



(51) МПК

F03H 1/00 (2006.01)*H05H 1/54* (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

F03H 1/00 (2021.08); *H05H 1/54* (2021.08)

(21)(22) Заявка: 2021119943, 07.07.2021

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
07.07.2021Дата регистрации:
17.01.2022

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 07.07.2021

(45) Опубликовано: 17.01.2022 Бюл. № 2

Адрес для переписки:

105005, Москва, ул. 2-я Бауманская, 5, кор. 1,
МГТУ им. Н.Э. Баумана, ЦИС, для Шумейко
(МКЦ)

(72) Автор(ы):

Шумейко Андрей Иванович (RU),
Майорова Вера Ивановна (RU),
Телех Виктор Дмитриевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего
образования "Московский государственный
технический университет имени Н.Э.
Баумана (национальный исследовательский
университет)" (МГТУ им. Н.Э. Баумана) (RU)(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2741401 С1, 25.01.2021. RU
2703854 С1, 22.10.2019. RU 2445510 С2,
20.03.2012. US 20160265517 A1, 15.09.2016.

(54) ГИБРИДНЫЙ ВОЛНОВОЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ НИЗКООРБИТАЛЬНОГО
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

(57) Реферат:

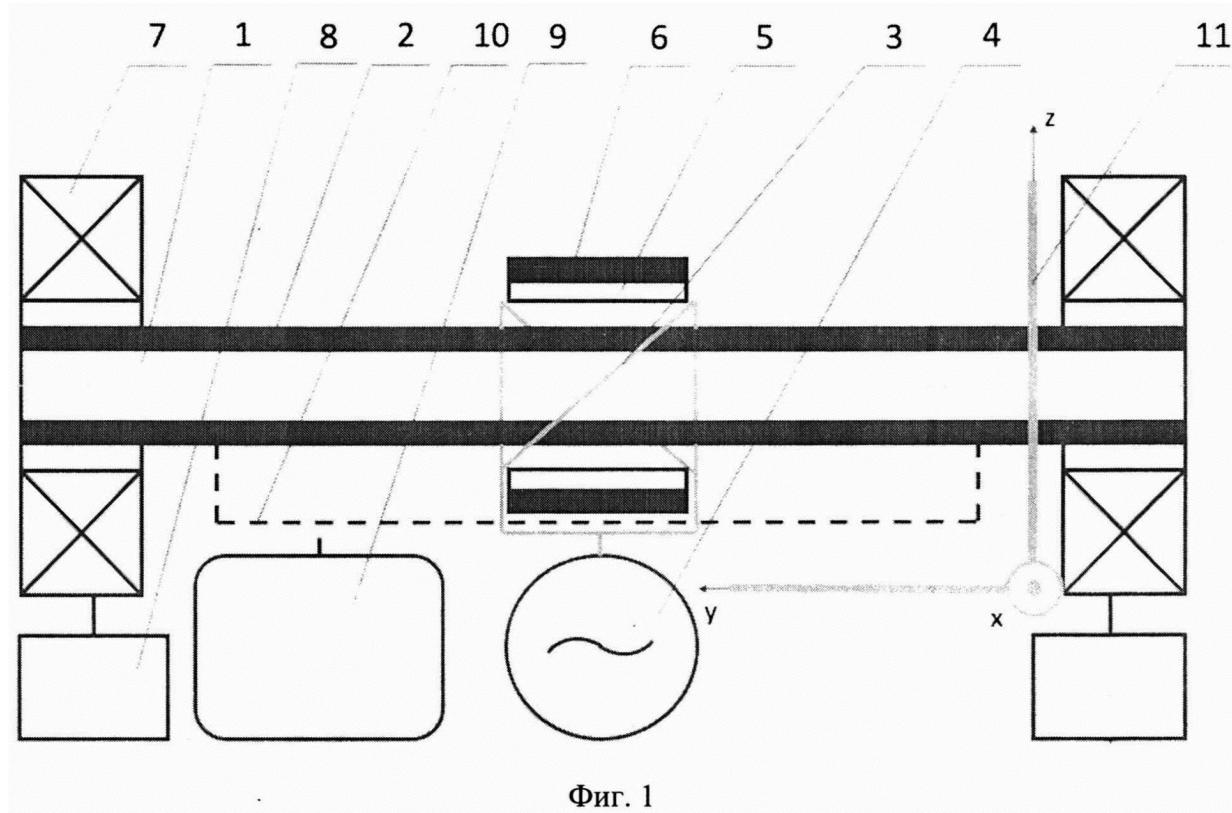
Изобретение относится к космической технике, в частности к электроракетным двигательным установкам с электрическим ракетным двигателем (ЭРД). Гибридный волновой плазменный двигатель для низкоорбитального космического аппарата содержит газоразрядную камеру, выполненную открытой во внешнюю атмосферу с двух противоположных торцов с возможностью формирования двух векторов тяги, противоположных друг другу по направлению, антенну, модуль ВЧ-генератора, имеющий электрическую связь с антенной, магнитные системы, расположенные по одной на каждом из противоположных концов газоразрядной камеры, имеющие линии электрической связи с источниками питания магнитных систем, систему хранения и подачи рабочего тела, соединенную с газоразрядной камерой при помощи двух радиальных газовводов, герметично соединенных с газоразрядной камерой в двух местах, расположенных до мест расположения магнитных

систем. На внутреннюю поверхность газоразрядной камеры нанесен материал с низкой работой выхода электронов. Антенна расположена на внешней поверхности газоразрядной камеры по центру и с внешней своей стороны окружена кольцом из диэлектрического материала, покрытого с его внешней стороны слоем проводящего электрический ток материала. Двигатель содержит систему магнитного управления ориентацией низкоорбитального космического аппарата, состоящую из трех токовых катушек, направленных по трем ортогональным осям, связанным с системой координат низкоорбитального космического аппарата, которые при взаимодействии с магнитным полем земли приводят к возникновению управляемых магнитных моментов, с помощью которых возможно изменение ориентации низкоорбитального космического аппарата. При реализации изобретения обеспечивается снижение

C1
87
44
27
64
RUR U
2 7 6 4 4 8 7 C 1

массы и габаритов двигателя, увеличение
удельных тяги и удельного импульса двигателя

на единицу потребляемой мощности. 1 ил.



