



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
 ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК  
*B64G 1/40* (2024.08); *F02K 9/64* (2024.08)

(21)(22) Заявка: 2024109099, 04.04.2024

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
 04.04.2024

Дата регистрации:  
 21.02.2025

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 04.04.2024

(45) Опубликовано: 21.02.2025 Бюл. № 6

Адрес для переписки:

105005, Москва, вн. тер. г. Муниципальный  
 округ Басманный, 2-я Бауманская ул., 5, стр.  
 1, ФГБОУ ВО МГТУ им. Н.Э. Баумана,  
 Амелина Ксения Евгеньевна

(72) Автор(ы):

Георгиев Александр Федорович (RU),  
 Щеглов Георгий Александрович (RU),  
 Рипка Никита Дмитриевич (RU),  
 Шаповалов Анатолий Витальевич (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 2687548 C1, 14.05.2019. RU  
 2788240 C1, 17.01.2023. RU 2666110 C1,  
 05.09.2018. US 11939086 B2, 26.03.2024. US  
 8341933 B2, 01.01.2013.

(54) Двигательная установка маневрирующего космического аппарата на горючих компонентах топлива, хранящихся в газообразной фазе

(57) Реферат:

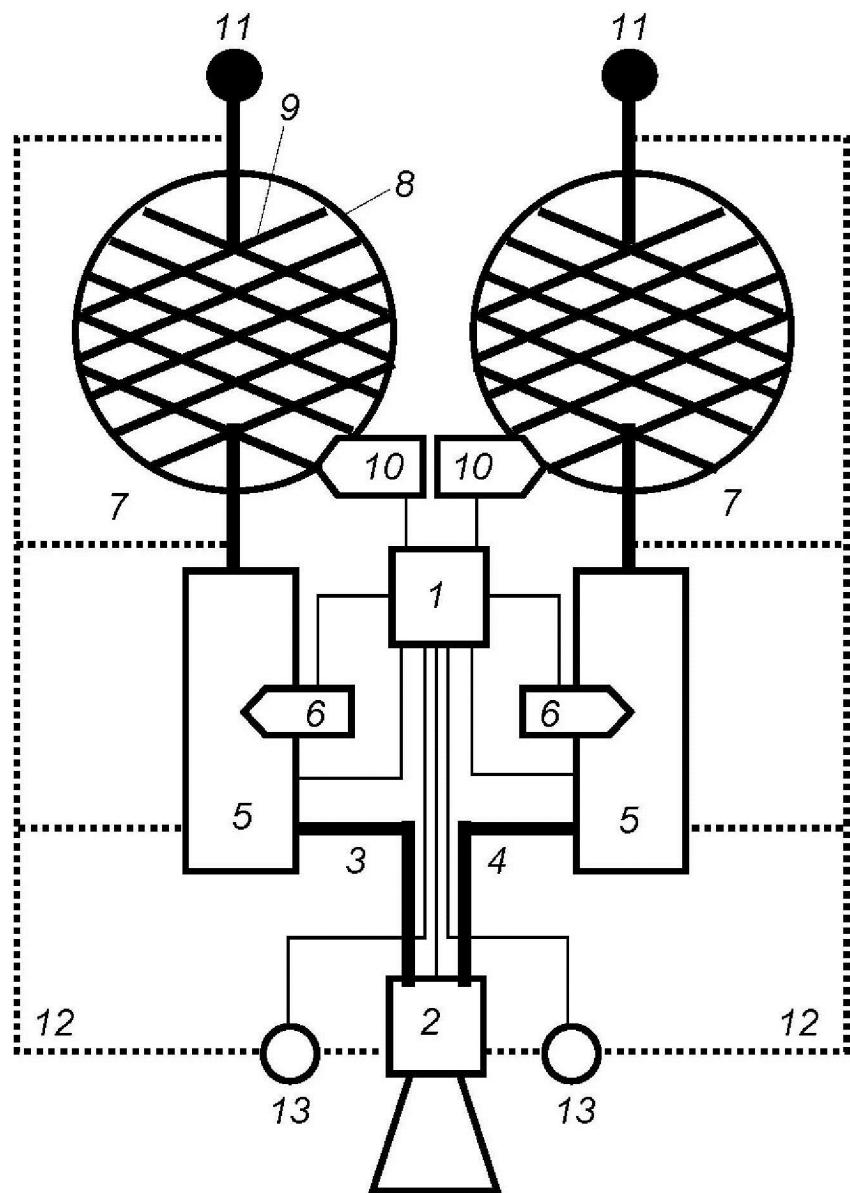
Изобретение относится к двигательным установкам космических аппаратов, в частности к обеспечению теплового режима двигателей на горючих компонентах топлива, хранящихся в газообразной фазе. Двигательная установка содержит контроллер, ракетный двигатель, блок форсунок, клапаны и датчики параметров состояния газа. Баллоны высокого давления имеют теплопроводную конструкцию с перфорированными ребрами для эффективного

теплообмена с ракетным двигателем через пневмомагистрали. В баллоне установлены датчики температуры. Теплопередающие элементы с тепловыми мостами передают тепло от двигателя к пневмосистеме и баллонам высокого давления. Достигается повышение эффективности теплообмена, снижение массы и сложности конструкции двигательной установки. 9 з.п. ф-лы, 4 ил.

