

(19)



**Евразийское
патентное
ведомство**

(21) **201700198** (13) **A1**

(12) **ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОЙ ЗАЯВКЕ**

(43) Дата публикации заявки
2018.01.31

(51) Int. Cl. **B64G 1/22 (2006.01)**
B64G 1/10 (2006.01)

(22) Дата подачи заявки
2017.03.31

(54) **КОСМИЧЕСКАЯ ПЛАТФОРМА**

(31) **2016119672**

(32) **2016.05.20**

(33) **RU**

(96) **2017000023 (RU) 2017.03.31**

(71) Заявитель:

**АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
"ИНФОРМАЦИОННЫЕ
СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ"
ИМЕНИ АКАДЕМИКА М.Ф.
РЕШЕТНЁВА" (RU)**

(72) Изобретатель:

**Жуль Николай Сергеевич, Шаклеин
Пётр Алексеевич, Яковлев Андрей
Викторович, Попов Василий
Владимирович, Янишевский
Владимир Викторович, Волохов
Владимир Борисович, Вашкевич
Вадим Петрович, Жуль Александр
Сергеевич (RU)**

(74) Представитель:

Морозов Е.А. (RU)

(57) Данное изобретение относится к ракетно-космической отрасли и применяется при производстве космических аппаратов (КА) негерметичного исполнения по модульному принципу. Космическая платформа (КП) - конструктивно и функционально обособленный модуль КА, объединяющий служебные подсистемы, обеспечивающие работу модуля полезной нагрузки. Основой КП является силовая конструкция корпуса (СКК), на которой размещен приборный отсек, при этом торцы СКК выступают за плоскости панелей приборного отсека. На торцах СКК размещены узлы стыковки с системой отделения, внутри СКК расположены баки хранения рабочего тела. Приборный отсек выполнен в виде прямоугольного параллелепипеда, образованного из панелей, причем некоторые из них являются панелями-радиаторами. Внутри и снаружи приборного отсека размещаются приборы и оборудование служебных систем. Снаружи на приборном отсеке размещаются двигатели коррекции, двигатели ориентации, узлы стыковки с полезной нагрузкой, поворотные крылья солнечной батареи (БС), складываемые в стартовом состоянии, закрепленные симметрично с двух противоположных сторон приборного отсека с помощью штанг к устройствам поворота, причем крылья БС выполнены в виде плоских панелей, скрепленных между собой. Также на приборном отсеке могут быть размещены двигатели доведения. Техническими результатами, обеспечиваемыми приведенной совокупностью признаков, являются снижение массы; повышение плотности компоновки создаваемых КА на базе данной КП; снижение объема и сроков проведения работ по адаптации средств выведения; повышение технических и эксплуатационных характеристик; возможность обеспечения одновременного запуска нескольких КА, созданных на базе данной КП; сокращение сроков и стоимости КА.

A1

201700198

201700198

A1

КОСМИЧЕСКАЯ ПЛАТФОРМА

Данное изобретение относится к ракетно-космической отрасли при производстве космических аппаратов (КА).

Космическая платформа (КП) представляет собой конструктивно и функционально обособленный модуль, объединяющий служебные подсистемы обеспечивающие работу полезной нагрузки. В процессе создания КА, КП объединяется с полезной нагрузкой, которая также представляет собой конструктивно и функционально обособленный модуль. Полезная нагрузка объединяет бортовые ретрансляторы, антенны и все другие элементы, которые непосредственно обеспечивают решение целевой задачи по ретрансляции информации конкретного КА в соответствии с необходимыми требованиями. Поскольку каждый конкретный КА имеет свой собственный частотный план и зоны обслуживания, а для его ретранслятора определена своя схема, количество транспондеров и их энергетические характеристики, то полезная нагрузка для каждого КА является уникальной. Решаемые КП задачи являются общими для целого ряда близких по характеристикам КА одного класса, поэтому она является унифицированным элементом, общим для всего ряда и имеющим стандартные выходные характеристики и интерфейсы. Общими для ряда однотипных КА должны являться только основные принципы построения полезной нагрузки и интерфейсы с КП, которые являются основным условием возможности применения для создания КА на основе одной из унифицированных платформ. Модульное построение позволяет в пределах конструкции стандартной КП получать различные модификации, наиболее полно удовлетворяющие требованиям конкретных КА, создаваемых на основе КП.

Единая конструктивная основа платформ негерметичного исполнения представляет собой силовую конструкцию корпуса (СКК), выполненную в виде трубы с установленными на ней:

- поворотными крыльями солнечных батарей (БС);
- устройств отделения;
- баков хранения рабочего тела;
- приборным отсеком, с приборами и оборудованием служебных систем, двигательными установками (Космическая платформа [Электронный ресурс]. – Режим доступа : https://ru.wikipedia.org/wiki/Космическая_платформа, свободный. – Загл. с экрана).

Для обеспечения простой интеграции с различными модулями полезных нагрузок (МПН), соответствующих различным КА, КП имеет простые и четко определенные унифицированные интерфейсы, включая:

- механический интерфейс;
- электрический интерфейс;
- тепловой интерфейс;
- информационный интерфейс.

Построение и характеристики интерфейсов универсальные и обеспечивают возможность интеграции с МПН различных КА, которые соответствуют диапазону интерфейсных требований платформы.

Пространственно все интерфейсы расположены в зонах стыковки конструкций платформы и полезной нагрузки, и к ним обеспечивается легкий доступ на всех этапах наземной эксплуатации.

Для установки КА на средство выведения (СВ), КП имеет унифицированный интерфейс.

Интерфейс со СВ используется также для стыковки с наземным транспортировочным и технологическим оборудованием в процессе работ по сборке, интеграции и испытаниям платформы и КА в целом, а также транспортировке и подготовке на полигоне запуска.

КП имеет в своем составе бортовые системы, способные обеспечить функционирование КА на участке выведения на орбиту, дрейфа и установки в заданную точку орбиты, выполнения целевых задач в течение срока эксплуатации:

- общее управление работой всех подсистем и оборудования и взаимодействие с наземным комплексом управления;
- перевод платформы из стартовой конфигурации в рабочую;
- ориентация и стабилизация корпуса КА с требуемыми точностями;
- удержание КА в заданной точке орбиты с требуемыми точностями;
- формирование управляющих сил и моментов в процессе ориентации, стабилизации КА и управления его движением;
- электропитание всех подсистем платформы и МПН во всех режимах эксплуатации;
- поддержание температурных режимов всех элементов КП и МПН в заданных пределах;
- поддержание всех элементов КА в требуемом взаимном положении на всех этапах эксплуатации и защита от внешних воздействий;

– обеспечение проведения наземной отработки и испытаний КА и его бортовых систем, взаимодействия с наземным испытательным оборудованием.