R U 2 7 6 4 4 8 7 C 1

R U 2 7 6 4 4 8 7 C 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(52) CPC
F03H 1/00 (2021.08); *H05H 1/54* (2021.08)

(21)(22) Application: 2021119943, 07.07.2021

(24) Effective date for property rights:
07.07.2021

Registration date:
17.01.2022

Priority:

(22) Date of filing: 07.07.2021

(45) Date of publication: 17.01.2022 Bull. № 2

Mail address:
105005, Moskva, ul. 2-ya Baumanskaya, 5, kor. 1,
MGTU im. N.E. Baumana, TSIS, dlya Shumejko
(MKTS)

(72) Inventor(s):

Shumejko Andrej Ivanovich (RU),
Majorova Vera Ivanovna (RU),
Telekh Viktor Dmitrievich (RU)

(73) Proprietor(s):

federalnoe gosudarstvennoe byudzhetnoe
obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego
obrazovaniya "Moskovskij gosudarstvennyj
tekhnicheskij universitet imeni N.E. Baumana
(natsionalnyj issledovatelskij universitet)"
(MGTU im. N.E. Baumana) (RU)

R U 2 7 6 4 4 8 7 C 1

(54) HYBRID WAVE PLASMA ENGINE FOR LOW ORBIT SPACE VEHICLE

(57) Abstract:

FIELD: space technology.

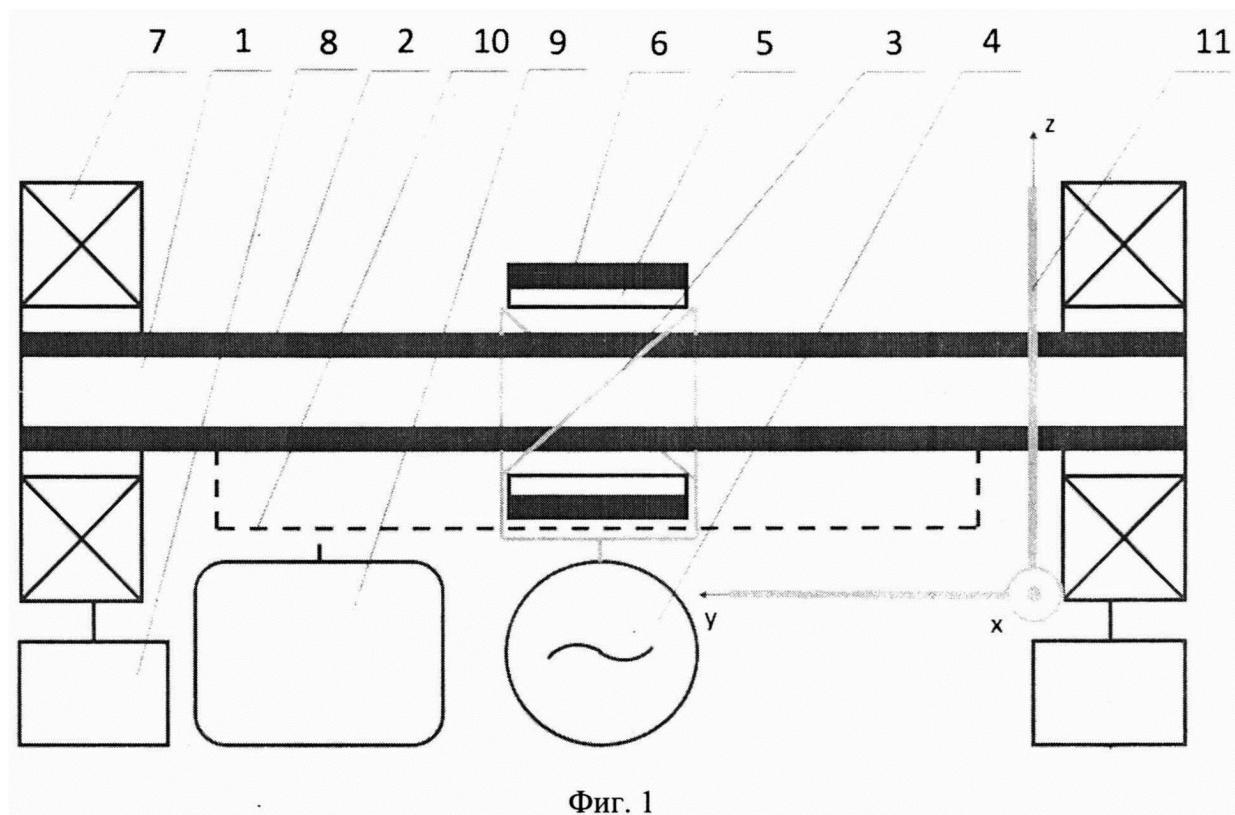
SUBSTANCE: invention relates to space technology, in particular to electric propulsion systems with an electric rocket engine (ERE). A hybrid wave plasma engine for a low-orbit spacecraft contains a gas-discharge chamber made open to the external atmosphere from two opposite ends with the possibility of forming two thrust vectors opposite to each other in direction, an antenna, an HF generator module, which is electrically connected to the antenna, magnetic systems, located one at each of the opposite ends of the gas discharge chamber, having electrical communication lines with power sources of magnetic systems, a storage and supply system of the working fluid connected to the gas discharge chamber by means of two radial gas inlets, hermetically connected to the gas discharge chamber in two places, located to the locations of the magnetic systems. A material with a low work function of electrons is applied to the inner surface of the gas-

discharge chamber. The antenna is located on the outer surface of the gas-discharge chamber in the center and on its outer side is surrounded by a ring of dielectric material, covered from its outer side with a layer of an electric current-conducting material. The engine contains a magnetic attitude control system of a low-orbit spacecraft, consisting of three current coils directed along three orthogonal axes associated with the coordinate system of a low-orbit spacecraft, which, when interacting with the earth's magnetic field, lead to the emergence of controlled magnetic moments, with the help of which it is possible to change the orientation low-orbit spacecraft.

