РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 648 040**(13) **C1**

(51) МПК
F02K 9/52 (2006.01)
F02K 9/62 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
F02K 9/52 (2017.08); F02K 9/62 (2017.08)

(21)(22) Заявка: **2017105170, 16.02.2017**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
16.02.2017

Дата регистрации:
21.03.2018

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **16.02.2017**

(45) Опубликовано: **21.03.2018** Бюл. № **9**

Адрес для переписки:
443086, г. Самара, Московское ш., 34, Самарский университет, управление обеспечения инновационной деятельности

(72) Автор(ы):
Градов Виталий Николаевич (RU),
Рыжков Владимир Васильевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):
федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования "Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва" (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2041375 C1, 09.08.1995. RU 2572261 C2. 09/08.1995. US 3802193 A, 09.04.1974. US 7081136 A, 28.03.1978.**

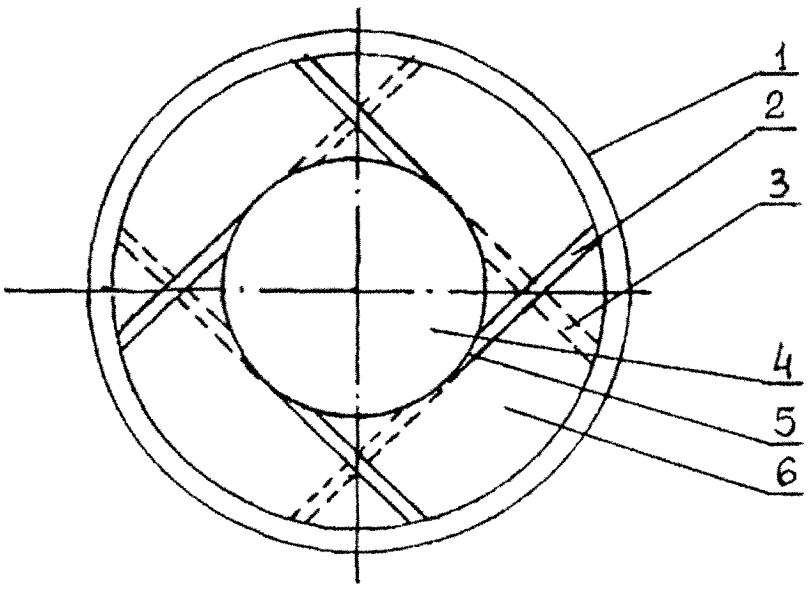
(54) Ракетный двигатель малой тяги на газообразном водороде и кислороде с предварительным смешением компонентов в смесительной головке

(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетным двигателям малой тяги. Ракетный двигатель малой тяги на газообразных водороде и кислороде, состоящий из электропневмоклапанов горючего и окислителя, смесительной головки, включающей воспламенительное устройство со свечой зажигания, дозвуковую газовую завесу для обеспечения допустимого теплового состояния конструкции двигателя, камеры сгорания и сопла, согласно изобретению на камере сгорания установлены друг над другом два кольцевых цилиндра из жаростойкой и жаропрочной стали с коллекторами водорода и кислорода соответственно, на торцевых поверхностях которых установлены прямоугольные каналы так, чтобы каждый канал водорода пересекался с каналом кислорода. Число узлов пересекающихся прямоугольных каналов водорода и кислорода равно 3, 4, 5 и более и распределенных равномерно по окружности. Высота и ширина прямоугольных каналов соотносятся как 1:2. Соотношение скоростей струй водорода и кислорода составляет 2,5:1. Изобретение обеспечивает увеличение полноты сгорания топлива ракетного двигателя. 3 з.п. ф-лы, 2 ил.

RU 2648040 C1

RU 2648040 C1



Фиг. 1

RU 2648040 C1

RU 2648040 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 648 040**(13) **C1**

(51) Int. Cl.
F02K 9/52 (2006.01)
F02K 9/62 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(52) CPC
F02K 9/52 (2017.08); F02K 9/62 (2017.08)

(21)(22) Application: **2017105170, 16.02.2017**

(24) Effective date for property rights:
16.02.2017

Registration date:
21.03.2018

Priority:
(22) Date of filing: **16.02.2017**

(45) Date of publication: **21.03.2018** Bull. № **9**

Mail address:
443086, g. Samara, Moskovskoe sh., 34, Samarskij universitet, upravlenie obespecheniya innovatsionnoj deyatelnosti

