



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(19) **RU** (11) **2 410 294** (13) **C2**

(51) МПК
B64G 1/10 (2006.01)

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2008152834/11, 30.12.2008

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
30.12.2008

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 30.12.2008

(43) Дата публикации заявки: 10.07.2010 Бюл. № 19

(45) Опубликовано: 27.01.2011 Бюл. № 3

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: RU 2247683 C1, 10.03.2005. US 6568638 B1,
27.05.2003. RU 2329922 C2, 27.07.2008. US
6220548 B1, 24.04.2001.

Адрес для переписки:

644076, г.Омск-76, ул. 75 Гвардейской
бригады, 1Б, кв.134, В.Н. Подзорову

(72) Автор(ы):

Абушенко Сергей Николаевич (RU),
Лопатенто Леонид Евгеньевич (RU),
Подзоров Валерий Николаевич (RU),
Сеченов Юрий Николаевич (RU),
Стасенко Станислав Андреевич (RU),
Шевченко Владимир Григорьевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Абушенко Сергей Николаевич (RU),
Лопатенто Леонид Евгеньевич (RU),
Подзоров Валерий Николаевич (RU),
Сеченов Юрий Николаевич (RU),
Стасенко Станислав Андреевич (RU),
Шевченко Владимир Григорьевич (RU)

(54) КОСМИЧЕСКАЯ ПЛАТФОРМА

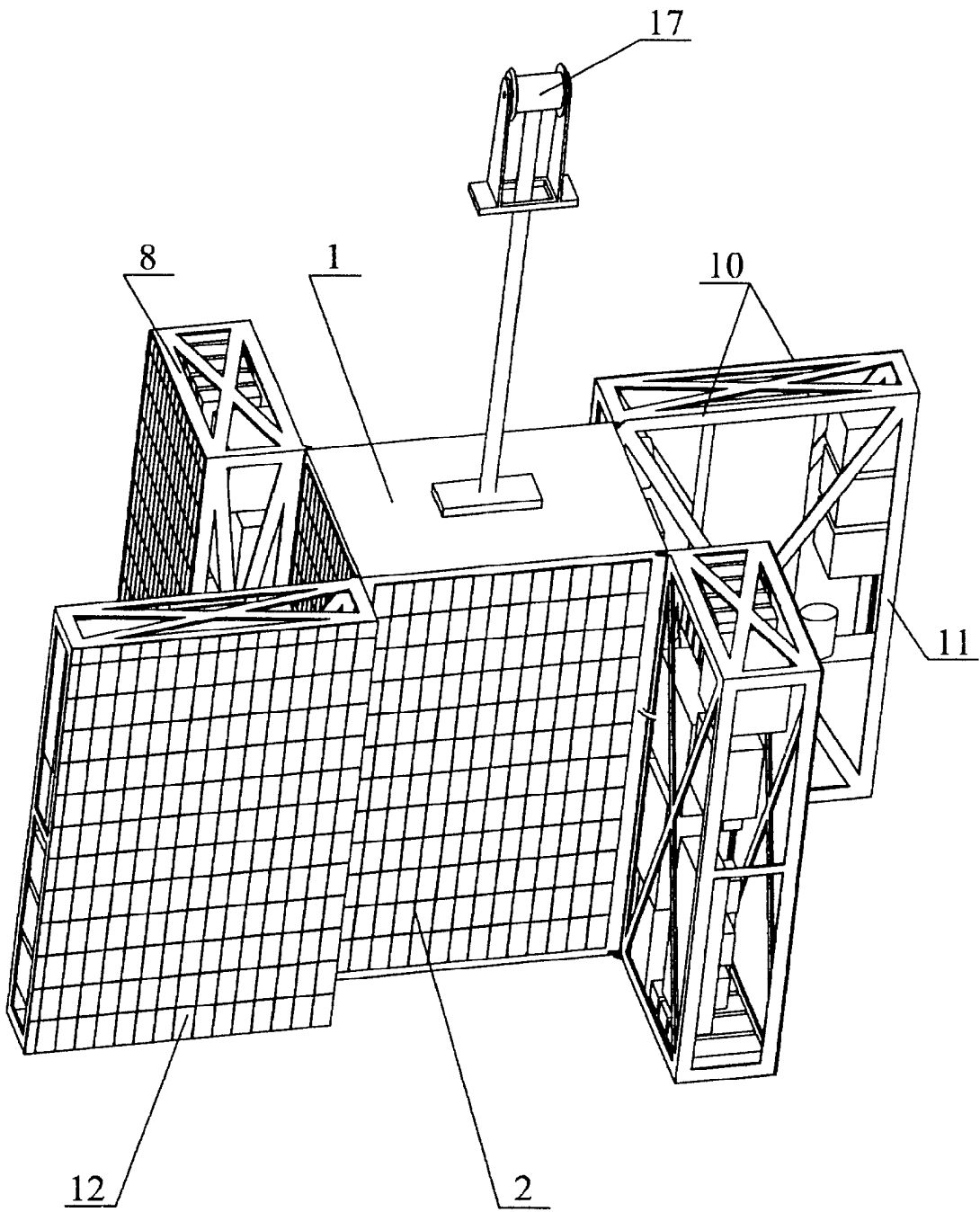
(57) Реферат:

Изобретение относится к космической технике, а именно к космическим платформам. Космическая платформа содержит несущий корпус, снабженный откидными модулями, связанными с несущим корпусом разъемными шарнирными узлами, поворотными солнечными батареями, установленными на несущем корпусе с помощью электроприводов, приборами служебных систем, размещенными внутри несущего корпуса, элементы крепления полезной нагрузки и узлы соединения несущего

корпуса с системой отделения. Откидные модули снабжены механизмами поворота и узлами фиксации откидных модулей к несущему корпусу. Внутри откидных модулей размещены элементы крепления полезной нагрузки. На откидных модулях установлены дополнительные солнечные батареи. Достигается расширение функциональных возможностей и улучшение эксплуатационных характеристик космической платформы. 1 з.п. ф-лы, 6 ил.