EFFECT: implementation of the invention provides a reduction in the mass and dimensions of the engine, an increase in specific thrust and specific impulse of the engine per unit of power consumption.

1 cl, 1 dwg

R U 2 7 6 4 4 8 7 C 1



Фиг. 1

R U 2 7 6 4 4 8 7 C 1

Область техники, к которой относится изобретение

Изобретение относится к космической технике, в частности к электроракетным двигательным установкам с электрическим ракетным двигателем (ЭРД) с безэлектродными источником плазмы и ускорительной ступенью, использующей в качестве рабочего тела широкий круг веществ, предназначенная, главным образом, для установки на низкоорбитальных космических аппаратах (КА) для их до выведения с опорной на целевую орбиту, коррекции и поддержания орбиты, ориентации, разгрузки систем ориентации, маневрам между орбитами, увода КА с целевой орбиты в конце его срока активного существования (САС).

10 Уровень техники

Известен аналог - изобретение Helicon plasma electric propulsion device (патент CN104405603 B, опубликован 12.04.2017). Изобретение относится к электро-ракетным двигателям. Изобретение включает минимум одно металлическое кольцо, составляющие корпус двигателя, первый и второй металлические фланцы, геликонную антенну, газоразрядную камеру, газоввод, минимум два кольца магнитов.

Недостатком является то, что газоввод подсоединен к газоразрядной камере с одного из ее торцов. При этом теряется возможность использовать торец газоразрядной камеры для истечения плазмы и создания тяги в данном направлении. Таким образом, увеличиваются объем, масса и потребляемая мощность двигательной установки при размещении нескольких таких двигателей для управления несколькими осями тяги, что делает неэффективным или не возможным их использование на борту космического аппарата. Ввод газа в начале газоразрядной камеры приведет к потерям мощности на процессы повторной ионизации рекомбинировавших частиц рабочего тела по длине газоразрядной камеры, что в свою очередь приведет с снижению удельных тяги и удельного импульса двигателя на единицу мощности. Использование геликонной антенны без защитных диэлектрических колец приведет возникновению паразитных ВЧ емкостных разрядов на поверхности как самой антенны, так и на поверхностях предлагаемого в изобретении двигателя вследствие возникновения ВЧ емкостной связи между этими элементами, что в итоге снизит эффективность работы двигателя, в частности снизит удельные тягу и удельный импульс на единицу подводимой ВЧ- мощности, приведет к уменьшению ресурса двигателя вследствие разрушения элементов конструкции при их распылении возникающими ВЧ емкостными разводами, приведет к невозможности вклада мощности в плазму, т.е. к отказу работы двигателя, т.к. газоразрядная камера покроется продуктами распыленных металлических антенны и элементов двигателя.

Известен аналог - изобретение Ракетный двигатель малой тяги для космического летательного аппарата (патент RU 2445510 C2, опубликован 20.03.2012). Изобретение относится к ракетным двигателям малой тяги. Изобретение включает газоразрядную камеру (главную камеру), определяющую ось сил тяги, инжектор для введения ионизируемого газа в главную камеру, антенну, генераторы магнитного поля, генератор электромагнитного поля, генератор для изменения направления магнитного поля.

Недостатком является то, что в изобретении есть только одно направление тяги газоразрядного канала. Инжектор ввода ионизируемого газа закрывает один из концов газоразрядной камеры, что в свою очередь приводит к неэффективности ее использования, т.к. при применении предложенного способа ионизации газа - электромагнитный, плазма может истекать из двух концов газоразрядной камеры. При разработке двигателя для космического аппарата (КА), в частности, двигателя с более чем одним вектором тяги, использование только одного торца газоразрядной камеры

приведет к увеличению массы и габаритов двигателя, что вследствие приведет к удорожанию разработки и запуска КА или к невозможности использовать на борту КА. Предлагаемое устройство антенны, в частности использование в нем емкостно связанных электродов, является нецелесообразным для использования на борту КА.

- 5 Это связано с тем, что паразитный емкостной разряд начнет возникать на всех элементах двигательной установки и КА. близко расположенных к емкостно связанным электродам, при этом емкостной разряд будет разрушать как сами электроды, так и элементы конструкции двигателя и КА. Проблема возникновения и последствий паразитного емкостного разряда описана в работе Takahashi, K. (2012). Radiofrequency antenna for suppression of parasitic discharges in a helicon plasma thruster experiment. Review of Scientific Instruments, 83(8), 083508 (doi.org/10.1063/1.4748271). Также использование емкостного разряда для ионизации рабочего тела является неэффективным способом генерации плазмы для космических двигателей, так как плазма высокочастотного емкостного разряда имеет низкую плотность (не выше 10^{16} м^{-3}) при низком давлении и низкой мощности, которой будет недостаточно для эффективной работы двигателя. Данные по плотности плазмы емкостного разряда представлены в работе Chabert, P., & Braithwaite, N. (2011). Physics of radio-frequency plasmas. Cambridge University Press.
- 10 Предлагаемое устройство антенны, в частности использование в нем индуктивно связанной катушки, является нецелесообразным для использования на борту КА. Это связано с тем, что в данном случае энергия от индуктора в плазму будет передаваться как в трансформаторе, при этом коэффициент трансформации будет не выше 0,5. Учитывая потери мощности на линии ВЧ-генератор-Индуктор и потери в антенне, для генерации плотной плазмы (выше 10^{18} м^{-3}) потребуется высокая мощность (выше 800 Вт), делая невозможным использование двигателя с таким источником плазмы на К А, которые обладают низкой энергоооруженностью. Предлагаемое устройство антенны, в частности использование в нем антенн типов Double-Saddle и Loop, также является нецелесообразным для использования на борту КА. Это связано с тем, что, как и в случае с применением емкостно связанных электродов, при низких мощностях 15 будут возникать паразитные емкостные разряды на поверхности самой антенны и на элементах конструкции двигателя и КА. При этом при долгой продолжительности этих процессов, вследствие распыления металлической антенны и металлических элементов конструкции двигателя, внешняя поверхность газоразрядной трубы покроется металлической пленкой, которая будет поглощать генерируемое антенной 20 электромагнитное излучение и процесс ионизации рабочего тела внутри газоразрядной камеры будет невозможным, т.е. двигатель выйдет из строя. Предлагаемое местоположение инжектора для ввода газа в газоразрядную камеру является неэффективным с точки зрения вложения мощности в плазму и ионизации рабочего тела. При ионизации рабочего тела в начале газоразрядной камеры и при использовании 25 в ионизаторе антенны, которая генерирует электромагнитные волны в плазме (предложенные в рассматриваемом изобретении антенны Double-Saddle и Loop), будет затрачиваться больше мощности на ионизацию и будет вкладываться меньше мощности в плазму, т.к. образование волн в плазме происходит за антенной, а именно волны эффективно ионизируют газ и вкладывают мощность в плазму. Использование большого 30 количества магнитных систем является нецелесообразным, т.к. для ускорения плазмы достаточно одного магнитного сопла на выходе из газоразрядной камеры. Большое количество магнитных систем утяжеляет массу двигателя и занимает полезный объем, что делает непригодным использование такого двигателя на борту КА. В изобретении 35 отсутствует система электромагнитного экранирования. Устройство, использующего 40
- 45

