

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

F02K 9/34 (2020.02)

(21)(22) Заявка: 2019116617, 29.05.2019

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
29.05.2019Дата регистрации:
05.06.2020

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 29.05.2019

(45) Опубликовано: 05.06.2020 Бюл. № 16

Адрес для переписки:

614038, г. Пермь, ул. Академика Веденеева, 28,
ПАО Научно-производственное объединение
"Искра", Центр инновационного развития

(72) Автор(ы):

Бондаренко Сергей Александрович (RU),
Дергачёв Александр Анатольевич (RU),
Соколов Павел Михайлович (RU),
Бобров Александр Викторович (RU),
Лобзов Николай Николаевич (RU),
Степанов Василий Николаевич (RU),
Федулов Владимир Сергеевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Российская Федерация, от имени которой
выступает Министерство обороны
Российской Федерации (RU)(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2265560 C1, 10.12.2005. RU
2076058 C1, 27.03.1997. RU 2574702 C1,
10.02.2016. EP 1319823 A2, 18.06.2003.

(54) Ракетный двигатель на твёрдом топливе

(57) Реферат:

Изобретение относится к области машиностроения и может быть использовано в ракетно-космической технике при разработке ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ). В ракетном двигателе на твердом топливе, содержащем корпус из композиционного материала, включающий днище с металлическим фланцем и соединенный с металлическим фланцем газоход, размещенный в пристыкованном к корпусу хвостовом отсеке, газоход соединен с хвостовым отсеком радиальными стяжками, скрепленными своими концами с наружной

поверхностью газохода и внутренней поверхностью хвостового отсека. При этом один из концов каждой стяжки скреплен шарнирно, в средней части стяжек выполнено ослабленное сечение. Предлагаемое техническое решение позволяет повысить надежность функционирования РДТТ и обеспечить его работоспособность в условиях высоких перегрузок на траектории движения изделия за счет соединения газохода с хвостовым отсеком стяжками. 1 з.п. ф-лы, 4 ил.



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
F02K 9/34 (2020.02)

(21)(22) Application: **2019116617, 29.05.2019**

(24) Effective date for property rights:
29.05.2019

Registration date:
05.06.2020

Priority:

(22) Date of filing: **29.05.2019**

(45) Date of publication: **05.06.2020** Bull. № 16

Mail address:

**614038, g. Perm, ul. Akademika Vedeneeva, 28,
PAO Nauchno-proizvodstvennoe obединenie
"Iskra", Tsentr innovatsionnogo razvitiya**

(72) Inventor(s):

**Bondarenko Sergej Aleksandrovich (RU),
Dergachev Aleksandr Anatolevich (RU),
Sokolov Pavel Mikhajlovich (RU),
Bobrov Aleksandr Viktorovich (RU),
Lobzov Nikolaj Nikolaevich (RU),
Stepanov Vasilij Nikolaevich (RU),
Fedulov Vladimir Sergeevich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Rossijskaya Federatsiya, ot imeni kotoroj
vystupaet Ministerstvo oborony Rossijskoj
Federatsii (RU)**

(54) **ROCKET ENGINE WITH SOLID FUEL**

(57) Abstract:

FIELD: machine building.

SUBSTANCE: invention relates to machine building and can be used in rocket and space engineering in development of solid-propellant rocket engines (SPRE). In a solid-propellant rocket engine comprising a housing from a composite material, comprising a bottom with a metal flange and a gas duct connected to the metal flange and arranged in the tail compartment docked to the housing, gas duct is connected with tail section by radial ties fixed by their ends to gas duct outer surface

and inner surface of tail section. At that, one end of every brace is articulated. Weakened cross-section is made in middle part of couplers.

EFFECT: proposed technical solution allows improving operating reliability of SPRE and ensuring its serviceability under conditions of high overloads on trajectory of product movement due to connection of gas duct with tail section by ties.

1 cl, 4 dwg

RU 2 722 994 C1

RU 2 722 994 C1

Изобретение относится к области машиностроения и может быть использовано в ракетно-космической технике при разработке ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ).

