



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2004115073/06, 18.05.2004

(24) Дата начала действия патента: 18.05.2004

(45) Опубликовано: 20.12.2005 Бюл. № 35

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: RU 2196244 C1, 10.01.2003.
RU 2195628 C1, 27.12.2002.
RU 2211358 C1, 27.08.2003.
SU 1547463 A1, 27.11.1996.
RU 2135812 C1, 27.08.1999.
US 3221495 A, 07.12.1965.
GB 1468814 A, 30.03.1977.

Адрес для переписки:

614038, г.Пермь, ул. Акад. Веденеева, 28,
ОАО НПО "Искра"

(72) Автор(ы):

Крылов А.Д. (RU),
Лужков Ю.М. (RU),
Мохова С.В. (RU),
Мелехин А.Г. (RU),
Рябков А.П. (RU),
Смольников В.В. (RU)

(73) Патентообладатель(ли):

Открытое акционерное общество Научно-
производственное объединение "Искра" (RU)

(54) ЗАГЛУШКА СОПЛА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

(57) Реферат:

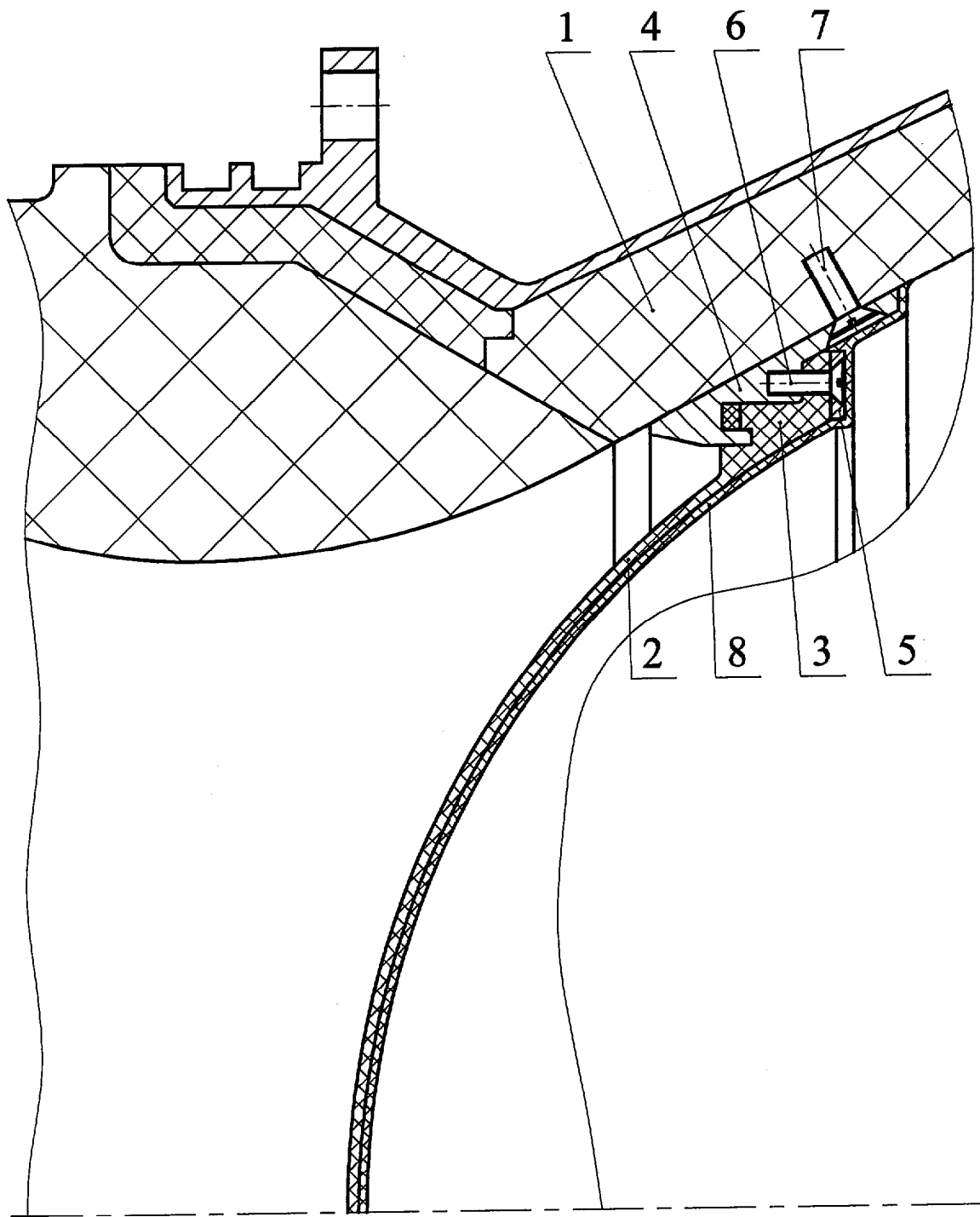
Заглушка сопла ракетного двигателя содержит сферическую мембрану, закрепленную на стенке сверхзвуковой части сопла и обращенную выпуклой стороной сферы в сторону камеры двигателя. Толщина сферической мембраны определяется