электромагнитные волны и магнитное поле для генерации и ускорения плазмы, создает электромагнитное излучение, которое при поглощении элементов конструкции КА может вызвать возникновение магнитного момента, который начнет вращать КА, а также вызвать сбои в работе целевой нагрузки КА или вывести ее из строя.

- 5 Известен ближайший аналог (прототип) - изобретение Модуль с многоканальной плазменной двигательной установкой для малого космического аппарата (патент RU 2741401 С1, опубликован 25.01.2012). Изобретение относится к ЭРД с безъэлектродными источником плазмы и ускорительной ступенью. Изобретение включает элементы жесткой конструкции модуля, минимум три газоразрядных камеры, минимум три 10 антенны, минимум три кольца из диэлектрического материала, систему хранения и подачи рабочего тела, минимум шесть радиальных газовводов, модуль из ВЧ-генераторов, минимум три линии связи ВЧ-генераторов с антеннами, минимум шесть магнитных систем, модуль преобразования бортового питания, модуль из ВЧ-генераторов, систему питания магнитных систем, управляющий модуль, систему 15 электромагнитного экранирования.

Недостатком является то, что в изобретении предлагается использовать несколько газоразрядных камер для создания нескольких векторов тяги. Данный подход нерационален, т.к. несмотря на то, что является возможным создание отдельной компактной по массе и габаритам газоразрядной камеры совместно с магнитными 20 системами и антенной, покрытой слоем диэлектрического материала, способные создавать минимум два вектора тяги, совокупность нескольких таких газоразрядных камер совместно с магнитными системами и антеннами, покрытыми слоем диэлектрического материала, будет представлять собой устройство с достаточно высокими массой и объемами, что будет представлять затруднение для установки на 25 борту малого космического аппарата, которые на данный момент испытывают наибольшую потребность в двигателях со способностью генерирования нескольких векторов тяги, в частности, такую потребность испытывают низкоорбитальные группировки малых космических аппаратов, например, Starlink и OneWeb. Более того, при наличии нескольких отдельных газоразрядных камер, которые совместно с 30 антennами и магнитными системами, представляют собой несколько отдельных источников плазмы с ускорительными ступенями, будет требоваться относительно высокое потребление мощности, возможности предоставления которой на борту малых космических аппаратов затруднительно, в особенности, низкоорбитальных малых космических аппаратов, для которых на сегодняшнем уровне развития техники 35 основным источником генерации мощности являются солнечные батареи, обладающие низкими эффективностью и удельной плотностью генерации мощности по массе и объему. Также, ввиду ограниченности мощности, которая может быть потреблена двигателем, для эффективной ионизации различных рабочих тел в нескольких газоразрядных камерах будет недостаточно использования волнового режима генерации 40 плазмы. Например, представленные на рынке ЭРД двигатели для малых космических аппаратов, такие как, геликонный двигатель REGULUS итальянской компании T4i и ионный двигатель BIT-3 американской компании BUSEK Inc. требуют для работы от 50 до 80 Вт. Сопоставимое энергопотребление устройством, предложенным в изобретении RU 2741401 С1, содержащим три газоразрядных канала приведет к тому, 45 что на каждую камеры совместно с магнитными системами будет приходиться лишь по 20 Вт мощности, при этом только магнитные системы предлагаемого устройства будут потреблять не менее 25% от мощности на каждый канал, т.е. 5 Вт, что приведет к тому, что в газоразрядных каналах режим генерации плазмы будет близок к

емкостному разряду, характеризующемуся низкой плотностью плазмы, что будет являться неэффективным режимом генерации тяги. Более того, предложенный способ подавления паразитных разрядов вокруг антенны и между антенной и окружающими ее металлическими поверхностями - использование диэлектрического материала,

- 5 покрывающего внешнюю поверхность антенны - является неэффективным, т.к. часть электромагнитного излучения будет распространяться за пределы диэлектрического материала. При предложенном в изобретении RU 2741401 C1 конфигурации системы подавления паразитных разрядов в первую очередь будет распыляться диэлектрический материал, что со временем приведет и к распылению антенны и последующему отказу
- 10 двигателевого модуля.

Раскрытие изобретения

Технической задачей, которую решает предлагаемое изобретение, является создание гибридного волнового плазменного двигателя для низкоорбитального космического аппарата, с уменьшенными массой и габаритами для выполнения маршевых операций,

- 15 коррекции и поддержания орбиты космического аппарата, его ориентации, маневров между орбитами, увода космического аппарата в конце его срока активного существования, обеспечивающего увеличение удельных тяги и удельного импульса двигателя на единицы потребляемой мощности, массы и объема, увеличение эффективности ионизации различных рабочих тел, а также в котором не возникают
- 20 паразитные разряды, разрушающие элементы конструкции двигателя и космического аппарата, отсутствуют потери при вкладе мощности в плазму на электромагнитной линии связи антenna-плазма, а также в котором отсутствует необходимость использования механических устройств для изменения ориентации космического аппарата для начала выполнения маршевых операций в заданном направлении,
- 25 отличном от того, в котором космический аппарата пребывает до выполнения маршевых операций.