RU 2835045 C1

RU 2835045 C1

R U 2 8 3 5 0 4 5 C 1



ФИГ. 1

R U 2 8 3 5 0 4 5 C 1

FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

## (12) ABSTRACT OF INVENTION

(52) CPC  
B64G 1/40 (2024.08); F02K 9/64 (2024.08)

(21)(22) Application: 2024109099, 04.04.2024

(24) Effective date for property rights:  
04.04.2024Registration date:  
21.02.2025

Priority:

(22) Date of filing: 04.04.2024

(45) Date of publication: 21.02.2025 Bull. № 6

Mail address:  
105005, Moskva, vn. ter. g. Munitsipalnyj okrug  
Basmannyj, 2-ya Baumanskaya ul., 5, str. 1,  
FGBOU VO MGTU im. N.E. Baumana, Amelina  
Kseniya Evgenevna

(72) Inventor(s):

Georgiev Aleksandr Fedorovich (RU),  
Shcheglov Georgii Aleksandrovich (RU),  
Ripka Nikita Dmitrievich (RU),  
Shapovalov Anatolii Vitalevich (RU)

(73) Proprietor(s):

Federalnoe gosudarstvennoe biudzhetnoe  
obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego  
obrazovaniia "Moskovskii gosudarstvennyi  
tekhnicheskii universitet imeni N.E. Baumana  
(natsionalnyi issledovatelskii universitet)"  
(MGTU im. N.E. Baumana) (RU)C1  
50452830RU

## (54) PROPULSION SYSTEM OF MANOEUVRING SPACECRAFT ON COMBUSTIBLE FUEL COMPONENTS STORED IN GASEOUS PHASE

(57) Abstract:

FIELD: cosmonautics.

SUBSTANCE: invention relates to propulsion systems of space crafts, in particular, to providing thermal conditions of engines running on combustible fuel components stored in gaseous phase. Propulsion system comprises a controller, a rocket engine, a unit of nozzles, valves and sensors of gas state parameters. High-pressure cylinders have heat-conducting structure with perforated ribs for efficient heat exchange with

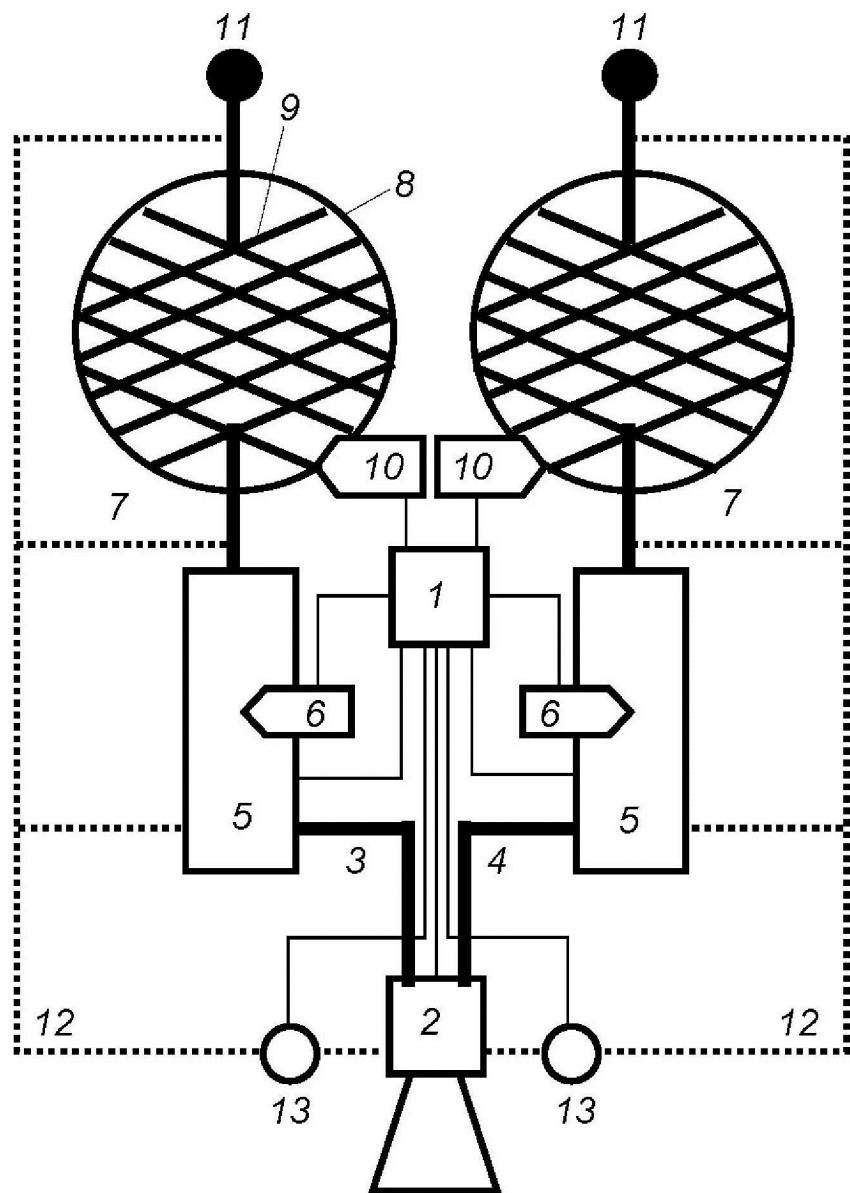
rocket engine via pneumatic lines. Temperature sensors are installed in the cylinder. Heat transfer elements with thermal bridges transfer heat from engine to pneumatic system and high pressure cylinders.

EFFECT: increased efficiency of heat exchange, reduced weight and complexity of design of propulsion system.

10 cl, 4 dwg

R  
U  
2  
8  
3  
5  
0  
4  
5  
C  
1

R U 2 8 3 5 0 4 5 C 1



ФИГ. 1

R U 2 8 3 5 0 4 5 C 1

## Область техники

Изобретение относится к космической технике, а именно к двигательным установкам космических аппаратов, и может быть использовано в маневрирующих космических аппаратах, верхних ступенях ракет-носителей и разгонных блоках, которые имеют в своем составе двигательную установку на горючих компонентах топлива, хранящихся в газообразной фазе.

## Уровень техники

На космических аппаратах (КА) используются двигательные установки с ракетными двигателями, работающими на газообразных компонентах рабочего тела. Известны

- 10 ракетные двигатели на холодном газе, принцип действия которых состоит в подаче газа из баллона высокого давления через пневмосистему в сопло, где он, расширяясь, ускоряется и истекает в пространство, создавая реактивную тягу (Беляев Н.М., Белик Н.П., Уваров Е.И. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов М.: Машиностроение, 1979. 232 с.; И.С. Прохоренко, А.В. Каташов, М.И. Каташова.
- 15 Газовая двигательная установка коррекции для наноспутников // Вестник МАИ, 28: 2, 2021. 152-165).

