



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

B64G 1/22 (2024.08)

(21)(22) Заявка: 2024109098, 04.04.2024

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
04.04.2024

Дата регистрации:
21.11.2024

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 04.04.2024

(45) Опубликовано: 21.11.2024 Бюл. № 33

Адрес для переписки:

105005, Москва, вн.тер.г. Муниципальный
округ Басманный, ул. 2-я Бауманская, 5, стр.
1, ФГБОУ ВО МГТУ (НИУ), Амелина Ксения
Евгеньевна

(72) Автор(ы):

Рипка Никита Дмитриевич (RU),
Шаловалов Анатолий Витальевич (RU),
Щеглов Георгий Александрович (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)

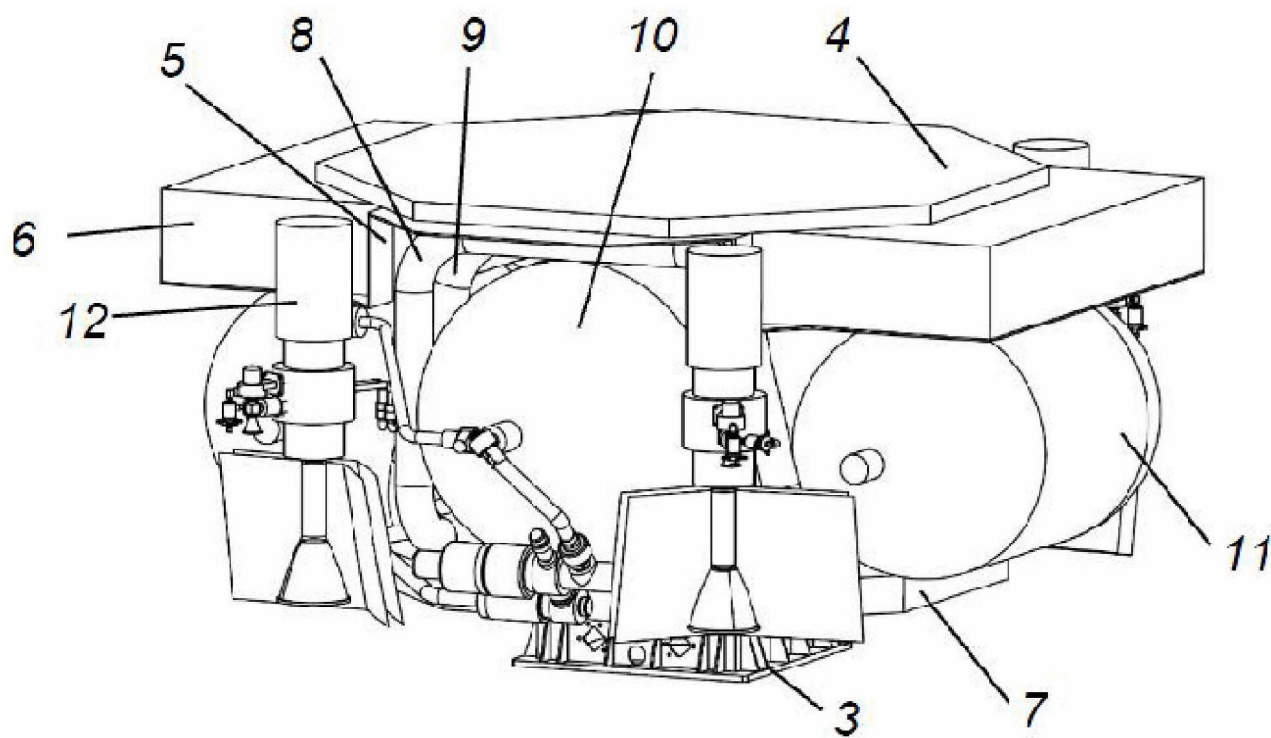
(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2808312 C1, 28.11.2023. RU
2156723 C1, 27.09.2000. RU 2271317 C1,
10.03.2006. RU 2181094 C1, 10.04.2002. CN
107140233 B, 09.02.2018.

(54) МАЛЫЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК

(57) Реферат:

Изобретение относится к области космической
техники и может быть использовано в качестве
межорбитального буксира для перемещения в
космическом пространстве малых космических
аппаратов, в качестве верхней ступени ракеты-
носителя сверхлегкого класса, а также в качестве
двигательного модуля маневрирующего спутника.
Задачей и техническим результатом изобретения
является повышение эффективности и снижение
себестоимости малого разгонного блока (РБ),
повышение плотности компоновочной схемы
малого РБ, повышение эргономичности и
удобства обслуживания малого РБ, уменьшение
массы малого РБ. Технический результат

достигается за счет того, что использован
модульный принцип построения, унификация
двигательных модулей, унификация блоков
бортового оборудования, трубопроводы-
коллекторы компонентов топлива совмещают
функции элементов пневмосистемы и функции
силовых элементов конструкции, модули
бортового оборудования доступны для
независимого обслуживания и замены на
стартовой позиции без отстыковки полезной
нагрузки, использовано три баллона для хранения
компонентов, что приводит к уменьшению числа
штуцеров и трубопроводов заправки и расхода
компонентов в пневмосистеме. 9 з.п. ф-лы, 5 ил.



