



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ**(21)(22) Заявка: **2010143398/11, 25.10.2010**(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
**25.10.2010**

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **25.10.2010**(45) Опубликовано: **20.02.2012** Бюл. № 5(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2276046 C2, 10.05.2006. RU 2155146 C2, 27.08.2000. RU 2268208 C2, 20.01.2006. JP 61-38079 B, 27.08.1986. US 5372071 A, 13.12.1994. SU 630535 A1, 30.10.1978.**

Адрес для переписки:

**117997, Москва, ул. Профсоюзная, 84/32,  
ИКИ РАН, патентный отдел, В.И. Костенко**

(72) Автор(ы):

**Костенко Валерий Иванович (RU),  
Майорова Вера Ивановна (RU),  
Игнатъев Николай Николаевич (RU),  
Безукладов Владимир Иванович (RU),  
Шутов Виктор Станиславович (RU)**

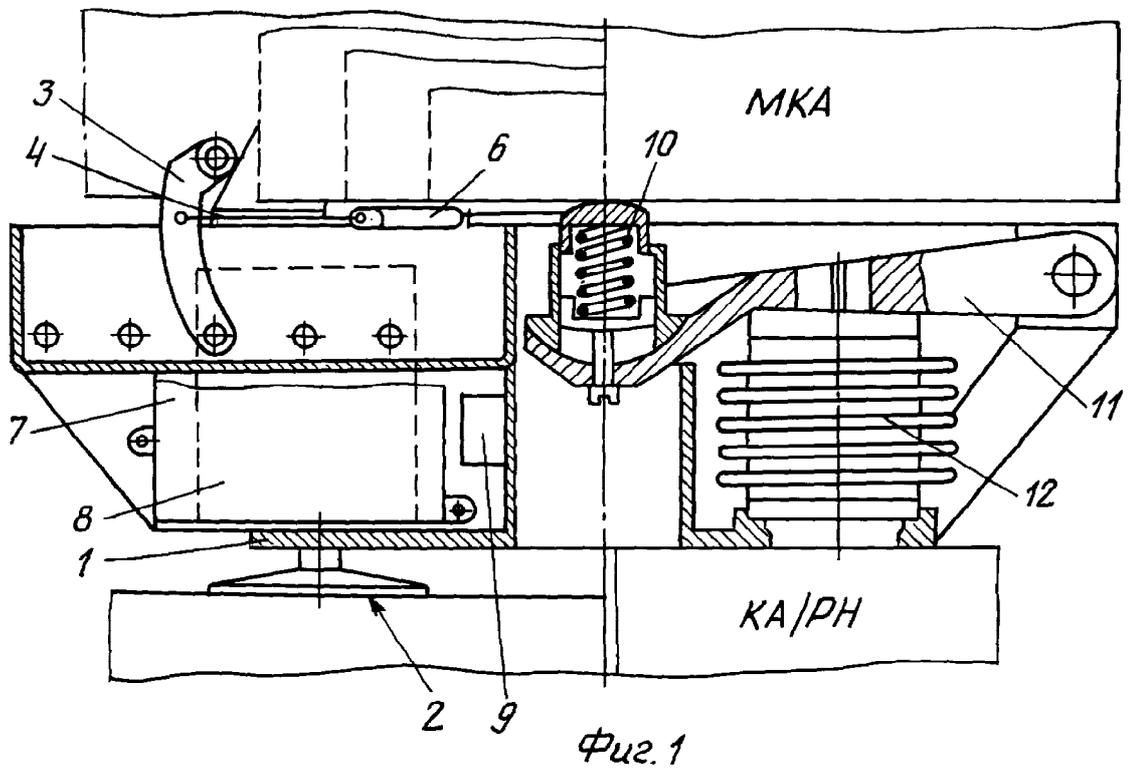
(73) Патентообладатель(и):

**Учреждение Российской академии наук  
Институт космических исследований РАН  
(ИКИ РАН) (RU),  
Государственное образовательное  
учреждение высшего профессионального  
образования "Московский государственный  
технический университет имени Н.Э.  
Баумана" (МГТУ им. Н.Э. Баумана) (RU)****(54) АДАПТЕР ДЛЯ СОЕДИНЕНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СО  
СРЕДСТВОМ ВЫВЕДЕНИЯ ЕГО НА ОРБИТУ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ**

(57) Реферат:

Изобретение относится к средствам стыковки и разделения космических аппаратов (КА) и может быть использовано для запуска на орбиту малых КА (МКА): микро- и наноспутников массой от 50 до 1 кг. Адаптер содержит основание (1) с посадочными местами для МКА на одной поверхности и места для клевого стыка (2) с носителем (КА или ступенью ракеты) - на другой. На основании (1) закреплено удерживающее устройство в виде фиксатора (3), удерживаемого тросом (4). На тросе расположен натяжитель и механизм разделения (6) с электроспуском, связанным с блоком управления, включающим в себя программно-временное устройство (7) и источник электропитания (8). По окончании выведения на орбиту датчик (9) (давления или

перегрузок) выдает команду на включение устройства (7) для начала отсчета времени на подачу сигнала отделения МКА. Одновременно при достижении вакуума сильфон (12) раздувается находящимся внутри газом под давлением не менее 1 атм и сжимает через двуплечий рычаг (11) рабочую пружину толкателя (10). При достижении времени отделения МКА от носителя устройство (7) дает команду на срабатывание электроспуска механизма (6). Это приводит к разрыву троса (4) и раскрытию фиксатора (3). Отделение МКА осуществляется пружинным толкателем (10), взведенным при воздействии на него рычага (11). Технический результат изобретения направлен на повышение безопасности и надежности выведения и отделения МКА от носителя. 4 з.п. ф-лы, 2 ил.





FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2010143398/11, 25.10.2010

(24) Effective date for property rights:  
25.10.2010

Priority:

(22) Date of filing: 25.10.2010

(45) Date of publication: 20.02.2012 Bull. 5

Mail address:

117997, Moskva, ul. Profsojuznaja, 84/32, IKI  
RAN, patentnyj otdel, V.I. Kostenko

(72) Inventor(s):

Kostenko Valerij Ivanovich (RU),  
Majorova Vera Ivanovna (RU),  
Ignat'ev Nikolaj Nikolaevich (RU),  
Bezukladov Vladimir Ivanovich (RU),  
Shutov Viktor Stanislavovich (RU)

(73) Proprietor(s):

Uchrezhdenie Rossijskoj akademii nauk Institut  
kosmicheskikh issledovanij RAN (IKI RAN)  
(RU),  
Gosudarstvennoe obrazovatel'noe uchrezhdenie  
vysshego professional'nogo obrazovanija  
"Moskovskij gosudarstvennyj tehničeskij  
universitet imeni N.Eh. Baumana" (MGU im.  
N.Eh. Baumana) (RU)(54) **ADAPTER FOR CONNECTION OF SMALL SPACECRAFT AND ITS FINAL ORBITAL INJECTION DEVICE**

(57) Abstract:

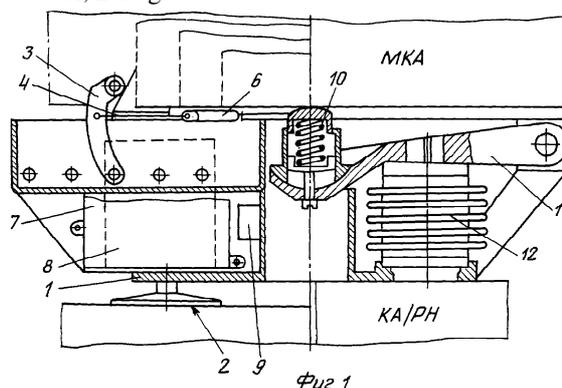
**FIELD:** docking and separation devices of the spacecrafts.

**SUBSTANCE:** invention refers to docking and separation devices of the spacecrafts (SC) and may be used as a means of orbital launching of the small spacecrafts (SSC): micro- and nano-satellites with the weight between 50 and 1 kg. The adapter contains a base frame (1) with the mounting faces for SSC on one surface and places for a glue joint (2) with the delivery vehicle (SC or the rocket stage) - on another. The positioning device in the form of holder (3) that is withheld with the cable (4) is fixed on the base frame (1). The cable has a drag bar and a separation device (6) with an electric starter connected to the control box that includes a sequence timer (7) and an electrical power supply (8). After the satellite has been launched to the orbit, the actuating device (9) (of the pressure ok overload) activates the initiation command for the device (7) in order to start time keeping for signaling the SSC separation. Simultaneously, when the vacuum has been achieved, the bellows valve (12) is puffed up with the gas that is situated inside it under the pressure of at least 1 atm. and contracts the working

spring of the extractor (10) with the help of a double-arm lever (11). When the time for separation of the SSC from the delivery vehicle has been achieved, the device (7) produces the actuating command for the electric trigger of the mechanism (6). This leads to breakage of the cable (4) and to opening of the holder (3). Separation of the SSC is performed with the pushoff spring (10) that is lifted under the influence of the lever (11).

