РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 637 787**(13) **C2**

(51) МПК
F03H 99/00 (2009.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2015125508, 26.06.2015**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
26.06.2015

Дата регистрации:
07.12.2017

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **26.06.2015**

(43) Дата публикации заявки: **10.01.2017** Бюл. № 1

(45) Опубликовано: **07.12.2017** Бюл. № **34**

Адрес для переписки:
420111, г. Казань, ул. К. Маркса, 10, КНИТУ-КАИ, отдел интеллектуальной собственности

(72) Автор(ы):
Байгалиев Борис Ергазович (RU),
Черноглазова Алевтина Валентиновна (RU),
Тумаков Евгений Алексеевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ" (КНИТУ-КАИ) (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **GB 1557590 A, 12.12.1979. RU 2044925 C1, 27.09.1995. RU 2204047 C2, 10.05.2003. RU 2439359 C2, 10.01.2012. EP 1640608 A1, 29.03.2006. US 3083528 A, 02.04.1963.**

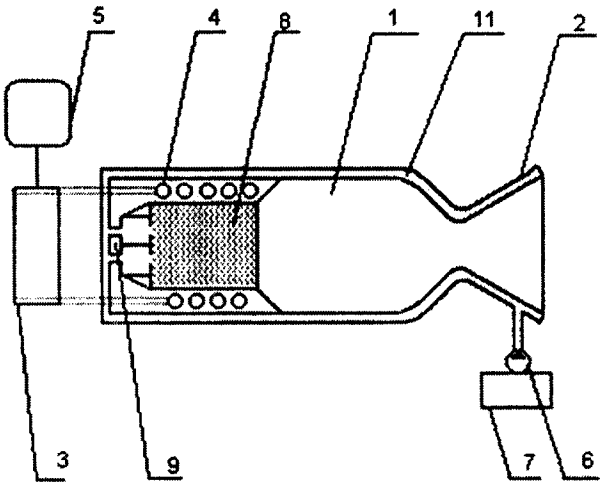
(54) Способ работы ракетного двигателя малой тяги

(57) Реферат:

Изобретение относится к космическому энергомашиностроению и может быть использовано для создания силы тяги за счет использования в качестве рабочего тела воды и преобразования тепловой энергии высокотемпературного источника тепла, например источника тока высокой частоты. В способе работы ракетного двигателя малой тяги, содержащего камеру нагрева, сопло, источник тока высокой частоты, блок управления, систему подвода рабочего тела в камеру нагрева и в систему охлаждения, включающий подвод рабочего тела в пористую вставку, расположенную внутри камеры нагрева, нагрев пористой вставки с использованием энергии токов высокой частоты, истечение рабочего тела через сопло, новым является то, что в качестве рабочего тела используют воду, при этом величину давления перед пористой вставкой задают в зависимости от расхода рабочего тела и пористости вставки не менее 1000 бар, на первом этапе течения воды в пористой вставке вода превращается в пар, на втором этапе получают перегретый пар, при этом через сопло истекает перегретый пар. Пористость вставки предпочтительно задают от П=0,02 до П=0,2. Позволяет повысить безопасность, снизить энергозатраты и себестоимость при эксплуатации двигателя. 1 з.п. ф-лы, 2 ил.

RU 2637787 C2

RU 2637787 C2



Фиг. 1

RU 2637787 C2

RU 2637787 C2

RUSSIAN FEDERATION

(19) **RU** (11) **2 637 787**(13) **C2**

(51) Int. Cl.
F03H 99/00 (2009.01)

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2015125508, 26.06.2015**

(24) Effective date for property rights:
26.06.2015

Registration date:
07.12.2017

Priority:
(22) Date of filing: **26.06.2015**

(43) Application published: **10.01.2017** Bull. № 1

(45) Date of publication: **07.12.2017** Bull. № **34**

Mail address:
420111, g. Kazan, ul. K. Marksa, 10, KNITU-KAI, otdel intellektualnoj sobstvennosti

