



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
F03H 1/00 (2025.08)

(21)(22) Заявка: 2025123776, 28.08.2025

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
28.08.2025

Дата регистрации:
29.12.2025

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 28.08.2025

(45) Опубликовано: 29.12.2025 Бюл. № 1

Адрес для переписки:

105005, Москва, вн. тер. г. Муниципальный
округ Басманный, 2-я Бауманская ул., 5, стр.
1, ФГАОУ ВО "Московский государственный
технический университет имени Н.Э. Баумана,
Амелина Ксения Евгеньевна

(72) Автор(ы):

Шумейко Андрей Иванович (RU),
Телех Виктор Дмитриевич (RU),
Пасынкова Дарья Сергеевна (RU),
Павлов Алексей Вячеславович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Федеральное государственное автономное
образовательное учреждение высшего
образования "Московский государственный
технический университет имени Н.Э.
Баумана (национальный исследовательский
университет)" (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2741401 C1, 25.01.2021. RU
2835964 C2, 06.03.2025. RU 2764823 C1,
21.01.2022. US 10910198 B2, 02.02.2021.

(54) Сверхвысокочастотный плазменный двигатель с секционированной газоразрядной камерой

(57) Реферат:

Изобретение относится к космической технике, в частности к электрическим ракетным двигателям (ЭРД), в частности к ЭРД со сверхвысокочастотным источником плазмы и ионно-оптической ускорительной ступенью. Сверхвысокочастотный плазменный двигатель с секционированной газоразрядной камерой содержит секционированную газоразрядную камеру, секционированную ионно-оптическую систему, антенну, волновод, сверхвысокочастотный генератор, катод-компенсатор, источник питания секционированной ионно-оптической системы, источник питания катода-компенсатора, систему

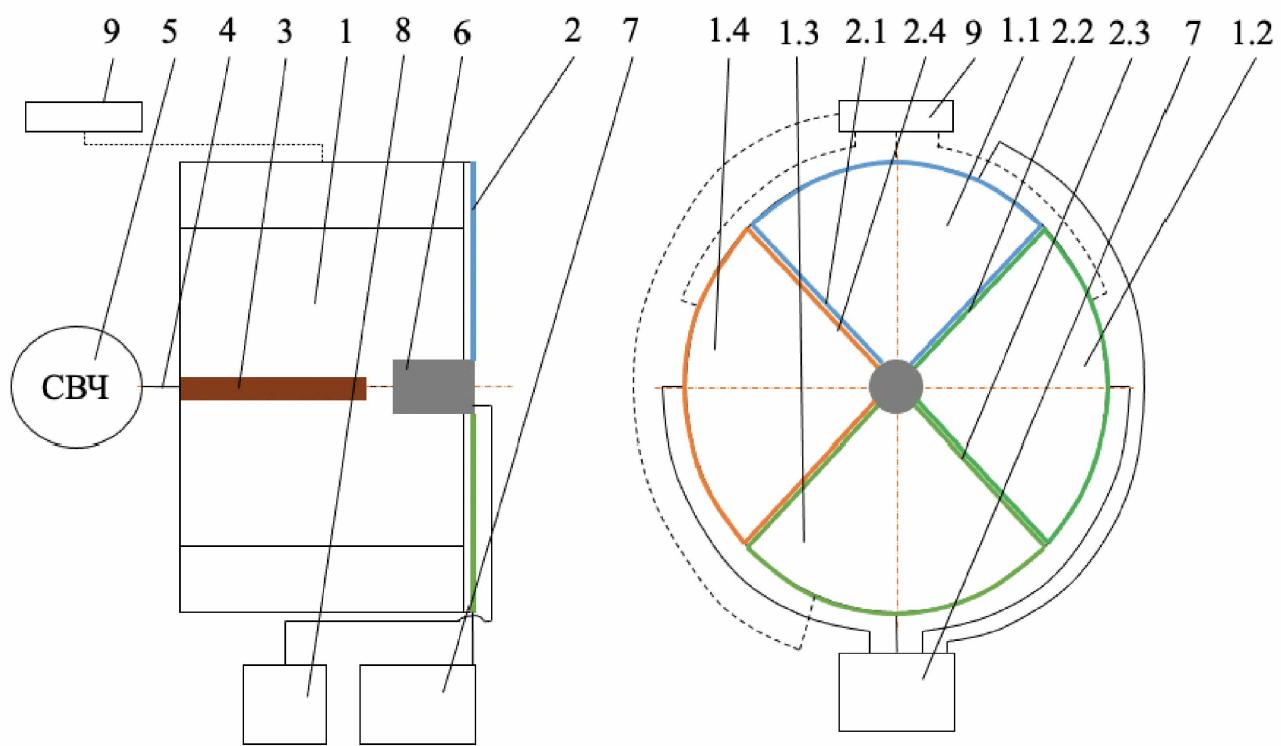
хранения и подачи рабочего тела. При реализации изобретения обеспечивается управление направлением вектора управляющего движущего воздействия на космический аппарат в нескольких направлениях, снижение массы и габаритов двигателя, способного генерировать векторы тяги в нескольких направлениях, увеличение удельных тяги и удельного импульса двигателя на единицы массы и объема, снижение необходимости использования механических устройств для изменения ориентации космического аппарата для начала выполнения маршевых маневров. 1 ил.