Из предшествующего уровня техники известен «Космический аппарат блочно-модульного исполнения» (патент на изобретение RU № 2092398, В64G 1/10, дата публикации 10.10.1997), который относится к космической технике, у которой ориентация относительно Солнца носит регулярный характер, например, КА на геостационарной орбите, КА с Солнечно-Земной ориентацией на круговых и высокоэллиптических орбитах и т.д. Сущность изобретения: размещение (частично или полностью) на четырех гранях параллелепипеда (приборного контейнера) радиационных поверхностей позволяет выполнять приборный контейнер квадратного сечения и в результате получать компактный (не вытянутый вдоль продольной оси) приборный контейнер, оптимально вписываемый в зону полезного груза (ЗПГ) СВ. Увеличение хладопроизводительности одного и того же объема приборного контейнера (до 30%) за счет ранее неиспользовавшихся внешних поверхностей, предоставляет дополнительную возможность по размещению теплонагруженной бортовой аппаратуры (БА) во внутреннем объеме приборного контейнера, позволяет компоновать большее количество теплонагруженных приборов и узлов и оптимально использовать (занимать) весь объем, предоставляемый под цилиндрическим обтекателем ракетоносителей. Конструктивно-компоновочная схема КА, содержащая и объединяющая основные узлы и элементы целевой аппаратуры (полезной нагрузки) и служебных систем строится по блочно-модульному принципу конструктивно обособленных по функциональному назначению блоков и с учетом допустимого температурного диапазона БА.

Недостатками данного технического решения является:

– компоновочные ограничения, накладываемые на полезную нагрузку при применении данного технического решения. В современных КА применяются антенны с жесткими рефлекторами, габаритами до 2,5м, расположение рефлекторов со стороны запад, восток (поверхности, за счёт которых достигается увеличение холодопроизводительности) будет уменьшать эффективность радиационных поверхностей за счёт затенения открытого для радиаторов космоса и дополнительного теплопритока при переизлучении с более теплыми рефлекторами антенн;

– повышенная масса КА за счёт использования в прочностной схеме в основном сотовых панелей для обеспечения жесткости, прочности, геометрической стабильности и термоупругости;

– современный уровень миниатюризации оборудования позволяет разместить оборудование служебных систем на меньшем количестве компоновочных площадей при этом отпадает надобность в организации дополнительных радиационных панелей.

Известна также «Космическая платформа» (патент на изобретение RU № 2376212, В64G 1/00, В64G 1/22, дата публикации 10.12.2009), которая относится к конструкции и компоновке изделий космической техники. Платформа содержит каркас в форме параллелепипеда с установленными на нем боковыми, верхней и нижней панелями. На каркасе шарнирно установлены БС, содержащие корневые и концевые секции. На верхней панели установлена штанга гравитационного устройства. Внутри каркасное пространство разделено промежуточной панелью на отсек служебных систем и отсек полезной нагрузки. Электромагнитные устройства системы ориентации и стабилизации закреплены на нижней панели со стороны каркаса. Магнитометр закреплен на верхней панели. Боковые панели шарнирно связаны с каркасом и снабжены установленными на них со стороны каркаса внутри отсека полезной нагрузки элементами крепления. Шарниры поворота БС размещены со стороны боковых панелей, не содержащих узлов соединения каркаса с системой отделения. Корневые и концевые секции снабжены ограничителями их взаимного поворота на угол, не превышающий 270° . Суммарная длина двух пар корневых и концевых секций превышает суммарную длину торцевых ребер каркаса, размещенных со стороны боковых панелей, не содержащих указанных узлов соединения. На боковую панель, содержащую узлы соединения каркаса с системой отделения, наклеены тонкопленочные фотоэлектрические преобразователи. Высота корневых и концевых секций не превышает высоту отсека служебных систем. Боковые панели содержат поворотные фрагменты, установленные в зоне отсека полезной нагрузки и снабженные приводами раскрытия. Технический результат изобретения состоит в обеспечении постоянного подзаряда бортовых химических батарей в полете, снижении массы конструкции и повышении точности измерений уровня магнитного поля магнитометром.

Недостатками данного технического решения являются отсутствие универсальности космической платформы. КП не является законченной сборочной единицей, т.к. полезная нагрузка размещается в одном каркасе со служебными системами, следовательно, при создании на её базе космических аппаратов с различной целевой аппаратурой требуется модернизация (конструктивные изменения космической платформы при установке на неё целевой аппаратуры космического аппарата) платформы это ведёт к увеличению наземной экспериментальной отработки, увеличению сроков и стоимости создания КА.

Известен «Космический аппарат» (патент на изобретение RU № 2463219, В64G 1/10, В64G 1/50, дата публикации 10.10.2012). Изобретение относится к космической технике и касается проектирования автоматических космических аппаратов для эксплуатации на околоземных орбитах с приборными контейнерами, выполненными из сотопанелей с применением тепловых труб. Космический аппарат содержит многоцелевую

полезную нагрузку, негерметичный приборный контейнер параллелепипедной (призматической) формы со встроенными тепловыми трубами в сотопанели с установленными теплонагруженными приборами. Грани контейнера являются радиаторными. В негерметичном приборном контейнере установлены приборные модули с крестообразными силовыми сотопанелями и поперечными перегородками. Крестообразные сотопанели соединены между собой тепловыми трубами. Все сотопанели приборного контейнера соединены в единую тепловую сеть коллекторными тепловыми трубами, оснащенными в зоне каждой сотопанели электронагревателями с блоками управляющих датчиков температур. Крестообразные сотопанели и кронштейны двигательной установки соединены тепловыми трубами с коллекторными тепловыми трубами приборного контейнера. На внешние поверхности сотопанелей, содержащих встроенные тепловые трубы, нанесено терморегулирующее покрытие, остальная часть внешних поверхностей сотопанелей теплоизолирована. Приборный контейнер снабжен дополнительными регулируемыми радиационными теплообменниками с контурными тепловыми трубами, испарители которых соединены с коллекторными тепловыми трубами приборного контейнера через сотопанели со встроенными тепловыми трубами. Конденсаторы контурных тепловых труб размещены над теплоизолированными частями сотопанелей приборного контейнера. Достигается улучшенная термостабилизация приборов и оборудования с обеспечением равномерного поля температур в пределах каждой сотопанели и между сотопанелями приборного контейнера с одновременным повышением плотности компоновки приборного контейнера.

Недостатком данного технического решения является то, что оборудование полезной нагрузки и оборудование служебных систем объединены в одном приборном контейнере. Изменение состава оборудования полезной нагрузки приведет к необходимости изменения (доработки) конструкции и системы терморегулирования приборного блока, т.к. все сотопанели соединены в единую тепловую сеть. Необходимость доработки приборного блока при различной целевой аппаратуре приводит к тому, что при одном и том же наборе служебных систем необходимо проводить весь объём наземной экспериментальной отработки, что не позволяет сократить сроки и стоимость КА.

Известна также: «Модульная центральная структура для парного запуска» («Modular core structure for dual-manifest spacecraft launch» патент на изобретение US 20140239125 A1, B64G 1/66, B64G 1/40, дата публикации 28.08.2014). Изобретение относится к конструкции космического аппарата. Космический аппарат содержит верхнюю центральную конструкцию или нижнюю центральную конструкцию. Верхняя центральная конструкция может включать верхний цилиндр для поддержки верхнего КА в конфигурации двойного запуска. Нижняя центральная конструкция может включать нижний ци-

линдр для поддержки нижнего КА с верхним цилиндром, установленным сверху на нижний цилиндр. Верхний цилиндр может иметь внутренний диаметр верхнего цилиндра аналогичный внутреннему диаметру нижнего цилиндра.