RU 2 4 1 0 2 9 4 C 2

RU 2 4 1 0 2 9 4 C 2



Фиг. 5



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2008152834/11, 30.12.2008**

(24) Effective date for property rights:
30.12.2008

Priority:

(22) Date of filing: **30.12.2008**

(43) Application published: **10.07.2010** Bull. 19

(45) Date of publication: **27.01.2011** Bull. 3

Mail address:

**644076, g.Omsk-76, ul. 75 Gvardejskoj brigady,
1B, kv.134, V.N. Podzorovu**

(72) Inventor(s):

**Abushenko Sergej Nikolaevich (RU),
Lopatento Leonid Evgen'evich (RU),
Podzorov Valerij Nikolaevich (RU),
Sechenov Jurij Nikolaevich (RU),
Stasenko Stanislav Andreevich (RU),
Shevchenko Vladimir Grigor'evich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Abushenko Sergej Nikolaevich (RU),
Lopatento Leonid Evgen'evich (RU),
Podzorov Valerij Nikolaevich (RU),
Sechenov Jurij Nikolaevich (RU),
Stasenko Stanislav Andreevich (RU),
Shevchenko Vladimir Grigor'evich (RU)**

(54) SPACE PLATFORM

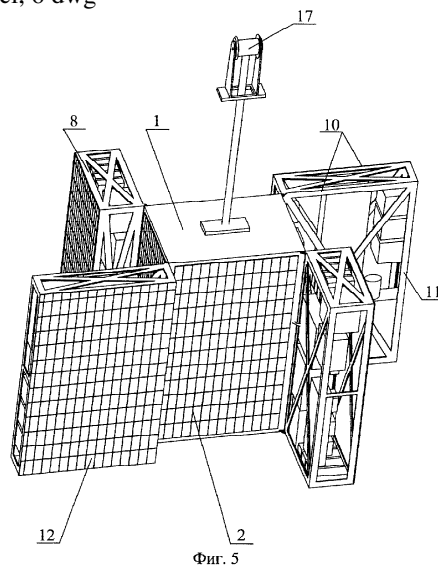
(57) Abstract:

FIELD: machine building.

SUBSTANCE: space platform consists of bearing case equipped with folding modules connected with bearing case by detachable hinged units, with rotating solar batteries mounted on bearing case by means of electric drives, with instruments of service systems positioned inside bearing case; further, space platform consists of elements for fastening payload and of units connecting bearing case with system of detachment. The folding modules are equipped with swinging mechanisms and units of attachment of the folding modules to the bearing case. Inside the folding modules there are arranged elements for payload fixing. Additional solar batteries are mounted on the folding modules.

EFFECT: expanded functionality and improved operational characteristics of space battery.

2 cl, 6 dwg



RU 2 4 1 0 2 9 4 C 2

RU 2 4 1 0 2 9 4 C 2

Изобретение относится к изделиям космической техники, а более конкретно к космическим платформам, и может быть использовано при создании космических аппаратов различного назначения.

5 Развитие космической техники на современном этапе характеризуется созданием космических аппаратов различного назначения на базе унифицированных космических платформ, что позволяет снизить стоимость разработки и изготовления космических аппаратов и уменьшить сроки их создания.

10 Космическая платформа представляет собой несущую конструкцию, снабженную служебными системами и оборудованную устройствами для размещения на ней полезной нагрузки различного целевого назначения. Служебными системами являются системы, общие для космических аппаратов различного назначения, а именно: система электроснабжения, система ориентации и стабилизации, бортовой комплекс управления, двигательная установка и т.д. Полезной нагрузкой являются 15 приборы и устройства, обеспечивающие решение целевых задач конкретного космического аппарата, а именно: оптическое, радиолокационное, телекоммуникационное оборудование и т.д. Под несущей способностью космической платформы понимаются масса и объем полезной нагрузки, которая может быть 20 установлена на космическую платформу. На практике несущая способность современных космических платформ достигает сто и более процентов, т.е. масса и объем космической платформы примерно равны массе и объему размещаемой на космической платформе полезной нагрузки.

25 Известна космическая платформа бескорпусной конструкции, содержащая плоскую (несущую) панель, с одной стороны которой установлены отдельные модули служебных систем, в том числе приборный модуль, модуль системы электроснабжения и модуль двигательной установки, а с другой стороны размещены элементы крепления модуля целевой полезной нагрузки и отдельных приборов целевого 30 назначения (см., например, «Новости космонавтики» №4, апрель 2007 г., стр.38).