Фиг.2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC

B64G 1/22 (2024.08)(21)(22) Application: **2024109098, 04.04.2024**(24) Effective date for property rights:
04.04.2024Registration date:
21.11.2024

Priority:

(22) Date of filing: **04.04.2024**(45) Date of publication: **21.11.2024** Bull. № 33

Mail address:

**105005, Moskva, vn.ter.g. Munitsipalnyj okrug
Basmannyj, ul. 2-ya Baumanskaya, 5, str. 1,
FGBOU VO MGTU (NIU), Amelina Kseniya
Evgenevna**

(72) Inventor(s):

**Ripka Nikita Dmitrievich (RU),
Shapovalov Anatolii Vitalevich (RU),
Shcheglov Georgii Aleksandrovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Federalnoe gosudarstvennoe biudzhetnoe
obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego
obrazovaniia «Moskovskii gosudarstvennyi
tekhnicheskii universitet imeni N.E.Baumana
(natsionalnyi issledovatel'skii universitet)»
(MGTU im. N.E.Baumana) (RU)**

(54) **SMALL SPACE TUG**

(57) Abstract:

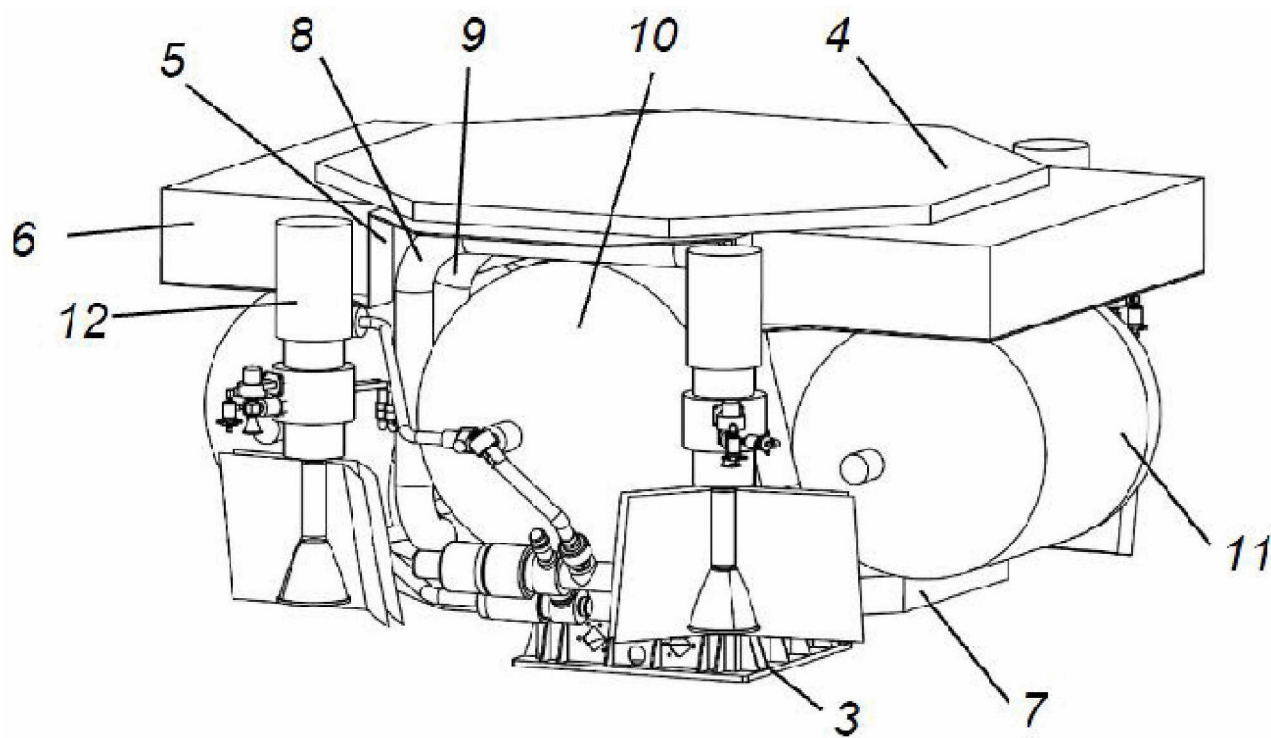
FIELD: space engineering.

SUBSTANCE: invention relates to space engineering and can be used as an interorbital tug to move small spacecraft in outer space, as an upper stage of an ultra-light carrier rocket, as well as a propulsion module of a manoeuvring satellite. Modular principle of construction is used, unification of engine modules, unification of onboard equipment units, collecting pipes of fuel components combine functions of pneumatic system elements and functions of structural elements, modules of onboard equipment are available for

independent maintenance and replacement at launching position without detachment of payload, three cylinders are used for storage of components, which leads to reduction of number of unions and pipelines of filling and consumption of components in pneumatic system.

EFFECT: increasing the efficiency and reducing the cost of the small space tug (ST), increasing the density of the layout scheme of the small ST, increasing the ergonomics and ease of maintenance of the small ST, reducing the weight of the small ST.

10 cl, 5 dwg



Фиг.2

Область техники

Изобретение относится к области космической техники и может быть использовано в качестве межорбитального буксира для перемещения в космическом пространстве малых космических аппаратов (МКА), в качестве верхней ступени ракеты-носителя (РН) сверхлегкого класса, а также в качестве двигательного модуля маневрирующего МКА.

Уровень техники

В настоящее время известны компоновочные схемы ракетных разгонных блоков (РБ), предназначенных для осуществления межорбитальных многоимпульсных перелетов с полезной нагрузкой (ПН) различной массы (Зеленцов В.В., Щеглов Г.А.

Конструктивно-компоновочные схемы разгонных блоков. Учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 139 с.).

Известна продольная компоновочная схема ракетного РБ тяжелого класса (патент RU 2412871), которая включает корпус, состоящий из верхнего переходника с металлической обшивкой, среднего переходника, нижнего переходника, сферического бака окислителя, торового бака горючего, межбаковой фермы, маршевого двигателя и двигательной установки стабилизации, ориентации и обеспечения запуска с блоками двигателей малой тяги. На верхнем переходнике установлена приборная ферма, верхний шпангоут которой используется для установки космического аппарата (КА). На приборной ферме установлены блоки бортового оборудования. На среднем переходнике установлены фитинги для крепления замков отделения головного обтекателя от ракетного разгонного блока и кронштейны для крепления узлов разворота створок головного обтекателя после срабатывания замков отделения. В блоки двигателей малой тяги, установленные на нижнем днище бака горючего, введены дополнительные сопла перегрузки увеличенной тяги, обеспечивающие прилив жидких компонентов топлива к заборникам баков для обеспечения запуска маршевого двигателя ракетного разгонного блока при минимальных запасах топлива на последнем этапе его работы.