Технический результат заключается в снижении массы и габаритов двигателя, увеличении удельных тяги и удельного импульса двигателя на единицу потребляемой мощности, исключении паразитных разрядов, разрушающих элементы конструкции

- 30 двигателя и космического аппарата, исключении потерь при вкладе мощности в плазму на электромагнитной линии связи антenna-плазма, сокращение времени выполнения космических маневров, требующие участия двигательной установки, отсутствии необходимости использования механических устройств для изменения ориентации космического аппарата для начала выполнения маршевых операций в заданном
- 35 направлении, отличном от того, в котором космический аппарата пребывает до выполнения маршевых операций.

Для решения поставленной задачи с достижением заявленного технического результата гибридный волновой плазменный двигатель для низкоорбитального космического аппарата содержит газоразрядную камеру, на внутренней поверхности

- 40 которой нанесен материал с низкой работой выхода электронов, выполненную открытой во внешнюю атмосферу с двух противоположных торцов с возможностью формирования двух векторов тяги, противоположных друг другу по направлению, антенну, с внешней своей стороны окруженную кольцом из диэлектрического материала, покрытого с его внешней стороны слоем проводящего электрический ток материала модуль ВЧ-
- 45 генератора, имеющий электрическую связь с антенной, магнитные системы, расположенные по одной на каждом из противоположных концов газоразрядной камеры, имеющие линии электрической связи с источниками питания магнитных систем, систему магнитного управления ориентацией низкоорбитального космического

аппарата, состоящую из трех токовых катушек, направленных по трем ортогональным осям, систему хранения и подачи рабочего тела, соединенную с газоразрядной камерой при помощи двух радиальных газоводов, герметично соединенных с газоразрядной камерой в двух местах, расположенных до мест расположения магнитных систем.

⁵ Краткое описание чертежей

Фиг. 1 - конструктивная блок-схема предлагаемого двунаправленного волнового плазменного двигателя для низкоорбитального космического аппарата;

Осуществление изобретения

Гибридный волновой плазменный двигатель предлагается использовать на

¹⁰ низкоорбитальных космических аппаратах (КА), в том числе на малых низкоорбитальных космических аппаратах (МКА), для их до выведения с опорной на целевую орбиту, коррекции и поддержания орбиты, прецизионной ориентации, разгрузки систем ориентации, маневрам между орбитами, увода КА с целевой орбиты в конце его срока активного существования (САС).

¹⁵ Предлагаемый в данном изобретении двигатель выполнен состоит из следующих элементов с их функциями:

- газоразрядной камеры (1), на внутреннюю поверхность которой нанесен материал с низкой работой выхода электронов (2). Газоразрядная камера (1) выполнена из диэлектрического материала в виде цилиндра со стенками, толщина которых может ²⁰ быть в разном исполнении, но такой, чтобы на оси цилиндра был сквозной цилиндрический тракт, расположенный внутри объема газоразрядной камеры (1). На внешней поверхности газоразрядной камеры (1) по центру расположена антенна (3), генерирующая электромагнитное поле внутри газоразрядной камеры (1) для ионизации рабочего тела, имеющая линию электрической связи с модулем ВЧ-генератора (4).

²⁵ Каждый противоположный торец газоразрядной камеры открыт во внешнее пространство. На каждом торце газоразрядной камеры (1) имеется по одной магнитной системе (7), имеющих линии электрической связи с источниками питания магнитных систем (8). Каждая магнитная система (7) представляет собой соленоид. Газоразрядная камера (1) является каналом, где генерируется плазма. Из газоразрядной камеры (1)

³⁰ ускоренный поток плазмы может выходить по двум противоположным направлениям, т.е. газоразрядная камера (1) обеспечивает генерацию двух векторов тяги, противоположных по направлению. За счет выполнения газоразрядной камеры (1) двигателя открытой во внешнюю атмосферу с двух противоположных торцов, обеспечивая возможность формирования двух векторов тяги, противоположных друг

³⁵ другу по направлению, могут быть уменьшены вес и габариты космического аппарата, поскольку для формирования двух векторов тяги достаточно не двух отдельных двигателей, каждый из которых формирует один вектор тяги, а одного, предложенного в изобретении. Материал с низкой работой выхода электронов (2) обеспечивает эффективную ионизацию рабочего тела внутри газоразрядной камеры (1) за счет

⁴⁰ эмитирования электронов при воздействии газового разряда, генерируемого во внутренней полости газоразрядной камеры (1) за счет электромагнитного излучения, создаваемого антенной (3), даже при низких значениях мощности, вкладываемой антенной (3) в плазму во внутренней полости газоразрядной камеры (1). В качестве материала с низкой работой выхода электронов могут выступать оксид иттрия Y_2O_3

⁴⁵ или гексаборид лантана LaB_6 . При этом, предлагаемые к использованию материалы с низкой работой выхода электронов являются диэлектриками, а также за счет их нанесения на внутреннюю поверхность полости газоразрядной камеры (1) тонким слоем - не более 1 мм - они не будут препятствовать проникновению электромагнитного

излучения, генерируемого антенной (3), во внутреннюю полость газоразрядной камеры (1) для ионизации рабочего тела. На каждом конце газоразрядной камеры (1) до места расположения магнитных систем (7) имеется место герметичного соединения газоразрядной камеры (1) с системой хранения и подачи рабочего тела (9) посредством

5 радиальных газовводов (10);

- антенны (3), электрически соединенной по линии электрической связи с модулем ВЧ-генератора (4). На антенну (3) по линии электрической связи модуля ВЧ-генератора (4) с антенной (3) от модуля ВЧ-генератора (4) подается ВЧ-мощность, которая преобразуется антенной (3) в переменное электромагнитное поле во внутренней полости

