РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(19) **RU** (11) **2 451 817** (13) **C1**

(51) МПК
F02K 9/24 (2006.01)

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2010145409/06, 08.11.2010**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
08.11.2010

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **08.11.2010**

(45) Опубликовано: **27.05.2012** Бюл. № **15**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2238254 C1, 20.10.2004. RU 2255862 C1, 10.07.2005. RU 2170837 C1, 20.07.2001. RU 2360895 C1, 10.07.2009. FR 2741391 A1, 23.05.1997. US 3451104 A, 24.06.1969.**

Адрес для переписки:
614113, г.Пермь, ул. Чистопольская, 16, ФГУП "Научно-исследовательский институт полимерных материалов"

(72) Автор(ы):
Куценко Геннадий Васильевич (RU),
Амарантов Георгий Николаевич (RU),
Шамраев Виктор Яковлевич (RU),
Гусева Галина Николаевна (RU),
Никитин Вячеслав Валерьевич (RU),
Самохин Владимир Степанович (RU),
Вронский Николай Михайлович (RU),
Макаров Леонид Борисович (RU),
Федосеев Сергей Юрьевич (RU),
Гершевич Марк Иосифович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Федеральное государственное унитарное предприятие "Научно-исследовательский институт полимерных материалов" (RU),
Федеральное казенное предприятие "Пермский пороховой завод" (RU)

(54) СПОСОБ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЗАРЯДА СМЕСЕВОГО ТВЕРДОГО РАКЕТНОГО ТОПЛИВА

(57) Реферат:

При изготовлении заряда смесевого твердого ракетного топлива производят нагнетание смесевого ракетного твердого топлива в пресс-форму через массопровод. В качестве пресс-формы используют корпус ракетного двигателя, внутренняя полость которого сообщена с атмосферой через стравливающие отверстия. Стравливающие отверстия выполняют в переднем днище корпуса на стыке раскрепляющей манжеты и цилиндрического рукава, бронирующего канал заряда. Со стороны стравливающих отверстий выполняют отбортовку, направленную внутрь корпуса, высота которой закрывает стравливающие отверстия, а на другом конце рукава выполняют Т-образную отбортовку для соединения массопровода с пресс-формой. Изобретение позволяет обеспечить бездефектное изготовление заряда смесевого твердого ракетного топлива, исключая капсуляцию воздуха в топливе в закрытой со всех сторон внутренней полости корпуса ракетного двигателя. 4 ил.

RU 2451817 C1

RU 2451817 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 451 817** (13) **C1**

(51) Int. Cl.
F02K 9/24 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2010145409/06, 08.11.2010**

(24) Effective date for property rights:
08.11.2010

Priority:
(22) Date of filing: **08.11.2010**

(45) Date of publication: **27.05.2012 Bull. 15**

Mail address:
614113, g.Perm', ul. Chistopol'skaja, 16, FGUP "Nauchno-issledovatel'skij institut polimernykh materialov"

(72) Inventor(s):
Kutsenko Gennadij Vasil'evich (RU),
Amarantov Georgij Nikolaevich (RU),
Shamraev Viktor Jakovlevich (RU),
Guseva Galina Nikolaevna (RU),
Nikitin Vjacheslav Valer'evich (RU),
Samokhin Vladimir Stepanovich (RU),
Vronskij Nikolaj Mikhajlovich (RU),
Makarov Leonid Borisovich (RU),
Fedoseev Sergej Jur'evich (RU),
Gershevich Mark Iosifovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Nauchno-issledovatel'skij institut polimernykh materialov" (RU),
Federal'noe kazennoe predprijatie "Permskij porokhovoj zavod" (RU)

(54) METHOD TO MANUFACTURE COMPOSITE SOLID-PROPELLANT CHARGE

(57) Abstract:

FIELD: power engineering.

SUBSTANCE: when manufacturing a composite solid propellant charge, a composite solid propellant is injected into a press mould via a stock line. The press mould is a rocket engine vessel, the inner cavity of which is connected to atmosphere via bleeding holes. Bleeding holes are arranged in the front bottom of the vessel at the joint of a detaching collar and a cylindrical sleeve, which armours the charge channel. At the side of bleeding holes flanging is arranged as directed inside the vessel, the height of which closes bleeding holes, and T-shaped flanging is arranged at the other end of the sleeve to connect the stock line to the press mould.