Недостатками данной космической платформы являются:

35 - сложность закрепления и демпфирования космической платформы и космического аппарата, создаваемого на ее базе, при наземной эксплуатации (перевозка в транспортировочном контейнере, установка на технологические подставки, кантователи, такелажные операции) и в полете в составе ракеты-носителя (увеличенная масса конструкции адаптера - переходного устройства между космической платформой и ракетой-носителем), связанная с необходимостью размещения опорных и такелажных элементов исключительно на плоской (несущей) 40 панели, с обеих сторон которой установлены отдельные модули;

- затрудненный доступ обслуживающего персонала к модулям служебных систем при наземной подготовке, обусловленный установкой космической платформы плоской (несущей) панелью на опорные стойки агрегатов наземного оборудования.

45 Известна также космическая платформа, содержащая несущий корпус, выполненный в форме параллелепипеда, с установленными на нем солнечными батареями, приборами служебных систем, размещенными внутри несущего корпуса, штангой гравитационного устройства, размещенной вне несущего корпуса, элементы крепления полезной нагрузки, узлы соединения несущего корпуса с системой 50 отделения (см., например, «Новости космонавтики» №7, июль 2005 г., стр.48). Размещение полезной нагрузки предусмотрено снаружи несущего корпуса на его гранях.

При этом недостатками данной космической платформы являются:

- затрудненный доступ к приборам служебных систем, установленных внутри несущего корпуса космической платформы, при необходимости проведения их обслуживания, ремонта или замены, что объясняется установкой снаружи несущего корпуса на его гранях приборов и устройств полезной нагрузки и высокой

трудоемкостью их демонтажа и повторной установки;

- возможность механических повреждений полезной нагрузки при наземной подготовке космической платформы на космодроме, что также объясняется установкой снаружи несущего корпуса на его гранях отдельных (незащищенных)

приборов и устройств полезной нагрузки;

- взаимовлияние электромагнитных полей, создаваемых приборами служебных систем и приборами полезной нагрузки из-за их плотной компоновки на несущем корпусе, приводящее к нештатному функционированию бортовых систем, искажению полученных результатов функционирования полезной нагрузки, сокращению срока службы отдельных приборов.

Кроме того, однозначный приборный состав служебных систем космической платформы, определяющий технические характеристики служебных систем (мощность системы электроснабжения, точностные параметры системы ориентации и стабилизации, наличие двигательной установки, быстродействие бортового комплекса управления, объем передаваемой информации), а также предельные массогабаритные характеристики космической платформы существенно ограничивают ее возможности в плане модернизации или новой разработки космических аппаратов, создаваемых на базе данной космической платформы.

На практике это означает, например, что силовая конструкция космической платформы позволяет установить внутри несущего корпуса требуемую совокупность приборов служебных систем большей массы, в то время как внутренний объем несущего корпуса не позволяет разместить в нем данные приборы. В результате чего приходится вновь разрабатывать космическую платформу с увеличенными массогабаритными характеристиками.

Задачей (целью) предлагаемого изобретения является расширение функциональных возможностей (создание на базе космической платформы космических аппаратов широкого диапазона массогабаритных характеристик, увеличение срока функционирования космической платформы на орбите) и улучшение эксплуатационных характеристик (повышение ремонтоспособности, снижение вероятности механических повреждений, уменьшение взаимовлияния электромагнитных полей приборов) космической платформы.

Поставленная цель в предлагаемом устройстве достигается тем, что несущий корпус снабжается откидными модулями, шарнирно связанными с ним и имеющими механизмы их поворота, при этом откидные модули выполняются в виде рам, а шарниры крепления откидных модулей к несущему корпусу выполняются разъемными. Элементы крепления полезной нагрузки устанавливаются внутри рам на их ребрах. На рамах откидных модулей устанавливаются дополнительные панели солнечных батарей и элементы крепления резервных приборов служебных систем. Механизмы поворота откидных модулей снабжаются электрическими приводами. Несущий корпус связывается с откидными модулями посредством гибких теплопроводов.

Предлагаемое устройство поясняется на фиг.1-6.

На фиг.1 показан общий вид космической платформы в нерабочем (транспортном) положении.

На фиг.2 представлен общий вид космической платформы в рабочем (орбитальном) положении.

На фиг.3 изображен вид А согласно фиг.1.

На фиг.4 показан вид Б согласно фиг.2.

На фиг.5 представлена объемная модель космической платформы в рабочем (орбитальном) положении.

На фиг.6 изображен выносной элемент I согласно фиг.4.

Предлагаемое устройство (космическая платформа) содержит несущий корпус 1

(фиг.2), выполненный в форме параллелепипеда, с установленными на нем солнечными батареями 2, приборами служебных систем 3 (фиг.3), размещенными внутри несущего корпуса 1, элементами крепления 4 (фиг.2) полезной нагрузки 5, узлы соединения 6 (фиг.1) несущего корпуса 1 с системой отделения (условно не показана).

На несущем корпусе 1 посредством шарниров 7 (фиг.3, 6) установлены откидные

модули 8. Шарниры 7 выполнены разъемными. Откидные модули 8 снабжены механизмами поворота 9 (фиг.4, 6) и выполнены в виде рам 10 (фиг.5). Элементы крепления 4 полезной нагрузки 5 установлены внутри рам 10 на их ребрах 11 (фиг.5).

На рамах 10 откидных модулей 8 установлены дополнительные солнечные батареи 12

(фиг.2, 3) и элементы крепления 13 (фиг.2) резервных приборов служебных систем 14.

