



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2012128950/06, 10.07.2012

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
10.07.2012

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 10.07.2012

(45) Опубликовано: 10.11.2013 Бюл. № 31

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: US 6378292 В1, 30.04.2002. US 6102530 А,
15.05.2000. US 6046485 А, 04.04.2000. US
5836150 А, 17.11.1998. RU 2240430 С1,
20.11.2004. RU 2332583 С1, 27.08.2008.

Адрес для переписки:

105005, Москва, 2-ая Бауманская, 5, МГТУ
им. Н.Э. Баумана, Центр защиты
интеллектуальной собственности, Е.С.
Халатовой

(72) Автор(ы):

Цыганков Виктор Юрьевич (RU),
Павлов Григорий Львович (RU),
Лихоеденко Константин Павлович (RU),
Борзов Андрей Борисович (RU),
Сучков Виктор Борисович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

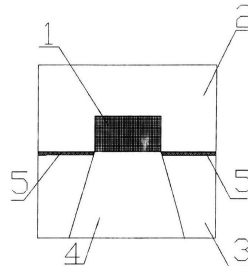
Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего
профессионального образования
"Московский государственный технический
университет имени Н.Э. Баумана" (МГТУ
им. Н.Э. Баумана) (RU)

(54) МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

(57) Реферат:

Микроэлектромеханический ракетный двигатель предназначен для использования в составе космических разгонных блоков, наноспутников. Микроэлектромеханический ракетный двигатель выполнен в виде структуры из полупроводниковых кристаллов кремния, расположенных один над другим, в одном из которых выполнена камера сгорания с топливным элементом, и содержит блок поджига топлива с металлическими проводниками. Камера сгорания с топливным элементом выполнена в виде нанокристаллического пористого кремния глубиной не более 60 мкм, поры которого насыщены водородом и допированным нитратом калия. Во второй пластине выполнено сопло, расположенное симметрично нанокристаллическому

пористому кремнию и сочлененное с ним через металлические проводники. Изобретение направлено на упрощение и удешевление процесса изготовления двигателя, обеспечение высокой надежности двигателя по сопутствующим работе двигателя температурам, механическим нагрузкам, режиму работы двигателя и обеспечение нормальной газодинамической функции за счет предлагаемой конструкции и топлива. 1 ил.



Продольный разрез микроэлектромеханического ракетного двигателя



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.

F02K 99/00 (2009.01)*B81B 7/04* (2006.01)**(12) ABSTRACT OF INVENTION**(21)(22) Application: **2012128950/06, 10.07.2012**(24) Effective date for property rights:
10.07.2012

Priority:

(22) Date of filing: **10.07.2012**(45) Date of publication: **10.11.2013 Bull. 31**

Mail address:

**105005, Moskva, 2-aja Baumanskaja, 5, MGTU
im. N.Eh. Baumana, Tsentr zashchity
intelektual'noj sobstvennosti, E.S. Khalatovoj**

(72) Inventor(s):

**Tsygankov Viktor Jur'evich (RU),
Pavlov Grigorij L'vovich (RU),
Likhoedenko Konstantin Pavlovich (RU),
Borzov Andrej Borisovich (RU),
Suchkov Viktor Borisovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Federal'noe gosudarstvennoe bjudzhetnoe
obrazovatel'noe uchrezhdenie vysshego
professional'nogo obrazovaniya "Moskovskij
gosudarstvennyj tekhnicheskij universitet imeni
N.Eh. Baumana" (MGTU im. N.Eh. Baumana)
(RU)**

(54) MICROELECTROMECHANICAL ROCKET ENGINE

(57) Abstract:

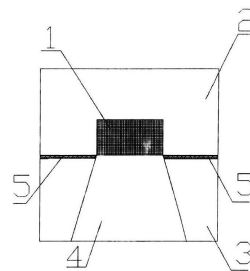
FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: microelectromechanical rocket engine is made in the form of a structure, from semiconductor silicon crystals, arranged one above another, in one of which there is a combustion chamber with a fuel element, and comprises a unit of fuel ignition with metal conductors. The combustion chamber with the fuel element is made in the form of nanocrystalline porous silicon with depth of not more than 60 mcm, pores of which are saturated by hydrogen and doped potassium nitrate. In the second plate there is a nozzle arranged symmetrically to the nanocrystalline porous silicon and coupled with it via metal conductors.

EFFECT: simplification and cheapening of a

process of engine manufacturing, provision of high reliability of an engine according to parameters associated with engine operation: temperatures, mechanical loads, mode of engine operation and provision of normal gas dynamic function as a result of the proposed design and fuel.

1 dwg



Продольный разрез микроэлектромеханического ракетного двигателя

Изобретение относится к космической ракетной технике, а именно к созданию ракетных двигателей нового поколения

Микромеханический ракетный двигатель предназначен для использования в составе космических разгонных блоков наноспутников.

Известны ракетные двигатели, содержащие работающие на экологически чистом криогенном топливе, состоящем из жидкого кислорода (окислитель) и жидкого водорода (горючее). Это топливо является наиболее эффективным на втором этапе полета, что обусловлено повышенными энергетическими характеристиками жидкого водорода при относительно малом, ввиду его низкой плотности, потребном весовом запасе (см. патент РФ №2397116, от 30.01.2009, МПК В64G 1/00).

Известно также решение, в котором реактивная сила для движения ракеты вырабатывается двигателем, состоящим из рабочей камеры с соплом и элементом (топлива) использующим эффект взрыва для создания реактивной силы (см. кн. Володина В.А. Конструкция и проектирование ракетных двигателей, изд. «Машиностроение», М., 1971 г., стр.44).