EFFECT: invention makes it possible to provide for defect-free manufacturing of a composite solid propellant charge, excluding air capsulation in a propellant in an inner cavity of a rocket engine vessel closed at all sides.

4 dwg

RU 2451817 C1

RU 2451817 C1

Изобретение относится к области ракетной техники, способу изготовления заряда из смесевого твердого ракетного топлива (СТРТ) методом литья под давлением.

Известен способ изготовления заряда из высоковязких составов по патенту RU №2255862 C1, B29C 45/18, 45/30. Способ включает изготовление заряда СРТТ путем подачи состава снизу в вертикальную пресс-форму при создании в ней противодавления с помощью отражателя потока объемной формы, соосно расположенного с входным отверстием пресс-формы, удаляемого из пресс-формы давлением состава в процессе изготовления. Изобретение обеспечивает бездефектное изготовление за счет исключения образования трещин и захлапывания воздуха.

Недостатком указанного способа является наличие отражателя потока объемной формы, что требует полностью открытого торца пресс-формы (в том числе и формуемого заряда), равного по диаметру отражателю, что необходимо для его удаления по окончании изготовления заряда.

Известен способ непрерывного изготовления заряда СРТТ методом литья под давлением, по патенту RU №2238254 C1, 7 C06B 21/00, взятый авторами за прототип. Недостатком указанного способа является отсутствие четко определенной связи пресс-формы с атмосферой и порядок эвакуации воздуха из внутренней полости пресс-формы, что не гарантирует бездефектного изготовления зарядов. При заполнении топлива непосредственно в корпус ракетного двигателя, имеющего сферическое переднее днище и раскрепляющую манжету, предлагаемый способ неприемлем.

Технической задачей настоящего изобретения является разработка способа изготовления заряда из СРТТ, при котором обеспечивается надежная связь внутренней полости корпуса ракетного двигателя с атмосферой и эвакуация воздуха в атмосферу, что гарантирует бездефектное изготовление зарядов.

Технический результат по предлагаемому способу достигается тем, что изготовление заряда смесевого твердого ракетного топлива включает нагнетание смесевого ракетного твердого топлива в пресс-форму через массопровод, а в качестве пресс-формы используют корпус ракетного двигателя, внутренняя полость которого связана с атмосферой через стравливающие отверстия, выполненные в переднем днище корпуса, на стыке раскрепляющей манжеты и цилиндрического рукава бронирующего канал заряда, а со стороны стравливающих отверстий делают отбортовку, направленную внутрь корпуса, высота которой закрывает стравливающие отверстия, при этом в конце рукава выполняют Т-образную отбортовку для соединения массопровода с пресс-формой. При движении топлива внутри корпуса за счет поршневого эффекта воздух вытесняется и стравливается через отверстия, находящиеся в процессе формования заряда в высшей точке днища корпуса, что обеспечивает безусловное вытеснение воздуха из полости корпуса. При подходе массы топлива к переднему днищу корпуса за счет давления отбортовка прижимается к раскрепляющей манжете, перекрывая стравливающие отверстия.

Сущность предлагаемого решения иллюстрируется чертежами. На фиг.1 представлена схема конструктивного оформления предлагаемого технического решения, где 1 - корпус ракетного двигателя, в котором 2 - переднее днище, 3 - раскрепляющая манжета, 4 - цилиндрический рукав, скрепленный с раскрепляющей манжетой, 5 - устройство для заполнения, 6 - подаваемая под давлением топливная масса.

На фиг.2 показана схема закрепления Т-образной отбортовки 7 на конце рукава в устройстве для заполнения.

На фиг.3 показано стравливающее отверстие 8, соединяющее внутреннюю полость

ракетного двигателя с атмосферой, и внутренняя отбортовка 9, предназначенная для перекрытия отверстий.

