



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК  
F02K 9/62 (2018.08)

(21)(22) Заявка: 2017146960, 28.12.2017

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
28.12.2017

Дата регистрации:  
12.03.2019

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 28.12.2017

(45) Опубликовано: 12.03.2019 Бюл. № 8

Адрес для переписки:  
394006, г. Воронеж, ул. Ворошилова, 20,  
Акционерное общество "Конструкторское  
бюро химв автоматики", начальнику отдела

(72) Автор(ы):

Кафарена Павел Викторович (RU),  
Космачева Валентина Петровна (RU),  
Хрисанфов Сергей Петрович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Акционерное общество "Конструкторское  
бюро химв автоматики" (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете  
о поиске: RU 2568854 C1, 20.11.2015. RU  
2493412 C1, 20.09.2013. RU 2183762 C1,  
20.06.2002. US 3094072 A1, 18.06.1963. US  
4815279 A, 23.03.1989.

(54) КАМЕРА ЖРД

(57) Реферат:

Изобретение относится к жидкостным ракетным двигателям, работающим на первой и второй ступенях ракетоносителя. Камера ЖРД, содержащая корпус, состоящий из цилиндрической части, дозвуковой и сверхзвуковой частей сопла, смесительную головку с подводными магистралями компонентов топлива и центральное тело с каналами тракта охлаждения, расположенное в дозвуковой части камеры, согласно изобретению центральное тело, установленное с помощью уплотнительных элементов в центральной части смесительной головки с расположением профилированной концевой части в районе

критического сечения, соединено с поршнем регулятора критического сечения, при этом регулятор закреплен на корпусе смесительной головки, а магистраль подвода охладителя соединена с каналами тракта охлаждения на наружной поверхности внутренней стенки центрального тела, которые соединены отверстиями с его внутренней полостью и выходным коллектором охладителя на регуляторе. Изобретение обеспечивает повышение эффективности за счет увеличения удельного импульса тяги двигателя по всей траектории полета. 3 ил.

RU 2 681 733 C1

RU 2 681 733 C1



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC  
*F02K 9/62 (2018.08)*

(21)(22) Application: **2017146960, 28.12.2017**

(24) Effective date for property rights:  
**28.12.2017**

Registration date:  
**12.03.2019**

Priority:

(22) Date of filing: **28.12.2017**

(45) Date of publication: **12.03.2019** Bull. № 8

Mail address:  
**394006, g. Voronezh, ul. Voroshilova, 20,  
Aktionernoe obshchestvo "Konstruktorskoe byuro  
khimavtomatiki", nachalniku otdela**

(72) Inventor(s):

**Kafarena Pavel Viktorovich (RU),  
Kosmacheva Valentina Petrovna (RU),  
Khrisanfov Sergej Petrovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Aktionernoe obshchestvo "Konstruktorskoe  
byuro khimavtomatiki" (RU)**

(54) **CAMERA LPR**

(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: invention relates to liquid-propellant rocket engines operating in the first and second stages of the launch vehicle. LPR chamber containing a body consisting of a cylindrical part, subsonic and supersonic parts of the nozzle, a mixing head with underwater lines of the fuel components and a central body with channels of the cooling path located in the subsonic part of the chamber, according to the invention, the central body, installed by means of sealing elements in the central part of the mixing head with the location of the profiled end part in the region of the critical section, is connected

to the piston of the critical section regulator, while the regulator is fixed on the body of the mixing head, and the supply line of the cooler is connected to the channels of the cooling path on the outer surface of the inner wall of the central body, which are connected by openings to its inner cavity and the outlet header of the cooler on the regulator.

EFFECT: invention provides increased efficiency by increasing the specific thrust of the engine throughout the flight path.

1 cl, 3 dwg

RU 2 681 733 C1

RU 2 681 733 C1

Изобретение относится к жидкостным ракетным двигателям, работающим на первой и второй ступенях ракетносителя.

Использование на первых ступенях ракет сопел с неизменной степенью расширения приводит к потерям тяги: у Земли (до 20%) - за счет перерасширения продуктов сгорания, на высоте - за счет недорасширения.

К числу известных способов, позволяющих повысить эффективность работы ЖРД по траектории полета относятся:

- вдув генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла;
- выдвижение щитков в сверхзвуковую часть сопла;
- изменение степени расширения за счет выдвижных насадков;
- использование удаляемой вставки с земным профилем сопла, описанной по авторскому свидетельству №315198;
- расположение индивидуальных камер сгорания вокруг центрального тела;
- использование камер с кольцевым критическим сечением, расположенным вокруг центрального тела.

Все перечисленные способы имеют существенные недостатки, так как не позволяют повышать удельный импульс тяги по всей траектории полета, значительно увеличивают массу и габариты двигателя. Кроме того, при удалении элементов конструкции двигателя в полете в плотных слоях атмосферы требует отчуждения большой площади земельного участка в районе их падения.

Известно регулирование тяги двигателя путем изменения расхода, изложенное в книге Г.Б. Синярев и М.В. Добровольский «Жидкостные ракетные двигатели» на стр. 150-151 «Регулирование сопла при изменении тяги двигателя путем изменения расхода» - принятое за прототип.