Недостатком данного изобретения является то, что изобретение в основном относится к силовой конструкции КА и не является устройством функционально обособленного модуля, объединяющего служебные подсистемы обеспечивающие работу полезной нагрузки. Так же представленное изобретение не имеет в своём описании бортовых систем, способных обеспечить функционирование КА и выполнения целевых задач в течение срока эксплуатации.

Наиболее близким аналогом является «Многоцелевая служебная платформа для создания космических аппаратов» (патент на изобретение RU № 2375267, В64G 1/10, В64G 1/22, 10.12.2009), платформа содержит модуль служебной аппаратуры в форме прямоугольного параллелепипеда, образованного торцевой платой и четырьмя боковыми платами. Внутри установлены две промежуточные платы делящие модуль на три отсека для служебной аппаратуры. На боковой плате смонтированы приборы системы ориентации и стабилизации и антенны. На одной из плат смонтированы узлы стыковки с системой отделения. Двигательная установка смонтирована в районе предполагаемого центра масс. Панели БС смонтированы на выступающих за пределы модуля кронштейнах. Узлы установки МПН расположены на свободных торцах боковых плат модуля и выступающих кронштейнах. Причём приборы целевой аппаратуры полезной нагрузки располагаются в пространстве между БС и свободной зоной модуля со стороны открытой его части.

Ряд существенных недостатков, характерных для прототипа, заключается в следующем:

– все КА, создаваемые на основе многоцелевой служебной платформы должны иметь одинаковые размеры, т.к. габариты МПН ограничены кронштейнами установки БС, это накладывает ограничения на полезную нагрузку и снижает универсальность платформы;

– конструктивное исполнение платформы не позволяет использовать в составе целевой аппаратуры параболических зеркальных антенн с жёсткими рефлекторами, что ограничивает возможности целевой нагрузки.

Задачи, на решение которых направлено заявленное изобретение, заключаются в реализации изделия отвечающего современным требованиям по уменьшению габаритов и массы, повышению плотности компоновки, создаваемых КА на базе данной КП, снижению объёма работ по адаптации КА на базе данной КП к СВ, повышению технических и эксплуатационных характеристик, обеспечению одновременного запуска нескольких КА,

выполненных на базе данной КП, а также сокращению сроков и стоимости создания КА на базе данной КП.

Задача решается за счёт того, что заявленная КП, содержит приборный отсек, с приборами и оборудованием служебных систем, двигатели коррекции, двигатели ориентации, узлы установки МПН, узлы стыковки с системой отделения, поворотные крылья БС. Основным силовым элементом конструкции является СКК, на которой размещен приборный отсек, при этом торцы СКК выступают за плоскости панелей приборного отсека. На торцах СКК размещены узлы стыковки с системой отделения, внутри СКК расположены баки хранения рабочего тела для двигателей коррекции, двигателей ориентации. Приборный отсек выполнен в виде прямоугольного параллелепипеда, образованного из панелей, причем некоторые из них являются панелями-радиаторами. Внутри и снаружи приборного отсека размещаются приборы и оборудование служебных систем. Снаружи на приборном отсеке размещаются: двигатели коррекции, двигатели ориентации, узлы стыковки с полезной нагрузкой, поворотные крылья БС, складываемые в стартовом состоянии, закрепленные симметрично с двух противоположных сторон приборного отсека с помощью штанг к устройствам поворота, причем крылья БС выполнены в виде плоских панелей, скрепленных между собой.

Предпочтительно СКК может быть выполнена в виде пространственной сетчатой конструкции из композиционных материалов.

Сетчатая конструкция, может быть образована посредством пересечения, спиралеобразных, продольных и кольцевых элементов.

СКК может состоять из композитных или металлических обшивок с сотовым наполнителем между ними.

СКК может быть выполнена из слоистого композиционного материала.

СКК может быть выполнена из сплошного волокна и полимерного связующего.

Внутри СКК со стороны приборного отсека могут быть размещены двигатели доведения.

Двигатели доведения представляют собой предпочтительно электрические ракетные двигатели – плазменные или ионные.

Двигатели доведения в качестве рабочего тела используют предпочтительно газообразный ксенон.

Двигатели доведения могут быть смонтированы на приводе со способностью изменять своё угловое положение.

Двигатели коррекции могут быть расположены на панелях приборного отсека, поверхности которых обращены к крыльям БС, причем двигатели коррекции размещены

предпочтительно под углом к поверхности приборного отсека на специальных кронштейнах на оси симметрии по обе стороны, относительно крыльев БС.

Двигатели коррекции могут располагаться на МПН КА, созданного на базе данной КП.

Двигатели коррекции могут быть попарно расположены под углом к поверхности приборного отсека на специальных кронштейнах по обе стороны приборного отсека на сторонах перпендикулярных крыльям БС.

Двигатели коррекции могут быть смонтированы на приводе со способностью изменять своё угловое положение.

Двигатели коррекции представляют собой предпочтительно электрические ракетные двигатели – плазменные или ионные.

Двигатели коррекции в качестве рабочего тела используют предпочтительно газобразный ксенон.

Торец СКК противоположный торцу с приборным отсеком может использоваться для стыковки с попутным КА при групповом запуске.

Панели-радиаторы могут быть выполнены прямоугольной формы и являются боковыми гранями приборного отсека.

Панели приборного отсека выполнены предпочтительно из композиционного материала.

На панели-основании приборного отсека, расположенной около торца СКК могут быть размещены восемь двигателей ориентации, установленных под углом к поверхности панели-основания приборного отсека на специальных кронштейнах по углам панели-основания и на периферии по осям симметрии.

Крылья БС могут быть выполнены в виде плоских панелей, скрепленных между собой, которые состоят из каркаса и фотоэлектрических преобразователей.

Техническими результатами, обеспечиваемыми приведенной совокупностью признаков, являются:

– снижение массы за счет уменьшения габаритов элементов конструкции, а также использование СКК в качестве единой силовой основы на которой размещается КП и МПН;

– повышение плотности компоновки создаваемых КА на базе КП, исходя из принципа оптимального использования объема ЗПГ ракеты-носителя, при этом, КП размещается в основании, а МПН – под конусом обтекателя ЗПГ;

– снижение объема и сроков проведения работ по адаптации СВ, проводимых в обеспечение запуска КА на базе данной платформы за счёт унифицированного механического интерфейса и унифицированного электрического интерфейса;

– повышение технических и эксплуатационных характеристик, снижение массы за счёт использования двигателей довыведения и оптимального размещения двигателей коррекции;

– возможность обеспечения одновременного запуска нескольких КА на базе данной КП, связанная с исполнением СКК, на торцах которой расположены интерфейсы с системой отделения, позволяющие стыковать КА с разгонным блоком и другими КА;

– сокращение сроков и стоимости КА, посредством параллельной разработки и создания модулей.

Сущность изобретения поясняется чертежами на которых изображено:

– на фиг.1 изображён вид общий (рабочее состояние КП в аксонометрической проекции);

– на фиг. 2 изображён вид общий (стартовое состояние КП в аксонометрической проекции);

– на фиг. 3 показано размещение баков хранения рабочего тела для двигателей коррекции, двигателей ориентации;

– на фиг. 4 показан вид снизу (стартовое состояние КП в аксонометрической проекции);

– на фиг. 5 изображён вид общий (вариант частного исполнения платформы).