Продольная компоновка РБ с последовательным расположением топливных баков, является рациональной для большого запаса жидкого топлива (с массой топлива более 10 т), когда наружный диаметр баков близок к диаметру смежной ступени ракеты-носителя.

Однако использование такой компоновочной схемы для РБ средней и малой размерности (с массой топлива менее 10 т) приводит к нерациональному использованию зоны полезного груза обтекателей современных ракет-носителей, так как имеет место значительное превышение продольного габаритного размера блока над поперечным.

Известна компоновочная схема автономного РБ среднего класса (патент RU 2043956), которая включает кольцеобразный блок баков, содержащий расположенные диаметрально противоположно относительно продольной оси блока два сферических бака окислителя, два бака горючего, два приборных отсека, двухкомпонентный ракетный двигатель, установленный во внутреннем проеме блока баков вдоль продольной оси и узлы крепления блока к смежной ступени носителя и ПН. При этом оболочки баков горючего и приборных отсеков выполнены в форме сфер, диаметры которых равны диаметрам оболочек баков окислителя. Центры сфер оболочек баков горючего, приборных отсеков, а также центры сфер баков окислителя размещены в вершинах правильного шестиугольника, плоскость которого перпендикулярна продольной оси блока, а центр совмещен с продольной осью блока. Оболочки баков горючего усечены одной, а оболочки приборных отсеков двумя плоскостями, расположенными на одинаковом расстоянии от центров соответствующих сфер.

Оболочки баков и приборных отсеков соединены по контурам усечения в последовательности: первый бак окислителя, первый бак горючего, первый приборный отсек, второй бак окислителя, второй бак горючего, второй приборный отсек. Узлы крепления расположены на концах стержней, проходящих сквозь баки и приборные отсеки и соединенных с их оболочками. Кроме того, стержни установлены по ребрам правильной восьмиугольной усеченной пирамиды, развернутой относительно баков таким образом, что ее ось совмещена с продольной осью блока, а сквозь приборные отсеки пропущено по два стержня, которые скреплены с оболочками приборных отсеков в местах, прилегающих к стыку приборных отсеков с оболочками баков.

Кольцевая компоновка РБ, за счет размещения емкостей с топливом вокруг реактивного двигателя дает возможность сократить до минимума продольный размер блока в зоне полезного груза ракеты-носителя.

Однако кольцевая компоновка РБ, в которой баки являются частью несущей конструкции РБ, оказывается нерациональной для малого РБ (с массой топлива менее 0,1 т). Малый размер баков с компонентами топлива приводит к необходимости применения отдельной силовой конструкции - корпуса РБ.

Недостатком двух описанных выше компоновочных схем РБ является использование одного маршевого двигателя, что снижает надежность системы в силу отсутствия резервирования. Также использование одного маршевого двигателя требует наличия системы регулирования ориентации вектора тяги или управляющих ракетных двигателей для компенсации возмущающих моментов, вызванных погрешностями установки двигателя и центровки блока с ПН. Кроме того при кольцевой компоновке размещение маршевого двигателя во внутреннем проеме блока баков препятствует отводу от него тепла, выделяемого при работе.

Известна компоновка силового корпуса космического аппарата (КА) с поперечными перегородками (патент CN 104401508) который имеет форму параллелепипеда, ребра которого, параллельные продольной оси КА, являются скошенными. Корпус состоит из нижнего стыковочного шпангоута, верхней рамы и сотовых панелей: нижней пластины, верхней пластины, боковых пластин и наклонных боковых пластин, установленных на скошенных ребрах. Особенностью компоновки является наличие четырех внутренних перегородок, которые лежат в плоскостях симметрии корпуса, параллельных боковым граням и разделяют внутренний объем на четыре отсека в которых при помощи стержневых силовых элементов устанавливаются баки с компонентами жидкого топлива. Баллоны с газом наддува устанавливаются снаружи корпуса на боковых пластинах. На четырех наклонных пластинах устанавливаются ракетные маршевые ракетные двигатели и ракетные двигатели стабилизации и ориентации. Указанная компоновка двигателей позволяет повысить надежность двигательной установки за счет резервирования маршевых двигателей и снизить тепловые нагрузки на конструкцию от работающих двигателей.

Недостатками описанной компоновки является использование дорогостоящих сотовых панелей и избыточная масса конструкции корпуса.

В целом все описанные компоновки РБ используют двигательные установки на жидких компонентах топлива, что требует организации вытеснения компонентов сжатым газом наддува или предварительного осаждения компонентов топлива при помощи ракетных двигателей малой тяги, что усложняет конструкцию и увеличивает массу, что критично для малого РБ с массой топлива менее 0,1 т.