В описанной конструкции прототипа изменение расхода осуществляется за счет профилированной иглы (или центрального тела), перемещающегося в сопле до выходного сечения вдоль оси двигателя.

Недостатком данного прототипа является необходимость выдвижения иглы по всей длине дозвуковой и сверхзвуковой частей сопла до выходного сечения, что требует создания специального устройства, обеспечивающего выдвижение иглы на всю длину сопловой части, а также, ввиду большой консоли, приводит к большим колебаниям иглы не только в районе выходного сечения сопла, но и в районе критического сечения. Кроме того, обеспечить надежное охлаждение иглы и ее прочностные характеристики в высокотемпературном сверхзвуковом потоке ЖРД в настоящее время невозможно.

Кроме того, целесообразно с точки зрения повышения эффективности двигателя при уменьшении площади критического сечения повышать давление в камере.

Предлагаемое изобретение устраняет указанные недостатки прототипа и решает техническую задачу по повышению эффективности в виде удельного импульса тяги двигателя по всей траектории полета, не увеличивая массу двигателя.

Поставленная техническая задача решается тем, что камера ЖРД, содержащая корпус, состоящий из цилиндрической части, дозвуковой и сверхзвуковой частей сопла, смесительную головку с подводными магистралями компонентов топлива и центральное тело с каналами тракта охлаждения, расположенное в дозвуковой части камеры, согласно изобретению, центральное тело, установленное с помощью уплотнительных элементов в центральной части смесительной головки с расположением профилированной концевой части в районе критического сечения, соединено с поршнем регулятора критического сечения, при этом регулятор закреплен на корпусе смесительной головки, а магистраль подвода охладителя соединена с каналами тракта

охлаждения на наружной поверхности внутренней стенки центрального тела, которые соединены отверстиями с его внутренней полостью и выходным коллектором охладителя на регуляторе.

5 Сущность предлагаемого изобретения поясняется схемами, показанными на фиг. 1, 2 и 3.

Камера ЖРД (фиг. 1) содержит корпус 1 с трактом охлаждения и подводными магистральями 2, смесительную головку 3 с магистралью подвода 4, регулятор критического сечения 5 с подводной 6 и отводной 7 магистральями охлаждения, центральное тело 8 с внутренней стенкой 9, содержащей каналы тракта охлаждения 10 и отверстия 11, соединенные с внутренней полостью 12 и наружной стенкой 13 с отверстиями 14, поршень 15 и подводную магистраль 16 управления давлением.

На фиг. 2 показаны уплотнительные элементы 17, 18, расположенные в центральной части регулятора 5.

15 На фиг. 3 показаны уплотнительные элементы 19, 20, 21, расположенные в смесительной головке 3.

Камера ЖРД работает следующим образом.

По команде «Запуск» в соответствии с циклограммой работы двигателя охладитель поступает в подводную магистраль 6 регулятора критического сечения 5, а затем через отверстия 14 в наружной стенке 13 центрального тела 8 в каналы 10 внутренней стенке 9 центрального тела 8 и через отверстия 11 во внутреннюю полость 12 центрального тела 8, а затем в регулятор 5 в отводную магистраль 7.

25 Одновременно с поступлением охладителя в регулятор 5 и на охлаждение центрального тела 8 в соответствии с циклограммой работы двигателя поступают компоненты топлива в подводную магистраль 4, расположенную на смесительной головке 3 и в подводную магистраль 2, расположенную на корпусе 1. При поступлении компонентов топлива в смесительную головку 3 происходит их воспламенение, и двигатель выходит на расчетный режим.

30 При работе у Земли в плотных слоях атмосферы центральное тело 8 находится в исходном состоянии перед критическим сечением сопла. По мере удаления ракетоносителя от Земли, в соответствии с циклограммой работы двигателя и подъема ракеты, подается команда в подводную магистраль 16 управления давлением, после чего возрастает давление и приводится в движение поршень 15, соединенный с центральным телом 8. Профилированная концевая часть центрального тела 8 постепенно, в соответствии с циклограммой работы двигателя, входит в критическое сечение корпуса 1. При этом изменяется (уменьшается) площадь критического сечения и пропорционально возрастает давление в камере (при сохранении постоянного расхода продуктов сгорания).

40 При работе двигателя в разреженных слоях атмосферы профилированная часть центрального тела 8 будет находиться в конечном положении, при этом в камере будет достигнуто расчетное значение давления и в соответствии с этим будет увеличено давление продуктов сгорания в сверхзвуковой части сопла камеры, что приведет к повышению эффективности в виде удельного импульса тяги.

45 Проведенные в АО КБХА огневые испытания экспериментальной установки с центральным телом тягой 2 тс подтвердили эффективность ее работы и показали повышение удельного импульса тяги на втором режиме примерно на 6 ед.

Таким образом, использование в камере подвижного центрального тела с профилированной концевой частью повышает эффективность работы двигателя в виде повышения удельного импульса тяги по всей траектории полета, не увеличивая

существенно массу двигателя.