КП, содержит приборный отсек 1, с приборами и оборудованием 2 служебных систем, двигатели 3 коррекции, двигатели 4 ориентации, узлы установки МПН (не показаны на чертежах), узлы стыковки с системой отделения (не показаны на чертежах), поворотные крылья 5 БС. Основным силовым элементом конструкции является СКК 6, на которой размещен приборный отсек 1, при этом торцы СКК 6 выступают за плоскости панелей приборного отсека 1. На торцах СКК 6 размещены узлы стыковки с системой отделения, внутри СКК 6 расположены баки 7 хранения рабочего тела для двигателей 3 коррекции, двигателей 4 ориентации. Приборный отсек 1 выполнен в виде прямоугольного параллелепипеда, образованного из панелей, причем некоторые из них являются панелями-радиаторами. Внутри и снаружи приборного отсека 1 размещаются приборы и оборудование 2 служебных систем. Снаружи на приборном отсеке 1 размещаются: двигатели 3 коррекции, двигатели 4 ориентации, узлы стыковки с полезной нагрузкой, поворотные крылья 5 БС, складываемые в стартовом состоянии, закрепленные симметрично с двух проти-

воположных сторон приборного отсека 1 с помощью штанг к устройствам поворота, причем крылья 5 БС выполнены в виде плоских панелей, скрепленных между собой.

СКК 6 выполнена в виде полого композитного цилиндрического отсека для размещения конструкционных панелей, оборудования и крепления элементов конструкции КА. Предпочтительно СКК 6 может быть выполнена в виде пространственной сетчатой конструкции из композиционных материалов. Сетчатая конструкция, может быть образована посредством пересечения, спиралеобразных, продольных и кольцевых элементов, а также может состоять из композитных или металлических обшивок с сотовым наполнителем между ними. СКК 6 также может быть выполнена из слоистого композиционного материала или может быть выполнена из сплошного волокна и полимерного связующего. СКК 6, обладает большей жесткостью на изгиб, чем подкрепленные панели, воспринимает нагрузки при запуске и передает их к интерфейсу с адаптером СВ. Более того, размещение баков 7 в СКК 6 совпадает с осью симметрии КА, проходящей по центру баков, что обеспечивает лучшее управление положением центра тяжести КА даже в случае неравномерного расхода топлива из баков.

Торец СКК 6 противоположный торцу с приборным отсеком 1 может использоваться для стыковки с попутным КА при групповом запуске. На торцах СКК 6 закреплены узлы стыковки с системой отделения. На торце СКК 6 со стороны приборного отсека 1, узел стыковки представляет собой унифицированные механический и электрический интерфейсы. Унифицированный узел стыковки позволяет снизить объем и сроки проведения работ по адаптации СВ, проводимых для обеспечения запуска КА на базе данной платформы, а именно:

- унифицированный механический интерфейс КА/СВ, что позволяет исключить примерочные испытания переходной системы КА со СВ для каждого КА;

- унифицированный электрический интерфейс, позволяет выпустить единый протокол электрического сопряжения для всех КА на базе данной платформы со СВ и при проведении работ по адаптации лишь подтверждать его выполнение;

- минимизировать совместные испытания КА со СВ на техническом комплексе и стартовом комплексе, проверять лишь вновь образованные электрические цепи и прохождение команд.

Узел стыковки на противоположном конце СКК 6 (без приборного отсека 1) представляет собой механический интерфейс позволяющий осуществлять стыковку с попутным КА в случае группового запуска. В случае одиночного запуска КА на базе данной КП к данному интерфейсу могут стыковаться элементы МПН. Так же в районе торца СКК

предусмотрены зоны для организации электрического интерфейса попутный КА/СВ или попутный КА/КА на базе представленной платформы.

Внутри СКК 6 со стороны приборного отсека 1 могут быть размещены двигатели 8 довыведения. Двигатели 8 довыведения представляют собой предпочтительно электрические ракетные двигатели – плазменные или ионные, которые в качестве рабочего тела используют предпочтительно газообразный ксенон. Двигатели 8 довыведения могут быть смонтированы на приводе со способностью изменять своё угловое положение. Двигатели 8 довыведения предназначены для вывода КА на конечную орбиту. Двигатели 8 довыведения на основе электрических ракетных двигателей позволяют уменьшить массу КА, что приводит к снижению затрат на запуск данного КА или разработать более мощный КА для данной массы, что улучшает технические характеристики КА.

Двигатели 3 коррекции могут быть расположены на панелях приборного отсека 1, поверхности которых обращены к крыльям 5 БС (фиг. 2), причем двигатели 3 коррекции размещены предпочтительно под углом к поверхности приборного отсека 1 на специальных кронштейнах на оси симметрии по обе стороны, относительно крыльев 5 БС. Двигатели 3 коррекции могут располагаться на панелях 9 МПН (на фиг.5 показан вариант размещения двигателей коррекции на МПН) КА, созданного на базе данной КП. Двигатели 3 коррекции могут быть попарно расположены под углом к поверхности приборного отсека 1 на специальных кронштейнах по обе стороны приборного отсека 1 на сторонах перпендикулярных крыльям 5 БС. Двигатели 3 коррекции могут быть смонтированы на приводе со способностью изменять своё угловое положение. Двигатели 3 коррекции представляют собой предпочтительно электрические ракетные двигатели – плазменные или ионные. Двигатели 3 коррекции в качестве рабочего тела используют предпочтительно газообразный ксенон. Вариативное размещение двигателей 3 коррекции позволяет выбрать оптимальную схему размещения с минимальным воздействием на систему управления КА возмущающих моментов от действия струй двигателей на элементы конструкции КА. Минимальные возмущающие моменты от действия струй двигателей позволяют снизить массу системы управления КА (например, снижение массы гироскопических силовых стабилизаторов (маховиков), уменьшить запасы рабочего тела необходимого для поддержания ориентации КА). В частных случаях реализации каждый двигатель 3 коррекции смонтирован на приводе и способен изменять своё угловое положение, т.е. изменять вектор тяги. Использование указанных возможностей позволяет проводить во время операций по управлению движением центра масс космического аппарата операции по гашению кинетического момента (разгрузки) инерциальных средств управления КА, например гироскопических силовых стабилизаторов (маховиков).