зависимостью

$$\delta_{\text{сф}} = k \cdot R_{\text{сф}} \cdot \sqrt{\frac{p}{E}}, \text{ где } k =$$

1,6...1,8 - эмпирический коэффициент; $R_{\text{сф}}$ - радиус сферы; p - давление срабатывания заглушки; E - модуль упругости материала мембраны. Изобретение обеспечит целостность и герметичность заглушки при воздействии на нее давления газов от порохового аккумулятора давления, а также, после запуска ракетного двигателя, обеспечит расчетный уровень давления вскрытия заглушки и существенно меньший уровень давления газов порохового аккумулятора давления при минимальной массе вылетающих частей. 1 ил.

RU 2 2 6 6 4 2 5 C 1



RU 2 2 6 6 4 2 5 C 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: **2004115073/06, 18.05.2004**

(24) Effective date for property rights: **18.05.2004**

(45) Date of publication: **20.12.2005 Bull. 35**

Mail address:

**614038, g.Perm', ul. Akad. Vedeneeva, 28,
OAO NPO "Iskra"**

(72) Inventor(s):

**Krylov A.D. (RU),
Luzhkov Ju.M. (RU),
Mokhova S.V. (RU),
Melekhin A.G. (RU),
Rjabkov A.P. (RU),
Smol'nikov V.V. (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo Nauchno-
proizvodstvennoe ob"edinenie "Iskra" (RU)**

(54) **ROCKET ENGINE NOZZLE COVER**

(57) Abstract:

FIELD: rocket engine.

SUBSTANCE: proposed nozzle cover of rocket engine contains spherical diaphragm secured on wall of supersonic part of nozzle and pointed by convex side of sphere to engine chamber. Thickness of spherical diaphragm is defined by

$$\delta_{sph} = k \cdot R_{sph} \cdot \sqrt{\frac{p}{E}}$$

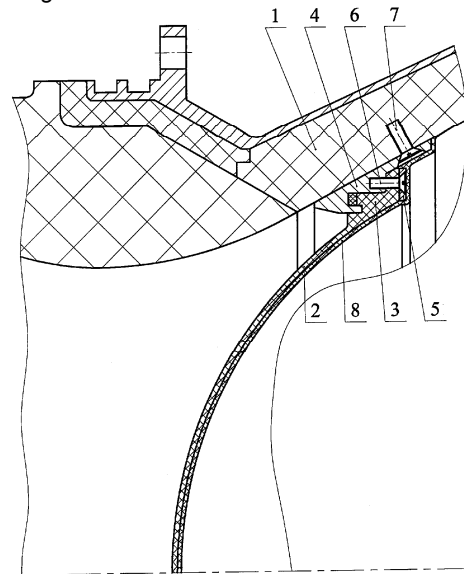
where $k=1.6-1.8$ is

empirically determined coefficient; R_{sph} is radius

of sphere; p is cover operating pressure; E is modulus of elasticity of material of diaphragm. Invention provides integral and tightness of cover exposed to action of pressure of gases from powder pressure accumulator and after starting of rocket engine and designed level of cover opening pressure and considerably lower level of gas pressure of powder pressure accumulator at minimum mass of ejected parts.

EFFECT: provision of integrity and tightness of nozzle cover.

1 dwg



RU 2 266 425 C1

RU 2 266 425 C1

Изобретение относится к ракетной технике и может быть использовано при разработке заглушек сопел ракетных двигателей, стартующих из пускового контейнера при помощи порохового аккумулятора давления (ПАД).

Известна заглушка, установленная в сверхзвуковой расширяющейся части сопла, способная воспринимать давление газов ПАД и вскрываться при запуске двигателя за счет применения винтов, разрушаемых по калиброванной шейке (см. книгу «Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе», под общей редакцией чл.-корр. Российской академии наук, доктора техн. наук, проф. Л.Н.Лаврова, Москва, «Машиностроение», 1993, рис.3.36, стр.162).

Недостатком данной конструкции является большая масса заглушки, которая при вылете может нанести повреждения пусковой установке.

Известна заглушка, в которой для уменьшения массы вылетающих частей применяется лепестковая мембрана (см. рис.3.37, стр.163 вышеуказанной книги). Эта заглушка включает в себя сферическую мембрану с радиально расходящимися от центра ослабленными сечениями. При запуске двигателя мембрана разрушается только по ослабленным сечениям, лепестки заглушки раскрываются по потоку продуктов сгорания и сгорают в процессе работы.

Недостатком данной конструкции является то, что она не может воспринимать большое давление от газов ПАД при старте из пускового контейнера.

Известна заглушка, содержащая сферическую мембрану с радиально расходящимися от центра ослабленными сечениями, которая опирается на арочную сферическую конструкцию, состоящую из отдельных клинообразных элементов, которые удерживаются внешним кольцом (принята за прототип, см. патент на изобретение №2196244 от 10.01.2003 г., F 16 L 37/28).