(72) Inventor(s):
Bajgaliev Boris Ergazovich (RU),
Chernoglazova Alevtina Valentinovna (RU),
Tumakov Evgenij Alekseevich (RU)

(73) Proprietor(s):
federalnoe gosudarstvennoe byudzhetnoe obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego obrazovaniya "Kazanskij natsionalnyj issledovatelskij tekhnicheskij universitet im. A.N. Tupoleva-KAI" (KNITU-KAI) (RU)

(54) METHOD OF LOW-THRUST ROCKET ENGINE OPERATION

(57) Abstract:

FIELD: engine devices and pumps.

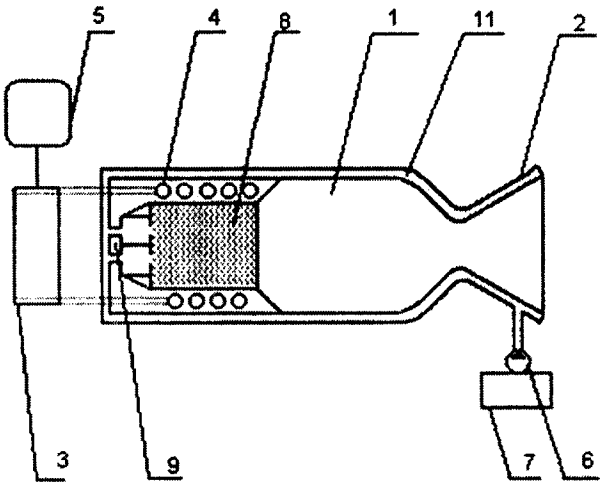
SUBSTANCE: in method of operation of low-thrust rocket engine containing a heating chamber, a nozzle, a high-frequency current source, a control unit, a working medium supply system to a heating chamber and a cooling system, including feeding of working medium into a porous insert located inside the heating chamber, heating the porous insert with use of high-frequency current energy, efflux of working medium through nozzle, the new one is that water is used as working medium, at that the value of the pressure before the porous insert is set depending on the consumption of the working medium and the porosity of the insert of at least 1000 bar, in the first stage of water flow in the porous insert, water is transformed into steam, in the second stage superheated steam is obtained, in this case, superheated steam flows through the nozzle. The porosity of the insert is preferably set from P=0.02 to P=0.2.

EFFECT: improvement of safety, reduction of power consumption and cost in operation of the engine.

2 cl, 2 dwg

RU 2637787 C2

RU 2637787 C2



Фиг. 1

RU 2637787 C2

RU 2637787 C2

Изобретение относится к космическому энергомашиностроению и может быть использовано для создания силы тяги за счет преобразования тепловой энергии высокотемпературного источника тепла, например источника тока высокой частоты.

Суть работы ракетных двигателей заключается в получении высокотемпературных продуктов сгорания (или продуктов разложения).

Особенностью верньерных двигателей является малый расход рабочего тела, в роли которого выступает газ под высоким давлением. Проблемой использования сжатого газа является необходимость хранения и транспортировки объемной твердостенной емкости для его хранения.

Во всех двигателях используется высокотемпературные продукты сгорания, которые из сопла двигателя будут выбрасываться наружу.

Известны ракетные двигатели, в которых в качестве источника энергии для создания тяги используется электричество (ЭРД). В зависимости от способа преобразования электрической энергии в кинетическую энергию реактивной струи различают электротермические ракетные двигатели, электростатические (ионные) ракетные двигатели и электромагнитные ракетные двигатели.

Известны химические тепловые реактивные двигатели летательных аппаратов, использующие для обеспечения функционирования с целью получения тяги массу (как рабочее тело) и запас химической энергии вещества или совокупности веществ топлива (тепловые реактивные двигатели с совмещенными источниками массы и энергии: воздушно-реактивные ВРД, жидкостные ракетные двигатели ЖРД или, далее по тексту, химические тепловые РД, тепловые РД, двигатели или просто РД).

