



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

На основании пункта 1 статьи 1366 части четвертой Гражданского кодекса Российской Федерации патентообладатель обязуется заключить договор об отчуждении патента на условиях, соответствующих установившейся практике, с любым гражданином Российской Федерации или российским юридическим лицом, кто первым изъявил такое желание и уведомил об этом патентообладателя и федеральный орган исполнительной власти по интеллектуальной собственности.

(21), (22) Заявка: **2006145790/06, 21.12.2006**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
21.12.2006

(45) Опубликовано: **10.06.2008 Бюл. № 16**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: Гришин С.Д. и др. **Электрические ракетные двигатели космических аппаратов.** - М.: Машиностроение, 1989, с.173-174. RU 2166666 C2, 10.05.2001. RU 2274761 C2, 10.08.2005. US 2002078680 A, 27.06.2002. US 4866929 A, 19.09.1989. FR 2642476 A1, 03.08.1990. FR 2250898 A1, 06.06.1975.

Адрес для переписки:
**644065, г.Омск, ул. 50 лет Профсоюзов, 55Б,
кв.9, Д.А. Новосельцеву**

(72) Автор(ы):

Новосельцев Дмитрий Александрович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

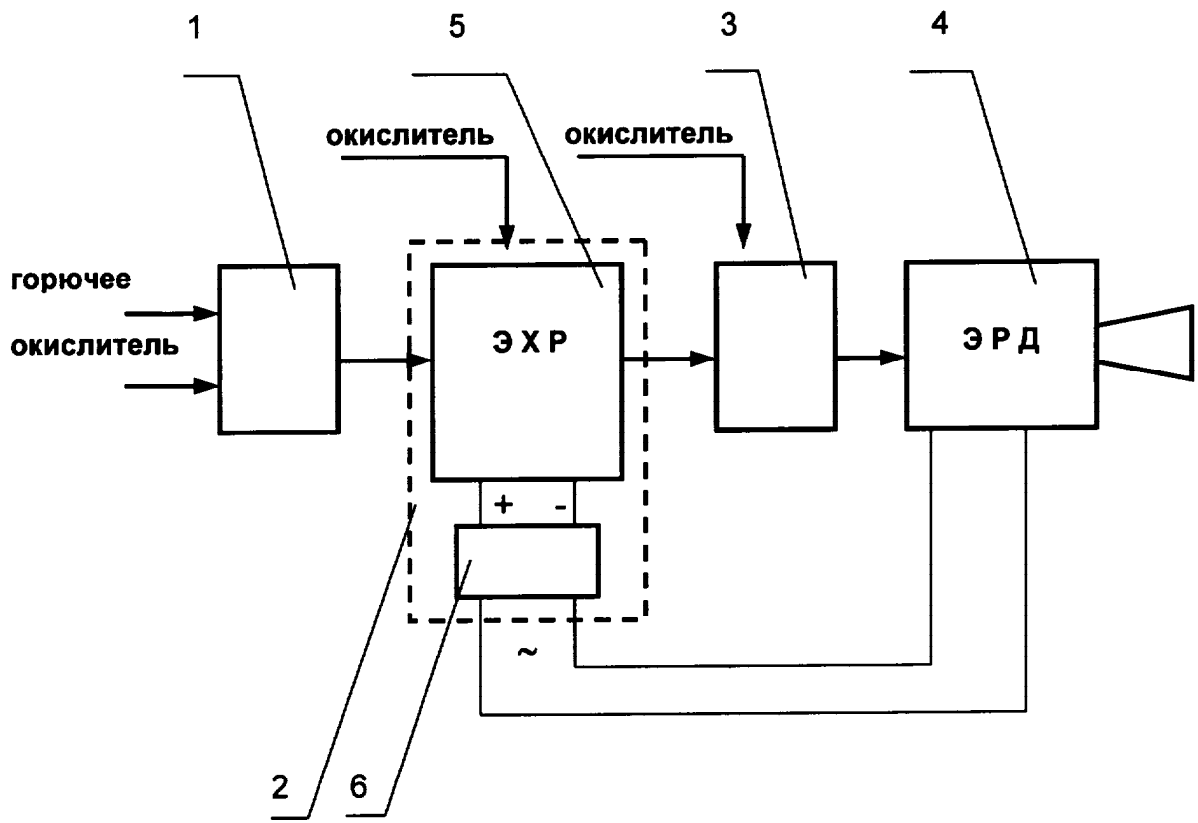
Новосельцев Дмитрий Александрович (RU)

(54) КОМБИНИРОВАННЫЙ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области космонавтики и космической техники, а именно к двигателям космических аппаратов. Комбинированный электрохимический ракетный двигатель (КЭХРД) содержит последовательно соединенные: камеру предварительного подогрева топлива электрохимический генератор (ЭХГ), выполненный в виде электрохимического реактора (ЭХР) на базе высокотемпературных топливных элементов,

работающих на компонентах ракетного топлива, с преобразователем тока; и электрический ракетный двигатель (ЭРД), например электродуговой ракетный двигатель. Питание ЭРД осуществляется от преобразователя тока ЭХГ. Между ЭХГ и ЭРД дополнительно может быть установлена камера дожигания топлива (КС2). Изобретение обеспечивает повышение эффективности (удельного импульса) двигателя. 1 з.п. ф-лы, 1 ил.





FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(51) Int. Cl.
F02K 9/76 (2006.01)
F03H 1/00 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

According to Art. 1366, par. 1 of the Part IY of the Civil Code of the Russian Federation, the patent holder shall be committed to conclude a contract on alienation of the patent under the terms, corresponding to common practice, with any citizen of the Russian Federation or Russian legal entity who first declared such a willingness and notified this to the patent holder and the Federal Executive Authority for Intellectual Property.

(21), (22) Application: **2006145790/06, 21.12.2006**

(24) Effective date for property rights: **21.12.2006**

(45) Date of publication: **10.06.2008 Bull. 16**

Mail address:
**644065, g.Omsk, ul. 50 let Profsojuzov, 55B,
kv.9, D.A. Novosel'tsevu**

(72) Inventor(s):
Novosel'tsev Dmitrij Aleksandrovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Novosel'tsev Dmitrij Aleksandrovich (RU)

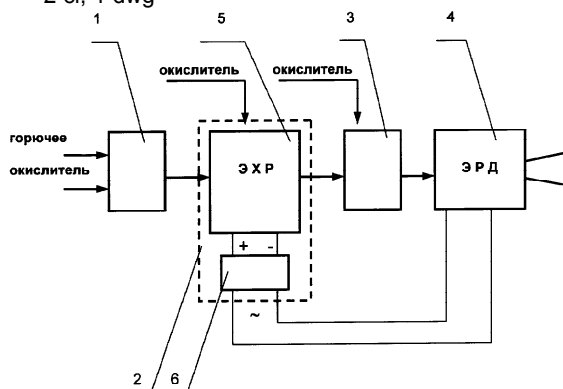
(54) **COMBINED ELECTROCHEMICAL ROCKET ENGINE**

(57) Abstract:

FIELD: engines.

SUBSTANCE: invention relates to the field of cosmonautics and space engineering, namely, to spacecraft engines. Combined electrochemical rocket engine (CECRE) consists of the following consequently connected equipment: fuel pre-heating chamber, electrochemical generator (ECG), made in the form of an electrochemical reactor (ECR) based on high-temperature fuel elements which work at the rocket fuel components, with current transducer; and electric rocket engine (ERE), for example, electric arcjet engine. ERE is fed from the ECG current transducer. Fuel afterburner ("KC2") can be additionally installed between ECG and ERE.

EFFECT: enhancement of engine efficiency.
2 cl, 1 dwg



RU 2 326 262 C1

RU 2 326 262 C1

Изобретение относится к области космонавтики и космической техники, а именно к двигателям космических аппаратов.

В настоящее время известно несколько типов ракетных двигателей для космических аппаратов. Так, наибольшее развитие получили жидкостные ракетные двигатели на
5 высокоэффективных химических топливах (например, «водород + кислород»), в которых разгон продуктов сгорания осуществляется газодинамическими силами. Такие двигатели имеют ограниченные значения удельного импульса, определяемые температурой и давлением в камере сгорания, на уровне до 450 с.

Известны [1] гибридные электрохимические ракетные двигатели. Эти двигатели
10 занимают промежуточное положение между высокоэффективными жидкостными ракетными двигателями и электрическими (электродуговыми) ракетными двигателями. В них используются двухкомпонентные химические топлива (например, «водород + кислород»), которые предварительно подогреваются электрическим током. Соответственно, такой двигатель выполнен в виде последовательно соединенных модуля
15 подогрева топлива, конструктивно подобного электродуговому ракетному двигателю, и камеры сгорания с реактивным соплом. Такие электрохимические двигатели обеспечивают получение удельного импульса на уровне от 600 до 1400 с.

Несмотря на преимущество известных электрохимических ракетных двигателей по сравнению с жидкостными ракетными двигателями, их основным недостатком является
20 необходимость наличия на борту космического аппарата дополнительного мощного источника электрической энергии, например ядерной энергоустановки.