Недостатком данной конструкции заглушки является большая суммарная масса вылетающих при вскрытии мембраны элементов, способных в совокупности нанести повреждения пусковой установке.

Технической задачей данного изобретения является создание конструкции заглушки, способной выдерживать высокое давление газов ПАД при старте из пускового контейнера, а затем после запуска двигателя обеспечивать расчетный уровень давления срабатывания, существенно меньший давления газов ПАД, при минимальной массе вылетающих частей.

Технический результат достигается тем, что заглушка сопла ракетного двигателя содержит сферическую мембрану, закрепленную на стенке сверхзвуковой части сопла таким образом, что выпуклой стороной сферы она обращена в сторону камеры двигателя, а толщина сферической мембраны определяется зависимостью

$$\delta_{сф} = k \cdot R_{сф} \cdot \sqrt{\frac{p}{E}}$$

где $k=1,6...1,8$ - эмпирический коэффициент;

$R_{сф}$ - радиус сферы;

p - давление срабатывания заглушки;

E - модуль упругости материала мембраны.

При воздействии газов ПАД сферическая мембрана работает на растяжение от внутреннего давления, а при запуске ракетного двигателя -на устойчивость от внешнего камерного давления.

Использование при определении толщины мембраны указанной зависимости с учетом данных, полученных при экспериментальной отработке, позволяет обеспечить расчетный уровень давления срабатывания при минимальной массе вылетающих частей, а конструкция заглушки при этом способна выдерживать уровень давления газов ПАД, существенно больший давления срабатывания.

На чертеже изображена конструкция предлагаемой заглушки. Внутри сопла 1 установлена заглушка, представляющая собой сферическую мембрану 2, на большем диаметре которой выполнен стыковочный фланец 3 с посадочными местами под

уплотнение и для крепления с кольцом 4. Фланец 3 прикреплен к кольцу 4 с помощью кольца 5 и винтов 6, при этом выпуклая поверхность сферы обращена в сторону камеры двигателя. Мембрана 2 с фланцем 3 выполнены, например, из стеклопластика, а кольца 4 и 5 - из алюминиевого сплава.

5 Кольцо 4 заглушки на герметизирующем составе вклеено в сопло 1 и для надежности соединения подкреплено винтами 7. Поверхность заглушки, обращенная к срезу сопла 1, на которую при старте воздействуют газы ПАД, защищена покрытием 8.

Работает заглушка следующим образом.

10 При старте ракетного двигателя газы ПАД воздействуют непосредственно на сферическую мембрану 2 заглушки, работающую при этом на растяжение. Нагрузка от мембраны 2 через фланец 3 передается на кольцо 4 и далее на раструб сопла 1.

15 После выхода из пускового контейнера происходит запуск двигателя. Продукты сгорания двигателя воздействуют на сферическую мембрану 2 заглушки, работающую при этом на сжатие и которая при расчетном давлении теряет устойчивость, разрушается в заданном месте (по месту перехода сферы во фланец 3) и с расчетной допустимой массой вылетает из сопла 1, исключая опасное воздействие на пусковую установку. Масса вылетающей сферической части заглушки оказывается существенно меньше массы вылетающих частей прототипа. Фланец 3, кольца 4, 5 и винты 6, 7 сгорают при дальнейшей работе двигателя в потоке продуктов сгорания.

20 Автономные испытания стеклопластиковых мембран заглушки со следующими параметрами:

$$\delta_{сф}=1,1...1,2 \text{ мм};$$

$$R_{сф}=160 \text{ мм};$$

$$p=4,5...6,0 \text{ кгс/см}^2;$$

25 $E=280000...295000 \text{ кгс/см}^2$

показали, что оптимальные значения эмпирического коэффициента находятся в диапазоне $k=1,6...1,8$. При этом масса вылетающей части составила не более 0,15 кг.

30 Автономные испытания по оценке несущей способности сферической мембраны заглушки для случая ее работы на растяжение от воздействия газов ПАД показали, что она способна выдержать давление не менее 20 кгс/см², что более чем в 3 раза выше расчетного давления срабатывания.

35 Таким образом, предлагаемая заглушка способна сохранять целостность и герметичность при воздействии на нее газов ПАД, обеспечивать расчетный уровень давления вскрытия существенно меньший давления газов ПАД, при минимальной массе вылетающих частей.

Формула изобретения

40 Заглушка сопла ракетного двигателя, содержащая сферическую мембрану, закрепленную на стенке сверхзвуковой части сопла, отличающаяся тем, что мембрана закреплена таким образом, что выпуклой стороной сферы она обращена в сторону камеры двигателя, а толщина сферической мембраны определяется зависимостью

$$\delta_{сф}=k \cdot R_{сф} \cdot \sqrt{\frac{p}{E}}$$

45 где $k=1,6...1,8$ - эмпирический коэффициент; $R_{сф}$ - радиус сферы; p - давление срабатывания заглушки; E - модуль упругости материала мембраны.