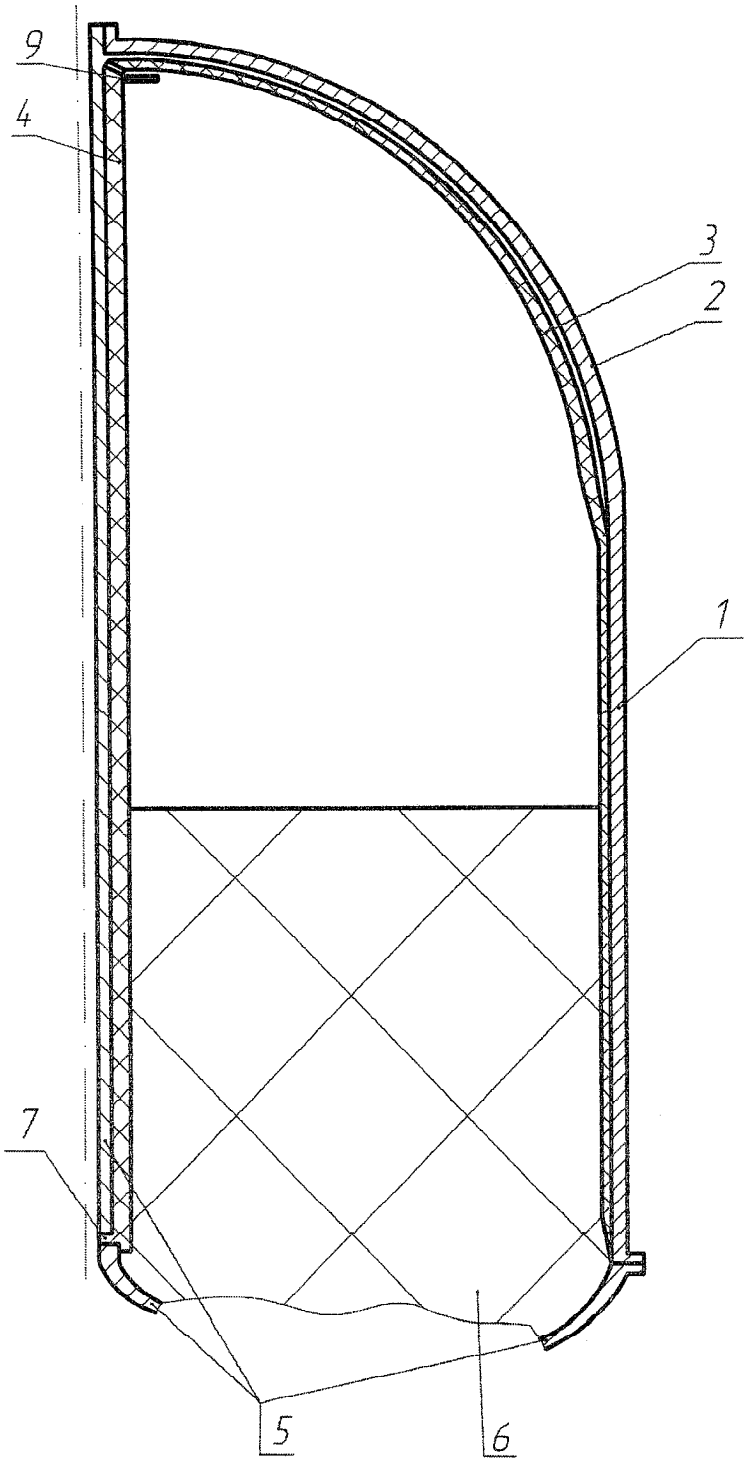
На фиг.4 представлена схема перекрытия отверстий при воздействии топливной массы под давлением на отбортовку.

Сущность изобретения в том, что при использовании вместо пресс-формы корпуса ракетного двигателя, выполненного с передним днищем и раскрепляющей манжетой, соединенной с цилиндрическим резиновым рукавом, полностью закрывающим канал заряда, сообщение внутренней полости корпуса в процессе формования заряда с атмосферой и эвакуация воздуха осуществляются через отверстия на стыке раскрепляющей манжеты и рукава. В конце рукава выполнена Т-образная отбортовка, направленная радиально к оси корпуса, которая закреплена в устройстве для заполнения, а на рукаве вблизи отверстий выполнена отбортовка, радиально направленная внутрь корпуса, высота которой превышает расстояние от отверстий. При движении топлива внутри корпуса за счет поршневого эффекта воздух вытесняется и стравливается через отверстия, находящиеся в процессе формования заряда в высшей точке переднего днища корпуса, что обеспечивает безусловное вытеснение воздуха из полости корпуса. При подходе массы топлива к переднему днищу корпуса за счет давления отбортовка прижимается к раскрепляющей манжете, перекрывая стравливающие отверстия.