Целью изобретения является повышение эффективности (удельного импульса) ракетного двигателя до уровня известных электрохимических ракетных двигателей и выше без использования дополнительного источника энергии.

Указанная цель достигается тем, что в состав комбинированного электрохимического ракетного двигателя дополнительно входит электрохимический генератор, выполненный в виде электрохимического реактора на базе высокотемпературных топливных элементов, работающих на компонентах ракетного топлива, с преобразователем тока. Двигатель
30 содержит последовательно соединенные камеру предварительного сжигания топлива с избытком горючего, электрохимический генератор, и электрический ракетный двигатель, например электродуговой ракетный двигатель. Питание электрического ракетного двигателя осуществляется от преобразователя тока электрохимического генератора. Для дополнительного повышения температуры продуктов сгорания топлива между
35 электрохимическим реактором электрохимического генератора и электрическим ракетным двигателем дополнительно выполнена камера дожигания ракетного топлива, в которую подается необходимое количество окислителя.

На чертеже представлена схема двигателя.

Комбинированный электрохимический ракетный двигатель состоит из камеры предварительного подогрева топлива 1, электрохимического генератора 2, камеры
40 дожигания 3 и электродугового ракетного двигателя 4. Электрохимический генератор 2 состоит из электрохимического реактора 5 и преобразователя тока 6. Электрохимический реактор 5 выполнен на базе высокотемпературных топливных элементов, работающих на компонентах применяемого ракетного топлива, например на топливе «водород + кислород».

Двигатель работает следующим образом. В камеру предварительного подогрева топлива 1 подаются компоненты топлива в таком соотношении, чтобы температура
45 продуктов их сгорания была достаточна для работы топливных элементов. В результате их горения в камере 1 образуются продукты сгорания с избытком горючего, поступающие затем в электрохимический реактор 5 электрохимического генератора 2. Подогрев окислителя до необходимой температуры может осуществляться, например, при
50 использовании его для охлаждения стенок камеры 1 или электрохимического реактора 5. В результате электрохимической реакции между горючим, содержащимся в продуктах сгорания из камеры 1 и окислителем, происходящей в топливных элементах,

вырабатывается электрический ток. Продукты реакции из реактора 5 с температурой около 1000К, также содержащие избыток горючего, далее подаются в камеру дожигания 3, в которую в необходимом количестве подается окислитель. Продукты дожигания из камеры дожигания 3 поступают в электродуговой ракетный двигатель 4. Электрическая энергия, 5 вырабатываемая в электрохимическом реакторе 5, подается от электрохимического генератора 2 к электродуговому ракетному двигателю 4 через преобразователь 6. После дальнейшего разогрева продуктов сгорания в электродуговом ракетном двигателе 4 они истекают через сопло электродугового ракетного двигателя 4, создавая тягу. Вместо электродугового ракетного двигателя в составе комбинированного электрохимического 10 ракетного двигателя также может быть использован электрический ракетный двигатель другого типа, например сильноточный магнитоплазмодинамический ракетный двигатель, в этом случае ускорение продуктов сгорания в нем осуществляется не только газодинамическими, но и электромагнитными силами.

В зависимости от режима работы двигателя может изменяться расход окислителя, 15 подаваемого в камеру дожигания, а также электрическая мощность электрохимического генератора. Кроме питания электроэнергией электрического ракетного двигателя, может осуществляться питание вырабатываемой электроэнергией бортовых потребителей космического аппарата.

Комбинированный электрохимический ракетный двигатель может найти применение в 20 качестве двигателя космических аппаратов для межорбитальных перелетов, а также для полетов к Луне и планетам. Одним из преимуществ такого двигателя по сравнению с известными двигательными установками с ядерными источниками электроэнергии [2], является его экологическая безопасность - отсутствие возможности заражения атмосферы и околоземного пространства радиоактивными материалами.

25 Источники информации

1. С.Д.Гришин, Л.В.Лесков. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1989 г. - 216 с., стр.173-174.

2. Там же, стр.199-201.

30 **Формула изобретения**

1. Комбинированный электрохимический ракетный двигатель, отличающийся тем, что 35 содержит последовательно соединенные: камеру предварительного подогрева топлива; электрохимический генератор, выполненный в виде электрохимического реактора на базе высокотемпературных топливных элементов, работающих на компонентах ракетного топлива, с преобразователем тока; и электрический ракетный двигатель, причем питание 40 электрического ракетного двигателя осуществляется от преобразователя тока электрохимического генератора.

2. Комбинированный электрохимический ракетный двигатель по п.1, отличающийся тем, что между электрохимическим реактором электрохимического генератора и электрическим 45 ракетным двигателем дополнительно выполнена камера дожигания ракетного топлива.

45

50