Недостатком такого двигателя является то, что при расширении газа в сопле он охлаждается, что снижает удельный импульс двигателя. Другим недостатком является то, что расширение газа происходит не только в сопле, но и в баллоне, где он хранится.

20 Это приводит к тому, что при больших расходах газа температура газа в баллоне может существенно падать, вплоть до конденсации жидкой фазы вещества. Снижение температуры газа в баллоне снижает удельный импульс двигателя, а образование жидкой фазы вещества может нарушить его работу.

Также известны ракетные двигатели на горючих газообразных компонентах, в 25 которых два газа: горючее и окислитель, которые хранятся в баллонах высокого давления, подаются в камеру сгорания, где сгорают, а горячий газ продуктов сгорания, расширяясь, ускоряется в сопле. Удельный импульс такого ракетного двигателя существенно выше, чем у ракетного двигателя на холодном газе (Антонов Ю.В., Ягодников Д.А., Новиков А.В., Новиков В.И., Лапицкий В.И., Буркальцев В.А.

30 Экспериментальное исследование рабочего процесса в камере ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива метан+кислород // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2007. № 2 С. 35-43).

Однако двигательная установка космического аппарата на горючих компонентах топлива, хранящихся в газообразной фазе, обладает некоторыми недостатками, 35 снижающими ее эффективность и повышающими массу и сложность конструкции, а именно:

1. Высокая температура уходящих газов, которая превышает 1500°C, требует либо создания системы охлаждения камеры сгорания и сопла, что увеличивает массу и сложность двигателя, либо требует введения ограничения на время непрерывной работы 40 двигателя и задания интервалов времени между включениями, которые необходимы для остывания нагретых элементов.

2. Охлаждение газа в баллонах в процессе их расширения по мере расходования, что приводит к снижению температуры газа, что, в свою очередь, снижает эффективность 45 двигательной установки. Например, при тяге ракетного двигателя 200 Н и расходе газа порядка 100 г/с температура в баллоне может опускаться ниже минус 100°C.

Для поддержания заданных параметров сжатого газа в баллонах горючего и окислителя газ необходимо подогревать, для чего требуются дополнительные устройства и источники энергии.

Для подогрева могут применяться нагреватели, например, электрические. Недостатком данного решения является то, что в качестве источника электрической энергии для этих нагревателей требуется увеличение мощности бортовой системы электропитания КА.

5 Известно, что источником энергии может быть утилизация тепла. Например, в энергетическом оборудовании используется тепло уходящих газов для повышения эффективности энергоустановок. В частности, известен способ подогрева мазута теплом уходящих газов в тепловых электростанциях (Парамонов А.М. Повышение 10 производства // Омский научный вестник. 2018. № 1 (157). С. 28-31. DOI: 10.25206/1813-8225-2018-157-28-31).

Недостатком данного способа является необходимость организации движения газа в рубашке охлаждения сопла или размещения теплообменного аппарата в потоке уходящих газов. Использование этого решения для ракетного двигателя недостаточно 15 эффективно по нескольким причинам:

во-первых, из-за необходимости прокладывать дополнительные трубопроводы от баллона к двигателю, что увеличивает объем заправки и усложняет конструкцию двигательной установки;

во-вторых, необходимо подогревать оба компонента, что еще более усложняет 20 конструкцию;

в-третьих, ракетные двигатели, применяемые на КА, имеют, как правило, небольшие размеры, и получить значительную поверхность теплообмена на установленных в них теплообменниках не удается.

Известна усовершенствованная система ракетного двигателя (Rocket engine systems 25 with an independently regulated cooling system, Patent US 10844808 B2, 2017), которая содержит ракетный двигатель, источник ракетного топлива и источник дополнительной охлаждающей жидкости и радиационные теплообменные аппараты, которые находятся в гидравлическом сообщении с ракетным двигателем, в котором осуществляется независимая относительно потока источника ракетного топлива регулируемая 30 циркуляция жидкости, охлаждающей сопло, причем сброс тепла осуществляется излучением в окружающее пространство.

Недостатками такой системы является наличие дополнительной гидравлической системы охлаждения на борту космического аппарата с отдельным видом теплоносителя, что увеличивает массу и снижает надежность двигательной установки, а также сброс 35 тепла в пространство без его утилизации (например, подогрева топлива), что снижает КПД установки.

Известно также, что в условиях невесомости отсутствует естественная конвекция, что требует при проектировании теплообменных аппаратов организации 40 принудительной циркуляции газа при помощи дополнительных устройств, например, вентиляторов (Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / под ред. В.С. Авдуевского, В.К. Кошкина. М.: Машиностроение. 1992. 528 с.).

Недостатком этого технического решения является то, что указанные элементы увеличивают массу космического аппарата и снижают надежность системы.

3. Значительная масса баллонов высокого давления, которая требуется из условия 45 обеспечения прочности при заданном количестве циклов заполнения и опорожнения баллонов. Известно, что в настоящее время применяют силовые оболочки баллонов, либо металлические, либо из композиционных материалов. Использование композитных оболочек предусматривает наличие специальной герметизирующей оболочки-лейнера

(Комков М.А., Тарасов В.А. Технология намотки композитных конструкций ракет и средств поражения: уч. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2011. 431 с.). Для повышения прочности баллонов высокого давления известны технические решения, в которых используются силовые элементы конструкции: ребра, стержни, тросы и пр.,

- 5 размещаемые внутри баллона (Pressure Vessel, Patent KR 1000657544 B1, 2005; Pressure Vessel, Patent US 8740008 B2, 2011; Pressure Vessel, Patent US 10895346 B2, 2014; Pressure Vessel, Patent KR 100657544 B1, 2005; A Pressure Tank and Ship Having the Same, Patent KR 20190110067 A, 2019; Pressure Vessel for Storage of Fluid Medium, Particularly for Installation in Vehicle, is Provided with Base to form Storage Space in which Fluid Medium is Retained, 10 Patent DE 102009057170 A1, 2009; Fluid Vessel and Manufacturing Method for a Fluid Vessel, Patent EP 4134582 A1, 2022; Curve-combined Square Pressure Tan, Patent US 11338667 B2, 2022). В частности, известна конструкция наноспутника форм-фактора CubeSat с интегрированным в нее баком прямоугольной формы, в которой для обеспечения дополнительной прочности и защиты от расплескивания топлива используется 15 интегрированная внутренняя решетчатая конструкция внутри топливного бака (Integrated satellite chassis with internal propellant tank structure, Patent US 11738889 B2, 2020).