(72) Inventor(s):
Gradov Vitalij Nikolaevich (RU),
Ryzhkov Vladimir Vasilevich (RU)

(73) Proprietor(s):
federalnoe gosudarstvennoe avtonomnoe obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego obrazovaniya "Samarskij natsionalnyj issledovatelskij universitet imeni akademika S.P. Koroleva" (RU)

(54) GASEOUS HYDROGEN AND OXYGEN ROCKET THRUSTER WITH PRELIMINARY MIXING OF COMPONENTS IN THE MIXING HEAD UNIT

(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps, rocket engineering.

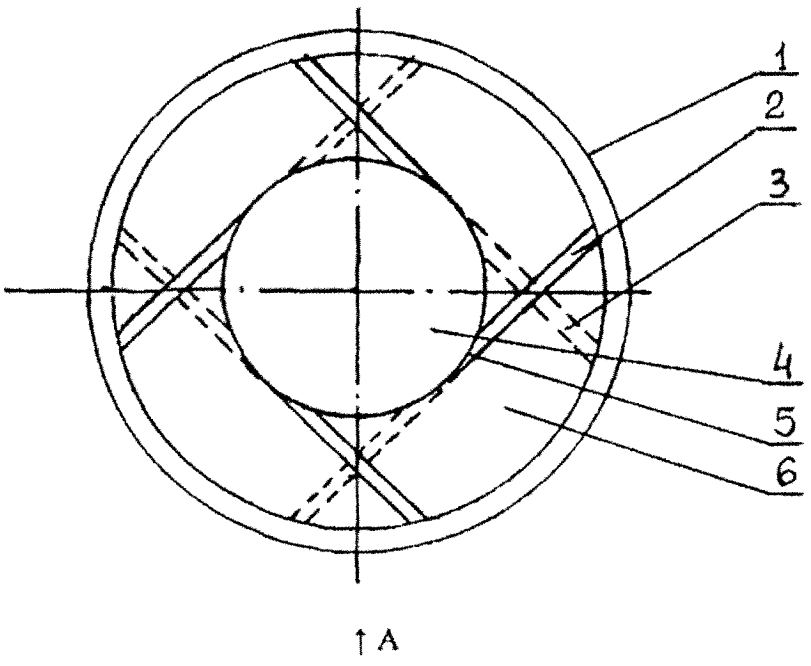
SUBSTANCE: invention relates to rocket thrusters. Gaseous hydrogen and oxygen rocket thruster, consisting of electropneumatic valves of fuel and oxidizer, a mixing head unit including an ignition device with a spark plug, a subsonic gas curtain to ensure an acceptable thermal state of the engine design, a combustion chamber and a nozzle, according to the invention, two annular cylinders made of oxidation-resistant and heat-resistant steel with hydrogen and oxygen manifolds, respectively, are mounted one on top of the other on the combustion chamber, on the end surfaces of which rectangular channels are installed so that each hydrogen channel intersects with the oxygen channel. Number of nodes of intersecting rectangular hydrogen and oxygen channels is 3, 4, 5 or more; they are distributed uniformly along the circumference. Height and width of the rectangular channels are related as 1:2. Ratio of the velocities of hydrogen and oxygen jets is 2.5:1.

EFFECT: invention provides an increase of the rocket engine combustion efficiency.

4 cl, 2 dwg

RU 2648040 C1

RU 2648040 C1



Фиг. 1

RU 2648040 C1

RU 2648040 C1

Изобретение относится к области ракетных двигателей малой тяги (РДМТ), работающих на газообразных водороде (H_2) и кислороде (O_2) в качестве исполнительных органов систем управления объектов ракетно-космической техники.

Особенно эффективны такие двигатели в составе двигательных установок космических аппаратов на основе электролиза воды и РДМТ на газообразных водороде и кислороде - продуктах электролиза воды.

Известен ракетный двигатель малой тяги (диссертация на соискание кандидата технических наук «Рабочие процессы в ракетном двигателе малой тяги на газообразных компонентах топлива кислород и метан» Чудиной Юлии Сергеевны, Московский авиационный институт. Москва, 2014, http://www.mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=49826, стр. 51), в котором форкамера (иначе - предкамера) для воспламенения компонентов топлива ограничена уменьшенным проходным сечением центрального отверстия. Непосредственный подвод компонентов топлива в область свечи зажигания отсутствует, воспламенение топлива происходит при попадании компонентов из камеры сгорания в разрядную полость свечи.