Тяга тепловых РД возникает при истечении в окружающее пространство вырабатываемых двигателем рабочего тела продуктов переработки вводимого в двигатель топлива за счет преобразования тепловой энергии рабочего тела в кинетическую энергию его направленного поступательного движения. В известных решениях энергообеспечение рабочего процесса тепловых РД воспроизводство рабочего тела с конкретными уровнями теплосодержания реализуется процессами горения (или разложения), обеспечивающими переработку вводимого в двигатель топлива в продукты сгорания (материальной массы для последующего отбрасывания в окружающее пространство рабочего тела двигателя) с удельным теплосодержанием RT (R - газовая постоянная, T - температура), соответствующим по существу удельному содержанию химической энергии топлива, вводимого в двигатель (см., например: В.Е. Алемасов и др. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1989, 464 с.; М.В. Добровольский. Жидкостные ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1968, 394 с.; А.В. Васильев, В.М. Кудрявцев и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. М.: Высшая школа, кн. 1-2, 1993, стр. 704; А.А. Гарькавый, А.В. Чайковский, С.И. Ловинский. Двигатели летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1987, стр. 286).

Общим недостатком известного способа энергообеспечения теплового реактивного двигателя является ограничение сверху величиной удельного содержания химической энергии топлива (энтальпией) уровней теплосодержания рабочего тела (в свою очередь, определяющего достижимые уровни удельного импульса ($I_{уд}$) двигателя одной из важных характеристик, задачи увеличения которой определяют наиболее важные направления разработок в области авиационного и ракетного двигателестроения на всех этапах его развития). Указанное ограничение удельного теплосодержания рабочего тела (достижимого уровня $I_{уд}$) свойственно способу энергообеспечения в целом класса химических тепловых РД вне зависимости от их конкретного назначения, интегральных уровней тяговых характеристик, схемных, конструктивных и/или иных особенностей.

Оно не может быть преодолено схемными, конструктивными или иными усовершенствованиями РД и, таким образом, носит принципиальный характер.

Ресурсы повышения эффективности способа энергообеспечения (удельного теплосодержания рабочих тел, а следовательно, и удельного импульса) тепловых реактивных двигателей на базе химической энергии традиционно оценивают двумя составляющими. Прежде всего, это составляющая, учитывающая реальные перспективы изыскания (разработки) и освоения новых составов топлив, отличающихся повышенными уровнями удельного содержания химической энергии по сравнению с уже освоенными композициями (см., например, М.С. Штехер. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1976, стр. 302; В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин, В.А. Худяков. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник в десяти томах, подготовлен под научным руководством академика В.П. Глушко. М.: АН СССР, 1971-1981 г.). Вторая составляющая ресурсов повышения эффективности способа энергообеспечения учитывает возможности повышения достижимых степеней преобразования конкретных уровней удельного содержания химической энергии топлива в тепловую энергию рабочего тела двигателя - продуктов сгорания топлива. Она формируется достижениями разнообразных методов оптимизации характеристик рабочего процесса двигателя, связывается с перспективами ограничений, свойственных процессам преобразования энергии диссипативных явлений, учитывает реальные возможности повышения экономичности элементарных составляющих и в целом рабочего процесса двигателей (см. вышеупомянутые источники, а также, например: В.М. Акимов, В.И. Бакулев, Р.И. Курзинер и др. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко. Учебник для вузов, 2-е перераб. и доп.. М.: Машиностроение, 1987, 587 с.; Волков Е.Б., Головков Л.Г., Сырицын Т.А. Жидкостные ракетные двигатели. М.: Воениздат, 1970, 592 с.; Б.Ф. Гликман. Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1989, 296 с.).