Недостатком таких конструкций является увеличение сложности изготовления и повышение массы баллона. Подобные решения оправданы, как правило, для баллонов сложной формы.

- 20 4. Низкая точность измерения температуры газа в баллонах при работе установки, вызванное неравномерностью поля температуры в газе, вызванное отсутствием конвекции в условиях невесомости.

Наиболее близким техническим решением к двигательной установке маневрирующего космического аппарата на горючих компонентах топлива, хранящихся в газообразной 25 фазе, является двигательная установка малого спутника (патентная заявка US 20160200457 A1, МПК B64G 1/40, B64G 1/10, опубл. 14.07.2016), использующая газообразный окислитель и газообразное горючее в качестве основных компонентов топлива и жидкость в качестве пленочного хладагента для внутренней поверхности ракетного двигателя. Газообразное горючее также используется в качестве нагнетателя 30 давления для охлаждающей жидкости и в качестве рабочего тела для двигателей системы ориентации на холодном газе. Баки для окислителя, горючего и охлаждающей жидкости, а также большинство клапанов и трубопроводов интегрированы в единый основной блок вместе с ракетным двигателем, и элементами пневмогидросистемы. В баке с 35 жидким хладагентом находится поршень, на который воздействует давление газообразного горючего, и создает давление, вытесняющее жидкый хладагент в ракетный двигатель. Основной блок имеет высоту 101,6 мм (4 дюйма) и менее 101,6 мм в глубину и ширину. Ракетный двигатель закреплен внутри удлиненного корпуса, включающего, по меньшей мере, одну сторону, образованную по меньшей мере частично баком для газообразного горючего, баком для газообразного окислителя и/или баком для жидкого 40 хладагента. Двигатели ориентации могут быть расположены удаленно и соединены трубопроводами с баком горючего. Пневмогидросистема двигательной установки содержит баки для хранения газообразного горючего, газообразного окислителя и жидкого хладагента, гидравлические магистрали, запорные клапаны, регулирующие клапаны, выпускные клапаны, обратные клапаны, обратные клапаны, клапаны запуска 45 двигателей, а также имеет:

- управляемую клапанами гидравлическую связь между баком для горючего и форсунками ракетного двигателя, предназначенную для подачи газообразного горючего в ракетный двигатель;

- управляемую клапанами гидравлическую связь между баком для окислителя и форсунками ракетного двигателя, предназначенную для подачи газообразного окислителя в ракетный двигатель;

- управляемую клапанами гидравлическую связь между баком горючего и баком

5 для охлаждающей жидкости, предназначенную для подачи газообразного горючего в качестве газа вытеснения;

- управляемую клапанами гидравлическую связь между баком для охлаждающей жидкости и форсунками ракетного двигателя, предназначенную для подачи жидкого хладагента в ракетный двигатель;

10 - управляемую клапанами гидравлическую связь между баком горючего и системой управления ориентацией, предназначенную для использования горючего в двигателях системы управления ориентацией на холодном газе.

Двигательная установка не содержит пиротехники и опасных токсичных материалов.

Емкости двигательной установки находятся под начальным давлением не более 1,2

15 атмосферы и вместе содержат не более 100 Вт ч химической энергии. В качестве газообразного горючего может быть использован газообразный метан (GCH4), В качестве газообразного окислителя может быть использован газообразный кислород (GOX), а в качестве жидкого хладагента может быть использована смесь этанола и воды.

20 Недостатками данного технического решения (прототипа) являются:

1. Неопределенность теплового состояния газообразных компонентов топлива, при их расширении в баках: с одной стороны газ при расширении будет охлаждаться, но, с другой стороны, поскольку баки и ракетный двигатель интегрированы в единый основной блок, причем ракетный двигатель закреплен внутри удлиненного корпуса,

25 включающего, по меньшей мере, одну сторону, образованную по меньшей мере частично баком для газообразного горючего, баком для газообразного окислителя и/или баком для жидкого хладагента, газы и хладагент будут нагреваться в баках. В описании технического решения отсутствуют указания о способе обеспечения заданного теплового режима компонентов в баках. Такой подход оправдан для двигательной установки с

30 малым давлением газа (1,2 атмосферы) и небольшим запасом химической энергии (100 Вт ч), однако является недопустимым для более мощной двигательной установки;

2. Наличие на борту, помимо запасов горючего и окислителя в баках, управляемых клапанами гидравлических связей для подачи горючего и окислителя к ракетному двигателю, дополнительных элементов: запаса охлаждающей жидкости в баке с

35 подвижным поршнем, управляемой клапанами гидравлической связи между баком горючего и баком для вытеснения охлаждающей жидкости, а также управляемой клапанами гидравлической связи между баком для подачи охлаждающей жидкости в ракетный двигатель, что увеличивает массу и снижает надежность двигательной установки в целом;

40 3. Малые размеры и малое давление компонентов в баках приводят к низкой эффективности двигательной установки.

### Раскрытие изобретения

Технический результат заключается в повышении эффективности, снижении массы и сложности конструкции двигательной установки маневрирующего космического

45 аппарата на горючих компонентах топлива, хранящихся в газообразной фазе, за счет более рационального построения конструкции двигательной установки, в которой охлаждение ракетного двигателя производится путем отвода части тепла на нагрев газообразных компонентов топлива в баллонах посредством передачи через элементы

пневмосистемы, а также специально организованные теплопередающие элементы и регулируемые тепловые мосты тепла от нагретых элементов конструкции к охлажденному при расширении газу через теплопроводящие элементы конструкции, расположенные в баллоне, которые для экономии массы совмещают функцию силовых 5 элементов и функцию теплообменного аппарата, обеспечивая прочность баллона и позволяя интенсифицировать теплообмен и повысить однородность поля температуры в газе.