Механизмы поворота 9 откидных модулей 8 имеют электрический привод. Несущий корпус 1 и откидные модули 8 связаны между собой посредством гибких теплопроводов 15 (фиг.4, 6).

Сборка космической платформы на заводе-изготовителе проводится при вертикальном положении несущего корпуса 1.

Внутри несущего корпуса 1 устанавливаются приборы служебных систем 3. С внешней стороны несущего корпуса 1 монтируются солнечные батареи 2 и узлы соединения 6 несущего корпуса 1 с системой отделения (условно не показана).

Установка на несущий корпус 1 откидных модулей 8 проводится (в зависимости от габаритных размеров космической платформы и транспортных ограничений) на заводе-изготовителе либо на техническом комплексе.

Откидные модули 8 крепятся на несущем корпусе 1 с помощью разъемных шарниров 7 и фиксируются к несущему корпусу 1 в нерабочем (транспортном) положении посредством, например, пирозамков 16 (фиг.1).

Элементы крепления 4 полезной нагрузки 5 устанавливаются внутри рам 10 на их ребрах 11. На рамах 10 откидных модулей 8 устанавливаются дополнительные солнечные батареи 12 и элементы крепления 13 резервных приборов служебных систем 14. Механизмы поворота 9 откидных модулей 8 снабжаются электрическим приводом. Несущий корпус 1 связывается с откидными модулями 8 посредством гибких теплопроводов 15.

После выведения на орбиту функционирования космического аппарата, созданного на базе предлагаемой космической платформы, производится ориентация космической платформы в пространстве и перевод откидных модулей 8 в рабочее (орбитальное) положение (фиг.4).

Ориентация обеспечивается, например, путем выдвижения штанги гравитационного устройства 17 (фиг.2, 5).

Перевод откидных модулей 8 в рабочее (орбитальное) положение проводится в следующей последовательности:

- при срабатывании пирозамков 16 нарушается удерживающая связь между откидными модулями 8 и несущим корпусом 1;

- с помощью механизмов поворота 9, имеющих электропривод, откидные модули 8 на шарнирах 7 поворачиваются в требуемое положение.

5 Следует отметить, что электрическая связь между несущим корпусом 1 и откидными модулями 8 обеспечивается за счет применения гибких электрических кабелей (условно не показаны), длина которых позволяет исключить натяжение и возможный обрыв данных кабелей при переводе откидных модулей 8 из нерабочего (транспортного) положения в рабочее (орбитальное) положение.

10 Затем проводится подготовка полезной нагрузки 5, установленной внутри откидных модулей 8 на рамах 10, к штатному функционированию.

Для компенсации возможных дополнительных возмущений от сил аэродинамического и светового воздействия используется установленный на несущем корпусе 1 маховик (условно не показан), кинетический момент которого перпендикулярен к продольной оси штанги гравитационного устройства 17. Данный маховик совместно со штангой гравитационного устройства 17 обеспечивает 15 требуемую орбитальную ориентацию космической платформы.

При наличии вспышек на Солнце, либо недопустимом тепловом воздействии все или отдельные откидные модули 8 при помощи электроприводов механизмов поворота 9 переводятся в нерабочее положение (фиг.3). При прекращении действия 20 данных факторов откидные модули 8 вновь переводятся в рабочее положение.

Тепловой режим откидных модулей 8 регулируется посредством гибких теплопроводов 15, связывающих их с несущим корпусом 1 и обеспечивающих сброс избытка тепловой энергии с откидных модулей 8 на несущий корпус 1 либо перекачку 25 тепловой энергии с несущего корпуса 1 на откидные модули 8 при «замерзании» последних. Таким образом, система «откидные модули 8 - несущий корпус 1», имеющая связующие элементы в виде гибких теплопроводов 15, является, фактически, тепловым регулятором, работающим при любых (угловых) положениях откидных 30 модулей 8 относительно несущего корпуса 1 и способствующим стабилизации действующих температур в заданном рабочем диапазоне.

Следует отметить, что перевод откидных модулей 8 в рабочее положение путем их разворота относительно несущего корпуса 1 увеличивает габаритные размеры космической платформы в поперечном направлении, что приводит к возрастанию 35 собственного момента инерции космической платформы относительно ее продольной оси. Это повышает устойчивость космической платформы при ее нахождении на орбите в условиях воздействия на космическую платформу гравитационного поля Земли.

40 При необходимости проведения коррекции орбиты с целью уменьшения потребного управляющего воздействия возможен перевод откидных модулей 8 (всех или отдельных) в нерабочее положение. Снабжение механизмов поворота 9 откидных модулей 8 электроприводами позволяет обеспечивать перемещение (разворот) каждого откидного модуля 8 как в прямом, так и в противоположном направлениях.

45 Разворот откидных модулей 8 относительно несущего корпуса 1 и установка их в рабочее положение приводит к увеличению на орбите функционирования инерционных характеристик космического аппарата, создаваемого на базе предлагаемой космической платформы, относительно его осей стабилизации, что, в свою очередь, приведет к уменьшению угловых скоростей вращения космического 50 аппарата.

Периодический разворот (в прямом или противоположном направлениях на заданный угол) откидных модулей 8 позволяет изменять (варьировать) инерционные

характеристики и параметры движения космического аппарата на орбите в случае применения системы стабилизации и ориентации космического аппарата с задействованием штанги гравитационного устройства 17.