10 газоразрядной камеры (1). Переменные электромагнитные поля, создаваемые антенной (3) во внутренней полости газоразрядной камеры (1), вызывают колебания свободных электронов, присутствующих в любом пространстве, например, при нормальных

условиях в окружающем пространстве присутствует порядка 10^{23} м^{-3} электронов, при этом при колебаниях электроны набирают энергию для ионизации рабочего тела,

15 вводимого в газоразрядную камеру (1) из системы хранения и подачи рабочего тела (9) через радиальные газоводы (10). При наличии осевого магнитного поля, создаваемого магнитной системой (7), и электромагнитных полей, генерируемых антенной (3), начинается процесс образования собственных электромагнитных волн в плазме, в частности геликонных волн, которые в свою очередь создают волны

20 Трайвелписа-Гоулда или косые волны Ленгмюра, которые увеличивают степень ионизации плазмы внутри газоразрядной камеры (1) и способствуют повышению вклада мощности, передаваемой антенной (3), в плазму во внутренней полости газоразрядной камеры (1). Со стороны внешней поверхности антenna (3) окружена кольцом из

25 диэлектрического материала (5), которое покрыто с внешней стороны слоем проводящим электрический ток материала (6), что обеспечивает исключение влияния электромагнитного излучения, генерируемого антенной (3);

- кольца из диэлектрического материала (5), покрытого с его внешней стороны слоем проводящим электрический ток материала (6), при этом кольцо из диэлектрического

30 материала (5) окружает антенну (3) со стороны ее внешней поверхности. Кольцо из диэлектрического материала (5) может быть выполнено из любого диэлектрического материала, например, Al_2O_3 , керамического стекла. Кольцо из диэлектрического

материала (5) совместно с нанесенным на его внешнюю поверхность слоем проводящим электрический ток материала (6) препятствуют распространению электромагнитного

35 излучения, созданного антенной (3), во внутренний объем гибридного волнового плазменного двигателя для низкоорбитального космического аппарата. Кольцо из диэлектрического материала (5) совместно с нанесенным на его внешнюю поверхность слоем проводящим электрический ток материала (6) препятствуют образованию паразитных емкостных разрядов на поверхности антennы (3), а также на элементах конструкции двигателя;

40 - магнитных систем (7), каждая из которых располагается на одном из двух концов газоразрядной камеры (1), электрически соединенных с источниками питания магнитных систем (8). Магнитные системы (7) расположены непосредственно возле торцев газоразрядной камеры (1), создают осевые магнитные поля, за счет которых ускоряют плазму, генерируемую во внутренней полости газоразрядной камеры (1) при помощи четырех механизмов ускорения плазмы - электростатического, электромагнитного, газодинамического, Джоулева нагрева;

- модуля ВЧ-генератора (4), который обеспечивает подачу и регулирование мощности, вкладываемой в плазму во внутренней полости газоразрядной камеры (1) при помощи

антенны (3), имеющей линию электрической связи с модулем ВЧ-генератора (4).

Регулирование мощности, вкладываемой при помощи антенны (3) в плазму во внутренней полости газоразрядной камеры (1) необходимо для того, чтобы регулировать величину тяги F_T путем регулирования вложенной мощностью плотности плазмы во

⁵ внутренней полости газоразрядной камеры (1);

- системы хранения и подачи рабочего тела (9), включающую минимум один бак для хранения рабочего тела, два радиальных газоввода (10), которые герметично соединены с каждым из концов газоразрядной камеры (1) до места расположения магнитных систем (7). Система хранения и подачи рабочего тела (9) служит для хранения рабочего тела в баке, подготовки и регулировании расхода рабочего тела в элементах подачи рабочего тела, ввода рабочего тела во внутреннюю полость газоразрядной камеры (1) при помощи радиальных газовводов (10);

¹⁰ - систему магнитного управления ориентацией низкоорбитального космического аппарата (11), состоящую из трех токовых катушек, направленных по трем ортогональным осям, связанным с системой координат низкоорбитального космического аппарата, которые при взаимодействии с магнитным полем земли приводят к возникновению управляемых магнитных моментов, с помощью которых возможно изменение ориентации низкоорбитального космического аппарата. За счет системы магнитного управления ориентацией низкоорбитального космического аппарата (11) возможно направление вектора тяги, создаваемого за счет ускорения магнитной системой (7) плазмы, создаваемой во внутренней полости газоразрядной камеры (1), без переориентирования космического аппарата за счет потоков ускоренной плазмы или использования механических систем ориентации космического аппарата, что приводит к уменьшению занимаемых двигателем массы и объема, и как следствие, ²⁰ увеличению удельных тяги и удельного импульса на единицу массы и объема.

²⁵ Одной из основных задач, которую решает гибридный волновой плазменный двигатель для низкоорбитального космического аппарата - это создание двух векторов тяги и трех вращающих моментов, выполняющие управление воздействия на низкоорбитальный космический аппарат для выводения КА с опорной на целевую орбиту, коррекции и поддержания орбиты, прецизионной ориентации, разгрузки систем ориентации, маневрам между орбитами, увода КА с целевой орбиты в конце его срока активного существования (САС).

³⁰ В перспективных разработках в области электроракетных двигателей (ЭРД) рассматривается применение магнитного сопла с целью контроля плазменного потока, т.е. его ускорения. ЭРД, использующие магнитные сопла, классифицируются как ³⁵ электромагнитные, и включают магнитоплазмодинамические, геликонные двигатели и двигатель VASIMR. Эти передовые двигатели необходимы для того, чтобы отвечать требованиям будущих космических миссий и разрабатываются для производства большого удельного импульса и тяги большей, чем у существующих ЭРД при том же ⁴⁰ уровне мощности.