Известна компоновка РБ сверхлегкого класса (с массой топлива менее 0,1 т) ION Satellite Carrier Vehicle (ION SCV) фирмы-разработчика D-Orbit (URL: <https://>

directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/d/d-orbit (дата обращения 04.05.2022)), в котором используются самовытесняемые газообразные компоненты: оксид азота (N_2O) и пропилен (C_3H_6). Основой компоновочной схемы данного РБ (см. рисунок URL: https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2021/06/ION_Satellite_Carrier (дата обращения 04.05.2022)), а также Рис. 10 в статье Colombo C., Huang S., Borelli G., Cavenago F., Nugnes M., Luis Gonzalo J., Gaias G., Massari M., Vallini L., Petit M., Guerrieri P., Valli M., Antonetti S. MISSION ANALYSIS AND DESIGN FOR AN ACTIVE DEBRIS REMOVAL SERVICE

FOR LARGE CONSTELLATIONS // Proc. 8th European Conference on Space Debris, 20-23 April 2021.) является цилиндрический корпус. На одном торце корпуса размещен интерфейс крепления к ракете-носителю и как минимум четыре ракетных двигателя малой тяги. На другом торце корпуса размещена площадка с интерфейсами для крепления ПН. Внутри корпуса размещены блоки бортового оборудования. На внешней поверхности цилиндра размещены баки с компонентами и агрегаты двигательной установки, а также панели солнечных батарей, соединенные с корпусом плоскими ребрами, установленными в диаметральных плоскостях корпуса.

Недостатками данной компоновочной схемы является повышенная масса и стоимость, поскольку все конструктивные элементы корпуса выполняются из трехслойных сотовых панелей. Кроме этого колебания жидкой фазы топлива вызывают возмущающие силовые факторы, усложняющие работу системы управления.

Наиболее близким техническим решением является компоновка малого РБ (Патент RU 2808312), состоящего из корпуса, объединенной двигательной установки, блока бортового оборудования, системы терморегулирования, в которой корпус малого разгонного блока выполнен в форме четырехгранной усеченной пирамиды с квадратными основаниями, при этом в плоскости верхнего, меньшего, основания размещен стыковочный шпангоут, с узлами крепления полезной нагрузки, в плоскости нижнего, большего, основания размещен опорный шпангоут, снабженный узлами крепления со средством выведения, а вершины углов между боковыми ребрами корпуса и плоскостью нижнего основания скошены фасками, внутри корпуса по диагональным сечениям пирамиды расположены перегородки, формирующие в местах соединения с ребрами корпуса силовые ребра жесткости, в верхней части корпуса в перегородках сделан вырез для размещения блока бортового оборудования, представляющего собой контейнер в форме параллелепипеда, закрытый крышкой, с присоединенными к ней на кронштейнах звездными датчиками для работы которых в стенке корпуса проделаны отверстия; объединенная двигательная установка содержит два баллона высокого давления для горючего и два баллона высокого давления для окислителя, закрепленные попарно диаметрально симметрично в ложементах на стенках корпуса, а также четыре двигательных модуля, соединенных с корпусом механически, каждый из которых включает силовой кронштейн и соединенные с ним двухкомпонентный маршевый ракетный двигатель с системой теплозащитных экранов и блок газоструйных двигателей стабилизации и ориентации, при этом система терморегулирования включает экранно-вакуумную теплоизоляцию, закрывающую всю внешнюю поверхность блока, кроме поверхностей граней фасок, и систему теплозащитных экранов двухкомпонентных маршевых ракетных двигателей.

Недостатками данной компоновочной схемы является:

1. Значительная масса конструкции, определяемая наличием корпуса и четырех баллонов для хранения компонентов. При этом для малого РБ значительную долю массы каждого баллона составляет масса металлических штуцеров.

2. Отсутствие данных о форме, размерах и расположении трубопроводов,

выполняющих функцию коллекторов для подвода газообразных компонентов к двигателям. Например, при наличии четырех двигателей на кислороде и метане тягой 50 Н каждый расход газообразных компонентов топлива может достигать 80...100 г/сек, что требует применения трубопроводов-коллекторов, имеющих значительные

габариты и массу.

3. Недостаточная эргономичность размещения бортового оборудования (БО), расположенного внутри блока баков, что усложняет процесс технического обслуживания РБ на стартовой позиции, поскольку доступ к блокам бортового оборудования требует отстыковки полезной нагрузки, что может существенно увеличить время подготовки к пуску и снизить эффективность пусковой услуги.

Раскрытие изобретения

Задачей и техническим результатом изобретения является повышение эффективности и снижение себестоимости малого РБ, повышение плотности компоновочной схемы малого РБ, повышение эргономичности и удобства обслуживания малого РБ, уменьшение массы малого РБ.

Технический результат достигается за счет того, что компоновочная схема малого РБ выполнена по модульному принципу и включает соединенные последовательно приборный и агрегатный отсеки, причем агрегатный отсек соединяется стыковочным шпангоутом со средством выведения, а приборный отсек соединяется адаптером с ПН.

Агрегатный отсек представляет собой силовую конструкцию, роль которой выполняют два трубопровода-коллектора, к которым присоединены оснащенное стыковочным шпангоутом основание, центральный баллон и два одинаковых по объему боковых баллона высокого давления для хранения газообразных компонентов топлива, агрегаты пневмосистемы и четыре расположенных в двух ортогональных плоскостях на равном расстоянии от продольной оси разгонного блока двигательных модуля, каждый из которых представляет собой кронштейн с присоединенными к нему маршевым ракетным двигателем, тепловым экраном, блоком реактивных двигателей системы стабилизации и ориентации, агрегатами пневмосистемы.

Приборный отсек выполнен в виде силовой рамы, в центре которой установлен адаптер полезной нагрузки, а по краям симметрично относительно продольной плоскости разгонного блока установлены два модуля бортового оборудования таким образом, что силовая рама приборного отсека соединена с трубопроводами-коллекторами агрегатного отсека, а модули бортового оборудования доступны для независимого обслуживания и замены на стартовой позиции без отстыковки полезной нагрузки от адаптера.

Предпочтительно, что центральный баллон имеет больший объем и предназначен для хранения первого компонента топлива, а каждый из двух одинаковых боковых баллонов имеет меньший объем и предназначен для хранения второго компонента топлива, причем размеры баллонов, а также порядок размещения горючего и окислителя в центральном и боковых баллонах определяются на основании расчета проектных параметров двигательной установки, выполняемого с целью обеспечения максимума энергетических характеристик малого разгонного блока при заданных габаритах малого разгонного блока и заданном стехиометрическом соотношении компонентов топлива.