C1
54185
RU

RU
2854185

C1

R U 2 8 5 4 1 8 5 C 1



Фиг. 1

R U 2 8 5 4 1 8 5 C 1

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(52) CPC
F03H 1/00 (2025.08)

(21)(22) Application: 2025123776, 28.08.2025

(24) Effective date for property rights:
28.08.2025Registration date:
29.12.2025

Priority:

(22) Date of filing: 28.08.2025

(45) Date of publication: 29.12.2025 Bull. № 1

Mail address:
105005, Moskva, vn. ter. g. Munitsipalnyj okrug
Basmannyj, 2-ya Baumanskaya ul., 5, str. 1,
FGAOU VO "Moskovskij gosudarstvennyj
tekhnicheskij universitet imeni N.E. Baumana,
Amelina Kseniya Evgenevna

(72) Inventor(s):

Shumeiko Andrei Ivanovich (RU),
Telekh Viktor Dmitrievich (RU),
Pasynkova Daria Sergeevna (RU),
Pavlov Aleksei Viacheslavovich (RU)

(73) Proprietor(s):

Federalnoe gosudarstvennoe avtonomnoe
obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego
obrazovaniia «Moskovskii gosudarstvennyi
tekhnicheskii universitet imeni N.E. Baumana
(natsionalnyi issledovatelskii universitet)» (RU)

C1

(54) MICROWAVE PLASMA ENGINE WITH SEGMENTED DISCHARGE CHAMBER

(57) Abstract:

FIELD: space technology.

SUBSTANCE: invention relates to electric rocket engines (ERE), in particular to ERE with a microwave plasma source and an ion-optical acceleration stage. A microwave plasma engine with a segmented discharge chamber contains a segmented discharge chamber, a segmented ion-optical system, an antenna, a waveguide, a microwave generator, a cathode-compensator, a power supply for the segmented ion-optical system, a power supply for the cathode-compensator, a working fluid storage and feed system.

EFFECT: control of the direction of the vector of the control thrust action on the spacecraft in several directions, reduction of mass and dimensions of the engine capable of generating thrust vectors in several directions, increase in specific thrust and specific impulse of the engine per units of mass and volume, reduction of the need to use mechanical devices to change the orientation of the spacecraft to start performing cruise manoeuvres.