Магнитные сопла, представленные в изобретении электромагнитами, подобно соплам Лаваля, преобразуют термическую энергию частиц рабочего тела или их хаотически направленную кинетическую энергию в направленную кинетическую энергию. Преимущество магнитных сопел заключается в том, что минимизирован контакт ⁴⁵ высокотемпературной плазмы с поверхностью сопла, при этом магнитные сопла предоставляют возможность использования дополнительных механизмов образования тяги за счет взаимодействия плазмы и их магнитных полей.

Вклад мощности в плазму, отрыв плазмы от магнитных линий и передача импульса

ускоренной плазмы в электромагнитном поле, созданном антенной (3), по линиям магнитного поля, созданного магнитными системами (7), являются важными этапами для генерирования тяги в магнитном сопле. Механизмы, при помощи которых извлекается кинетическая энергия из плазмы при помощи электромагнитов магнитных

5 систем для создания сил тяги, включают закон сохранения адиабатического инварианта магнитного момента, силы электрического поля, направление термической энергии и нагрев Джоуля. Механизмы отрыва плазмы включают резистивную диффузию магнитного поля, процессы рекомбинации в плазме, магнитное пересоединение линий магнитного поля, потеря адиабатичности процесса расширения плазмы, эффекты 10 инерционных сил и эффекты расслоения линий собственных электромагнитных полей. Процесс передачи импульса от плазмы к космическому аппарату является следствием взаимодействия между линиями приложенного магнитного поля, созданного электромагнитами и индуцированных потоков, которые формируются вследствие магнитного давления.

15 Три ключевых этапа требуются для образования тяги в магнитном сопле:

- Преобразование магнитоплазменной энергии в направленную кинетическую энергию;

- Эффективный отрыв плазмы от линий магнитного поля;

- Передачу момента импульса от плазмы к космическому аппарату.

20 Основные механизмы преобразования энергии в магнитном сопле и соответствующие им типы ускорения, между которыми энергия передается, представлены ниже:

- Сохранение адиабатического инварианта магнитного момента (ускорение в электромагнитном поле);

- Ускорение в электрическом поле;

25 - Направление движения термически нагретых частиц (газодинамическое ускорение);

- Нагрев Джоуля (термическое ускорение).

В работе Shumeiko, A.I., & Telekh, V.D. (2019, November). Probe diagnostics of the plasma plume created by a magnetic nozzle of an inductively coupled plasma source. In Journal of Physics: Conference Series (Vol. 1393, No. 1, p. 012027). IOP Publishing (doi:10.1088/1742-6596/1393/1/012027) приведены результаты измерения скорости потока плазмы на выходе из магнитного сопла (в изобретении электромагниты), ускоренного при помощи электростатического ускорения плазмы, т.е. образования двойного электростатического слоя в потоке плазмы на выходе из магнитного сопла. В данной статье рассмотрена конструкция двигателя с одним вектором тяги, и приведена для примера подтверждения 35 возможности ускорения плазмы безэлектродным методом.

В работе исследовали лабораторную модель двигателя с геликонным источником плазмы и магнитным соплом АВНРТ. Двигатель состоял из разрядной камеры из кварцевого стекла с закрытым концом, толщиной стенки 3 мм, внутренним диаметром 50 мм и длиной 200 мм. На открытом конце разрядной камеры находилась мембрана 40 с отверстием диаметром 20 мм, которое служило для формирования коллимированного потока плазмы.

Геликонная антenna длиной 12 см, изготовленная из меди, окружала газоразрядную камеру и была прикреплена к одному из фланцев вакуумной камеры. Антenna находилась в нескольких миллиметрах от газоразрядной камеры, чтобы минимизировать 45 емкостную связь и уменьшить тепловые эффекты. Электромагниты создавали расходящееся магнитное поле с максимальной величиной магнитного поля в 200 Гс.

АВНРТ был установлен внутри вакуумной камеры диаметром 0,7 м и длиной 1 м. Камера была изготовлена из немагнитной нержавеющей стали, которая устойчива к

деформации, вызванной тепловыми циклами, высоким вакуумом и дегазацией, для моделирования вакуумных условий низкой околоземной орбиты (НОО), в которых давление обычно составляет менее 10^{-2} Па. Вакуумная камера имела турбомолекулярную/роторную насосную систему, которая поддерживала базовое давление менее 10^{-3} Па, а эффективная скорость откачки, измеренная для воздуха, составляла приблизительно 300 лхс^{-1} . При таких давлениях может быть смоделирована тепловая среда космического пространства, поскольку теплопроводность газов мала по сравнению с лучистой теплопередачей. Давление в камере измерялось с помощью устройства MKS 220CA Baratron, которое было расположено на одном из фланцев вакуумной камеры.

Четыре фланца вакуумной камеры обеспечивали подвод линий подачи рабочего тела, электрического питания для электромагнитов, высокочастотного тока для антенны и питания схемы системы диагностики плазмы. Рабочее тело (воздух) подавалось в газоразрядную камеру с использованием полиамидной трубки, прикрепленной к ее закрытому концу, а его расход регулировался регулятором массового расхода, установленным снаружи вакуумной камеры. В качестве регулятора расхода использовался регулятор массового расхода MKS Type 2160B.

Устройства ВЧ согласования нагрузка/генератор снаружи вакуумной камеры было соединено с антенной АВНРТ коаксиальным кабелем RG-213 и двумя медными стержнями, заключенными в медный экран. Высокочастотная мощность (13,56 МГц) поддерживалась на уровне 120 Вт, чтобы уменьшить тепловую нагрузку на АВНРТ. По тем же причинам ток, приложенный к каждому соленоиду, был ограничен 2 А, чтобы избежать перегрева и плавления медного провода соленоида.

Для подтверждения характеристик АВНРТ, необходимых для поддержки вышеупомянутого КА на орбите 200 км, функция распределения энергии ионов и локальный потенциал плазмы измерялись как анализатором энергии ионов (АЭИ) и зондом Ленгмюра соответственно.