Баллоны высокого давления имеют цилиндрическую форму с днищами, форма которых определяется условием равнопрочности конструкции, соединены с трубопроводами-коллекторами таким образом, что их оси вращения параллельны.

Трубопроводы-коллекторы могут быть выполнены в виде закольцованных

трубопроводов.

Также трубопроводы-коллекторы могут иметь форму ложементов, а баллоны высокого давления соединены с трубопроводами-коллекторами при помощи натянутых лент.

5 Модули бортового оборудования могут иметь форму параллелепипеда.

Модули бортового оборудования могут быть выполнены по стандарту наноспутников CubeSat.

Модули бортового оборудования могут быть выполнены одинаковыми и резервируют друг друга.

10 Адаптер полезной нагрузки может использоваться для соединения с отсеками маневрирующего космического аппарата в случае, когда малый разгонный блок используется в качестве двигательного модуля маневрирующего космического аппарата.

Приборный отсек включает силовую раму, с которой соединены адаптер ПН и два модуля бортового оборудования (БО).

15 Адаптер ПН позволяет приспособить РБ к конкретному целевому назначению. В частности, он может быть выполнен либо в виде диспенсера ПН, либо в виде узла стыковки с конструкцией маневрирующего МКА.

Модули БО могут быть выполнены одинаковыми по конструкции, что позволяет повысить надежность путем резервирования блоков аппаратуры и снизить себестоимость модулей, а, следовательно, и всего малого РБ, за счет увеличения серийности. Модули 20 БО могут быть выполнены в виде параллелепипедов в соответствии со стандартом CubeSat для унификации используемых блоков оборудования и программно-математического обеспечения с существующими наноспутниками, что снизит себестоимость малого РБ.

25 Агрегатный отсек состоит из силовой конструкции, роль которой выполняют два трубопровода, выполняющих функции коллекторов газообразных компонентов топлива, основания, трех баллонов высокого давления, агрегатов пневмосистемы и четырех двигательных модулей.

Основание при помощи установленного на нем стыковочного шпангоута соединяется 30 со средством выведения, в частности с ракетой-носителем сверхлегкого класса, или разгонным блоком среднего или тяжелого класса при использовании в качестве межорбитального буксира или в качестве двигательного модуля маневрирующего МКА.

Баллоны высокого давления имеют цилиндрическую форму с днищами, форма 35 которых определяется условием равнопрочности конструкции. Баллоны соединены с трубопроводами-коллекторами таким образом, что их оси вращения параллельны. Для обеспечения симметрии тензора инерции и минимального ухода центра масс при выработке топлива, центральный баллон, имеет больший объем и предназначен для хранения одного компонента топлива, а каждый из двух одинаковых крайних баллонов 40 имеет меньший объем и предназначен для хранения другого компонента топлива.

Двигательные модули расположены в двух ортогональных плоскостях на равном расстоянии от продольной оси разгонного блока двигательных модуля. Двигательные модули выполнены одинаковыми по конструкции, что позволяет повысить надежность путем резервирования блоков аппаратуры и снизить себестоимость модулей, а, 45 следовательно, и всего малого РБ, за счет увеличения серийности. Каждый двигательный модуль представляет собой размещенные на кронштейне маршевый реактивный двигатель с тепловым экраном, блок реактивных двигателей системы стабилизации и ориентации, агрегаты пневмосистемы.

Использование модульной конструкции позволяет упростить технологические процессы изготовления РБ, гибко адаптировать РБ к использованию в составе надсистемы (космического комплекса, модульного МКА и пр.), менять состав БО в соответствии с полетным заданием РБ, проводить агрегатно-узловое техническое обслуживание РБ на стартовой позиции, производить модернизацию РБ.

Повышение плотности компоновочной схемы малого РБ достигается за счет того, что в топливном модуле, во-первых, трубопроводы-коллекторы горючего и окислителя совмещают функции подачи компонентов топлива и функции силовых элементов конструкции модуля, во-вторых, форма и размеры баллонов обеспечивают на основании геометрического расчета наибольший объем компонентов топлива при заданных габаритах РБ и стехиометрическом соотношении компонентов топлива.

Повышение эргономичности и удобства обслуживания малого РБ достигается за счет того, что два модуля БО, имеют форму параллелепипеда и расположены на раме агрегатного отсека симметрично относительно продольной плоскости РБ таким образом, что доступны для независимого обслуживания и замены на стартовой позиции без отстыковки полезной нагрузки.

Уменьшение массы малого РБ достигается, во-первых, за счет уменьшения числа баллонов до трех, а, следовательно, за счет уменьшения числа штуцеров и трубопроводов заправки и расхода компонентов в пневмосистеме; во-вторых, за счет использования трубопроводов-коллекторов горючего и окислителя в качестве силовых элементов конструкции.

Перечень чертежей

На фиг. 1 представлена схема деления малого РБ на отсеки.

На фиг. 2 показан общий вид малого РБ.

На фиг. 3 отдельно показано взаимное расположение баллонов и трубопроводов-коллекторов малого РБ.

На фиг. 4 отдельно показан двигательный модуль

На фиг. 5 представлены силовые элементы малого РБ.