Приборный отсек 1 КП выполнен в виде прямоугольного параллелепипеда, образованного из панелей, причем некоторые из них могут быть панелями-радиаторами, имеющими прямоугольную форму (боковые грани приборного отсека 1). Панели приборного отсека 1 выполнены предпочтительно из композиционного материала. Внутри и снаружи приборного отсека 1 размещаются приборы и оборудование 2 служебных систем. В современных КА используется технология планарного монтажа, а так же связанные с этой технологией методы проектирования приборов и оборудования 2 КА. Использование приборного отсека 1 прямоугольной формы позволяет использовать множество плоских поверхностей для монтажа приборов и оборудования 2, так же использование плоских панелей позволяет монтировать приборы и оборудование 2 с двух сторон. Плотность компоновки и трассировки кабельных трасс достигается, за счёт минимальных зазоров между приборами и оборудованием. Использование монтажных панелей в качестве радиаторов позволяет сократить количество конструктивных элементов (без необходимости предусматривать отдельно конструкцию для размещения оборудования с отдельным радиатором), тем самым снизить габариты и массу КА. Одно из требований к КП – высокая плотность компоновки создаваемых КА на базе данной КП. Выполнение приборного отсека 1 КП минимальных размеров возле стыка со СВ создаёт минимальные ограничения на компоновку целевой аппаратуры. Расположение КП в ЗПГ позволяет размещать целевую аппаратуру в оставшейся части ЗПГ (может использоваться, в том числе конусная часть ЗПГ). На панели-основании приборного отсека 1, расположенной около торца СКК 6 могут быть размещены восемь двигателей 4 ориентации (фиг. 4), установленных под углом к поверхности панели-основания приборного отсека 1 на специальных кронштейнах по углам панели-основания и на периферии по осям симметрии.

Поворотные крылья 5 БС, складываемые в стартовом состоянии, закреплены симметрично с двух противоположных сторон приборного отсека 1 с помощью штанг к устройствам поворота, причем крылья 5 БС выполнены в виде плоских панелей, скрепленных между собой, состоящих из каркаса и фотоэлектрических преобразователей. После раскрытия крыльев 5 БС, при помощи устройства поворота обеспечивается их вращение, с целью ориентации на Солнце для обеспечения максимальной эффективности.

При создании современных КА различного назначения (связи, геодезии, навигации и т.п.) предусматривается реализация комплексной программы наземно-экспериментальной отработки КА и его подсистем на все виды внешних воздействий, определяемых условиями эксплуатации в составе КА. Выполнение КП в виде отдельной сборки с определёнными интерфейсами с МПН и СВ позволяет проводить наземную экспериментальную отработку КП не дожидаясь изготовления МПН, что сокращает сроки

изготовления КА. Выполнение КП в виде отдельной сборки даёт возможность проводить параллельное изготовление и сборку МПН и КП, и в результате сократить сроки изготовления КА.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Космическая платформа, содержащая приборный отсек, с приборами и оборудованием служебных систем, двигатели коррекции, двигатели ориентации, узлы установки модуля полезной нагрузки, узлы стыковки с системой отделения, поворотные крылья солнечной батареи (БС), *отличающаяся* тем, что основным силовым элементом конструкции является силовая конструкция корпуса (СКК), на которой размещен приборный отсек, при этом торцы СКК выступают за плоскости панелей приборного отсека, на торцах СКК размещены узлы стыковки с системой отделения; внутри СКК расположены баки хранения рабочего тела для двигателей коррекции, двигателей ориентации; приборный отсек выполнен в виде прямоугольного параллелепипеда, образованного из панелей, причем некоторые из них являются панелями-радиаторами; внутри и снаружи приборного отсека размещаются приборы и оборудование служебных систем; снаружи на приборном отсеке размещаются: двигатели коррекции, двигатели ориентации, узлы стыковки с полезной нагрузкой, поворотные крылья БС, складываемые в стартовом состоянии, закрепленные симметрично с двух противоположных сторон приборного отсека с помощью штанг к устройствам поворота, причем крылья БС выполнены в виде плоских панелей, скрепленных между собой.

2. Космическая платформа по п.1, отличающаяся тем, что СКК выполнена в виде пространственной сетчатой конструкции из композиционных материалов.

3. Космическая платформа по п.2, отличающаяся тем, что сетчатая конструкция, образованная посредством пересечения, спиралеобразных, продольных и кольцевых элементов.

4. Космическая платформа по п.1, отличающаяся тем, что СКК состоит из композитных или металлических обшивок с сотовым наполнителем между ними.

5. Космическая платформа по п.1, отличающаяся тем, что СКК выполнена из слоистого композиционного материала.

6. Космическая платформа по п.1, отличающаяся тем, что СКК выполнена из сплошного волокна и полимерного связующего.

7. Космическая платформа по п.1, отличающаяся тем, что внутри СКК со стороны приборного отсека размещены двигатели довыведения.

8. Космическая платформа по п.7, отличающаяся тем, что двигатели довыведения представляют собой электрические ракетные двигатели – плазменные или ионные.

9. Космическая платформа по п.8, отличающаяся тем, что двигатели довыведения в качестве рабочего тела используют газообразный ксенон.

10. Космическая платформа по п.7, отличающаяся тем, что двигатели довыведения смонтированы на приводе и способны изменять своё угловое положение.

11. Космическая платформа по п.1, отличающаяся тем, что двигатели коррекции расположены на панелях приборного отсека, поверхности которых обращены к крыльям БС, причем двигатели коррекции размещены под углом к поверхности приборного отсека на специальных кронштейнах на оси симметрии по обе стороны, относительно крыльев БС.

12. Космическая платформа по п.1, отличающаяся тем, что двигатели коррекции располагаются на модуле полезной нагрузки космического аппарата (КА), созданного на базе данной космической платформы.

13. Космическая платформа по п.1, отличающаяся тем, что двигатели коррекции попарно расположены под углом к поверхности приборного отсека на специальных кронштейнах по обе стороны приборного отсека на сторонах перпендикулярных крыльям БС.

14. Космическая платформа по любому из пп.11-13 отличающаяся тем, что двигатели коррекции смонтированы на приводе и способны изменять своё угловое положение.

15. Космическая платформа по п.1 отличающаяся тем, что двигатели коррекции представляют собой электрические ракетные двигатели – плазменные или ионные.

16. Космическая платформа по п.15, отличающаяся тем, что двигатели коррекции в качестве рабочего тела используют газообразный ксенон.