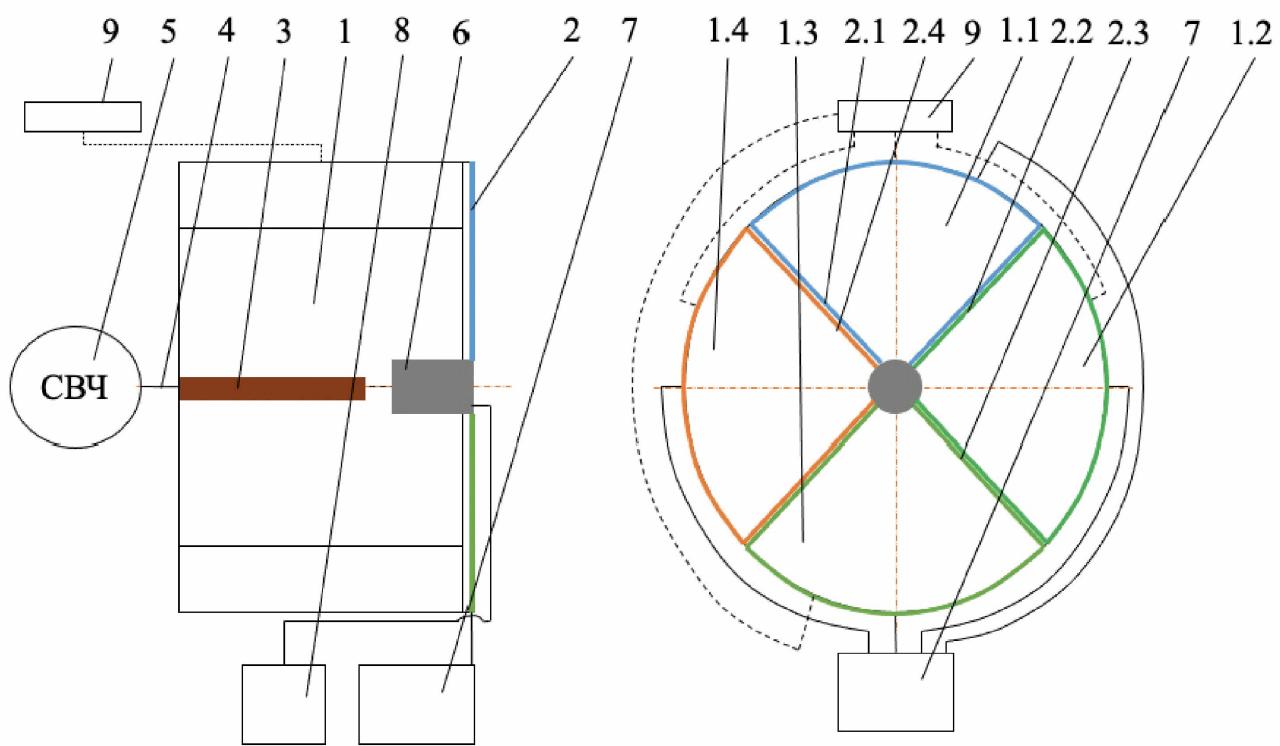
1 cl, 1 dwg

RU

R U
2 8 5 4 1 8 5

C 1

R U 2 8 5 4 1 8 5 C 1



Фиг. 1

R U 2 8 5 4 1 8 5 C 1

Область техники

Изобретение относится к космической технике, в частности к электрическим ракетным двигателям (ЭРД), в частности к ЭРД со сверхвысокочастотным источником плазмы и ионно-оптической ускорительной ступенью, использующим в качестве рабочего тела широкий круг веществ, имеющий возможность создавать векторы тяги в нескольких направлениях, предназначенный для установки на космических аппаратах (КА) для коррекции и поддержания их орбиты, прецизионной ориентации, фазировании КА, орбитальных маневров, разгрузки систем ориентации, увода КА с целевой орбиты в конце его срока активного существования (САС).

Уровень техники

Известен аналог – изобретение Spacecraft propulsion devices and systems with microwave excitation (патент US10910198B2, опубликован 02.02.2021). Изобретение относится к электрическим ракетным двигателям, предназначенным для установки на борту космических аппаратов, в частности к ЭРД со сверхвысокочастотным генератором.

Изобретение включает (по п. 1 формулы изобретения): сверхвысокочастотный генератор, газоразрядную камеру, сопло, минимум один ввод рабочего тела.

Недостатком является то, что устройство, предлагаемое в изобретении US10910198B2, способно генерировать тягу только в одном направлении. При этом, для выполнения современных космических миссий необходима повышенная маневренность космических

аппаратов для перехода от статических к динамическим космическим миссиям.

Повышение маневренности космических аппаратов реализуемо за счет использования двигателей с возможностью управления направлением вектора тяги. При этом, одно из направлений разработки и коммерческого внедрения заявителя изобретения US10910198B2 Momentus Space LLC является реализация сервиса по до выведению

космических аппаратов с опорной орбиты на целевые орбиты. Для реализации устройства по предоставлению такого сервиса и его эффективной эксплуатации необходимо использование двигателей с возможностью векторизации тяги. Однако устройство, предложенное в изобретении US10910198B2, не обладает возможностью управления направлением вектора тяги. Более того, в предложенном устройстве

предполагается ускорение относительно плотных нагретых сред. Для векторизации тяги для плотных ускоренных сред необходимо прибегать к техникам физического воздействия на ускоренный поток частиц – использование твердых отклоняющих поверхностей или впрыскивание дополнительного рабочего тела для изменения направления истечения ускоренного потока частиц. Такие подходы для реализации

векторизации тяги позволяют для устройств, работающих на Земле, или работа которых требуется лишь для непродолжительного времени, например, запуска полезной нагрузки с поверхности Земли на опорную орбиту. Тем не менее, подходы физического воздействия на поток ускоренных частиц для реализации векторизации тяги не эффективны для эксплуатации устройств с ними продолжительное время в космическом

пространстве.

Известен аналог – изобретение Двунаправленный волновой плазменный двигатель для космического аппарата (патент RU2764823C1, опубликован 21.01.2022). Изобретение относится к электрическим ракетным двигателям. Изобретение включает газоразрядную камеру, антенну, ВЧ-генератор, магнитную линзу и магнитное сопло.

Недостатком является то, что в изобретении реализуется возможность создания векторов тяги только в двух направлениях, совпадающих с осью газоразрядной камеры. При этом, для выполнения современных космических миссий необходимы векторы тяги во множестве различных направлений, например, на что указывается в работе