Размещение приборов полезной нагрузки 5 в откидных модулях 8 позволяет:

- уменьшить трудоемкость установки полезной нагрузки 5 на космическую платформу;
- выполнять, при необходимости, установку полезной нагрузки 5 на космическую платформу в условиях технического комплекса космодрома, а не завода-изготовителя;
- уменьшить габариты космической платформы при транспортировке ее на космодром с завода-изготовителя;
- уменьшить габариты космического аппарата, создаваемого на базе предлагаемой космической платформы (путем его размещения в нерабочем (транспортном); положении в зоне полезного груза подобтекательного пространства ракеты-носителя);
- повысить ремонтоспособность космического аппарата (путем оперативной замены одного (неработоспособного) откидного модуля 8 на другой (работоспособный));
- исключить необходимость демонтажа приборов и устройств полезной нагрузки 5 с целью обеспечения доступа к приборам служебных систем 3, установленных внутри несущего корпуса 1 космической платформы, при необходимости проведения их обслуживания, ремонта или замены.

Кроме того, размещение приборов полезной нагрузки 5 специализированного назначения (например, оптика, радиолокация, радиосредства и т.д.) в различных откидных модулях 8 позволяет обеспечивать поставку полезной нагрузки 5 специализированного назначения на сборочный завод (или на технический комплекс космодрома) непосредственно от изготовителя данной нагрузки с ее размещением (в состоянии поставки) в отдельном откидном модуле 8.

Размещение в откидных модулях 8 дополнительных солнечных батарей 12 и элементов крепления 13 резервных приборов служебных систем 14 позволяет увеличить мощность бортовых систем, повысить степень их резервирования и продлить расчетный срок функционирования космической платформы и космического аппарата, созданного на ее основе.

Взаимное разнесение мест установки полезной нагрузки 5 и приборов служебных систем 3, 14 (за счет их размещения в различных (отдельных) откидных модулях 8 и разворота откидных модулей 8 относительно несущего корпуса 1 на расстояние, требуемое для их нормального функционирования) обеспечивает снижение взаимовлияния электромагнитных полей, создаваемых приборами служебных систем 3, 14 и полезной нагрузкой 5. При этом уменьшается вероятность нештатной работы бортовых систем, повышается достоверность полученных результатов функционирования полезной нагрузки 5, увеличивается срок службы отдельных приборов.

Выполнение откидных модулей 8 рамной конструкции уменьшает вероятность механических повреждений полезной нагрузки 5 при наземной подготовке космической платформы на космодроме, что обеспечивается размещением полезной нагрузки 5 внутри рамы 10 (рама 10 фактически является ограждающей (защитной) конструкцией).

Таким образом, предлагаемое устройство имеет существенные отличия и позволяет расширить функциональные возможности и улучшить эксплуатационные характеристики известных космических платформ.

Формула изобретения

5 1. Космическая платформа, содержащая несущий корпус, выполненный в форме параллелепипеда, снабженный откидными модулями, связанными с несущим корпусом разъемными шарнирными узлами, поворотными солнечными батареями, установленными на несущем корпусе с помощью электроприводов, приборами служебных систем, размещенными внутри несущего корпуса, элементы крепления полезной нагрузки и узлы соединения несущего корпуса с системой отделения, 10 отличающаяся тем, что откидные модули снабжены механизмами поворота и узлами фиксации откидных модулей к несущему корпусу, при этом внутри откидных модулей размещены элементы крепления полезной нагрузки, а на откидных модулях установлены дополнительные солнечные батареи.

15 2. Космическая платформа по п.1, отличающаяся тем, что механизмы поворота откидных модулей снабжены реверсивными электроприводами, а узлы фиксации откидных модулей выполнены, например, в виде пирозамков.