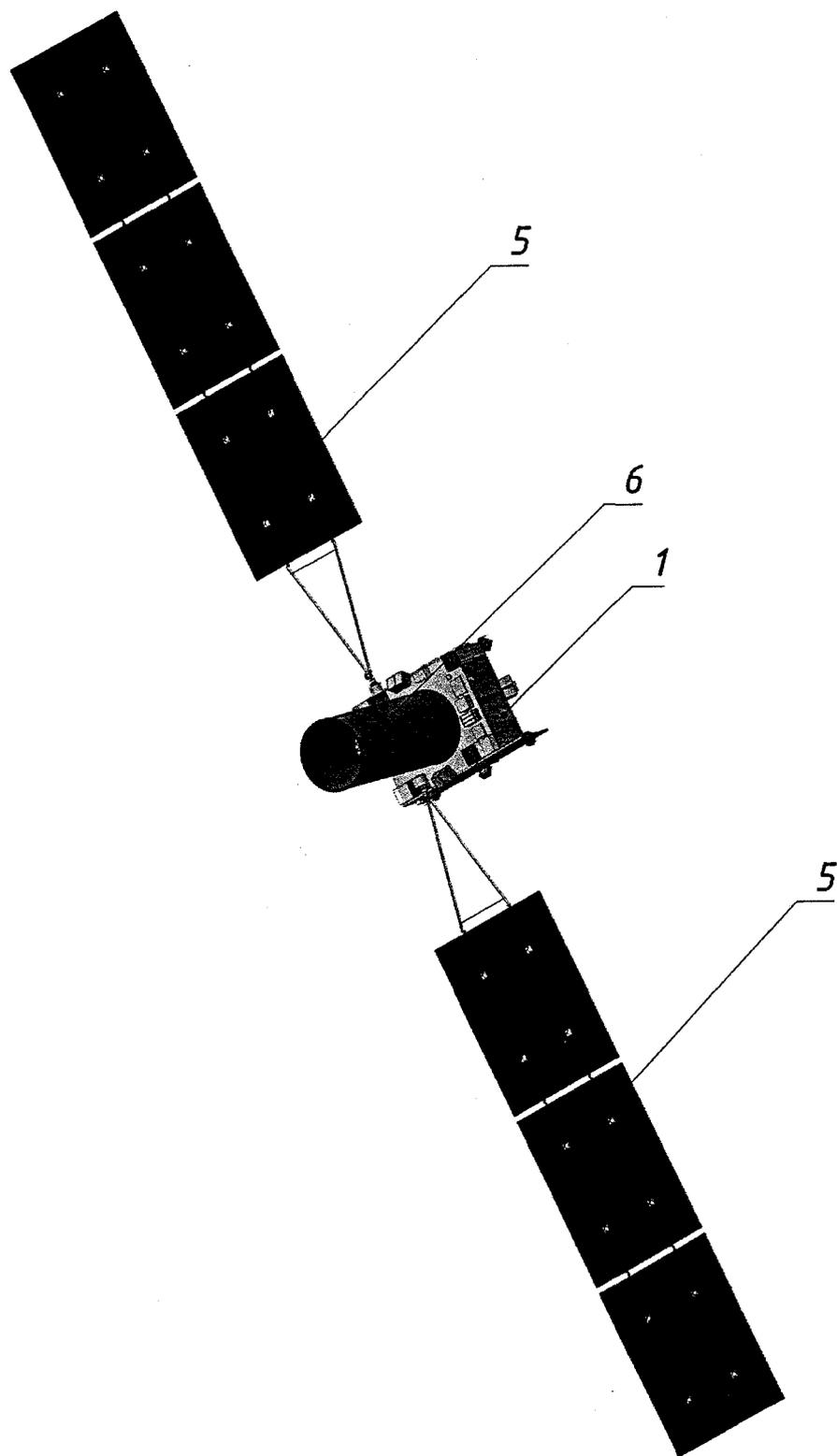
17. Космическая платформа по п.1, отличающаяся тем, что торец СКК противоположный торцу с приборным отсеком может использоваться для стыковки с попутным КА при групповом запуске.

18. Космическая платформа по п.1, отличающаяся тем, что панели-радиаторы выполнены прямоугольной формы и являются боковыми гранями приборного отсека.

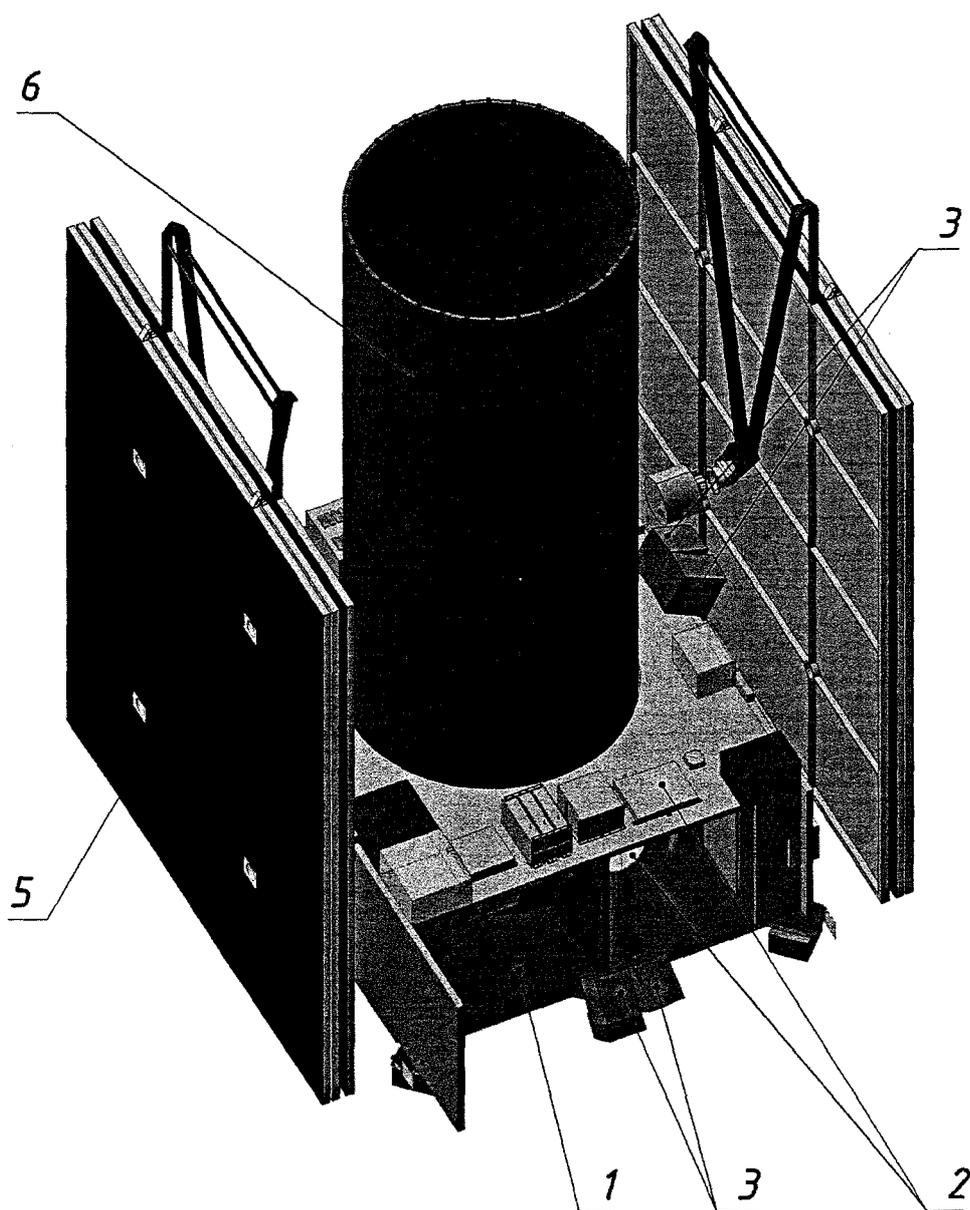
19. Космическая платформа по п.1, отличающаяся тем, что панели приборного отсека выполнены из композиционного материала.

20. Космическая платформа по п.1, отличающаяся тем, что на панели-основании приборного отсека, расположенной около торца СКК размещены восемь двигателей ориентации, установленных под углом к поверхности панели-основания приборного отсека на специальных кронштейнах по углам панели-основания и на периферии по осям симметрии.