Shumeiko et.al. Advanced wave plasma thruster with multiple thrust vectoring capability [<https://doi.org/10.2514/6.2022-2190>]. Таким образом, для создания вектора тяги в необходимом направлении, двигатель, предложенный в изобретении RU2764823C1, необходимо будет ориентировать КА дополнительными устройствами, в частности, механическими или 5 электромагнитными устройствами контроля ориентации КА. Использование дополнительных устройств для ориентации КА для направления вектора тяги в необходимом направлении приведет к увеличению массы и объема двигательной установки КА и увеличенному потреблению мощности. При этом использование данного изобретения совместно с дополнительными системами ориентации для достижения 10 возможности создания векторов тяги во множестве различных направлений ограничено минимальным размером космического аппарата, что описано в работе Shumeiko et.al. Determination of the minimum size of a small spacecraft of the cubesat standard for the possibility of using modern propulsion systems [<https://doi.org/10.1063/5.0107879>]. Более того, в изобретении RU2764823C1 управление направлениями истечения плазмы и векторов 15 тяги осуществляется за счет применения магнитных линз – на фиг. 1 и 2 изобретения RU2764823C1 п. 6, - для работы которых необходимо потребление мощности, т.к. реализация таких магнитных линз на постоянных магнитах не позволит управлять направлением истечения потока плазмы, т.к. такие магнитные линзы должны быть либо включены, либо выключены. Потребление мощности для управления 20 направлениями истечения плазмы и векторов тяги приведет к трудностям в реализации устройства, предложенного в изобретении RU2764823C1, для применения на борту малых космических аппаратов или к неэффективным режимам работы – повышенными удельной мощностью и удельных массы и объема на единицу тяги и удельного импульса. Более того, в изобретении RU2764823C1 отсутствует способность создавать 25 прецизионные по магнитуде силы тяги.

Известен ближайший аналог (прототип) - изобретение Модуль с многоканальной плазменной двигательной установкой для малого космического аппарата (патент RU2741401C1, опубликован 25.01.2021). Изобретение относится к ЭРД с безэлектродными генерацией и ускорением плазмы. Изобретение включает минимум 30 три газоразрядных камеры, минимум три антенны, систему хранения и подачи рабочего тела, модуль из высокочастотных (ВЧ) генераторов, минимум три линии электрической связи ВЧ генераторов с антennами, минимум три магнитные системы.

Недостатком является то, что в изобретении для достижения возможности управления направлением вектора тяги предлагается использовать несколько источников плазмы 35 с ускорительными ступенями, каждый из которых позволяет создавать векторы тяги в двух направлениях. Данный подход для достижения векторизации тяги нерационален, т.к. несмотря на то, что является возможным создание отдельного компактного по массе и габаритам двунаправленного источника плазмы с ускорительными ступенями, представленными в виде магнитных сопел, способного генерировать минимум два 40 вектора тяги, совокупность нескольких таких двунаправленных источников плазмы для реализации возможности генерирования векторов тяги в нескольких направлениях будет представлять собой устройство с достаточно высокими удельными массой и объемом на единицу тяги и удельного импульса, что будет представлять затруднение для установки на борту малых космических аппаратов, которые на данный момент 45 испытывают наибольшую потребность в двигателях со способностью управления направлением вектора тяги, в частности, такую потребность испытывают малые космические аппараты, занятые в производстве материалов и веществ в космическом пространстве, например аппараты компании Varda Space. Так, такие космические

аппараты, после их доставки на опорную орбиту необходимо до вывести на целевую, затем распределить по орбите (фазировать орбиты аппаратов), возможно, ассистировать технологическому процессу при помощи создания управляющих движущих воздействий на космический аппарат при помощи двигательной установки, а затем увести с целевой орбиты для осуществления возврата капсулу с произведенными материалами и веществами на поверхность целевого естественного космического объекта. Более того, при наличии нескольких отдельных газоразрядных камер, которые совместно с антеннами и магнитными системами, представляют собой несколько отдельных источников плазмы с ускорительными ступенями, будет требоваться высокие удельное 5 потребление мощности на единицу тяги и удельного импульса, возможности предоставления которой может быть затруднительно, в частности, на борту малых космических аппаратов, особенно для аппаратов, находящихся в космическом пространстве на большом удалении от Солнца по сравнению с орбитами Земли, например, на орbitах Марса. Также, ввиду использования электромагнитных волн 10 15 мегагерцовой частоты, генерируемых высокочастотным генератором, при ограниченном энергопотреблении, возможно достичь относительно малых концентраций заряженных частиц в разряде – до 10^{18} м^{-3} , что будет сказываться на достижимых уровнях тяги, которая в плазменных двигателях напрямую зависит от концентрации ионизированных частиц. Представленные на рынке ЭРД двигатели с возможностью управления 20 направлением вектора тяги для малых космических аппаратов, такие как электроспрейный двигатель AR3 австрийской компании ENPULSION, с возможностью векторизации тяги в трех направлениях, и ионный двигатель BIT-3 американской компании BUSEK Inc., с возможностью управления направлением вектора тяги в угла 10°, требуют для работы от 40 до 80 Вт. Сопоставимое энергопотребление устройством, 25 предложенным в изобретении RU2741401C1, содержащим для осуществления возможности управления направлением вектора тяги три газоразрядных канала, приведет к тому, что на каждую газоразрядную камеру совместно с магнитными системами будет приходиться лишь не менее 20 Вт мощности, в то время как только магнитные системы предлагаемого устройства будут потреблять не менее 25% от 30 мощности на каждый канал, т.е. от 5 Вт, что приведет к тому, что в газоразрядных каналах режим генерации плазмы будет близок к емкостному разряду, характеризующемуся низкой плотностью плазмы и низким коэффициентом ионизации, что будет являться неэффективным режимом генерации тяги. Более того, в изобретении RU2741401C1 управление направлениями вектора тяги осуществляется за счет 35 применения магнитных линз – на фиг. 1 изобретения RU2741401C1 п. 11, - для работы которых потребуется мощность более 20 Вт, которые могут быть отведены для каждого канала для того, чтобы устройство, предложенного в изобретении RU2741401C1, было конкурентно способно по сравнению с другими ЭРД для малых космических аппаратов, представленных на рынке. Потребление мощности для управления направлениями 40 истечения плазмы и векторов тяги приведет к трудностям в реализации устройства, предложенного в изобретении RU2741401C1, для применения на борту малых космических аппаратов или к неэффективным режимам работы – повышенными удельной мощностью и удельных массы и объема на единицу тяги и удельного импульса.