20

25

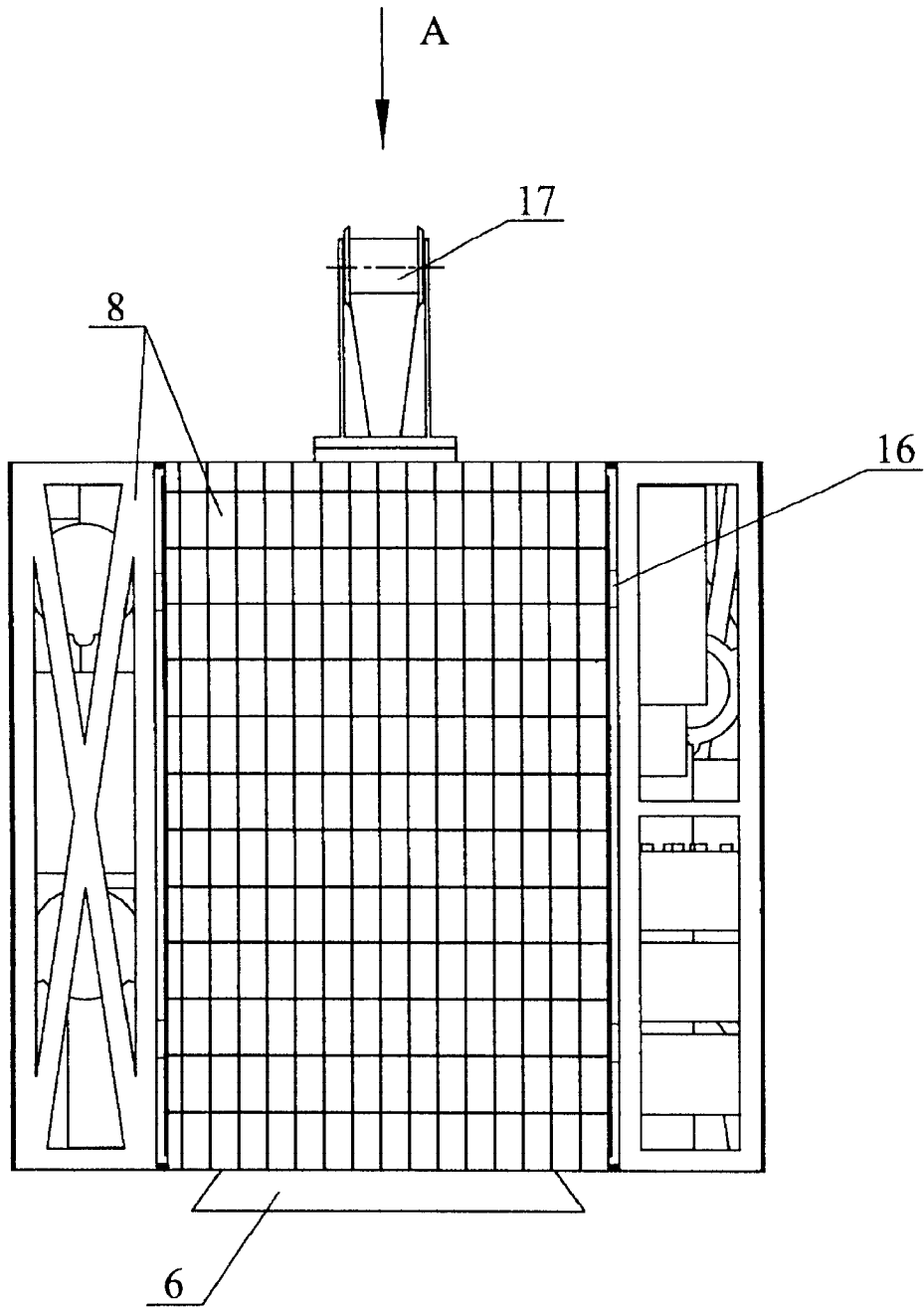
30

35

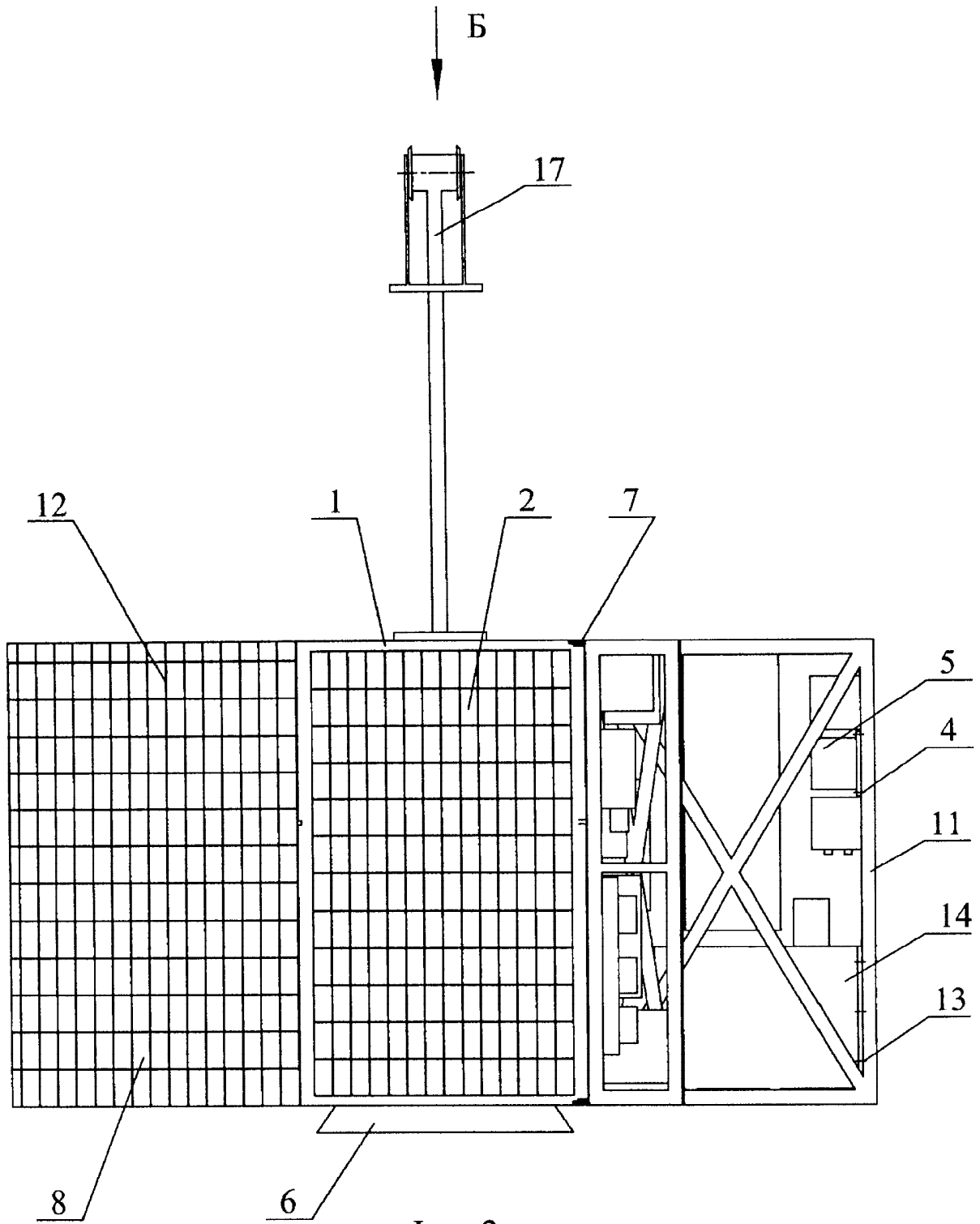