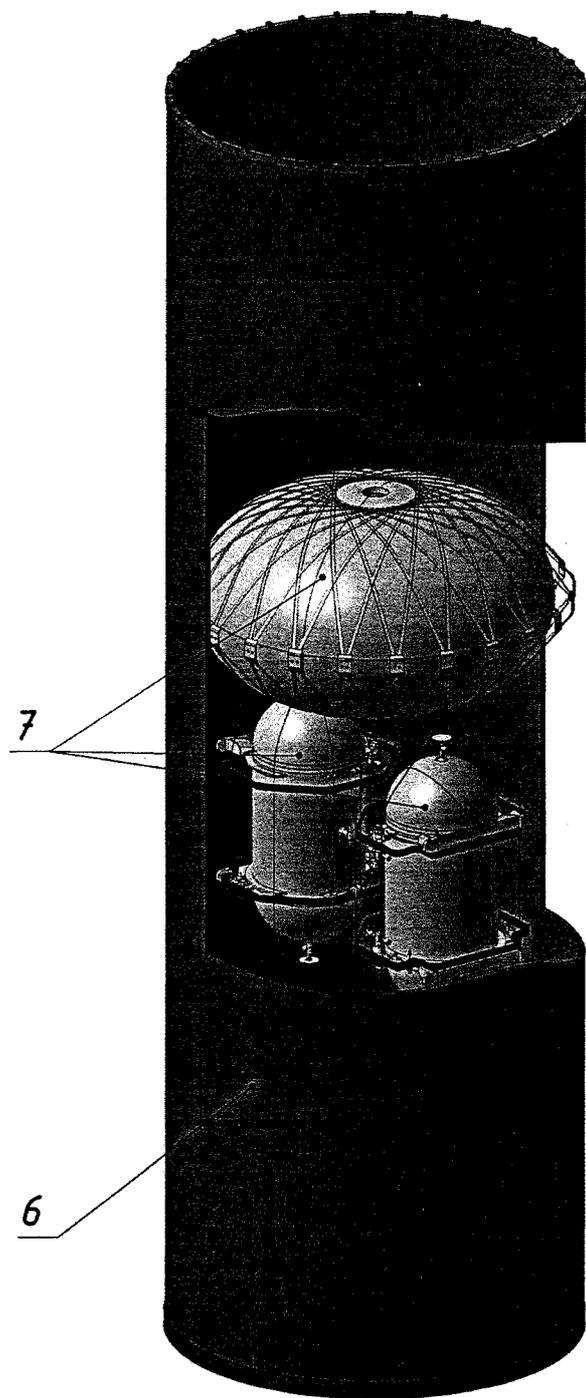
21. Космическая платформа по п.1, отличающаяся тем, что крылья БС выполнены в виде плоских панелей, скрепленных между собой, которые состоят из каркаса и фотоэлектрических преобразователей.



