



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

**(12) ОПИСАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ МОДЕЛИ К ПАТЕНТУ**

(52) СПК  
*F02K 9/64 (2018.08)*

(21)(22) Заявка: **2017121521, 19.06.2017**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
**19.06.2017**

Дата регистрации:  
**30.11.2018**

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **19.06.2017**

(45) Опубликовано: **30.11.2018** Бюл. № 34

Адрес для переписки:

**192284, Санкт-Петербург, ул. Загребский  
бульвар, 5, корп. 1, кв. 29, Колычеву Алексею  
Васильевичу**

(72) Автор(ы):

**Никоноров Филипп Алексеевич (RU),  
Нечаев Михаил Игоревич (RU),  
Колычев Алексей Васильевич (RU),  
Керножицкий Владимир Андреевич (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

**Общество с ограниченной ответственностью  
"Термоэмиссионные Турбины" (RU)**

(56) Список документов, цитированных в отчете  
о поиске: **RU 2253150 C1, 10.08.2005. RU  
2303155 C2, 20.07.2007. EP 1203879 A2,  
08.05.2002. JP 2008101534 A, 01.05.2008. JP  
60290888 A, 04.07.1987.**

(54) **Устройство охлаждения ракетного двигателя**

(57) Реферат:

Полезная модель относится к ракетной технике и может быть использована при создании ракетных двигателей, в частности жидкостного, твердотопливного, детонационного и электрического ракетного двигателя.

Устройство системы охлаждения ракетного двигателя, включающее в составе камеру сгорания и сопло, на обращенную ко внутреннему объему поверхность камеры сгорания и сопла, выполненных из электропроводящих и жаропрочных материалов, нанесен слой из материала с низкой работой выхода, при этом эмиссионный слой, камера сгорания и сопло образуют катод, на выходе из сопла расположен анод, состоящий из токопроводящей подложки и слоя восприятия электронов, причем анод электрически последовательно связан с катодом, через источник электроэнергии, при этом анод находится в механическом контакте с соплом через слой электроизоляции. Анод электрически последовательно связан с катодом через