АЭИ устанавливался на осевой линии АВНРТ и вакуумной камеры. АЭИ состоял из трех сеток и коллекторной пластины. Частицы плазмы поступали в анализатор через 5-миллиметровое отверстие в пластине с отверстиями из нержавеющей стали толщиной 0,1 мм. Пластина с отверстиями находилась в электрическом контакте с корпусом анализатора, который был соединен с заземленной вакуумной камерой. Напряжения на сетках анализатора устанавливали на -90, -20 и -10 В. Измеренный ток представлял собой сумму тока коллектора и тока вторичной сетки, которая соответствует любым вторичным электронам, испускаемым из пластины коллектора при воздействии ионов. Для этого смещение вторичной сетки устанавливалось на -20 В. Анализатор использовался только в режиме сбора ионов. Напряжение на сетке дискриминатора изменялось от 0 до -150 В с шагом 0,5 В, причем 100 измерений тока усреднялись на каждый шаг измерений.

Зонд Ленгмюра монтировался на осевой линии АВНРТ. Напряжение на смещающем источнике изменялось от -150 до 150 В с шагом 0,5 В, при этом 100 измерений тока усреднялись на каждый шаг, чтобы получить усредненную по времени кривую I-V. Локальный плазменный потенциал определялся производной кривой I-V.

Характеристики плазмы и плазменного потока, созданных АВНРТ, были исследованы при расходе рабочего тела $1,5 \text{ мгхс}^{-1}$, давлении 50 мП, магнитном поле 200 Тс и ВЧ-мощности 120 Вт. Локальный потенциал плазмы V_{local} , измеренный зондом Ленгмюра, соответствовал месту расположения наибольшего градиента магнитного поля и в этом

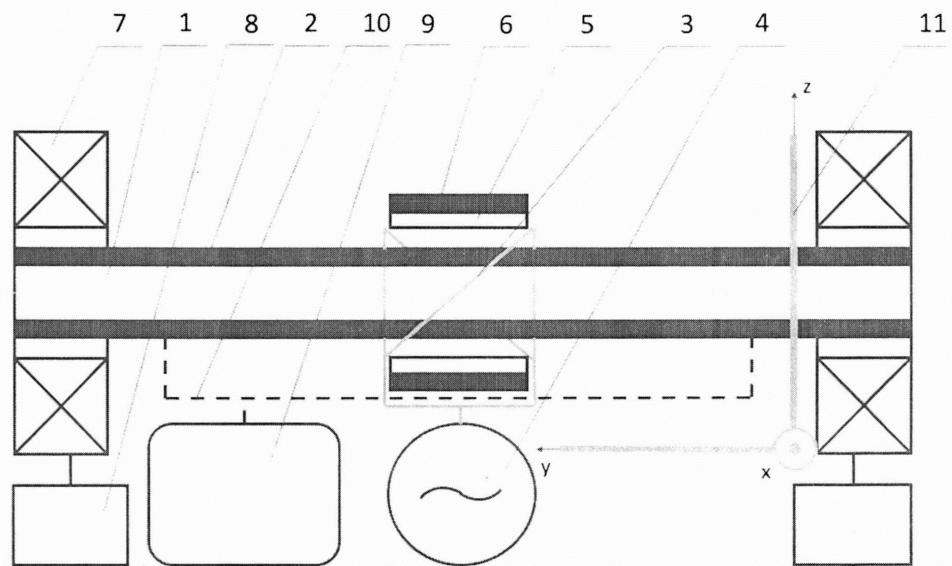
положении составлял 60 В относительно камеры. Измеренная энергия ионов в этой точке была равна 80 В. В этом случае скорость потока плазмы, выходящего из магнитного сопла, равнялась $11 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$.

Это исследование продемонстрировало экспериментальные результаты тестирования АВНРТ в условиях НОО. Эти результаты показывают, что двигатель с магнитным соплом (в изобретении электромагниты) может успешно поддерживать КА на НОО. Показано, что ионы, генерируемые в источнике волновой (геликонной) плазмы, могут ускоряться в АВНРТ магнитным соплом при помощи механизма электростатического ускорения, обеспечивающегося формирующимся двойным электростатическим слоем на выходе из магнитного сопла, до скоростей $11 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$ при мощности 120 Вт. Двигатель создавал тягу в 18 мН.

Выполнение заявленного двигателя вышеуказанным образом обеспечивает снижение массы и габаритов космического аппарата, исключение паразитных разрядов, разрушающих элементы конструкции двигателя и космического аппарата, исключение потерь при вкладе мощности в плазму на электромагнитной линии связи антenna-плазма, исключение влияния электромагнитного излучения на элементы конструкции двигательной установки и элементы конструкции космического аппарата, приводящее к вращению космического аппарата в пространстве, обеспечивает увеличение удельных тяги и удельного импульса двигателя на единицу потребляемой мощности.

(57) Формула изобретения

Гибридный волновой плазменный двигатель для низкоорбитального космического аппарата, содержащий газоразрядную камеру, выполненную открытой во внешнюю атмосферу с двух противоположных торцов с возможностью формирования двух векторов тяги, противоположных друг другу по направлению, антенну, модуль ВЧ-генератора, имеющий электрическую связь с антенной, магнитные системы, расположенные по одной на каждом из противоположных концов газоразрядной камеры, имеющие линии электрической связи с источниками питания магнитных систем, систему хранения и подачи рабочего тела, соединенную с газоразрядной камерой при помощи двух радиальных газовводов, герметично соединенных с газоразрядной камерой в двух местах, расположенных до мест расположения магнитных систем, отличающейся тем, что на внутреннюю поверхность газоразрядной камеры нанесен материал с низкой работой выхода электронов; антenna расположена на внешней поверхности газоразрядной камеры по центру и с внешней своей стороны окружена кольцом из диэлектрического материала, покрытого с его внешней стороны слоем проводящего электрический ток материала; содержит систему магнитного управления ориентацией низкоорбитального космического аппарата, состоящую из трех токовых катушек, направленных по трем ортогональным осям, связанным с системой координат низкоорбитального космического аппарата, которые при взаимодействии с магнитным полем земли приводят к возникновению управляемых магнитных моментов, с помощью которых возможно изменение ориентации низкоорбитального космического аппарата.



Фиг. 1