Сопоставление предельно достижимых значений удельного импульса (с учетом уровней удельного энергосодержания любой из композиций топлив, реальной для настоящего времени номенклатуры. В рамках традиционных схем энергообеспечения тепловых двигателей достижимый уровень удельного импульса может быть определен диапазоном, не превышающим, по крайней мере, $I_{уд} \leq 4500$ мс$^{-1}$) с уровнями $I_{уд}$, обеспечиваемыми известными разработками тепловых РД, обнаруживает, что:

- ресурсы возможностей дальнейшего повышения удельного импульса тепловых реактивных двигателей на базе химической энергии топлив любыми из отмеченных разновидностей способов в целом практически исчерпаны;
- потребности в существенном повышении обеспечиваемых уровней $I_{уд}$ химических тепловых РД могут быть обеспечены лишь изысканием для их энергообеспечения дополнительных источников и видов энергии.

Известен способ энергообеспечения теплового реактивного двигателя (патент РФ №2216646, МПК F03H 5/00, опубл. 20.11.2003), в котором энергообеспечение теплового реактивного двигателя включает ввод в двигатель водородсодержащего топлива, его подготовку и переработку в рабочее тело, воздействие на рабочее тело через помещаемые в поток электроды электрическим полем и возбуждение экзотермической ядерной реакции в рабочем теле, при истечении которого в окружающее пространство возникает тяга. Рабочее тело образуют путем смещения водорода и дейтерия, а электрическое поле организуют в направлении движения рабочего тела с последующим

возбуждением ограниченного по силе, объемного по характеру продольного электрического разряда и переводом рабочего тела в состояние с избыточным электрическим зарядом. Изобретение позволяет повысить удельный импульс двигателя за счет увеличения уровней удельного теплосодержания, преобразуемого при прочих равных условиях в кинетическую энергию потока рабочего тела двигателя положена задача разработки способа энергообеспечения теплового реактивного двигателя, обеспечивающего повышение удельного импульса двигателя за счет увеличения уровней удельного теплосодержания, преобразуемого при прочих равных условиях в кинетическую энергию потоков рабочих тел двигателя.

Известны индукционные (высокочастотные) ракетные двигатели, являющиеся разновидностью электротермического ракетного двигателя, наиболее близкие к заявляемому и принятые за прототип, в которых нагрев рабочего тела производится переменным высокочастотным электромагнитным полем, создаваемым индукционной катушкой. При ее питании от высокочастотного генератора мощностью в несколько кВт в объеме газа образуются сильные вихревые токи, способные разогреть его до 5000-6000 К. При этом отпадает необходимость в электродах, хотя возникает проблема охлаждения конструкционных элементов, подвергающихся воздействию высокочастотного поля. Возможность индукционного нагрева газа (в частности, гелия) доказана экспериментами на лабораторных установках. Индукционный двигатель включает сопло; рабочее тело; электропитание; нагревательный элемент (камера нагрева); высокочастотный генератор; индукционная катушка; магнитные силовые линии; охладитель. Практическому применению индукционных ракетных двигателей препятствует их малый кпд, большая масса и громоздкость электрогенераторов (см. Энциклопедия "Космонавтика" под редакцией В.П. Глушко (Москва, "Советская Энциклопедия", 1985).

Известен способ работы ракетного двигателя малой тяги (патент GB 1557590, МПК F02K 9/00, опубл. 12.12.1079 г.), содержащего камеру нагрева, сопло, источник тока высокой частоты, систему подвода рабочего тела в камеру нагрева, включающий подвод рабочего тела (газа), его нагрев с использованием энергии токов высокой частоты, истечение горячих газов через сопло, причем токами высокой частоты нагревают пористую вставку внутри камеры нагрева, перед которой увеличивают давление подачи рабочего тела в камеру нагрева, при этом рабочее тело нагревают как за счет тепла пористой вставки, так дополнительного тепла, выделяемого при трении рабочего тела внутри матрицы пористой вставки.

Особенностью верньерных двигателей является малый расход рабочего тела, в роли которого выступает газ под высоким давлением. Проблемой использования сжатого газа является необходимость хранения и транспортировки объемной твердостенной емкости для его хранения.

Технической проблемой является создание ракетного двигателя высокой эффективности и безопасного в эксплуатации.