Однако, данное решение не получило своего развития.

Известно решение, являющееся наиболее близким, в котором микроэлектромеханический ракетный двигатель состоит из блока камеры сгорания, сопла, воспламенителя, блока подачи электрического импульса для воспламенения и уплотнительной пластины, выполненные из монокристаллического кремния (патент US 6378292 В1, F02K 9/42, опубл. 30.04.2002 г.).

В процессе сборки одной из основных операций является заполнение блока камеры сгорания пастообразным топливом. Процесс сборки состоит из следующих технологических операций: 1) сборка приклеиванием; 2) заполнение топливом; 3) сборка УФ склейкой; 4) заполнение топливом; 5) сборка склейкой эпоксидной смолой.

Недостатками данного двигателя являются: 1) сложность и дороговизна изготовления отдельных частей двигателя и их сборки; 2) необходимость двойного внедрения топлива с помощью трафаретной печати (топливо основное и для воспламенения); 3) невысокая надежность за счет использования стандартных технологических операций и материалов не выдерживающих высоких температур и механических нагрузок, сопутствующих работе двигателя.

Решаемой технической задачей данного изобретения является: 1) упрощение и удешевление процесса изготовления двигателя; 2) обеспечение высокой надежности двигателя по сопутствующим работе двигателя температурам, механическим нагрузкам, режиму работы двигателя; 3) обеспечение нормальной газодинамической функции за счет предлагаемой конструкции и топлива.

Для реализации поставленной задачи в микроэлектромеханическом ракетном двигателе, выполненном в виде структуры из полупроводниковых кристаллов кремния, расположенных один над другим, в одном из которых выполнена камера сгорания с топливным элементом, и содержит блок поджига топлива с металлическими проводниками, камера сгорания с топливным элементом выполнена в виде нанопористого кремния глубиной не более 60 мкм и, поры, которого насыщены водородом и допированным нитратом калия, во второй пластине выполнено сопло, расположенное симметрично нанокристаллическому пористому кремнию и сочленное с ним через металлические проводники.

Изобретение поясняется чертежом, где изображен продольный разрез микроэлектромеханического ракетного двигателя.

Двигатель содержит: камеру 1 сгорания в виде слоя нанопористого кремния,

верхнюю пластину 2 монокристаллического кремния, нижнюю платину 3 монокристаллического кремния, сопло 4, металлический проводник 5, предназначенный для подачи электрического импульса для воспламенения топлива. Камера 1 сгорания выполнена в пластине монокристаллического кремния 2, и
 5 образована областью нанопористого кремния, полученного при травлении кремния полирующими растворами, допированного нитратом калия. В нижней монокристаллической кремниевой пластине вытравлено сопло 4 Лаваля. Между ними расположены металлические проводники 5.

10 Пластины монокристаллического кремния соединяются, например, анодной посадкой, таким образом, что металлический проводник находится под частью нанопористого кремния, и через него подается электрический импульс, увеличивающий температуру в районе нанопористого кремния. Происходит воспламенение смеси топлива - водорода, допированного в нанопористый кремний в
 15 результате травления плавиковой кислотой или полирующими растворами, смешиваемого с окислителем-кислородом, выделяющимся при разложении нитрата калия. Инициированная быстрая экзотермическая реакция в зависимости от скорости истечения образующегося газа приводит к нормальному истечению сгоревших
 20 продуктов реакции и реализации классической газодинамической функции в течение десятка миллисекунд или к увеличению скорости ударной волны и созданию волны детонационного типа, превышающей скорость звука, и взрыву, происходящему за время менее 1 миллисекунды. Учитывая размеры и габариты, массу нанопористого кремния, в обоих случаях достигается эффект реактивного управляемого движения.

25 Работает устройство следующим образом: при подаче напряжения на металлический проводник 5 поджигается топливо находящееся в нанопористом кремнии 1. Горючие газы, образованные быстрой экзотермической реакцией вырываются через сопло 4, создавая реактивную тягу.

30 В зависимости от объема, в котором получен нанопористый кремний, возможны процессы, обеспечивающие нормальное квазистационарное истечение газа и получение детонационной волны. Границей между этими двумя режимами работы является глубина, на которую протравливается монокристаллический кремний. До 60 мкм глубины теплота экзотермической реакции, скорость отведения тепла по
 35 монокристаллическому кремнию обеспечивают нормальную газодинамическую функцию работы микроэлектромеханического ракетного двигателя.

Более 60 мкм глубины полученного нанопористого кремния создают условия для увеличения теплоты быстрой экзотермической реакции, увеличению температуры
 40 процесса в 1,5-2 раза до ~5000 К и образованию детонационной волны. При расчетах уравнений внутренней баллистики используется механизм образования ударных волн.

Данное устройство является идеальным решением для малых космических аппаратов, в которых размеры и масса двигателей являются критическими.

45 Описываемый микроэлектромеханический ракетный двигатель может быть использован для малогабаритных искусственных наноспутников.

Формула изобретения

50 Микроэлектромеханический ракетный двигатель, выполненный в виде структуры, из полупроводниковых кристаллов кремния, расположенных один над другим, в одном из которых выполнена камера сгорания с топливным элементом, и содержит блок поджига топлива с металлическими проводниками, отличающийся тем, что камера сгорания с топливным элементом выполнена в виде нанокристаллического

пористого кремния глубиной не более 60 мкм, поры которого насыщены водородом и допированным нитратом калия, во второй пластине выполнено сопло, расположенное симметрично нанокристаллическому пористому кремнию и сочлененное с ним через металлические проводники.

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50