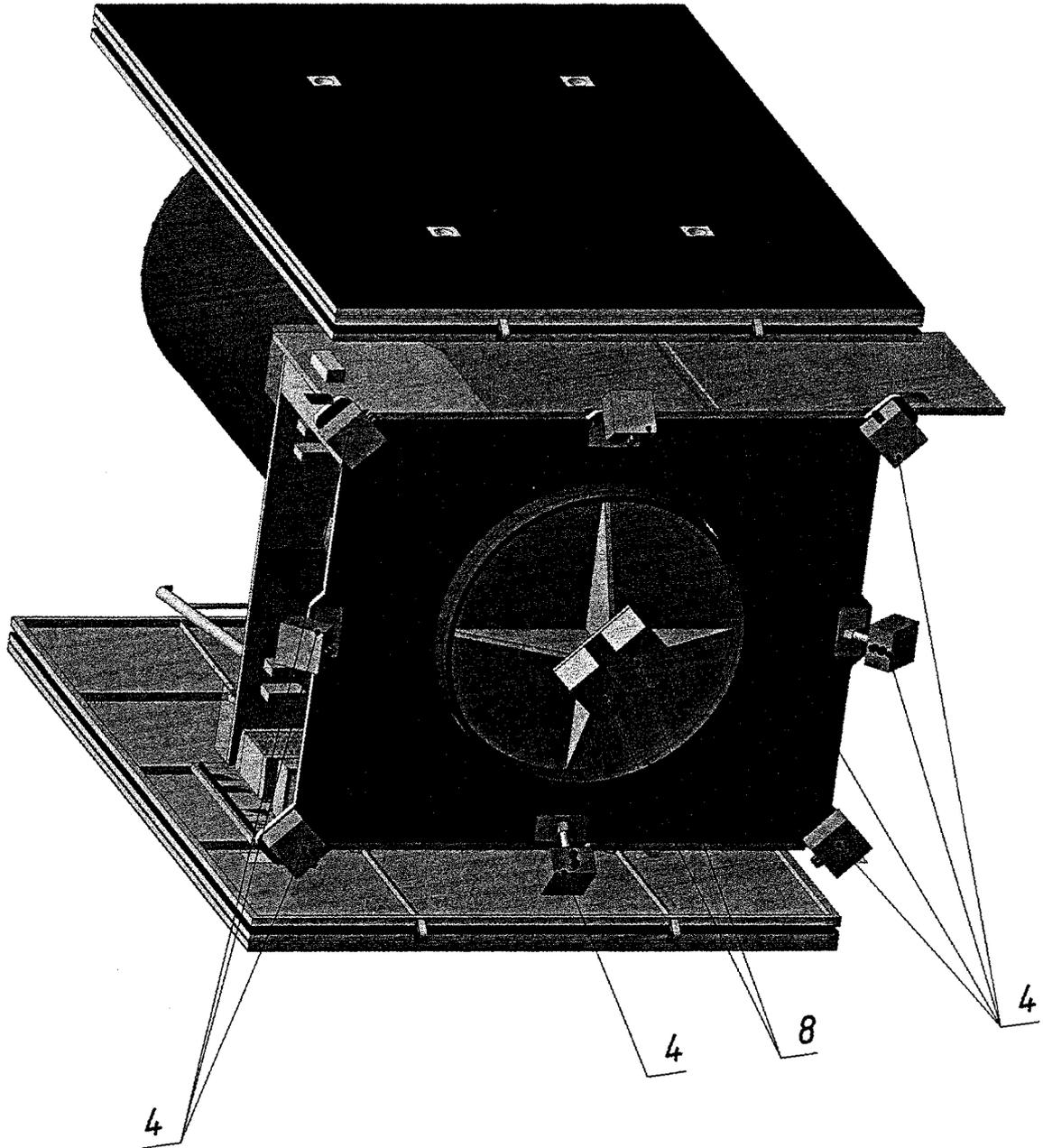
Фиг. 1



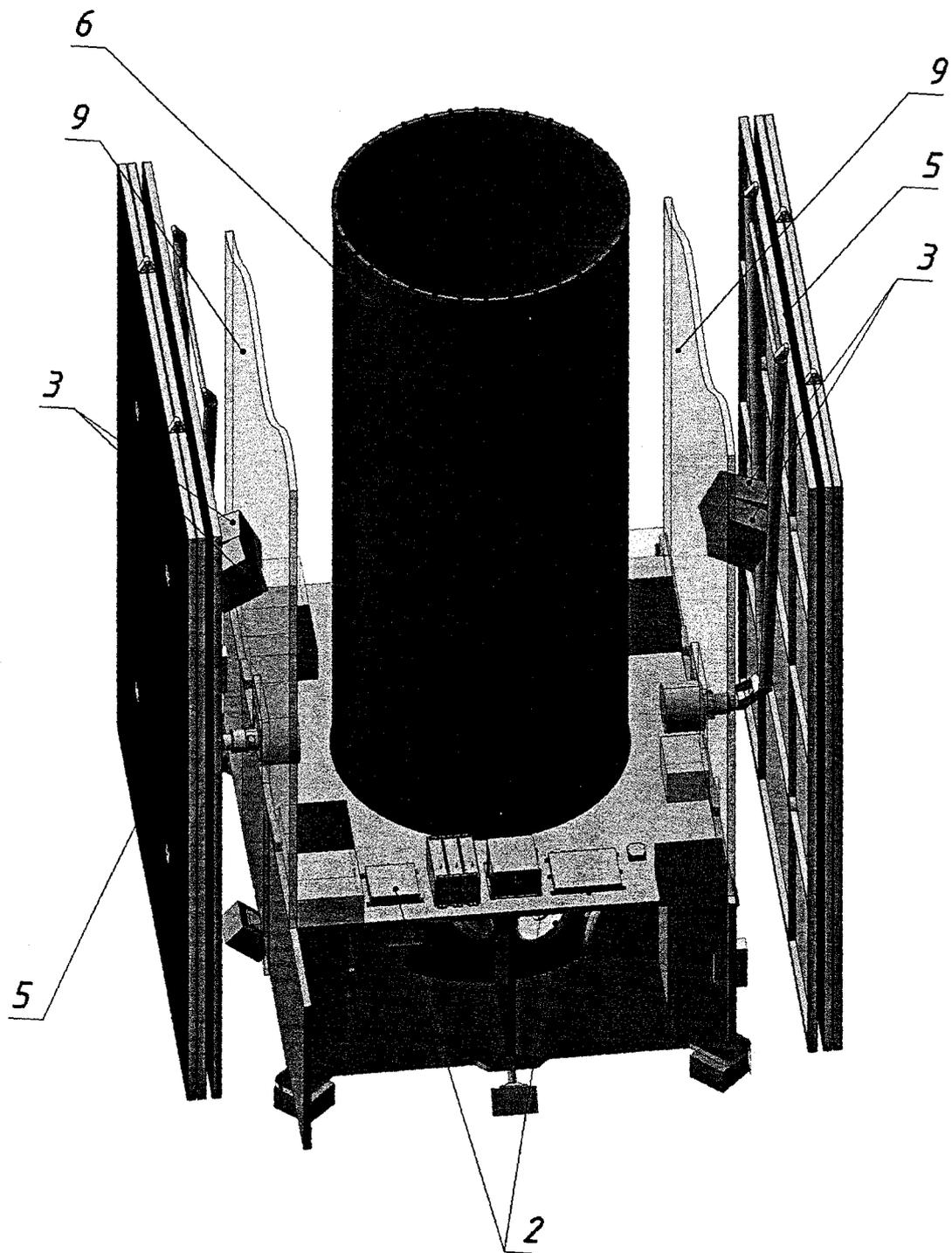
Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4



Фиг. 5

ЕВРАЗИЙСКОЕ ПАТЕНТНОЕ ВЕДОМСТВО

ОТЧЕТ О ПАТЕНТНОМ
ПОИСКЕ(статья 15(3) ЕАПК и правило 42
Патентной инструкции к ЕАПК)

Номер евразийской заявки:

201700198

Дата подачи: 31 марта 2017 (31.03.2017) | Дата испрашиваемого приоритета: 20 мая 2016 (20.05.2016)

Название изобретения: Космическая платформа

Заявитель: АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО "ИНФОРМАЦИОННЫЕ СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ" ИМЕНИ
АКАДЕМИКА М.Ф. РЕШЕТНЁВА Некоторые пункты формулы не подлежат поиску (см. раздел I дополнительного листа) Единство изобретения не соблюдено (см. раздел II дополнительного листа)А. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ: *B64G 1/22 (2006.01)*
B64G 1/10 (2006.01)

Согласно Международной патентной классификации (МПК) или национальной классификации и МПК

Б. ОБЛАСТЬ ПОИСКА:

Минимум просмотренной документации (система классификации и индексы МПК)

B64G 1/00, 1/10, 1/22, 1/24, 1/26, 1/36, 1/40, 1/42, 1/44, 1/50, 1/66, 3/00, H04B 7/185, H04N 7/18

Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в область поиска:

В. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ

Категория*	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №
Y	RU 2375267 C1 (ЗАКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО "ПОЛЁТ ИНТЕР" и др.) 10.12.2009, реферат, фиг. 3-7	1-21
Y	US 2014/0239125 A1 (THE BOEING COMPANY) 28.08.2014, параграфы [0030] - [0035], [0041] - [0050], фиг. 1-4, 9, 10, 14-16	1-21
Y	TR 201401619 A (TURKSAT UYDU HABERLESME KABLO TV VE ISLETME AS) 21.08.2015, реферат, фиг.	1-21
Y	RU 2392122 C1 (ОТКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО ЦЕНТРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ СПЕЦИАЛЬНОГО МАШИНО- СТРОЕНИЯ) 20.06.2010, реферат, формула, фиг. 1	2, 3
Y	RU 2003118799 A (ВОЕННЫЙ ИНЖЕНЕРНО-КОСМИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ИМ. А.Ф. МОЖАЙСКОГО) 20.12.2004, п. 1 формулы	8, 9, 15, 16

 последующие документы указаны в продолжении графы В данные о патентах-аналогах указаны в приложении

* Особые категории ссылочных документов:

"А" документ, определяющий общий уровень техники

"Е" более ранний документ, но опубликованный на дату
подачи евразийской заявки или после нее"О" документ, относящийся к устному раскрытию, экспони-
рованию и т.д."Р" документ, опубликованный до даты подачи евразийской
заявки, но после даты испрашиваемого приоритета

"D" документ, приведенный в евразийской заявке

"Т" более поздний документ, опубликованный после даты

приоритета и приведенный для понимания изобретения

"Х" документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету
поиска, порочащий новизну или изобретательский уровень,
взятый в отдельности"У" документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету
поиска, порочащий изобретательский уровень в сочетании с
другими документами той же категории

"&" документ, являющийся патентом-аналогом

"L" документ, приведенный в других целях

Дата действительного завершения патентного поиска: 05 октября 2017 (05.10.2017)

Наименование и адрес Международного поискового органа:

Федеральный институт

промышленной собственности

РФ, 125993, Москва, Г-59, ГСП-3, Бережковская наб.,

д. 30-1. Факс: (499) 243-3337, телетайп: 114818 ПОДАЧА

Уполномоченное лицо :

Ю. Жилина

Телефон № (499) 240-25-91

ОТЧЕТ О ПАТЕНТНОМ ПОИСКЕ

Номер евразийской заявки:
201700198

ДОКУМЕНТ		
Категория*	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №
У	RU 2004102947 А (ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ "ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ ЦЕНТР ИМ. М.В. ХРУНИЧЕВА) 10.07.2005, формула	10, 14
У	RU 2112716 С1 (АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО ОТКРЫТОГО ТИПА "РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ КОРПОРАЦИЯ "ЭНЕРГИЯ" ИМ. С.П. КОРОЛЕВА") 10.06.1998, с. 8, правая кол., фиг. 2, 3	20