Технический результат, на достижение которого направлено предлагаемое изобретение, заключается в упрощении конструкции за счет отсутствия баллонов со сжатым газом и в повышении безопасности при эксплуатации двигателя за счет использования воды в качестве рабочего тела, а также в снижении энергозатрат и себестоимости эксплуатации двигателя.

Технический результат достигается тем, что в способе работы ракетного двигателя малой тяги, содержащего камеру нагрева, сопло, источник тока высокой частоты, блок управления, систему подвода рабочего тела в камеру нагрева и в систему охлаждения,

включающий подвод рабочего тела в пористую вставку, расположенную внутри камеры нагрева, нагрев пористой вставки с использованием энергии токов высокой частоты, истечение рабочего тела через сопло, новым является то, что в качестве рабочего тела используют воду, при этом величину давления перед пористой вставкой задают в зависимости от расхода рабочего тела и пористости вставки не менее 1000 бар, на первом этапе течения воды в пористой вставке вода превращается в пар, на втором этапе получают перегретый пар, при этом через сопло истекает перегретый пар.

Пористость вставки задают от П=0,02 до П=0,2.

На фигуре 1 изображена схема ракетного двигателя.

На фигуре 2 изображена схема индуктора.

Здесь: 1 - камера нагрева; 2 - сопло; 3 - источник тока высокой частоты (генератор индукционного нагревателя); 4 - индукционная катушка; 5 - блок управления; 6 - насос для прокачки рабочего тела в камеру нагрева и в систему охлаждения; 7 - резервуар рабочего тела; 8 - пористая вставка; 9 - дополнительный насос для прокачки рабочего тела в камеру нагрева 1; 10 - конденсатор; 11 - система охлаждения.

Ракетный двигатель малой тяги включает (фиг. 1) камеру нагрева 1, сопло 2, источник тока высокой частоты 3, конденсатор 10, блок управления 5, насос 6 для прокачки рабочего тела в камеру нагрева 1 и в систему охлаждения 11. Индукционная катушка 4 расположена внутри камеры нагрева 1 в ее передней части, при этом ее индуктирующие провода охватывают пористую вставку 8. Перед пористой вставкой 8 в системе подвода рабочего тела в камеру нагрева 1 установлен дополнительный шестеренчатый насос 9.

Рабочее тело (вода) подается через пористую вставку 8 в камеру нагрева 1 с помощью дополнительного насоса 9, (например, шестеренчатого).

Сущность способа заключается в том, что для нагрева рабочего тела (воды) используется энергия токов высокой частоты, полученная от высокочастотного генератора. Энергия подводится к пористой вставке 8, нагрев рабочего тела (воды) осуществляется за счет передачи тепла от пористой вставки 8 к рабочему телу (воде), так и тепла, выделяемого при трении рабочего тела внутри матрицы пористой вставки 8, при этом давление рабочего тела перед пористой вставкой задают в зависимости от расхода рабочего тела не менее 1000 бар.

Процесс нагрева в пористой вставке 8 протекает в два этапа. На первом этапе рабочее тело (вода) превращается в пар, на втором этапе получают перегретый пар до температуры ниже температуры плавления пористой вставки 8, а пористость вставки задают от П=0,02 до П=0,2.

В качестве материала пористой вставки применяются металлы, имеющие высокую температуру плавления (медь, вольфрам). Подвод энергии на превращение рабочего тела (воды) в пар и его перегрев осуществляются с помощью установки ТВЧ, КПД которых достигает 95%.

В качестве рабочего тела применяют воду (возможно применение жидкостей не агрессивных и не токсичных. К пористой вставке 8 необходимо подводить тепла столько, чтобы проходящее через нее рабочее тело не позволяло вставке расплавиться.

При уменьшении пористости вставки до 0,02, а также, при неизменной пористости и увеличении расхода (от 1 до 5 кг/($м^2$с), температура вставки повышается. При пористости вставки 0,20 влияние вязкостной диссипации отсутствует. За счет вязкостной диссипации рабочего тела при течении через пористую вставку происходит дополнительный нагрев рабочего тела.