Раскрытие изобретения

45 Технической задачей, которую решает предлагаемое изобретение, является создание сверхвысокочастотного плазменного двигателя с секционированной газоразрядной камерой, с уменьшенными массой и габаритами и энергопотреблением для оптимизации управления расходом рабочего тела, выполнения оптимизированных межорбитальных

и межпланетных маневров, изменения орбитальных характеристик и ориентации космического аппарата, обеспечивающего возможность генерировать управляющие движущие воздействия на космический аппарат в нескольких направлениях, увеличение 5 удельных тяги и удельного импульса двигателя на единицы массы и объема, а также возможности снижения необходимости использования механических устройств для изменения ориентации космического аппарата для начала выполнения маршевых маневров.

Технический результат заключается в управления направлением вектора управляющего движущего воздействия на космический аппарат в нескольких 10 направлениях, снижении массы и габаритов двигателя, способного генерировать векторы тяги в нескольких направлениях, увеличении удельных тяги и удельного импульса двигателя на единицы массы и объема, снижении необходимости использования механических устройств для изменения ориентации космического аппарата для начала выполнения маршевых маневров.

15 Для решения поставленной задачи с достижением заявленного технического результата, предлагается сверхвысокочастотный плазменный двигатель с секционированной газоразрядной камерой, содержащий:

- секционированную газоразрядную камеру, имеющую форму полого цилиндра с 20 центральной осью, при этом внутренняя полость секционированной газоразрядной камеры имеет один конец, открытый во внешнее пространство, при этом внутренняя полость секционированной газоразрядной камеры разделена на минимум две независимые секции секционированной газоразрядной камеры, при этом независимые секции секционированной газоразрядной камеры имеют равные внутренние объемы;

- секционированную ионно-оптическую систему, которая располагается со стороны 25 конца внутренней полости секционированной газоразрядной камеры, открытого во внешнее пространство, при этом секционированная ионно-оптическая система имеет независимые секции секционированной ионно-оптической системы (по количеству независимых секций секционированной газоразрядной камеры);

- антенну, расположенную в центре внутренней полости секционированной 30 газоразрядной камеры таким образом, что занимает одинаковые части внутреннего объема каждой независимой секции секционированной газоразрядной камеры, при этом антenna имеет соединение со сверхвысокочастотным генератором через волновод;

- волновод, который связывает сверхвысокочастотный генератор с антенной;
- сверхвысокочастотный генератор, который связан с антенной через волновод;
- катод-компенсатор, который располагается на центральной оси секционированной 35 газоразрядной камеры, при этом катод-компенсатор располагается со стороны внутренней полости секционированной газоразрядной камеры, открытой во внешнее пространство, при этом катод-компенсатор не пересекается с независимыми секциями секционированной ионно-оптической системы;

- источник питания секционированной ионно-оптической системы, который имеет 40 независимые линии электрической связи (по количеству независимых секций секционированной газоразрядной камеры) с независимыми секциями секционированной ионно-оптической системы;

- источник питания катода-компенсатора, который имеет линию электрической связи 45 с катодом-компенсатором;

- систему хранения и подачи рабочего тела, которая имеет независимые линии газодинамической связи (по количеству независимых секций секционированной газоразрядной камеры) с независимыми секциями секционированной газоразрядной

камеры.

Перечень фигур

На фиг. 1 представлена конструктивная блок-схема предлагаемого сверхвысокочастотного плазменного двигателя с секционированной газоразрядной камерой в варианте исполнения, когда имеется четыре независимые секции секционированной газоразрядной камеры

Осуществление изобретения

Сверхвысокочастотный плазменный двигатель с секционированной газоразрядной камерой состоит из следующих элементов с их функциями:

