снаряда. Стартовые перегрузки порядка (100÷1000)g, возникающие при разгоне снаряда до заданных значений скорости за времена порядка (0,010÷0,100) с, действующие на заряд твердого топлива и создающие сжимающие нагрузки, перепад давления по длине камеры сгорания, обусловленный распределенным газоприходом, компенсировать не может. Уменьшение площади проходного сечения для увеличения перепада невозможно в силу габаритных ограничений по наружному диаметру камеры сгорания двигателя (диаметру заряда) и длине, так как при уменьшении диаметральных размеров двигателя и заряда недопустимо возрастает длина двигателя.

Вследствие осевых сжимающих сил от действующих на заряд перегрузок порядка (100÷1000)g топливные элементы по мере сгорания заряда могут разрушаться вследствие потери устойчивости. Разрушение заряда приводит к нерасчетному повышению давления и разрушению двигателя и ракеты, что недопустимо. Если двигатель не разрушается, то резко возрастает тяга, что может привести к сбоям в работе системы управления ракеты, либо остатки топлива выбрасываются из камеры сгорания, что ведет к снижению скорости ракеты.

Задачей предлагаемого изобретения является повышение надежности ракеты с двигателем, в котором используется вкладной заряд твердого топлива, за счет исключения возможности разрушения заряда.

Поставленная задача решается тем, что в ракете, содержащей полезную нагрузку и состыкованный с ней двигатель с камерой сгорания, в которой размещен заряд твердого топлива, и сопловым блоком, при этом сопловой блок расположен у переднего торца двигателя, а камера сгорания выполнена в виде стакана, камера сгорания разделена на две полости перегородкой с газоходными каналами, суммарная площадь которых определяется из математических выражений:

$$(2 \div 3) \cdot F_{кр} \le S_{кан} \le \frac{F_{кр}}{(1{,}75 - 0{,}125 \cdot k) \cdot \lambda \cdot \left(1 - \frac{\lambda^2}{5}\right)^2},$$

$$\lambda = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{\Delta P}{P}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]},$$

где $F_{кр}$ - суммарная площадь критического сечения соплового блока;

$S_{кан}$ - суммарная площадь газоходных каналов, выполненных в перегородке;

λ - относительная скорость течения продуктов сгорания в газоходных каналах;

k - отношение теплоемкостей продуктов сгорания применяемого в двигателе топлива;

ΔP - перепад давления в газоходных каналах перегородки, которым уравновешивают действие инерционных сил от действующей на ракету осевой перегрузки и компенсируют действующие на заряд сжимающие усилия;

P - максимальное давление в камере сгорания двигателя,

при этом перегородка в камере сгорания размещена за сопловым блоком, а заряд

помещен в камеру сгорания в полость за перегородкой со стороны заднего торца двигателя.

Перегородка с газоходными каналами представляет собой источник местного гидравлического сопротивления, который обеспечивает падение давления у переднего торца заряда за счет потерь кинетической энергии газового потока при его торможении, а также обеспечивает уменьшение площади проходного сечения и разгон продуктов сгорания заряда твердого топлива до скорости, при которой будет обеспечено дополнительное снижение давления у торца заряда, обращенного к соплам, и обеспечивает перепад давления ΔP требуемой величины, представляющий собой разность давления у торца заряда, обращенного к глухому дну камеры сгорания, и давления в сечении камеры сгорания, в котором установлена перегородка с газоходными каналами, которое совпадает с торцом заряда, обращенным в сторону сопла. Перепад давления направлен от заднего дна двигателя в сторону сопел блока и создается благодаря перетеканию продуктов сгорания топлива через газоходные каналы перегородки.

Перепад давления определяется из математического выражения

$$\Delta P = \frac{\omega_{зар} \cdot N_x \cdot g}{S_{торц}},$$

где ΔP - перепад давления [Н/м^2=кг/м/с^2];

$\omega_{зар}$ - масса заряда [кг];

N_x - осевая перегрузка, действующая на ракету [-];

g - ускорение свободного падения [9,81 м/с^2];

$S_{торц}$ - площадь торцевой поверхности заряда [м^2].