Из технической литературы известен размещенный в межступенчатом отсеке ракеты ракетный двигатель твердого топлива, содержащий корпус и сопло. (Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе / Под общ. ред. чл.-корр. РАН, д-ра техн. наук, проф. Л.Н. Лаврова - М.: «Машиностроение», 1993, 1993. - 215 с, ил.; стр. 55-56, рис. 2.5-2.7).

Наиболее близким к заявленному изобретению по технической сущности и взятым за прототип является ракетный двигатель твердого топлива (патент РФ №2265560 от 07.01.2003), содержащий корпус из композиционного материала (КМ) с узлом стыка и сопло, размещенное в пристыкованном к корпусу хвостовом отсеке ракеты.

При этом следует отметить, что рассмотренное соединение корпуса из КМ с соплом предусматривает «традиционную» компоновку РДТТ.

В общем уровне техники известны конструкции ракетных двигателей твердого топлива, которые предусматривают длинный газоход для размещения, например, рулевых машинок между раструбом сопла и корпусом ракетного двигателя.

Известно техническое решение «Корпус ракетного двигателя из полимерных материалов с газоходом» (патент РФ №2574702 от 10.02.2016), содержащий корпус из композиционного материала, включающий днище с металлическим фланцем и соединенный с металлическим фланцем газоход с соплом.

В такой конструкции РДТТ при действии поперечных перегрузок, например, при транспортировке, а также в полете со значительными траекторными перегрузками, возникают повышенные динамические нагрузки, которые передаются на корпус РДТТ. В результате этого, по контактной поверхности фланца с днищем корпуса РДТТ могут возникать сдвигающие напряжения, приводящие как к поперечному смещению газохода вместе с фланцем корпуса, так и к возможному отслоению хвостовика металлического фланца от днища корпуса из КМ. Поперечное смещение приводит к нарушению программного полета, а при наличии отслоений при работе РДТТ возможно проникновение продуктов сгорания топлива в полости отслоений, и может произойти прогар с аварийным разрушением корпуса.

Технической проблемой настоящего изобретения является повышение надежности работы ракетных двигателей твердого топлива с длинным газоходом.

Технический результат заключается в повышении надежности функционирования РДТТ с газоходом за счет соединения газохода с хвостовым отсеком радиальными стяжками.

Технический результат достигается тем, что в ракетном двигателе на твердом топливе, содержащем корпус из композиционного материала, включающий днище с металлическим фланцем, и соединенный с металлическим фланцем газоход, размещенный в пристыкованном к корпусу хвостовом отсеке, газоход соединен с хвостовым отсеком радиальными стяжками, скрепленными своими концами с наружной поверхностью газохода и внутренней поверхностью хвостового отсека. При этом один из концов каждой стяжки скреплен шарнирно, в средней части стяжек выполнено ослабленное сечение.

В ракетном двигателе на твердом топливе стяжки могут быть установлены наклонно относительно плоскости, перпендикулярной оси двигателя, со смещением конца крепления стяжки с наружной поверхностью газохода в сторону днища корпуса из композиционного материала

Отличительные признаки технического решения являются существенными.

Соединение газохода с хвостовым отсеком ракеты радиальными стяжками, скрепленными своими концами с наружной поверхностью газохода и внутренней поверхностью хвостового отсека позволяет исключить поперечное смещение газохода вместе с фланцем корпуса, развитие возможных отслоений хвостовика металлического фланца от силовой оболочки корпуса ракетного двигателя, увеличить жесткость соединения металлического фланца с днищем корпуса при полете ракетного двигателя.

Шарнирное крепление одного из концов стяжек к внутренней поверхности хвостового отсека или наружной поверхности газохода и ослабленное сечение в средней части стяжек позволяют минимизировать изгибные напряжения в стяжках при перемещении газохода, а, следовательно, и осевое усилие на металлический фланец.

Установка стяжек наклонно относительно плоскости, перпендикулярной оси двигателя, со смещением конца крепления стяжки с наружной поверхностью газохода в сторону днища корпуса из композиционного материала позволяет обеспечить приемлемый уровень деформации стяжек в зоне упругости материала при их натяжении в процессе перехода ракетного двигателя на твердом топливе из начального положения в рабочее.

Сущность изобретения поясняется чертежами.

На фиг. 1 показано сечение ракетного двигателя в начальном положении стяжек.