Сущность изобретения заключается в том, что двигательная установка маневрирующего космического аппарата на горючих компонентах топлива, хранящихся 10 в газообразной фазе, включает контроллер (1), по меньшей мере один ракетный двигатель (2), содержащий сопло, камеру сгорания, систему зажигания топлива, связанную с контроллером (1), блок форсунок с возможностью подвода газообразного горючего и окислителя посредством пневмомагистралей горючего (3) и пневмомагистралей окислителя (4), снабженных агрегатами (5), в состав которых входят 15 по меньшей мере запорные и регулирующие клапаны, а также снабженных датчиками параметров состояния (температуры и/или давления) газа (6), связанными с контроллером (1). Пневмомагистрали (3), (4) соединены с баллонами высокого давления (7), предназначенными для хранения компонентов топлива. Пневмомагистрали (3), (4), агрегаты (5) и датчики (6) имеют теплопроводную конструкцию и соединены между 20 собой так, чтобы тепло передавалось от ракетного двигателя к баллонам высокого давления (7) с заданным тепловым сопротивлением, обеспечивающим на основании теплового расчета требуемую температуру газа. Баллон высокого давления (7) состоит из снабженной штуцерами теплопроводящей герметичной оболочки (8) с заданным тепловым сопротивлением, обеспечивающим на основании теплового расчета требуемую 25 температуру газа и механически соединенных с ней теплопроводящих перфорированных ребер (9), которые располагаются внутри оболочки (8) таким образом, чтобы, с одной стороны, разгружать внешнюю герметичную оболочку (8) от внутреннего давления и внешних нагрузок, а, с другой стороны, образовывать вместе с оболочкой теплопроводящую ячеистую структуру, в которой газ будет наилучшим способом 30 воспринимать тепло в условиях невесомости. В герметичной оболочке (8) предусмотрены места для установки датчиков (10), измеряющих температуру его конструкции. Штуцеры герметичной оболочки (8) соединены трубопроводами с агрегатами (5) и заправочными клапанами (11), предусмотрены теплопередающие элементы (12) с тепловыми мостами 35 (13), передающие тепло от ракетного двигателя к элементам пневмосистемы (3) - (6) и баллонам высокого давления (7).

В состав агрегатов (5) пневмомагистралей горючего (3) могут входить агрегаты реактивной системы управления (14), по меньшей мере, управляемые контроллером (1) ракетные двигатели на холодном газе. Снабженная штуцерами герметичная оболочка (8), и перфорированные ребра (9) баллона высокого давления (7) выполнены 40 цельнометаллическими как единая конструкция при помощи аддитивных технологий. Баллон высокого давления (7) может иметь композитную конструкцию, состоящую из выполняющей функцию лайнера осесимметричной тонкостенной металлической герметичной оболочки (8) со штуцерами, расположенными концентрично оси симметрии и механически связанными с оболочкой расположенными внутри нее перфорированными 45 ребрами (9) и силовой оболочки из композиционного материала (15), полученной намоткой со схемой армирования, обеспечивающей на основании расчета напряженно-деформированного состояния необходимый запас прочности. Перфорированные ребра (9) могут быть расположены в виде ортогональной решетки внутри герметичной

оболочки (8) и связаны с ней механическими и тепловыми связями. Перфорированные ребра (9) могут быть расположены в виде радиальной решетки внутри герметичной оболочки (8) и связаны с ней механическими и тепловыми связями. Теплопередающие элементы (12) могут быть выполнены в виде тепловых труб. Теплопередающие элементы 5 (12) могут быть выполнены в виде радиационных теплообменников. Тепловые мосты (13) могут иметь регулируемое тепловое сопротивление, управляемое контроллером (1). Тепловые мосты (13) могут иметь автономно регулируемое тепловое сопротивление на основе биметаллических пластин. В качестве газообразного горючего может быть использован газообразный метан (GCH4), а в качестве газообразного окислителя может 10 быть использован газообразный кислород (GOX). Также в качестве газообразного горючего может быть использован газообразный водород (GH2), а в качестве газообразного окислителя может быть использован газообразный кислород (GOX).

#### **Краткое описание чертежей**

Заявленное изобретение иллюстрируется следующими чертежами:

15 фиг.1 - схема заявленной двигательной установки,

фиг.2 - схема варианта заявленной двигательной установки с реактивными двигателями системы управления,

фиг.3 - схема конструкции баллона с вариантом расположения ребер в виде ортогональной решетки,

20 фиг.4 - схема конструкции баллона с вариантом расположения ребер в виде радиальной решетки.

#### **Осуществление изобретения**

На фигурах введены обозначения:

1 - контроллер,

25 2 - ракетный двигатель,

3 - пневмомагистраль горючего,

4 - пневмомагистраль окислителя,

5 - агрегаты,

6 - датчики,

30 7 - баллон высокого давления,

8 - герметичная оболочка,

9 - перфорированные ребра,

10 - датчики температуры,

11 - заправочный клапан,

35 12 - теплопередающие элементы,

13 - тепловые мосты,

14 - агрегаты реактивной системы управления,

15 - силовая оболочка.

Двигательная установка маневрирующего космического аппарата на горючих

40 компонентах топлива, хранящихся в газообразной фазе, включает (фиг.1), контроллер (1), по меньшей мере, один ракетный двигатель (2), содержащий сопло, камеру сгорания, систему зажигания топлива, связанную с контроллером (1), блок форсунок с возможностью подвода газообразного горючего и окислителя посредством пневмомагистралей горючего (3) и пневмомагистралей окислителя (4), снабженных агрегатами (5), в состав которых входят, по меньшей мере, запорные и регулирующие 45 клапаны, а также датчиками параметров состояния (температуры и/или давления) газа (6), связанными с контроллером (1), пневмомагистралей (3), (4) соединены с баллонами высокого давления (7), предназначенными для хранения компонентов топлива.

В состав агрегатов (5) пневмомагистрали горючего (3) могут входить агрегаты реактивной системы управления (14), по меньшей мере, управляемые контроллером (1) ракетные двигатели на холодном газе (фиг.2).