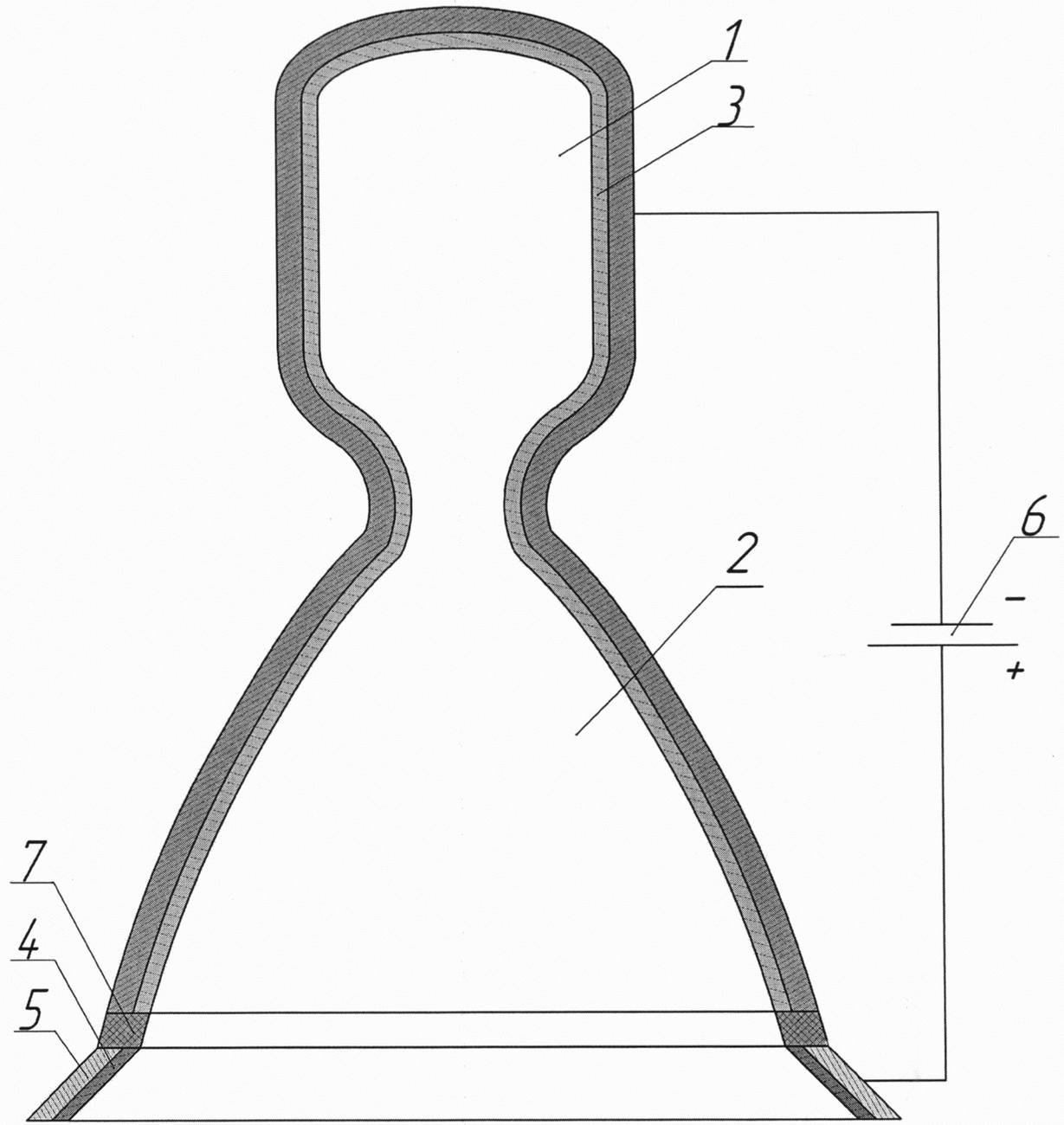
электрическую нагрузку, а работа выхода электронов слоя восприятия анода ниже работы выхода электронов эмиссионного слоя.

Технический эффект данной полезной модели заключается в том, что повышается надежность ракетного двигателя за счет снижения температуры стенки, уменьшения температурных градиентов и температурных напряжений. Кроме того, заявляемая система охлаждения ракетного двигателя можно применять совместно с другими системами охлаждения, например конвективного. Это позволяет применять заявленную полезную модель в двигателях многократного применения, например в составе многоразовых ракетносителей. Предлагаемое устройство охлаждения возможно применять и при создании ракетных двигателей с соплами внешнего горения и расширения, поскольку решается проблема создания их системы охлаждения при большей рабочей поверхности. 1 з.п. ф-лы, 1 ил.

**RU 185328 U1**

**RU 185328 U1**

RU 185328 U1



RU 185328 U1

Полезная модель относится к ракетной технике и может быть использована при создании ракетных двигателей, в частности жидкостного, твердотопливного, детонационного и электрического ракетного двигателя.

5 Известна система охлаждения, приведенная в Энциклопедии "Космонавтика" под редакцией В.П. Глушко (Издательство: М.: Советская Энциклопедия, 1985 г. - 528 с. на с. 115 завесного типа, которая включает в своем составе систему щелей, через которые продавливается компонент топлива. В результате жидкость взаимодействует с продуктами сгорания жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), таким образом, что тепловая энергия от сгорания идет на испарение этого компонента.

10 Недостатком данного метода является сложность в изготовлении и эксплуатации, что приводит к высокой стоимости и низкому уровню надежности.

Прототипом заявленного полезной модели является устройство абляционного охлаждения, описанная на стр. 152 в книге «Жидкостные ракетные двигатели» (Волков Е.Б., Головков Л.Г., Сырицын Т.А., М.: Воениздат, 592 с. - 1970 г.)