- 10 – секционированной газоразрядной камеры (1), имеющей форму полого цилиндра с центральной осью, при этом внутренняя полость секционированной газоразрядной камеры (1) имеет один конец, открытый во внешнее пространство, при этом внутренняя полость секционированной газоразрядной камеры (1) разделена на независимые секции секционированной газоразрядной камеры (1.1), (1.2), (1.3), (1.4) – в случае разделения
- 15 секционированной газоразрядной камеры (1) на четыре независимые секции секционированной газоразрядной камеры (1), при этом независимые секции секционированной газоразрядной камеры (1.1), (1.2), (1.3), (1.4) имеют равные внутренние объемы, при этом внутренний объем каждой независимой секции секционированной газоразрядной камеры (1.1), (1.2), (1.3), (1.4) служит для независимой генерации
- 20 ионизированного рабочего тела, которое подается в независимые секции секционированной газоразрядной камеры (1.1), (1.2), (1.3), (1.4) по независимым линиям газодинамической связи от системы хранения и подачи рабочего тела, при этом генерация ионизированного рабочего тела в независимых секциях секционированной газоразрядной камеры (1.1), (1.2), (1.3), (1.4) происходит под действием переменных
- 25 электромагнитных полей, генерируемых антенной (3) во внутренних объемах независимых секций секционированной газоразрядной камеры (1.1), (1.2), (1.3), (1.4); – секционированной ионно-оптической системы (2), которая располагается со стороны конца внутренней полости секционированной газоразрядной камеры (1), открытого во внешнее пространство, при этом секционированная ионно-оптическая система (2)
- 30 имеет независимые секции секционированной ионно-оптической системы (2.1), (2.2), (2.3), (2.4) (по количеству независимых секций секционированной газоразрядной камеры (1)), при этом независимые секции секционированной ионно-оптической системы (2.1), (2.2), (2.3), (2.4) служат для независимого ускорения ионов из независимых секций секционированной газоразрядной камеры (1.1), (1.2), (1.3), (1.4), при этом независимые
- 35 секции секционированной ионно-оптической системы (2.1), (2.2), (2.3), (2.4) ускоряют ионы, являющихся составной частью ионизированного рабочего тела, находящегося в независимых секциях секционированной газоразрядной камеры (1.1), (1.2), (1.3), (1.4), за счет генерации электростатических полей;
- 40 – антенны (3), расположенной в центре внутренней полости секционированной газоразрядной камеры (1) таким образом, что занимает одинаковые части внутреннего объема каждой независимой секции секционированной газоразрядной камеры (1.1), (1.2), (1.3), (1.4), при этом антenna (3) имеет соединение со сверхвысокочастотным генератором (5) через волновод (4), при этом антenna (3) генерирует переменные электромагнитные поля во внутренних объемах независимых секций секционированной
- 45 газоразрядной камеры (1.1), (1.2), (1.3), (1.4), приводящие к ионизации рабочего тела, за счет подводимого к ней от сверхвысокочастотного генератора (5) через волновод (4) сверхвысокочастотных электромагнитных волн;
- волновода (4), который связывает сверхвысокочастотный генератор (5) с антенной

- (3), который служит для передачи сверхвысокочастотных электромагнитных волн от сверхвысокочастотного генератора (5) к антенне (3);
- сверхвысокочастотного генератора (5), который связан с антенной (3) через волновод (4), который служит для генерации сверхвысокочастотных электромагнитных волн, которые затем по волноводу (4), подаются на antennu (3), которая затем генерирует переменные электромагнитные поля во внутренних объемах независимых секций секционированной газоразрядной камеры (1.1), (1.2), (1.3), (1.4), которые затем приводят к ионизации рабочего тела;
 - катод-компенсатора (6), который располагается на центральной оси секционированной газоразрядной камеры (1), при этом катод-компенсатор (6) располагается со стороны внутренней полости секционированной газоразрядной камеры (1), открытой во внешнее пространство, при этом катод-компенсатор (6) не пересекается с независимыми секциями секционированной ионно-оптической системы (2.1), (2.2), (2.3), (2.4), при этом катод-компенсатор (6) служит для нейтрализации положительно заряженного потока ионов, ускоренных под действием электростатических полей, генерируемых независимыми секциями секционированной ионно-оптической системы (2.1), (2.2), (2.3), (2.4);
 - источника питания секционированной ионно-оптической системы (7), который имеет независимые линии электрической связи (по количеству независимых секций секционированной газоразрядной камеры (1)) с независимыми секциями секционированной ионно-оптической системы (2.1), (2.2), (2.3), (2.4), при этом источник питания секционированной ионно-оптической системы (7) служит для независимого питания независимых секций секционированной ионно-оптической системы (2.1), (2.2), (2.3), (2.4);
 - источника питания катода-компенсатора (8), который имеет линию электрической связи с катодом-компенсатором (6), при этом источник питания катода компенсатора (8) служит для питания катода-компенсатора (6);
 - системы хранения и подачи рабочего тела (9), которая имеет независимые линии газодинамической связи (по количеству независимых секций секционированной газоразрядной камеры (1)) с независимыми секциями секционированной газоразрядной камеры (1.1), (1.2), (1.3), (1.4), при этом система хранения и подачи рабочего тела (9) служит для независимой подачи рабочего тела в независимые секции секционированной газоразрядной камеры (1.1), (1.2), (1.3), (1.4).