Пневмомагистрали (3), (4), агрегаты (5), (14) и датчики (6) имеют теплопроводную

5 конструкцию и соединены между собой так, чтобы тепло передавалось от ракетного двигателя к баллонам высокого давления (7) с заданным тепловым сопротивлением, обеспечивающим на основании теплового расчета требуемую температуру газа.

Баллон высокого давления (7), состоит из снабженной штуцерами теплопроводящей герметичной оболочки (8) и механически соединенных с ней теплопроводящих

10 перфорированных ребер (9), которые располагаются внутри оболочки (8) таким образом, чтобы, с одной стороны, разгружать внешнюю герметичную оболочку (8) от внутреннего давления и/или внешних механических нагрузок, а, с другой стороны, образовывать вместе с оболочкой теплопроводящую ячеистую структуру, в которой газ будет наилучшим способом воспринимать тепло в условиях невесомости.

15 Перфорация перфорированных ребер (9) требуется для беспрепятственного выхода газа из баллона высокого давления (7).

Перфорированные ребра (9), на основании теплопрочностного расчета методом оптимизации проектных параметров, размещаются внутри герметичной оболочки (8) таким образом, чтобы обеспечивать наилучшее условия как по запасу прочности

20 конструкции, так и по режиму теплообмена газа с ребрами в условиях невесомости при минимуме массы конструкции.

Возможными вариантами осуществления баллона (7) являются цельнометаллическая конструкция, состоящая из герметичной оболочки (8) и перфорированных ребер (9), спроектированная методом топологической оптимизации и изготовленная с

25 использованием аддитивных технологий, например, методом селективного лазерного спекания, или композитная конструкция, состоящая из выполняющей функцию лайнера осесимметричной тонкостенной металлической герметичной оболочки (8) со штуцерами, расположенными концентрично ося симметрии и механически связанными с оболочкой расположеными внутри нее перфорированными ребрами, (9) и силовой оболочки из

30 композиционного материала (15), полученной намоткой со схемой армирования, обеспечивающей на основании расчета напряженно-деформированного состояния необходимый запас прочности.

На фиг.3 представлена схема конструкции баллона с вариантом расположения ребер в виде ортогональной решетки. На фиг.4 представлена схема конструкции баллона с 35 вариантом расположения ребер в виде радиальной решетки.

В герметичной оболочке (8) баллона высокого давления (7) предусмотрены места для установки датчиков (10), измеряющих температуру его конструкции.

Штуцеры герметичной оболочки (8) соединены трубопроводами с агрегатами (5) и заправочными клапанами (11) таким образом, чтобы тепло могло передаваться внутрь 40 баллона по перфорированным ребрам (9) и нагревать газ, хранящийся в баллоне высокого давления (7).

Для интенсификации теплопередачи предусмотрены теплопередающие элементы (12), например, в виде тепловых труб и/или в виде радиационных теплообменников, по которым тепло передается от ракетного двигателя к элементам пневмосистемы (3) 45 - (6), (14) и баллонам высокого давления (7) для обеспечения выбранного на основании теплового расчета наилучшего теплового режима для этих элементов и газообразных компонентов топлива.

Для регулирования температуры газа теплопередающие элементы (12) снажены

тепловыми мостами (13), имеющими регулируемое тепловое сопротивление, например, автономными, на основе биметаллических пластин или электрически управляемыми с помощью контроллера (1).

Заявленная двигательная установка работает следующим образом.

5 Перед полетом газообразные компоненты топлива заправляются через заправочные клапаны (11) в баллоны высокого давления (7) при начальной температуре. В качестве газообразного горючего может быть использован газообразный метан (GCH4) или газообразный водород (GH2), а в качестве газообразного окислителя может быть использован газообразный кислород (GOX).

10 В процессе космического полета ракетный двигатель включается по командам контроллера (1), и компоненты топлива по пневмомагистралям (3), (4) подаются через агрегаты (запорные и регулирующие клапаны) (5), управляемые контроллером (1), через форсунки в камеру сгорания ракетного двигателя (2), где сгорают и выбрасываются через сопло, создавая реактивную тягу. Также по командам контроллера 15 (1) могут включаться агрегаты и ракетные двигатели на холодном газе реактивной системы управления (14), работающие на газообразном горючем.

В процессе работы ракетного двигателя (2) его сопло и камера сгорания нагреваются, а газообразные компоненты в баллонах (7), вследствие падения давления, вызванного их расходованием, охлаждаются.

20 В силу наличия тепловой связи между всеми элементами двигательной установки тепло от ракетного двигателя (2) передается по трубопроводам и агрегатам к герметичным оболочкам (8) баллонов (7), что вызывает с одной стороны охлаждение ракетного двигателя, а, с другой стороны, нагрев газа, контактирующего с перфорированными ребрами (9) внутри баллона (7). Процесс теплопередачи управляется 25 теплопередающими элементами (12) и тепловыми мостами (13), допускающими возможность регулировки теплового сопротивления, что обеспечивает необходимый уровень температуры и давления газов, который управляется контроллером (1) на основе информации, полученной от датчиков (6) и (10).

Программа управления двигательной установкой, заложенная в контроллере (1), 30 обеспечивает поддержание контроллером (1) найденного на основании теплового расчета наилучшего теплового режима газообразных компонентов и элементов двигательной установки.

Таким образом, по сравнению с известными решениями, в заявлении изобретении:

1. Охлаждение ракетного двигателя осуществляется за счет отвода части тепла на нагрев компонентов топлива в баллонах, которое позволяет либо увеличить время работы двигателя, либо уменьшить интервалы времени между его включениями;
2. Нагрев компонентов топлива в баллонах высокого давления осуществляется за счет утилизации части тепла уходящих газов путем передачи тепла от ракетного двигателя к перфорированным ребрам, выполняющим функции поверхностей теплообмена, расположенным в баллоне, через элементы пневмосистемы, а также специально организованные регулируемые тепловые мосты. Поддержание контроллером найденного на основании теплового расчета наилучшего теплового режима газообразных компонентов и элементов двигательной установки дает возможность обеспечить высокую эффективность двигательной установки;
3. Уменьшение массы баллонов высокого давления осуществляется за счет оптимизации их силовой схемы путем совмещения функций обеспечения прочности и теплообмена для элементов конструкций, расположенных в баллоне высокого давления;
4. Повышение точности измерения температуры газа в баллоне осуществляется за

счет измерения температуры оболочки баллона с перфорированными ребрами, выполняющими функции поверхностей теплообмена, что за счет его теплопроводящей конструкции дает осредненное значение температуры.