(57) Формула изобретения

Камера жидкостного ракетного двигателя, содержащая корпус, состоящая из  
5 цилиндрической части, дозвуковой и сверхзвуковой частей сопла, смесительную головку  
с подводными магистралями компонентов топлива и центральное тело с каналами  
тракта охлаждения, расположенное в дозвуковой части камеры, отличающаяся тем,  
что центральное тело, установленное с помощью уплотнительных элементов в  
10 центральной части смесительной головки с расположением профилированной концевой  
части в районе критического сечения, соединено с поршнем регулятора критического  
сечения, при этом регулятор закреплен на корпусе смесительной головки, а магистраль  
подвода охладителя соединена с каналами тракта охлаждения на наружной поверхности  
внутренней стенки центрального тела, которые соединены отверстиями с его внутренней  
15 полостью и выходным коллектором охладителя на регуляторе.

15

20

25

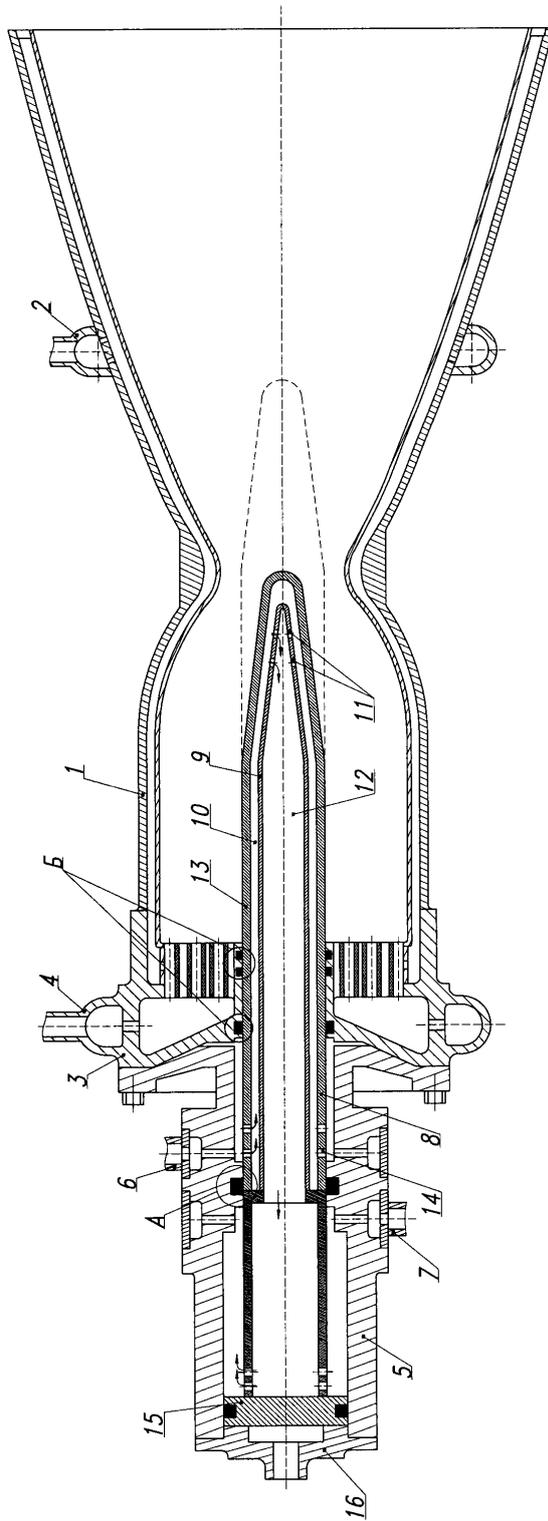
30

35

40

45

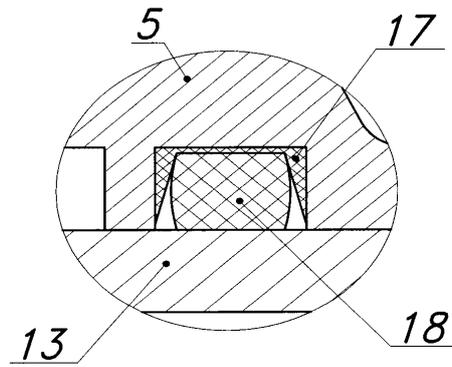
Камера ЖРД



Фиг. 1

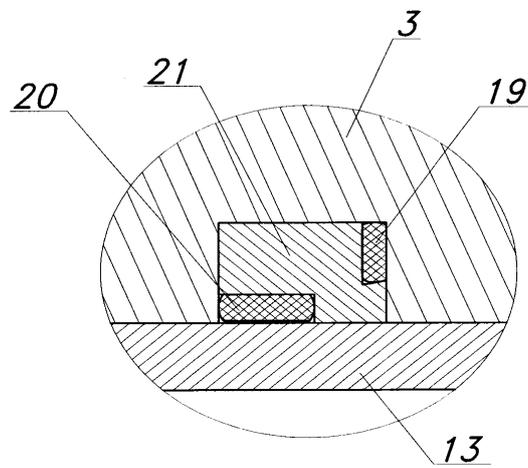
Камера ЖРД

Вид А



Фиг. 2

Вид Б



Фиг. 3