В настоящее время как на орbitах естественных космических объектов – Земля, Луна, Марс и т.д., – так и за пределами орбит таких объектов, необходимо проведение динамических космических миссий, вопрос перехода к которым в широко рассмотрен в работе Shumeiko et. al. Thrust-vectoring schemes for electric propulsion systems: A review [<https://doi.org/10.1016/j.cja.2025.103401>]. Существующие космические миссии уже требуют переход к их динамическому проведению. На орбитах Земли уже активно реализуется производство материалов и веществ компанией Varda Space. Для такой миссии необходимо создавать векторы тяги в нескольких направлений при помощи компактного устройства, способного быть эксплуатируемым в условиях ограниченных массы, объема и мощности. Примером динамической миссии за пределами орбит Земли может служить миссия по предоставлению связи на поверхности Луны – колонизация которой уже активно разрабатывается Китайской академией наук и корпорацией Lockheed Martin. В такой миссии по предоставлению связи необходимо после прибытия на опорную орбиту Луны группировку космических аппаратов их развертывание – фазирование по орбитам и изменение высоты орбит, непрерывное поддержание орбит аппаратов группировки,

ориентация их положения, возможное сближение с другими искусственными космическими объектами, а также увод таких аппаратов с орбит в конце их срока активного существования. Для осуществления динамических миссий за пределами орбит Земли необходима реализация возможности управления направлением вектора тяги 5 при помощи устройств, имеющих высокий ресурс работы и способных к генерации ускоренных потоков рабочих тел с высоким удельным импульсом.

Основная задача, которую выполняет сверхвысокочастотный плазменный двигатель с секционированной газоразрядной камерой – это создание векторов тяги, которые имеют либо оси, не совмещенные с центральной осью секционированной газоразрядной 10 камеры (1), при неодновременной работе всех независимых секций секционированной газоразрядной камеры (1), либо при одновременной работе всех независимых секций секционированной газоразрядной камеры (1), создание вектора тяги, совмещенного с центральной осью секционированной газоразрядной камеры (1), для создания движущих 15 управляемых воздействий на космический аппарат, т.е. для коррекции и поддержания их орбиты, прецизионной ориентации, фазировании КА, орбитальных маневров, разгрузки систем ориентации, увода КА с целевой орбиты в конце его САС.

В предложенном изобретении возможность векторизации тяги достигается за счет того, что используются секционированная газоразрядная камера (1) и секционированная ионно-оптическая система (2). Например, при расположении двигателя, предлагаемого 20 в данном изобретении, в космическом аппарате таким образом, что центральная ось секционированной газоразрядной камеры (1) будет проходить через центр масс космического аппарата, векторизация тяги может быть достигнута за счет включений отдельных независимых секций секционированной газоразрядной камеры (1) и независимых секций секционированной ионно-оптической системы (2), соответственно. 25 При отдельных включениях независимых секций секционированной газоразрядной камеры (1) и независимых секций секционированной ионно-оптической системы (2), соответственно, при прохождении центральной оси секционированной газоразрядной камеры (1) через центр масс космического аппарата, будут возникать движущие воздействия на космический аппарат, ось которых не будет проходить через центр масс 30 космического аппарата, проворачивая космический аппарат.

Технический результат, заключающийся в снижении массы и габаритов двигателя, достигается за счет того, что при помощи одного источника плазмы – секционированной газоразрядной камеры (1) и секционированной ионно-оптической системы (2) компактных габаритов возможно реализовать управление направлением вектора тяги. 35 При этом, при использовании для тех же целей нескольких двигателей без векторизации тяги, при одинаковых условиях эксплуатации на борту космического аппарата, отведенные объем и масса полезной нагрузки будут меньше, по сравнению со случаем, когда в качестве двигателя используется предлагаемое изобретение. Уменьшение массы и объема двигателя и увеличение удельной тяги и удельного импульса на единицы массы 40 и объема двигателя также достигается за счет использования для ионизации рабочего тела, поддержания горения разряда и вклада мощности в разряд сверхвысокочастотного генератора (5), антенны (3) и волновода (4). За счет использования сверхвысокочастотных волн удается добиться более высоких плотностей разряда по сравнению со случаями использования высокочастотных волн при одинаковых уровнях 45 мощности и расходах рабочего тела. Технический результат, заключающийся в оптимизации выполнения маневров, например, выполнения маневров по изменению наклонения орбиты, достигается за счет того, что проведение таких операций возможно без переориентирования космического аппарата, т.к. при использовании предложенного

изобретения возможно создание вектора тяги в требуемом направлении.