Недостатком является и то, что в таком двигателе добиться высокой стабильности процесса воспламенения и высокой полноты сгорания топлива невозможно, учитывая предложенную организацию процесса воспламенения и малые объемы камеры сгорания (малые времена пребывания топлива в камере сгорания), так как компоненты топлива в газообразном состоянии за счет диффузии перемешиваются сравнительно медленно. Увеличение объема камеры сгорания нерационально из-за ухудшения динамических параметров двигателя, проблем обеспечения теплового состояния камеры и увеличения весовых параметров РДМТ.

Прототипом является двигатель на газообразных водороде и кислороде для вспомогательных установок космической станции (Эппель М.А., Шёман Л., Беркман Д.К. «Двигатель на газообразных водороде и кислороде для вспомогательных установок космической станции». 1987, аннотация реферата. «Представлены результаты работ по созданию высокоэффективного двигателя малой тяги на газообразных водороде и кислороде. Проведено исследование воспламенения и охлаждения. Камера сгорания - рениевая. Способ подачи водорода и кислорода происходит с помощью шести осевых струй, направленных радиально к центральному электроду»).

Недостатком этого технического решения является неоптимальная по составу смесь водорода и кислорода, которую нужно воспламенять при работе двигателя, особенно в импульсном режиме и не эффективное перемешивание водорода и кислорода при горении.

Технической задачей настоящего изобретения является увеличение полноты сгорания газообразных водорода и кислорода в ракетных двигателях малой тяги за счет предварительного смешения водорода и кислорода перед подачей их в камеру сгорания.

Задача решается за счет того, что ракетный двигатель малой тяги на газообразных водороде и кислороде, состоящий из электропневмоклапанов горючего и окислителя, смесительной головки, включающей воспламенительное устройство со свечой зажигания, дозвуковую газовую завесу для обеспечения допустимого теплового состояния конструкции двигателя, камеры сгорания и сопла, содержит на камере сгорания, установленные друг над другом, два кольцевых цилиндра из жаростойкой и жаропрочной стали с коллекторами водорода и кислорода соответственно, на торцевых поверхностях которых установлены прямоугольные каналы, так, чтобы каждый канал водорода пересекался с каналом кислорода.

Смешение газообразных водорода и кислорода реализуется в узлах пересекающихся

прямоугольных каналов.

Кроме того, число узлов пересекающихся прямоугольных каналов водорода и кислорода равно 3, 4, 5 и более и распределенных равномерно по окружности.

Кроме того, высота и ширина прямоугольных каналов соотносятся как 1:2.

Кроме того, соотношение скоростей струй водорода и кислорода составляет 2,5:1.

Сущность изобретения поясняется фигурами (фиг. 1 и фиг. 2), где схематично представлено устройство для предварительного смешения газообразных водорода и кислорода. На чертежах изображены: коллектор водорода 1, имеющий в сечении вид половины окружности, прямоугольный канал водорода 2, прямоугольный канал кислорода 3 (обозначен пунктиром, так как он расположен в другой плоскости), камера сгорания 4, стенка камеры сгорания 5, верхний цилиндр 6 с каналами водорода 2, предкамера 7, где формируется факел топливной смеси водорода и кислорода, сварочный шов 8, соединяющий верхний цилиндр 6 с коллектором водорода 1, сварочный шов 9, соединяющий между собой коллекторы водорода 1 и кислорода 10 и верхний цилиндр 6 с нижним цилиндром, сварочный шов 11, соединяющий коллектор кислорода 10 с нижним цилиндром, дозвуковая часть сопла 12.

Работает представленное устройство для предварительного смешения газообразных водорода и кислорода следующим образом.

После включения электроклапанов водорода и кислорода (на чертеже не показаны) водород и кислород поступают в предкамеру 7, где формируется факел топливной смеси водорода и кислорода. Водород и кислород поступают также в прямоугольные каналы водорода 2 и кислорода 3. В узлах каналов 2 и 3 происходит интенсивное турбулентное перемешивание водорода и кислорода. Затем по каналам 2 и 3 смеси водорода и кислорода поступают в камеру сгорания 4, где под воздействием факела топливной смеси воспламеняются, сгорают, движутся к дозвуковой части сопла 12 и далее через закритическую часть сопла истекают из двигателя, создавая тягу.