15 Устройство охлаждения состоит из камеры сгорания и сопла, а на их внутреннюю поверхность нанесен слой из абляционного материала.

Устройство прототипа работает следующим образом:

При работе ЖРД стенки с абляционным слоем (покрытием) начинают нагреваться. При высоких температурах абляционный слой начинает претерпевать фазовые переходы  
20 (плавиться, испаряться или возгоняться напрямую) забирая тем самым тепловую энергию, поступающую от продуктов сгорания топлива. Сам абляционный слой при этом разрушается. Частицы абляционного слоя отделяются от оставшегося абляционного слоя и уносятся с потоком рабочего тела ЖРД в окружающую среду.

Недостатками двигателя по прототипу является низкая надежность и долговечность  
25 устройства охлаждения и ЖРД в целом по причине уноса абляционного слоя, изменению на данной основе формы обращенных к внутреннему объему поверхностей камеры сгорания и сопла, что может привести к усилению неравномерного нагрева оставшегося абляционного слоя, возникновению в нем значительных температурных напряжений и деформаций, преждевременному его разрушению. Также возможно воздействие  
30 отделившихся частиц абляционного слоя на другие участки поверхности камеры сгорания и сопла с вероятностью их повреждения и разрушения.

Технической задачей, вытекающей из критики аналога и прототипа, является увеличение надежности системы охлаждения ЖРД.

Техническая задача решается тем, что устройство охлаждения ракетного двигателя,  
35 включающее камеру сгорания и сопло с нанесенным, на обращенную к внутреннему объему поверхность камеры сгорания и сопла, слоем, при этом камера сгорания и сопло выполнены из материалов с высокой жаропрочностью и электропроводностью, слой, нанесенный на обращенную к внутреннему объему поверхность камеры сгорания и сопла выполнен из материала с низкой работой выхода электронов и представляет  
40 собой эмиссионный слой, при этом эмиссионный слой, камера сгорания и сопло образуют катод, на выходе из сопла расположен анод, состоящий из токопроводящей подложки анода и слоя восприятия, электронов, причем анод электрически последовательно через источник электроэнергии связан с катодом, при этом анод находится в механическом контакте с соплом через слой электроизоляции. Анод электрически последовательно  
45 связан с катодом через электрическую нагрузку, а работа выхода электронов слоя восприятия электронов ниже работы выхода электронов эмиссионного слоя.

При работе ракетного двигателя, камера сгорания и сопло с эмиссионным слоем нагреваются до температур, при которых с поверхности эмиссионного слоя начинают

выходить электроны. В результате, происходит охлаждение эмиссионного слоя, камеры сгорания и сопла.

Вышедшие электроны попадают в поток частично ионизированного рабочего тела. Далее при взаимодействии с потоком рабочего тела и полем от источника электроэнергии электроны направляются в сторону анода. Чем выше напряжение от источника электроэнергии, тем больше эмиссия и электронное охлаждение. Далее электроны при взаимодействии с электрическим полем от источника электроэнергии и частично ионизированного, движущегося с большой скоростью рабочего тела ракетного двигателя, направляются к аноду. При попадании на анод, электроны через слой восприятия электронов, токопроводящую подложку анода, источник электроэнергии, снова возвращаются на катод и цикл охлаждения повторяется снова.

Анод располагается в механическом контакте с соплом, через слой электроизоляции.

Заявляемая полезная модель может функционировать с одновременным получением электрической энергии. Для этого вместо источника электроэнергии можно установить электрическую нагрузку, в которой электроны эмиссии смогут совершать полезную работу, что обуславливает их охлаждение. Иными словами, в данном случае часть тепловой энергии нагрева эмиссионного слоя, стенки камеры сгорания и сопла преобразуется в электрическую энергию. Для этого также необходимо, чтобы работа выхода электронов слоя восприятия электронов была ниже работы выхода электронов эмиссионного слоя.