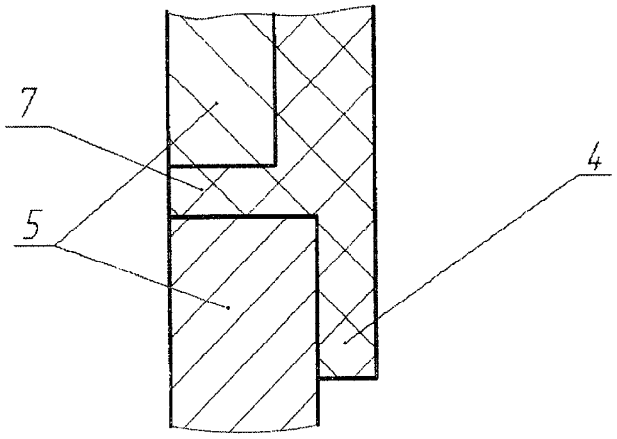
Таким образом, предлагаемое техническое решение обеспечивает бездефектное изготовление заряда СРТТ, исключая капсуляцию воздуха в топливе в закрытой со всех сторон внутренней полости корпуса ракетного двигателя. Техническое решение проверено при изготовлении опытных зарядов на ФКП "Пермский пороховой завод".

Формула изобретения

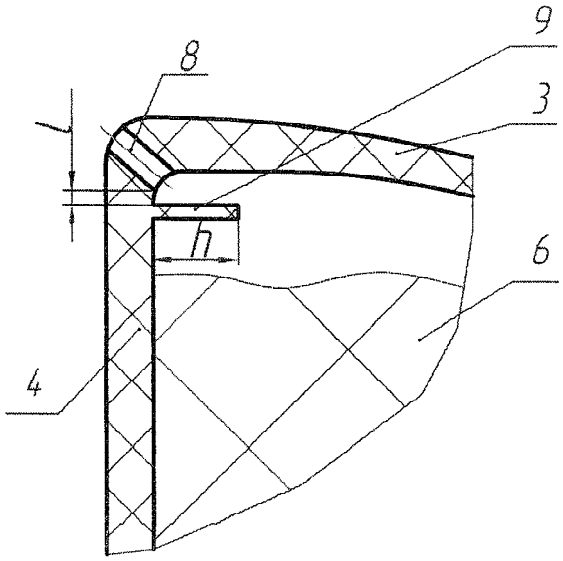
Способ изготовления заряда смесевого твердого ракетного топлива, включающий нагнетание смесевого ракетного твердого топлива в пресс-форму через массопровод, отличающийся тем, что в качестве пресс-формы используют корпус ракетного двигателя, внутренняя полость которого сообщена с атмосферой через стравливающие отверстия, выполненные в переднем днище корпуса на стыке раскрепляющей манжеты и цилиндрического рукава, бронирующего канал заряда, а со стороны стравливающих отверстий выполняют отбортовку, направленную внутрь корпуса, высота которой закрывает стравливающие отверстия, а на другом конце рукава выполняют Т-образную отбортовку для соединения массопровода с пресс-формой.



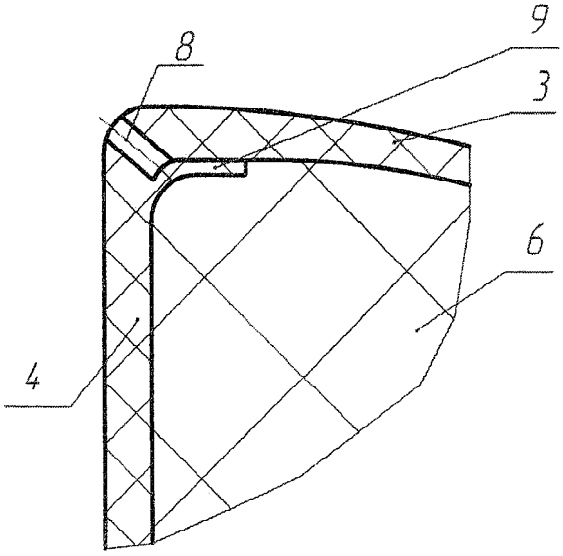
Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4