40

45

50

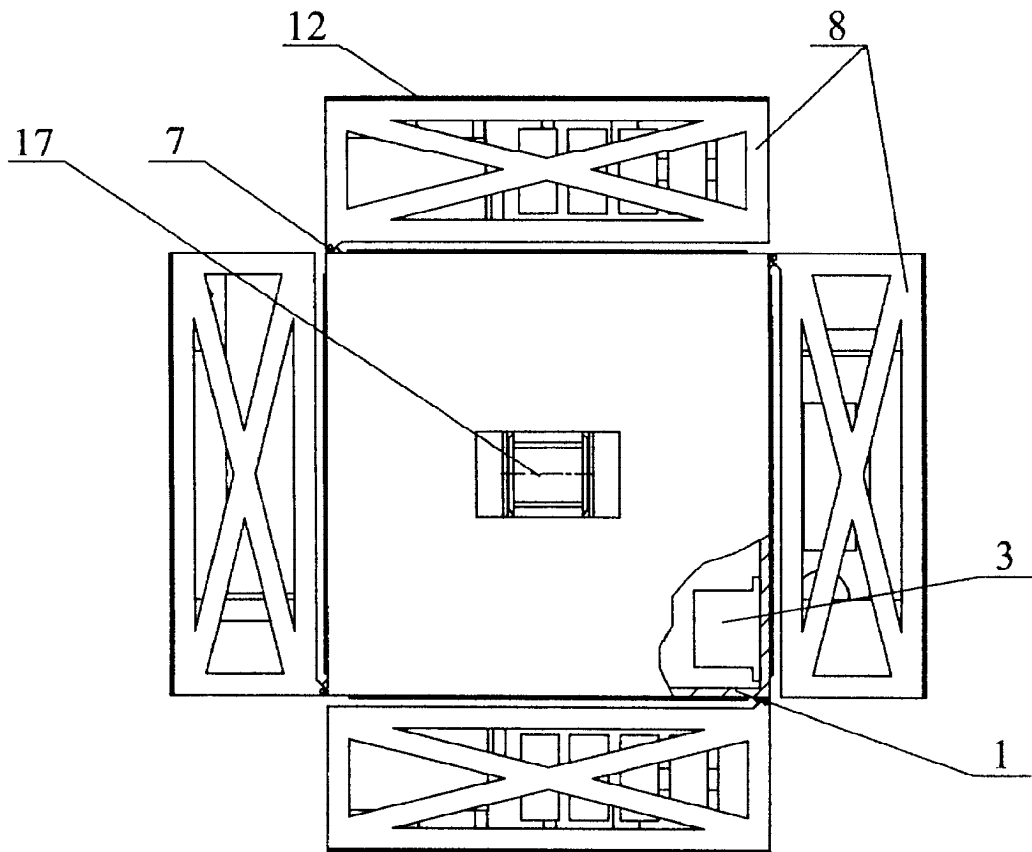


Фиг. 1



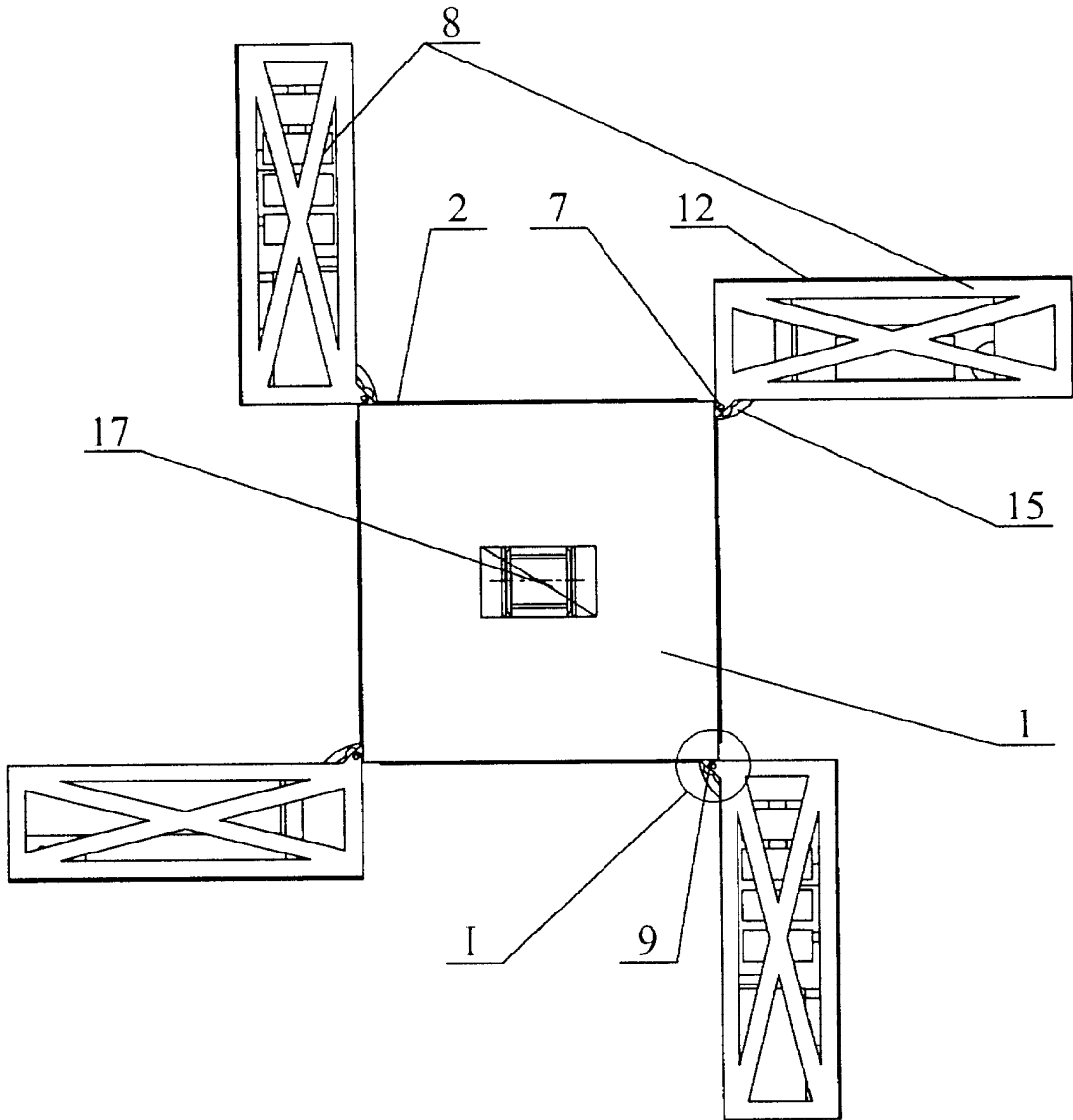
