



(19) **RU** (11) **2 187 012** (13) **C2**
(51) МПК⁷ **F 02 K 9/96, G 01 M 15/00**

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **98109171/06, 13.05.1998**

(24) Дата начала действия патента: **13.05.1998**

(43) Дата публикации заявки: **20.02.2000**

(46) Опубликовано: **10.08.2002**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **US 3534597 A1, 30.04.1968. US 3265314 A1, 09.09.1966. US 4424670 A1, 10.01.1984. US 4478040 A1, 23.10.1984. US 4149404 A1, 17.04.1979. US 3543574 A1, 01.12.1970. US 3112614 A1, 03.12.1961. RU 2045675 C1, 10.10.1995. RU 2075742 C1, 20.03.1997.**

Адрес для переписки:

**614038, г.Пермь-38, ул. Академика Веденеева,
28, АО НПО "Искра"**

(71) Заявитель(и):

Открытое акционерное общество Научно-производственное объединение "Искра"

(72) Автор(ы):

**Лужков Ю.М.,
Алексенко М.Н.,
Кузнецов П.В.**

(73) Патентообладатель(ли):

Открытое акционерное общество Научно-производственное объединение "Искра"

(54) СПОСОБ ИСПЫТАНИЙ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

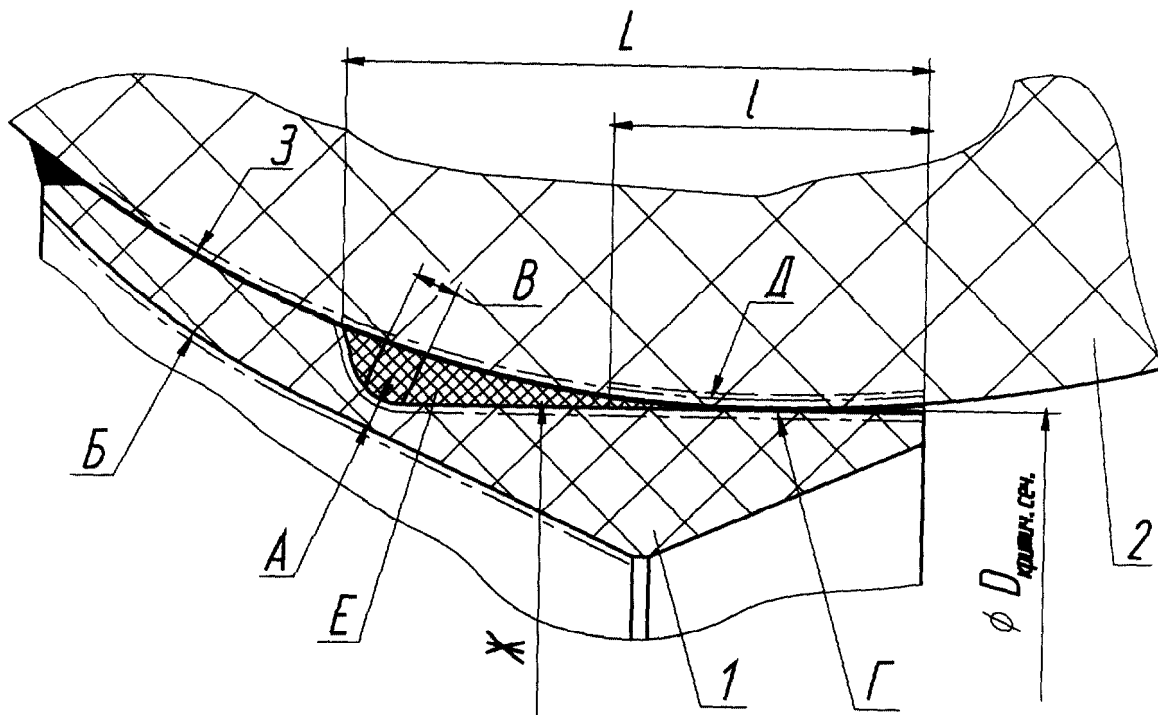
(57) Реферат:

Способ испытаний твердотопливного ракетного двигателя включает в себя запуск двигателя и измерение параметров двигателя в процессе горения заряда твердого топлива. В горловине сопла до запуска двигателя устанавливают осесимметричную вставку из эрозионно-стойкого материала с программивно разрушающейся

перемычкой при достижении заданного давления в камере сгорания. Использование изобретения позволяет за счет воздействия повышенного в заданных пределах давления подтвердить достоверность расчетных параметров работоспособности прочноскрепленного с корпусом заряда топлива. 1 ил.

RU 2 1 8 7 0 1 2 C 2

RU 2 1 8 7 0 1 2 C 2





RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 187 012** (13) **C2**
(51) Int. Cl.⁷ **F 02 K 9/96, G 01 M 15/00**

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: **98109171/06, 13.05.1998**

(24) Effective date for property rights: **13.05.1998**

(43) Application published: **20.02.2000**

(46) Date of publication: **10.08.2002**

Mail address:

**614038, g.Perm'-38, ul. Akademika Vedeneeva,
28, AO NPO "Iskra"**

(71) Applicant(s):

**Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo Nauchno-
proizvodstvennoe ob"edinenie "Iskra"**

(72) Inventor(s):

**Luzhkov Ju.M.,
Aleksenko M.N.,
Kuznetsov P.V.**

(73) Proprietor(s):