Ракетный двигатель на твердом топливе содержит корпус из КМ 1, включающий днище 2 с металлическим фланцем 3 и газоход 4, размещенный в пристыкованном к корпусу хвостовом отсеке 5. Газоход соединен с хвостовым отсеком стяжками 6, скрепленными своими концами с наружной поверхностью газохода 4 и внутренней поверхностью хвостового отсека 5, при этом один из концов каждой стяжки скреплен шарнирно 7, причем в средней части стяжек выполнено ослабленное сечение 8.

На фиг. 2 показано сечение ракетного двигателя в рабочем положении стяжек.

На фиг. 3 показано сечение ракетного двигателя в начальном положении наклонных стяжек.

На фиг. 4 показано сечение ракетного двигателя в рабочем положении наклонных стяжек.

В начальном положении ракетного двигателя к стяжке приложено усилие натяжения, которое достигается затяжкой гайки 9 на резьбовом конце стяжки при ее креплении к хвостовому отсеку.

После запуска двигателя в процессе нарастания внутреннего давления в корпусе из КМ происходит переход ракетного двигателя на твердом топливе из начального положения в рабочее. При этом днище корпуса из КМ с фланцем и закрепленным к нему газоходом перемещается вдоль оси двигателя, и точки крепления стяжек с наружной поверхностью газохода смещаются относительно точек крепления стяжек с хвостовым отсеком (L_1). За счет шарнирного закрепления одной из концов стяжек и податливости средней части стяжек за счет ослабленного сечения, происходит изгиб стяжек и последующее натяжение в зоне упругой деформации ослабленного сечения, что обеспечивает радиальную разгрузку металлического фланца корпуса из КМ.

В связи с уменьшением нагрузок на консольное соединение газохода с металлическим фланцем увеличивается жесткость соединения металлического фланца с днищем корпуса, что снижает интенсивность воздействия динамических нагрузок на корпус двигателя и исключает поперечное смещение газохода вместе с фланцем корпуса и развитие возможных отслоений хвостовика металлического фланца от силовой оболочки корпуса при транспортировании двигателя, его собственной работе и при полете ракеты с

неработающим двигателем.

Возможность улучшения эксплуатационных характеристик заявляемого технического решения дополняется частным случаем исполнения.

Для достижения высокого уровня жесткости соединения металлического фланца с днищем корпуса необходимо применение стяжек из высокопрочных материалов. Такие материалы, как правило, имеют малое относительное удлинение в зоне упругой деформации. При значительном осевом перемещении газохода в процессе перехода ракетного двигателя на твердом топливе из начального положения в рабочее, необходима компенсация начального натяжения стяжек.

Задача решается установкой стяжек наклонно относительно плоскости, перпендикулярной оси двигателя со смещением конца крепления стяжки с наружной поверхностью газохода в сторону днища корпуса из композиционного материала.

По мере перемещения газохода (L_2) наклон стяжек относительно плоскости, перпендикулярной оси двигателя, уменьшается, натяжение стяжек снижается до минимального. Далее наклон стяжек относительно этой плоскости увеличивается в сторону среза газохода, повышается натяжение стяжек до достижения расчетного значения в рабочем положении двигателя.

Величина смещения конца крепления стяжки с наружной поверхностью газохода в сторону днища корпуса из композиционного материала и момент затяжки гайки выбираются из условия приемлемого уровня деформации стяжек в начальном и рабочем положении с учетом действующих нагрузок, а также геометрических и прочностных параметров ослабленного сечения стяжки.