Фиг. 2

Вид А

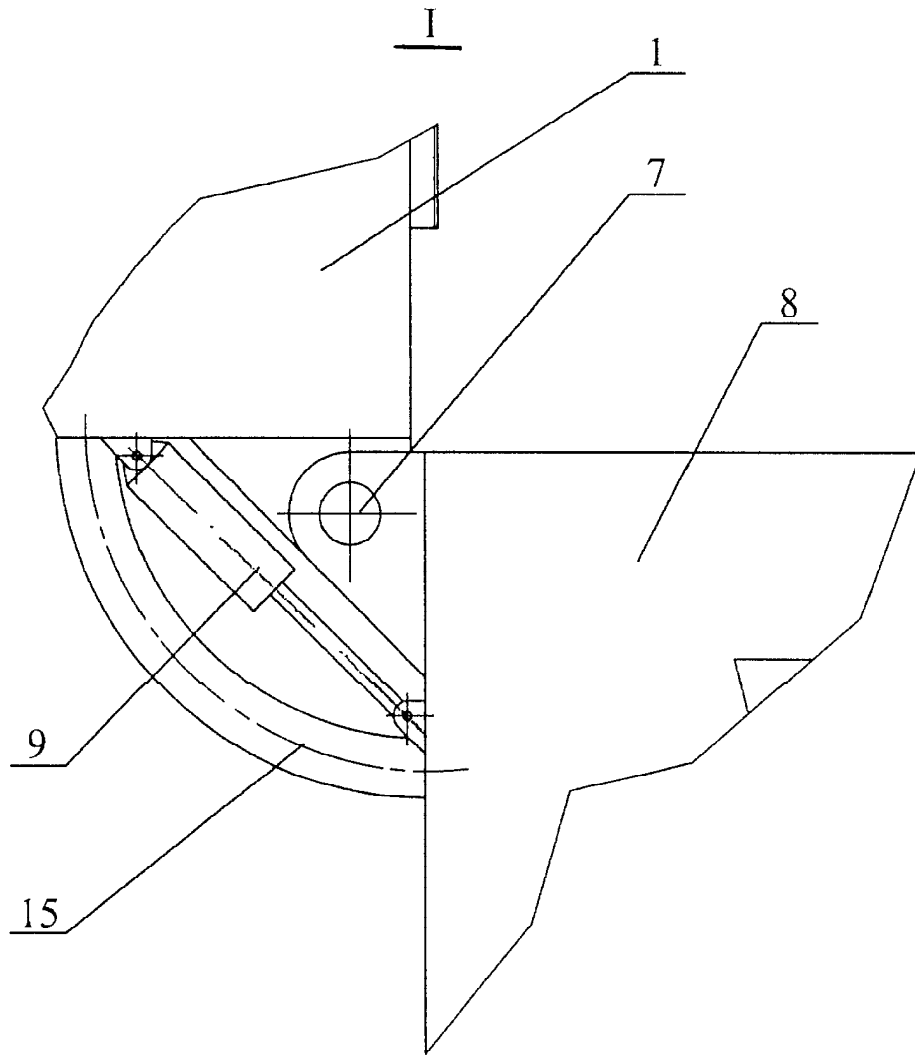


Фиг. 3

Вид Б



Фиг. 4



Фиг. 6