5 (57) Формула изобретения

1. Двигательная установка маневрирующего космического аппарата на горючих компонентах топлива, хранящихся в газообразной фазе, включающая контроллер, по меньшей мере один ракетный двигатель, содержащий сопло, камеру сгорания, систему зажигания топлива, связанную с контроллером, блок форсунок с возможностью подвода газообразного горючего и окислителя посредством пневмомагистралей горючего и пневмомагистралей окислителя, снабженных агрегатами, по меньшей мере запорными и регулирующими клапанами, а также датчиками параметров состояния газа, связанными с контроллером, пневмомагистрали соединены через агрегаты с баллонами высокого давления, отличающаяся тем, что пневмомагистрали, агрегаты и датчики 10, 15 имеют теплопроводную конструкцию и соединены между собой так, чтобы тепло передавалось от ракетного двигателя к баллонам высокого давления с заданным тепловым сопротивлением, баллон высокого давления состоит из снабженной штуцерами теплопроводящей герметичной оболочки и механически соединенных с ней оболочки таким образом, чтобы, с одной стороны, разгружать герметичную оболочку от внутреннего давления и/или внешних механических нагрузок, а с другой стороны, образовывать вместе с герметичной оболочкой теплопроводящую ячеистую структуру, в которой газ будет наилучшим способом воспринимать тепло в условиях невесомости; 20, 25 в герметичной оболочке предусмотрены места для установки датчиков, измеряющих температуру его конструкции, штуцеры герметичной оболочки соединены трубопроводами с агрегатами и заправочными клапанами, предусмотрены теплопередающие элементы с тепловыми мостами, передающие тепло от ракетного двигателя к элементам пневмосистемы и баллонам высокого давления.

2. Двигательная установка по п.1, отличающаяся тем, что в состав агрегатов пневмомагистрали горючего входят агрегаты реактивной системы управления, по меньшей мере управляемые контроллером ракетные двигатели на холодном газе.

3. Двигательная установка по п.1, отличающаяся тем, что снабженная штуцерами герметичная оболочка и перфорированные ребра баллона высокого давления выполнены цельнометаллическими как единая конструкция при помощи аддитивных 35 технологий.

4. Двигательная установка по п.1, отличающаяся тем, что баллон высокого давления имеет композитную конструкцию, состоящую из выполняющей функцию лайнера осесимметричной тонкостенной металлической герметичной оболочки со штуцерами, расположенными концентрично осям симметрии и механически связанными с оболочкой 40, 45 расположенными внутри нее перфорированными ребрами, и силовой оболочки из композиционного материала, полученной намоткой со схемой армирования, обеспечивающей на основании расчета напряженно-деформированного состояния необходимый запас прочности.

5. Двигательная установка по п.1, отличающаяся тем, что перфорированные ребра расположены в виде ортогональной решетки внутри герметичной оболочки и связаны с ней механическими и тепловыми связями.

6. Двигательная установка по п.1, отличающаяся тем, что перфорированные ребра расположены в виде радиальной решетки внутри герметичной оболочки и связаны с

ней механическими и тепловыми связями.

7. Двигательная установка по п.1, отличающаяся тем, что теплопередающие элементы выполнены в виде тепловых труб.

8. Двигательная установка по п.1, отличающаяся тем, что теплопередающие элементы выполнены в виде радиационных теплообменников.

9. Двигательная установка по п.1, отличающаяся тем, что тепловые мосты имеют регулируемое тепловое сопротивление, управляемое контроллером.

10. Двигательная установка по п.1, отличающаяся тем, что тепловые мосты имеют автономно регулируемое тепловое сопротивление на основе биметаллических пластин.