При уменьшении пористости вставки увеличивается ее температура. Средняя разница

в температуре по всей длине пористой вставки между П=0.2 и П=0.05 для кислорода 7,661%, для водорода 3,176%, для азота 7,366%, для гелия 4,58%, для воздуха 7,251%, продуктов сгорания 6,92%.

Температура пористой вставки возрастает по сравнению с температурой, определенной без учета подогрева пористой вставки за счет вязкостного трения охладителя. С ростом пористости выше 0,20 влияние вязкостной диссипации отсутствует.

При пористости П=0,05, с увеличением расхода рабочего тела, значение температуры с учетом диссипации существенно возрастает по сравнению со значениями без учета диссипации. При пористости более П=0,2 вязкостная диссипация минимальна и не происходит дополнительного нагрева.

Таким образом, при значениях пористости от П=0,02 до П=0,2 увеличение расхода рабочего тела приводит к росту температуры пористой вставки и, следовательно, к росту температуры рабочего тела (воды), что позволяет получить в камере нагрева рабочее тело с температурой, необходимой для обеспечения требуемых параметров ракетного двигателя на переменных режимах его работы. Использование воды в качестве рабочего тела приводит к упрощению конструкции за счет отсутствия баллонов со сжатым газом и к повышению безопасности при эксплуатации двигателя, а также снижаются энергозатраты и себестоимость эксплуатации двигателя.

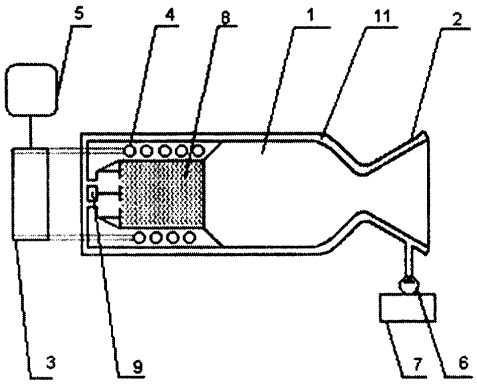
(57) Формула изобретения

1. Способ работы ракетного двигателя малой тяги, содержащего камеру нагрева, сопло, источник тока высокой частоты, блок управления, систему подвода рабочего тела в камеру нагрева и в систему охлаждения, включающий подвод рабочего тела в пористую вставку, расположенную внутри камеры нагрева, нагрев пористой вставки с использованием энергии токов высокой частоты, истечение рабочего тела через сопло, отличающийся тем, что в качестве рабочего тела используют воду, при этом величину давления перед пористой вставкой задают в зависимости от расхода рабочего тела и пористости вставки не менее 1000 бар, на первом этапе течения в пористой вставке вода превращается в пар, на втором этапе получают перегретый пар, при этом через сопло истекает перегретый пар.

2. Способ по п. 1, отличающийся тем, что пористость вставки задают от П=0,02 до П=0,2.

1

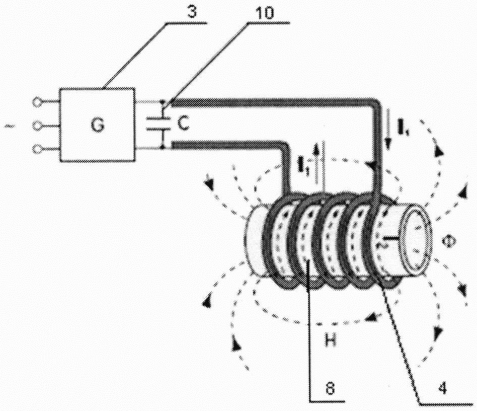
Способ работы ракетного двигателя малой тяги и ракетный двигатель малой тяги для осуществления способа



Фиг. 1

2

Способ работы ракетного двигателя малой тяги и ракетный двигатель малой тяги для осуществления способа



Фиг. 2