Осуществление изобретения

На фигурах введены обозначения:

1 - Приборный отсек

2 - Агрегатный отсек

3 - Стыковочный шпангоут

4 - Адаптер полезной нагрузки

5 - Силовая рама

6 - Модуль бортового оборудования

7 - Основание

8 - Трубопровод-коллектор первого компонента топлива

9 - Трубопровод -коллектор второго компонента топлива

10 - Центральный баллон

11 - Боковой баллон

12 - Двигательный модуль

13 - Агрегаты пневмосистемы

14 - Кронштейн

15 - Агрегаты управления двигателями

16 - Блок реактивных двигателей системы стабилизации и ориентации

17 - Теплозащитный экран

18 - Маршевый ракетный двигатель

Малый разгонный блок состоит (Фиг. 1) из приборного отсека 1 и соединенного с ним последовательно агрегатного отсека 2, причем агрегатный отсек соединяется стыковочным шпангоутом 3 со средством выведения, а приборный отсек соединяется адаптером 4 с ПН.

5 Приборный отсек (Фиг. 2) состоит из силовой рамы 5, с которой соединены адаптер 4 с ПН и два модуля бортового оборудования (БО) 6, имеющие форму параллелепипеда и расположенные на силовой раме 5 симметрично относительно продольной плоскости РБ таким образом, что доступны для независимого обслуживания и замены на стартовой позиции без отстыковки полезной нагрузки. Адаптер 4 с ПН позволяет приспособить РБ к конкретному целевому назначению. Модули БО 6 могут быть выполнены одинаковыми по конструкции, что позволяет повысить надежность путем резервирования блоков аппаратуры и снизить себестоимость модулей, а, следовательно, и всего малого РБ, за счет увеличения серийности. Модули БО 6 могут быть выполнены в соответствии со стандартом CubeSat.

15 Агрегатный отсек (Фиг. 2) включает соединенные между собой основание 7, силовую конструкцию, роль которой выполняют два трубопровода: трубопровод-коллектор первого компонента топлива 8, трубопровод-коллектор второго компонента топлива 9, трех баллонов высокого давления 10, 11 и четыре двигательных модуля 12.

Основание 7 соединяется со средством выведения посредством стыковочного шпангоута 3, который, в частности может быть использован для соединения с РН сверхлегкого класса или РБ (например РБ Фрегат) при кластерном пуске.

Баллоны высокого давления выполнены цилиндрическими и соединены с трубопроводами-коллекторами таким образом, что их оси вращения параллельны (Фиг. 3). Соединение баллонов с трубопроводами-коллекторами, в частности, может быть осуществлено при помощи лент. В этом случае трубопроводы-коллекторы выполняются в форме ложементов. Для обеспечения симметрии тензора инерции и минимального ухода центра масс при выработке топлива, центральный баллон 10, имеет больший объем и предназначен для хранения первого компонента топлива, а каждый из двух одинаковых боковых баллонов 11 имеет меньший объем и предназначен для хранения второго компонента топлива. В качестве первого и второго компонентов топлива используются горючее и окислитель в газообразном состоянии. В качестве компонентов топлива может быть использован газообразный кислород и газообразный метан или газообразный кислород и газообразный водород. Порядок использования горючего и окислителя в качестве первого и второго компонентов топлива и, соответственно, их размещение в баллонах 10 и 11 определяется на основании расчета проектных параметров двигательной установки, выполняемого с целью обеспечения максимума энергетических характеристик малого РБ. При этом форма и размеры баллонов 10 и 11 обеспечивают на основании геометрического расчета наибольший объем компонентов топлива при заданных габаритах РБ и стехиометрическом соотношении компонентов топлива. К трубопроводам коллекторам помимо баллонов крепятся агрегаты пневмосистемы 13.

Двигательные модули 12 (Фиг. 4) состоят из кронштейна 14, соединяемого с трубопроводами коллекторами 8 и 9, и соединенных с кронштейном 14 маршевого ракетного двигателя 18, теплового экрана 17, блока реактивных двигателей системы стабилизации и ориентации 16, агрегатов управления двигателями 15. Двигательные модули 12 выполнены одинаковыми по конструкции, что позволяет повысить надежность путем резервирования блоков аппаратуры и снизить себестоимость модулей, а, следовательно, и всего малого РБ, за счет увеличения серийности.

Трубопроводы-коллекторы компонентов топлива 8 и 9 совмещают функции подачи компонентов топлива и функции силовых элементов конструкции малого РБ (Фиг. 5) передавая нагрузку между стыковочным шпангоутом средства выведения 3 соединенным с основанием 7 и рамой 5, соединенной через адаптер 4 с ПН. Форма, размеры и материал трубопроводов-коллекторов 8 и 9 выбираются на основании расчета, обеспечивающего заданную прочность и жесткость при минимуме массы малого РБ. В частности, трубопроводы-коллекторы 8 и 9 могут быть выполнены в виде закольцованных трубопроводов как показано на Фиг. 5.

Таким образом, благодаря данному техническому решению:

1. повышается эффективность и снижается себестоимость малого РБ за счет использования модульного принципа построения, унификации двигательных модулей, унификации модулей БО, позволяющих упростить технологические процессы изготовления РБ, гибко адаптировать РБ к использованию в составе надсистемы (космического комплекса, модульного МКА и пр.), менять состав БО в соответствии с полетным заданием РБ, проводить агрегатно-узловое техническое обслуживание РБ на стартовой позиции, производить модернизацию РБ;

2. повышается плотность компоновки малого РБ за счет того, что трубопроводы-коллекторы компонентов топлива совмещают функции элементов пневмосистемы и функции силовых элементов конструкции, а форма и размеры баллонов обеспечивают на основании геометрического расчета наибольший объем компонентов топлива при заданных габаритах РБ и стехиометрическом соотношении компонентов топлива;

3. повышается эргономичность и удобство обслуживания малого РБ за счет того, что модули БО доступны для независимого обслуживания и замены на стартовой позиции без отстыковки полезной нагрузки;

4. уменьшается масса малого РБ за счет уменьшения числа баллонов до трех, что приводит к уменьшению числа штуцеров и трубопроводов заправки и расхода компонентов в пневмосистеме, а также за счет использования трубопроводов-коллекторов компонентов топлива в качестве силовых элементов конструкции.