Требуемая величина перепада обеспечивается за счет выбора площади газоходных каналов, выполненных в перегородке, разделяющей камеру сгорания двигателя на две полости: собственно камеру сгорания, в которой помещают заряд, и предсопловой объем.

При этом увеличение потерь энергии продуктов сгорания топлива и снижение его удельного импульса на местном гидравлическом сопротивлении компенсируются благодаря исключению возможности разрушения заряда и отсутствию выброса недогоревших остатков разрушенного заряда из камеры сгорания, так как потери удельного импульса будут значительно ниже, чем в случае без компенсации сжимающих усилий.

Сущность изобретения поясняется чертежом, где изображена схема ракеты, на которой представлены конструкция ракеты и схема сил, действующих на топливные элементы заряда.

Ракета содержит полезную нагрузку 1 и двигатель с зарядом твердого топлива 2. Сопловой блок 3 выполнен у переднего торца двигателя, состыкованного с полезной нагрузкой 1, камера сгорания 4 выполнена в виде стакана и разделена на две полости перегородкой 5 с газоходными каналами 6. Перегородка 5 размещена за сопловым блоком 3, а заряд 2 помещен в камеру сгорания в полость за перегородкой 5 со стороны заднего торца двигателя.

Работа предлагаемой ракеты осуществляется следующим образом. После воспламенения заряда 2 продукты сгорания топлива истекают через сопло 3 со скоростью $V_г$ в направлении, противоположном направлению движения ракеты, сообщая ей скорость $V_{р.}$ Возникающая при этом осевая перегрузка N_x стремится прижать заряд 2 к дну камеры сгорания 4, вызывая в нем сжимающие напряжения, максимальная величина которых достигается на опорном торце заряда. В то же время продукты сгорания топлива истекают вдоль поверхности заряда 2 в направлении соплового блока 3, совпадающем с направлением движения ракеты. Благодаря перетеканию продуктов сгорания топлива из камеры сгорания в предсопловой объем через газоходные каналы 6, выполненные в перегородке 5, создается перепад давления, действующий на заряд в направлении движения ракеты и компенсирующий инерционные силы, действующие на заряд 2.

Конструктивные параметры ракеты и двигателя определяются в каждом конкретном

случае исходя из поставленных задач и при необходимости уточняются в результате экспериментальной отработки.

При реализации предлагаемого изобретения обеспечивается повышение надежности ракеты с двигателем, в котором используется вкладной заряд твердого топлива, за счет исключения возможности разрушения заряда.

Формула изобретения

Ракета, содержащая полезную нагрузку и состыкованный с ней двигатель с камерой сгорания, в которой размещен заряд твердого топлива, и сопловым блоком, при этом сопловой блок расположен у переднего торца двигателя, а камера сгорания выполнена в виде стакана, отличающаяся тем, что камера сгорания разделена на две полости перегородкой с газоходными каналами, суммарная площадь которых определяется из математических выражений:

$$(2 \div 3) \cdot F_{кр} \le S_{кан} \le \frac{F_{кр}}{(1{,}75 - 0{,}125 \cdot k) \cdot \lambda \cdot \left(1 - \frac{\lambda^2}{5}\right)^2},$$

$$\lambda = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{\Delta P}{P}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]},$$

где $F_{кр}$ - суммарная площадь критического сечения соплового блока;

$S_{кан}$ - суммарная площадь газоходных каналов, выполненных в перегородке;

λ - относительная скорость течения продуктов сгорания в газоходных каналах;

k - отношение теплоемкостей продуктов сгорания применяемого в двигателе топлива;

ΔP - перепад давления в газоходных каналах перегородки, которым уравновешивают действие инерционных сил от действующей на ракету осевой перегрузки и компенсируют действующие на заряд сжимающие усилия;

P - максимальное давление в камере сгорания двигателя,

при этом перегородка в камере сгорания размещена за сопловым блоком, а заряд помещен в камеру сгорания в полость за перегородкой со стороны заднего торца двигателя.