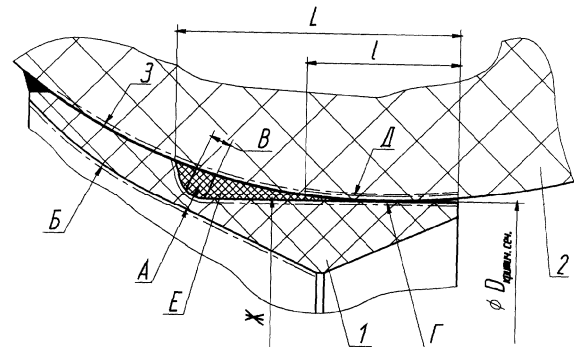
**Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo Nauchno-
proizvodstvennoe ob"edinenie "Iskra"**

(54) **METHOD OF TESTING SOLID PROPELLANT ROCKET ENGINE**

(57) Abstract:

FIELD: rocketry; testing methods. SUBSTANCE: method of testing includes starting of engine and checking engine parameters in process of combustion of solid propellant charge. Axially symmetrical insert made of erosion-resistant material with bridge breakable to program at preset pressure in combustion chamber is installed in nozzle neck before starting the engine. EFFECT: possibility of confirming designed parameters of serviceability of propellant charge reliably connected with housing owing to exposure to higher pressure within

preset limits. 1 dwg



RU 2 1 8 7 0 1 2 C 2

RU 2 1 8 7 0 1 2 C 2

Изобретение относится к ракетной технике и может быть использовано при отработке твердотопливных ракетных двигателей.

В процессе отработки ракетных двигателей возникла проблема - оценить прочность заряда топлива по внутреннему каналу и прочность скрепления заряда с корпусом при предельных значениях давления и градиента нарастания давления на начальном участке работы двигателя.

Известен способ испытаний твердотопливного ракетного двигателя, заключающийся в том, что в двигателе на определенном отрезке времени создают давление, превышающее расчетное (см. патент США N 3534597, МПК G 01 M 15/00).

Задача испытаний заключается в том, чтобы испытать элементы конструкции двигателя на предельных режимах его работы. В данном случае испытываемым элементом двигателя являлась конструкция сопла. Максимальное давление в двигателе при реализации этого способа, взятого за прототип, обеспечивается за счет развития поверхности заряда.

Известный способ испытаний, заключающийся в повышении давления в камере сгорания за счет развития поверхности заряда, имеет существенный недостаток - сложность изготовления заряда, приводящая к повышению стоимости проведения испытаний.

Технической задачей настоящего изобретения является упрощение испытаний, снижение стоимости их проведения.

Технический результат достигается тем, что в способе испытаний твердотопливного ракетного двигателя, основанном на повышении (на определенном отрезке времени) давления в камере сгорания, включающем запуск двигателя, измерение параметров двигателя в процессе горения заряда твердого топлива, в горловине (в критическом сечении) сопла до запуска двигателя устанавливается осесимметричную вставку с программированно разрушающейся перемычкой при достижении заданного повышенного в течение определенного времени давления в камере сгорания.

Введение указанного элемента в конструкцию позволяет подтвердить работоспособность прочноскрепленного заряда топлива при допустимых предельных давлениях в камере сгорания.

Приведенный чертеж поясняет описываемый способ.

Вставка 1 из эрозионностойкого материала, например ЭПАНа, устанавливается на сопрягаемую поверхность (поверхность 3) на упругоэластичный слой, например герметик, в горловине сопла 2. При этом для обеспечения лучшего вылета вставки на поверхности Д на длине I наносится антиадгезив, например 5%-ый раствор полиизобутилена П200 в нефрасе.

Перед установкой вставки 1, с целью исключения изгибающих напряжений в программированно разрушающейся перемычке (размер А) от давления истекающих газов, производится заполнение паза Е уносимым материалом, например асбестовым шнуром ШАОН, пропитанным клеем, например К-153, без наполнителя или жесткой резиной, например Р-374М.

С целью повышения надежности вылета вставки при заданном давлении на поверхности Г также наносится антиадгезив.

Кольцевой паз Е является следствием выполнения перемычки (размер А). При этом получение требуемой толщины перемычки, исходя из условия предварительного выполнения поверхности Б возможно двумя способами:

- способ I - варьированием размера L на диаметре Ж с последующим заполнением паза Е, применяется при окончательном значении размера А:

- способ II - в заполненном пазу Е после получения предварительного в допустимых пределах размера А, выполняется кольцевая канавка В. При этом заполнение канавки В проводится после предварительной укладки в канавку антиадгезива, например фторопластовой пленки.

Толщина перемычки определяется исходя из условия обеспечения ее прочности до достижения заданного давления в камере сгорания. Требования по установке

обеспечиваются технологией.

Проведенные испытания подтвердили эффективность предложенного способа.

Получены предельные значения давления в камере сгорания и градиента его нарастания, при которых проверена прочность заряда и прочность его скрепления с корпусом.

5

Формула изобретения

Способ испытаний твердотопливного ракетного двигателя, включающий запуск двигателя, измерение параметров двигателя в процессе горения заряда твердого топлива, отличающийся тем, что в горловине сопла до запуска двигателя устанавливают осесимметричную вставку из эрозионностойкого материала с программированно разрушающейся перемычкой при достижении заданного давления в камере сгорания.

10

15

20

25

30

35

40

45

50