(57) Формула изобретения

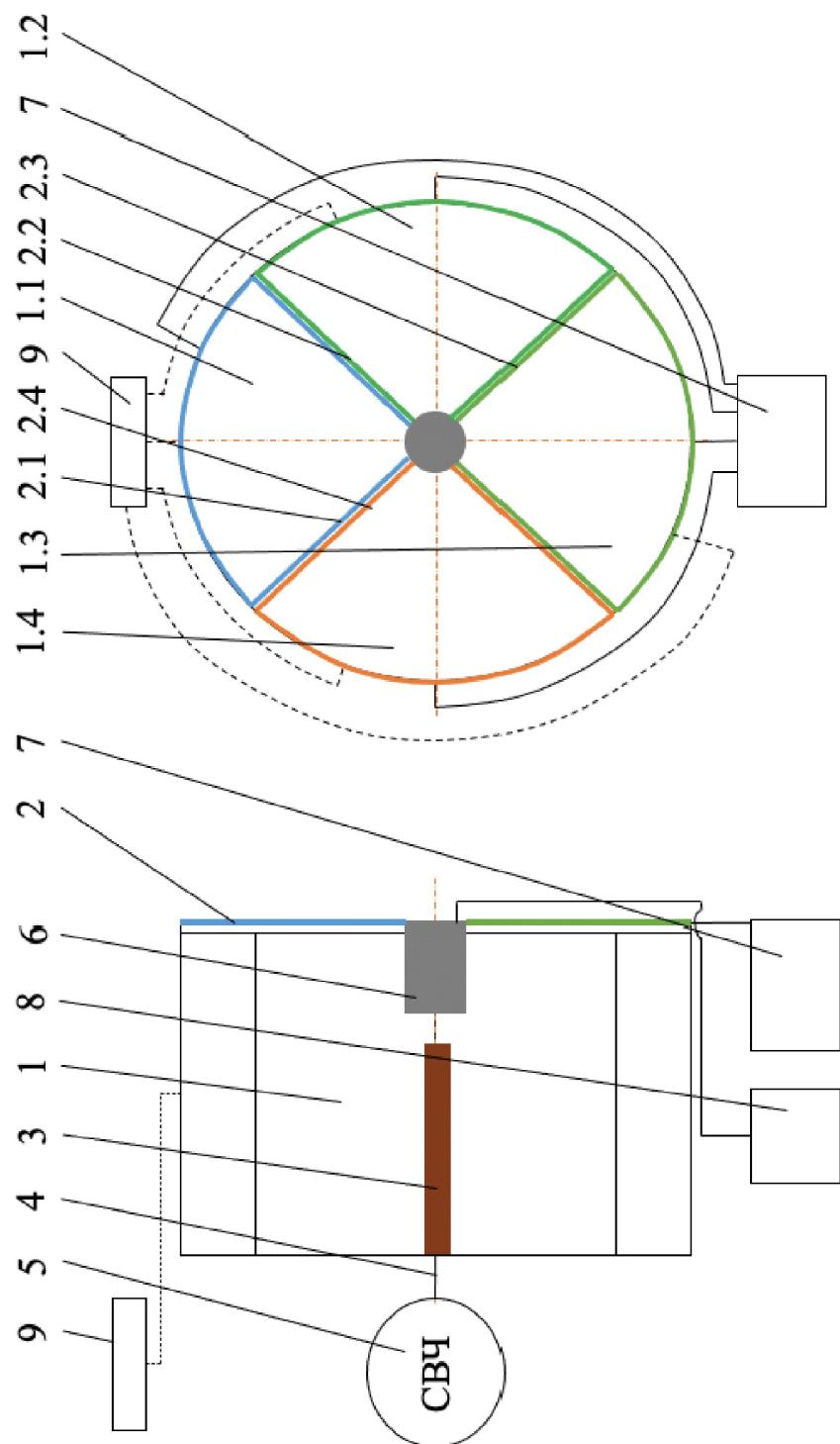
Сверхвысокочастотный плазменный двигатель с секционированной газоразрядной камерой, содержащий антенну, сверхвысокочастотный генератор, ионно-оптическую систему, катод-компенсатор, систему хранения и подачи рабочего тела, отличающийся тем, что секционированная газоразрядная камера, имеющая форму полого цилиндра с центральной осью, внутренняя полость которой имеет один конец, открытый во внешнее пространство, внутренняя полость которой разделена на минимум две независимые секции секционированной газоразрядной камеры, имеющие равные внутренние объемы, при этом каждая независимая секция секционированной газоразрядной камеры имеет независимые линии газодинамической связи с системой хранения и подачи рабочего тела, при этом каждой независимой секции секционированной газоразрядной камеры соответствует независимая секция секционированной ионно-оптической системы, которые расположены со стороны внутренней полости секционированной газоразрядной камеры, открытой во внешнее пространство, каждая независимая секция секционированной ионно-оптической системы имеет независимые линии электрической связи с системой питания секционированной ионно-оптической системы, антенна, расположенная в центре внутренней полости секционированной газоразрядной камеры таким образом, что занимает одинаковые части внутреннего объема каждой независимой секции секционированной газоразрядной камеры, имеющая соединение со сверхвысокочастотным генератором через волновод, катод-компенсатор, имеющий линию электрической связи с источником питания катода-компенсатора, расположен со стороны внутренней полости секционированной газоразрядной камеры, открытой во внешнее пространство, при этом катод-компенсатор не пересекается с независимыми секциями секционированной ионно-оптической системы.

30

35

40

45



Фиг. 1