Для эффективного смешения водорода и кислорода и для получения наибольшей полноты сгорания топлива высота и ширина прямоугольных каналов должны соотносится как 1:2. Скорости газообразных водорода и кислорода должны соотносится как 2,5:1. В зависимости от тяги двигателя (расходов компонентов топлива) число узлов равно 3, 4, 5 и более.

(57) Формула изобретения

1. Ракетный двигатель малой тяги на газообразных водороде и кислороде, состоящий из электропневмоклапанов горючего и окислителя, смесительной головки, включающей воспламенительное устройство со свечой зажигания, дозвуковую газовую завесу для обеспечения допустимого теплового состояния конструкции двигателя, камеры сгорания и сопла, отличающийся тем, что на камере сгорания установлены, друг над другом, два кольцевых цилиндра из жаростойкой и жаропрочной стали с коллекторами водорода и кислорода соответственно, на торцевых поверхностях которых установлены прямоугольные каналы, так, чтобы каждый канал водорода пересекался с каналом кислорода.

2. Ракетный двигатель по п. 1, отличающийся тем, что число узлов пересекающихся прямоугольных каналов водорода и кислорода равно 3, 4, 5 и более и распределенных равномерно по окружности.

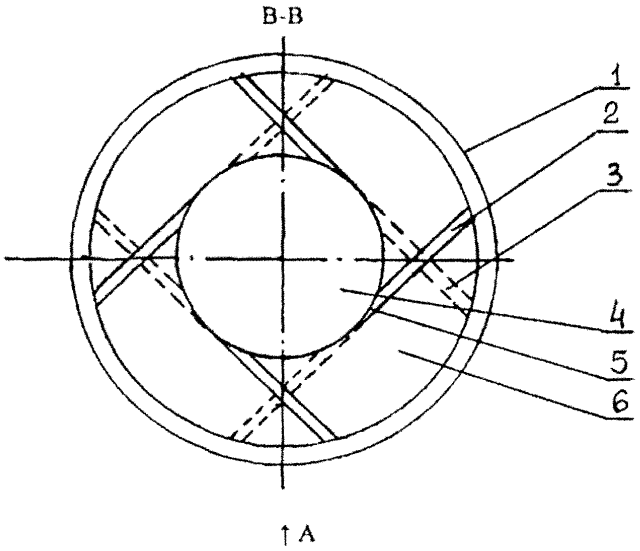
3. Ракетный двигатель по п. 1, отличающийся тем, что высота и ширина прямоугольных каналов соотносятся как 1:2.

4. Ракетный двигатель по п. 1, отличающийся тем, что соотношение скоростей струй

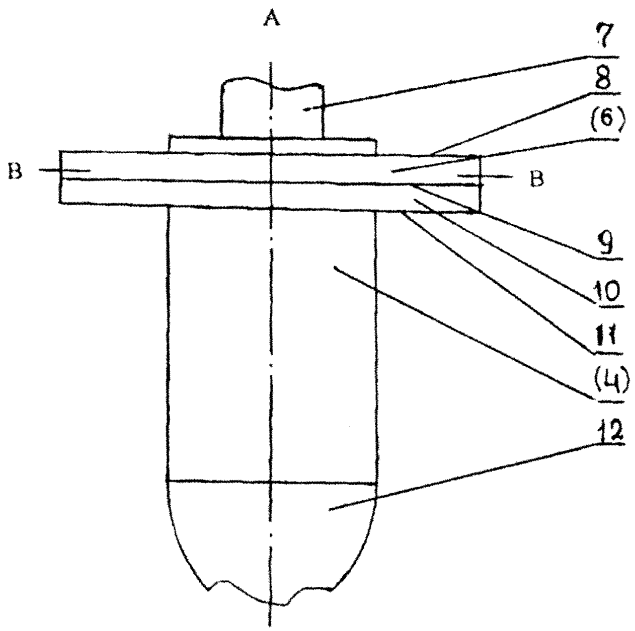
водорода и кислорода составляет 2,5:1.

1

Ракетный двигатель малой тяги на газообразных водороде и кислороде с предварительным смешением компонентов в смесительной головке



Фиг. 1



Фиг. 2