(57) Формула изобретения

1. Малый разгонный блок, состоящий из агрегатного и приборного отсеков, отличающийся тем, что агрегатный отсек представляет собой силовую конструкцию, роль которой выполняют два трубопровода-коллектора, к которым присоединены оснащенное стыковочным шпангоутом основание, центральный баллон и два одинаковых по объему боковых баллона высокого давления для хранения газообразных компонентов топлива, агрегаты пневмосистемы и четыре расположенных в двух ортогональных плоскостях на равном расстоянии от продольной оси разгонного блока двигательных модуля, каждый из которых представляет собой кронштейн с присоединенными к нему маршевым ракетным двигателем, тепловым экраном, блоком реактивных двигателей системы стабилизации и ориентации, агрегатами пневмосистемы, агрегатный отсек последовательно соединен с приборным отсеком, выполненным в виде силовой рамы, в центре которой установлен адаптер полезной нагрузки, а по краям симметрично относительно продольной плоскости разгонного блока установлены два модуля бортового оборудования таким образом, что силовая рама приборного отсека соединена с трубопроводами-коллекторами агрегатного отсека, а модули бортового оборудования доступны для независимого обслуживания и замены на стартовой позиции без отстыковки полезной нагрузки от адаптера.

2. Малый разгонный блок по п. 1, отличающийся тем, что центральный баллон имеет

больший объем и предназначен для хранения первого компонента топлива, а каждый из двух одинаковых боковых баллонов имеет меньший объем и предназначен для хранения второго компонента топлива, причем размеры баллонов, а также порядок размещения горючего и окислителя в центральном и боковых баллонах определяются на основании расчета проектных параметров двигательной установки, выполняемого с целью обеспечения максимума энергетических характеристик малого разгонного блока при заданных габаритах малого разгонного блока и заданном стехиометрическом соотношении компонентов топлива.

3. Малый разгонный блок по п.1, отличающийся тем, что баллоны высокого давления имеют цилиндрическую форму с днищами, форма которых определяется условием равнопрочности конструкции.

4. Малый разгонный блок по п.1, отличающийся тем, что баллоны высокого давления соединены с трубопроводами-коллекторами таким образом, что их оси вращения параллельны.

5. Малый разгонный блок по п.1, отличающийся тем, что трубопроводы-коллекторы выполнены в виде закольцованных трубопроводов.

6. Малый разгонный блок по п.1, отличающийся тем, что трубопроводы-коллекторы имеют форму ложементов, а баллоны высокого давления соединены с трубопроводами-коллекторами при помощи натянутых лент.

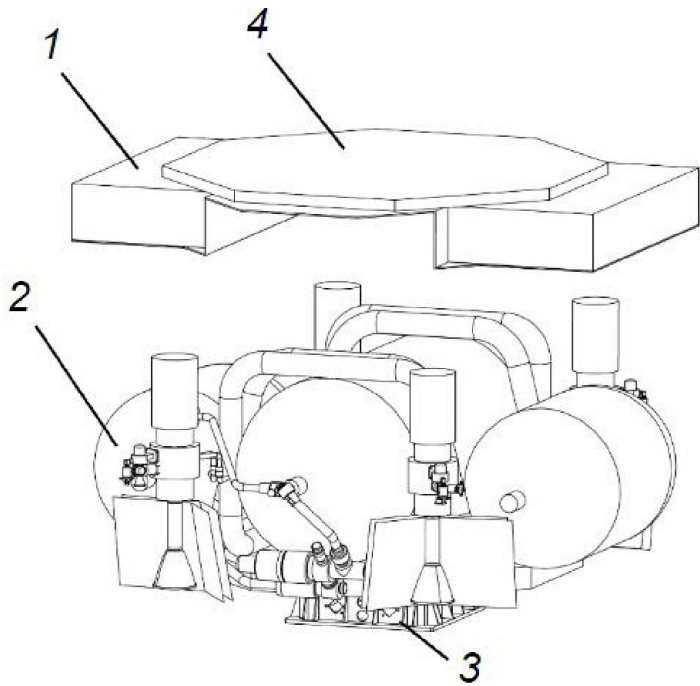
7. Малый разгонный блок по п.1, отличающийся тем, что модули бортового оборудования имеют форму параллелепипеда.

8. Малый разгонный блок по п.1, отличающийся тем, что модули бортового оборудования выполнены по стандарту наноспутников CubeSat.

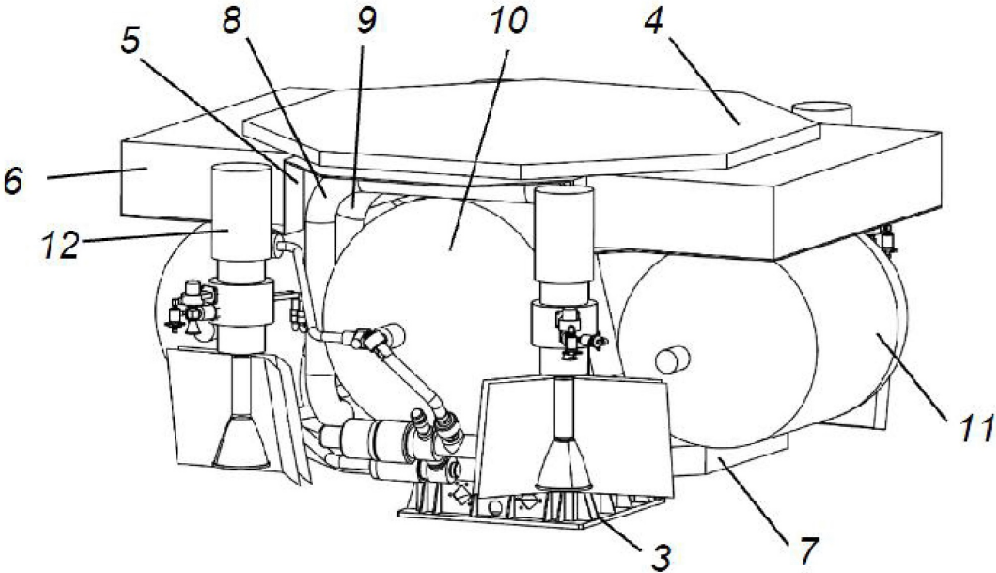
9. Малый разгонный блок по п.1, отличающийся тем, что модули бортового оборудования выполнены одинаковыми и резервируют друг друга.