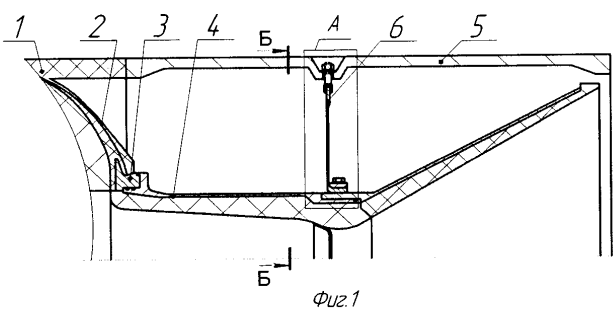
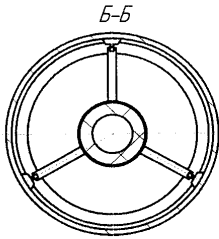
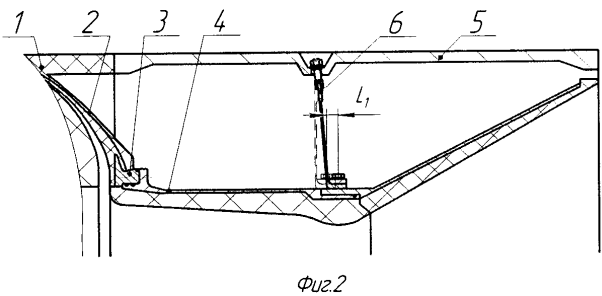
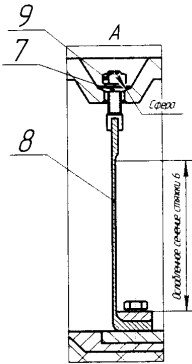
Таким образом, предлагаемое техническое решение позволяет повысить надежность работы конструкции РДТТ с длинным газоходом.

(57) Формула изобретения

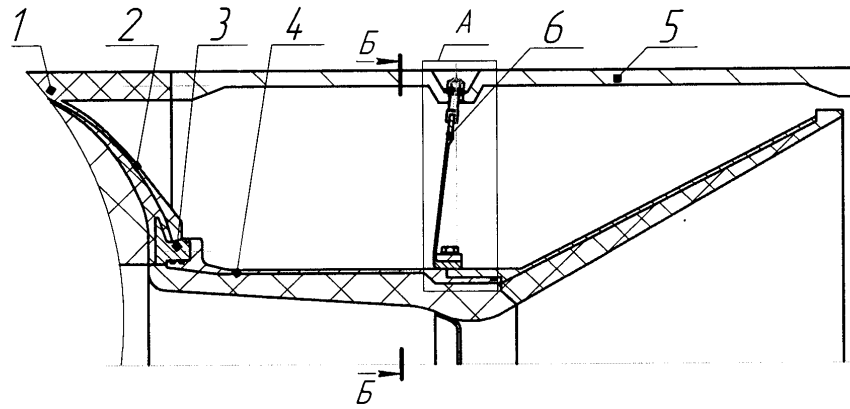
1. Ракетный двигатель на твердом топливе, содержащий корпус из композиционного материала, включающий днище с металлическим фланцем и соединенный с металлическим фланцем газоход, размещенный в пристыкованном к корпусу хвостовом отсеке ракеты, отличающийся тем, что газоход соединен с хвостовым отсеком радиальными стяжками, скрепленными своими концами с наружной поверхностью газохода и внутренней поверхностью хвостового отсека, при этом один из концов каждой стяжки скреплен шарнирно, причем в средней части стяжек выполнено ослабленное сечение.

2. Ракетный двигатель на твердом топливе по п. 1, отличающийся тем, что стяжки установлены наклонно относительно плоскости, перпендикулярной оси двигателя, со смещением конца крепления стяжки с наружной поверхностью газохода в сторону днища корпуса из композиционного материала.

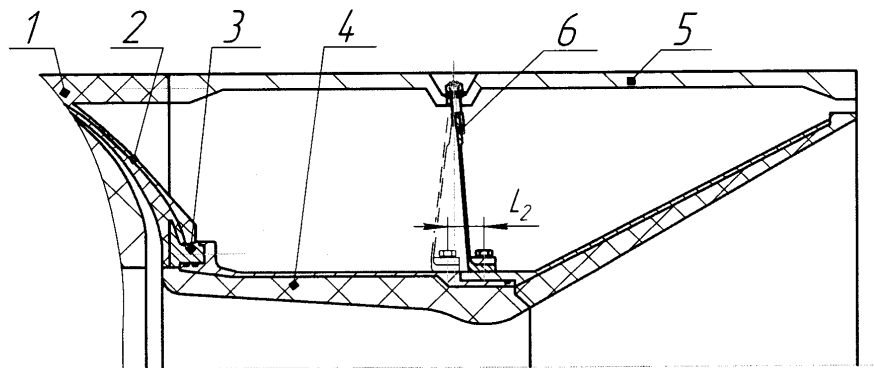
1



2



Фиг. 3



Фиг. 4