Технический эффект, достигаемый в результате реализации полезной модели, заключается в том, что повышается надежность и долговечность двигателя, за счет снижения температуры и температурных напряжений стенки камеры сгорания и сопла, путем обеспечения ее электронного охлаждения при термоэлектронной эмиссии.

Заявляемая полезная модель представлена на чертеже.

Устройство охлаждения ракетного двигателя содержит камеру сгорания 1, сопло 2, эмиссионный слой 3, слой восприятия электронов 4, токопроводящую подложку анода 5, источник электроэнергии 6, слой электроизоляции 7.

Эмиссионный слой 3 предназначен для обеспечения высокой плотности тока эмиссии электронов при нагреве. Слой восприятия электронов 4 предназначен для восприятия электронов из частично ионизированного высокоскоростного потока рабочего тела. Источник электроэнергии 6 предназначен для создания напряжения между катодом и анодом, что обеспечивает более высокий уровень плотности тока эмиссии при нагреве стенки и ее электронного охлаждения. Слой электроизоляции 7 предназначен для предотвращения утечек тока с анода. Камера сгорания 1 предназначена для обеспечения протекания химических реакций горения с последующим перенаправлением их в сопло 2, которое предназначено для разгона рабочего тела до высоких скоростей.

Устройство заявленного полезной модели работает следующим образом:

При работе ракетного двигателя в камере сгорания 1 происходит процесс горения горючего и окислителя с образованием смеси газа, состоящего из продуктов сгорания - рабочего тела. При этом начинает нагреваться стенка камеры сгорания 1, стенка сопла 2 и эмиссионный слой 3.

В результате, с эмиссионного слоя 3 начинают выходить электроны, охлаждая эмиссионный слой 3 и стенку камеры сгорания 1 и сопла 2.

Вышедшие электроны попадают в движущееся рабочее тело. При взаимодействии с рабочим телом и с полем от источника электроэнергии 6 вышедшие электроны направляются к слою восприятия электронов 4. От слоя восприятия электронов 4 они поступают на токопроводящую подложку анода 5, откуда через источник

электроэнергии 6, стенку камеры сгорания 1 и сопла 2 поступают в эмиссионный слой 3, замыкая тем самым контур электронного охлаждения.

Технический эффект данного полезной модели заключается в том, что повышается надежность ракетного двигателя за счет снижения температуры стенки, уменьшения температурных градиентов и температурных напряжений. Кроме того, заявляемая система охлаждения ракетного двигателя можно применять совместно с другими системами охлаждения, например, конвективного. Это позволяет применять заявленную полезная модель в двигателях многократного применения, например, в составе многоразовых ракет-носителей.

Кроме того, предлагаемое устройство охлаждения возможно применять и при создании ракетных двигателей с соплами внешнего горения и расширения, поскольку решается проблема создания их системы охлаждения при большей рабочей поверхности.

#### (57) Формула полезной модели

1. Устройство охлаждения ракетного двигателя, включающее в составе камеру сгорания и сопло с нанесенным на обращенную ко внутреннему объему поверхность камеры сгорания и сопла слоем, отличающееся тем, что камера сгорания и сопло выполнены из материалов с высокой жаропрочностью и электропроводностью, слой, нанесенный на обращенную к внутреннему объему поверхность камеры сгорания и сопла, выполнен из материала с низкой работой выхода электронов и представляет собой эмиссионный слой, при этом эмиссионный слой, камера сгорания и сопло образуют катод, на выходе из сопла расположен анод, состоящий из токопроводящей подложки анода и слоя восприятия электронов, причем анод электрически последовательно через источник электроэнергии связан с катодом, при этом анод находится в механическом контакте с соплом через слой электроизоляции.

2. Устройство по п. 1, отличающееся тем, что анод электрически последовательно связан с катодом через электрическую нагрузку, а работа выхода электронов слоя восприятия электронов ниже работы выхода электронов эмиссионного слоя.

30

35

40

45

Устройство охлаждения ракетного двигателя