10. Малый разгонный блок по п.1, отличающийся тем, что адаптер полезной нагрузки используется для соединения с отсеками маневрирующего космического аппарата в случае, когда малый разгонный блок используется в качестве двигательного модуля маневрирующего космического аппарата.

1

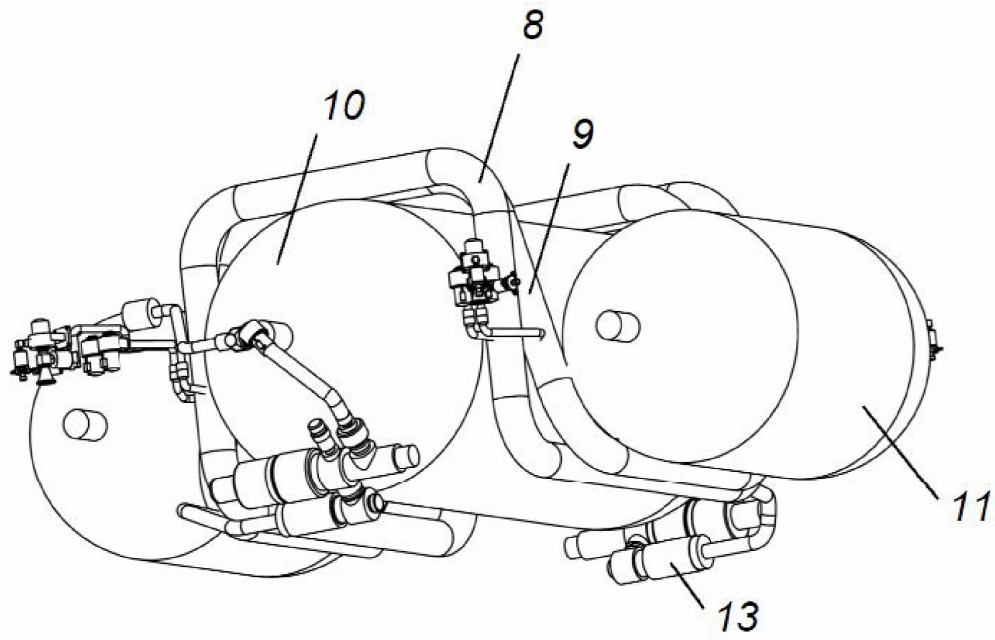


Фиг.1

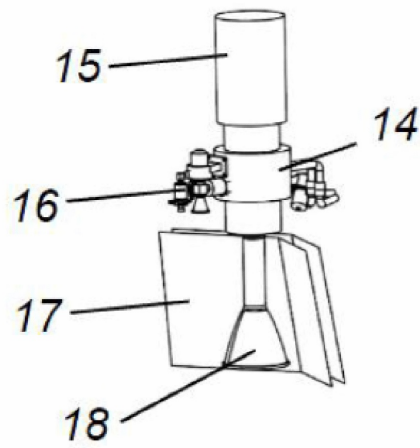


Фиг.2

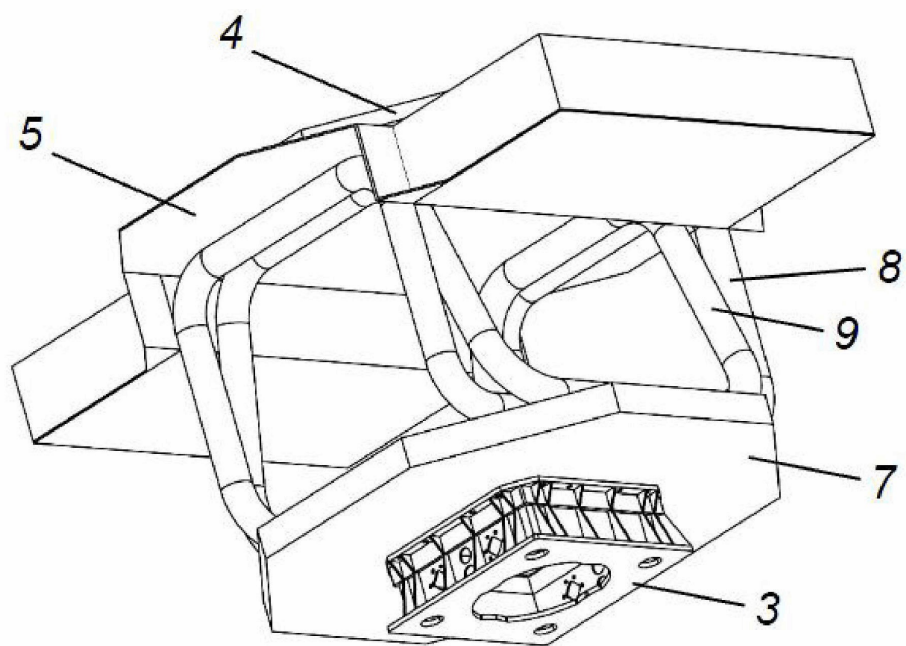
2



Фиг.3



Фиг.4



Фиг. 5