10

15

20

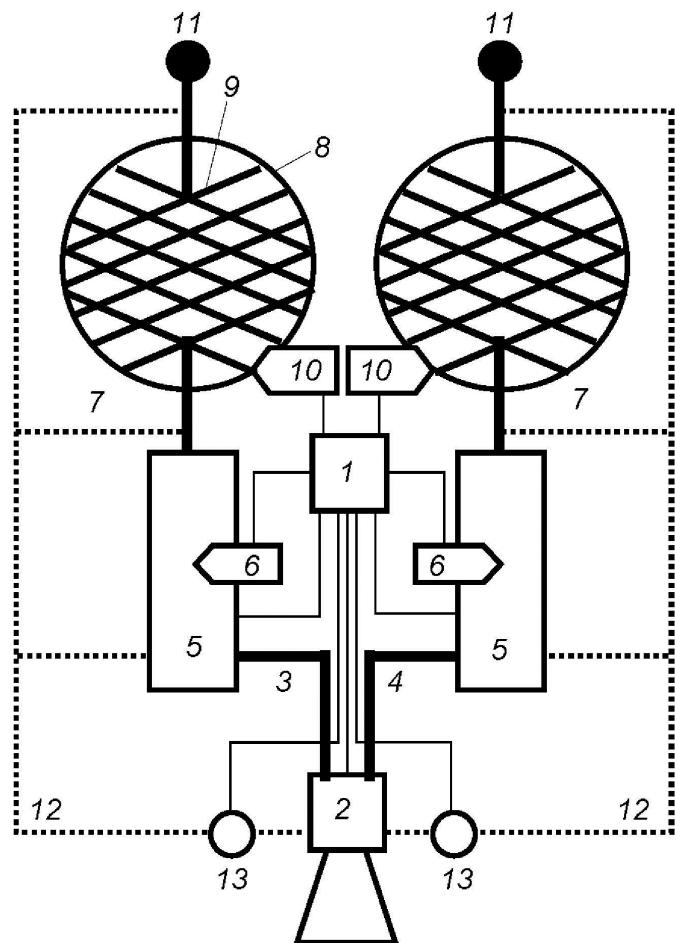
25

30

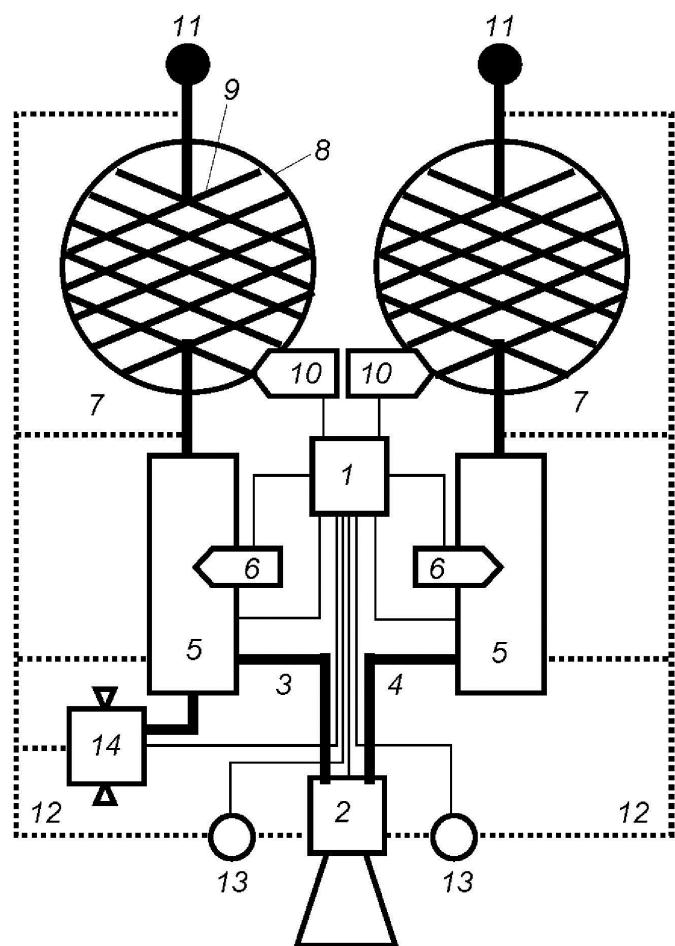
35

40

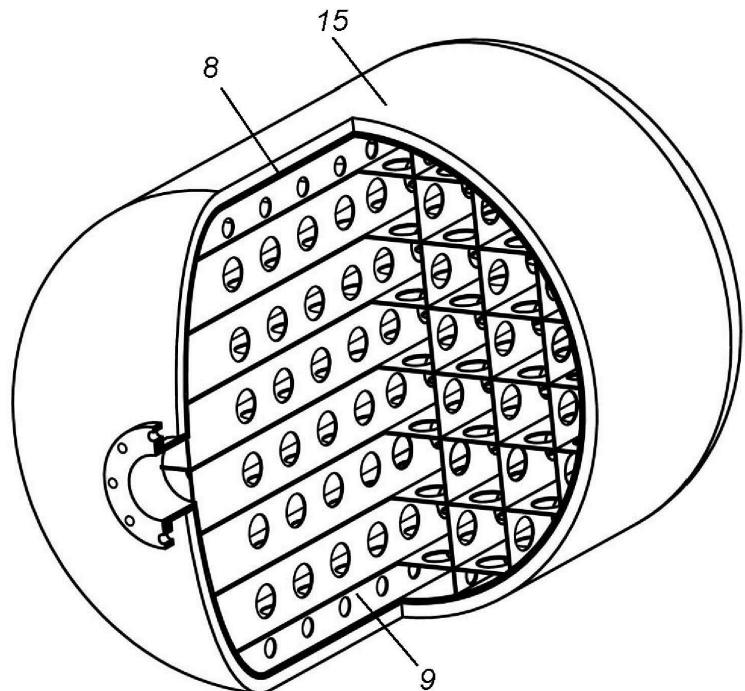
45



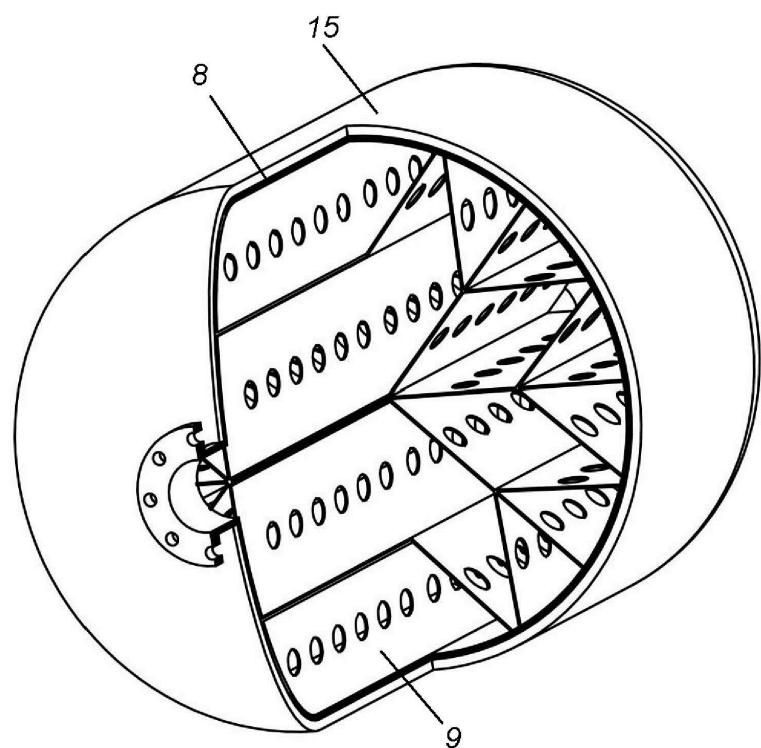
Фиг. 1



Фиг. 2



ФИГ. 3



Фиг. 4