**EFFECT:** improvement of safety and reliability in the course of launching and separation of the SSC from the delivery vehicle.

5 cl, 2 dwg



Изобретение относится к космонавтике, а именно к системам отстыковки космических аппаратов, и может быть использовано для запуска на орбиту малых космических аппаратов (МКА) - микро- и наноспутников массой от 50 до 1 кг.

Для достижения высокой эффективности использования малоразмерных спутников все более актуальной становится проблема организации их запусков на орбиты функционирования. Одним из решений указанной проблемы может быть использование для запусков МКА автономного устройства, не требующего функциональных связей с ракетоносителем (РН) или космическим аппаратом (КА), и разработка технологий использования клеевых соединений для механического соединения полезной нагрузки с РН или КА.

Известен адаптер для соединения МКА со средством выведения его на орбиту функционирования, содержащий основание, закрепленное на указанном средстве выведения, удерживающее устройство, фиксирующее МКА на основании, и пружинный толкатель (см. патент RU 2276046, кл. В64G 1/64, опубл. 10.05.2006). Недостатком известного устройства является необходимость подачи сигнала на срабатывание устройства по команде с Земли или от программно-временного устройства, имеющими электрические связи с КА или последней ступенью РН.

Задачей изобретения является устранение указанного недостатка. Технический результат заключается в повышении безопасности и надежности выведения и отделения МКА от базового блока КА или последней ступени РН. Поставленная задача решается, а технический результат достигается тем, что в адаптере для соединения МКА со средством выведения его на орбиту функционирования, содержащем основание, закрепленное на указанном средстве выведения, удерживающее устройство, фиксирующее МКА на основании, и пружинный толкатель, удерживающее устройство выполнено в виде фиксатора, удерживаемого тросом, на котором расположен механизм разделения с электроспуском от программно-временного устройства, размещенного на основании и оснащенного автономным источником электропитания и датчиками давления и/или перегрузок, причем на основании закреплен одним торцом заполненный газом герметичный сильфон, который при расширении газа воздействует другим концом на пружинный толкатель. Предпочтительно сильфон воздействует на толкатель посредством двуплечего рычага. Сильфон может быть заполнен воздухом при атмосферном давлении, азотом или инертным газом, например ксеноном. Основание может быть закреплено на средстве выведения МКА на орбиту с помощью клея.

На фиг.1 изображено предлагаемое устройство в разрезе.

На фиг.2 - предлагаемое устройство, вид сверху.

Адаптер для соединения МКА со средством выведения его на орбиту функционирования выполнено в виде основания 1, на котором предусмотрены посадочные места для МКА на одной поверхности и места для клеевого стыка 2 с КА или РН - на другой. На основании 1 закреплено удерживающее устройство, которое обеспечивает возможность удержания различных по размеру нагрузок МКА и выполнено в виде фиксатора 3, удерживаемого тросом 4. На тросе 4 расположен натяжитель 5 и механизм разделения 6 с электроспуском. Электроспуск осуществляется блоком управления, включающим программно-временное устройство 7 и источник электропитания 8, по сигналу с датчика 9 давления (при достижении вакуума) или перегрузок после окончания вывода на орбиту (достижения невесомости). Отстыковка МКА осуществляется с помощью пружинного толкателя 10, который взводится при воздействии на него двуплечего рычага 11. Рычаг 11 перемещается при расширении

газа (воздуха, азота или инертного газа, например ксенона) в сильфоне 12.

Устройство работает следующим образом.

5 Подготовленный к запуску МКА доставляется на техническую позицию космодрома полностью собранным и испытанным с соответствующими сопроводительными документами и разрешением на запуск. На заранее согласованном посадочном месте на КА или РН осуществляется приклеивание основания 1.

10 После старта РН и прохождения плотных слоев атмосферы и при достижении необходимой величины вакуума срабатывает датчик 9, который выдает команду на включение программно-временного устройства 7 для начала отсчета времени на подачу сигнала для отделения МКА. Одновременно с этим при достижении вакуума сильфон 12 под действием находящегося внутри него газа с давлением не менее 1 атмосферы раздувается и сжимает через рычаг 11 или непосредственно  
15 предварительно не сжатую из условий безопасности рабочую пружину толкателя 10 от нагрузки  $P_1$  до  $P_2$ , что обеспечивает в зависимости от массы МКА и усилий пружины необходимую скорость отделения МКА. При достижении времени отделения МКА от КА по программе полета с устройства 7 дается команда на срабатывание  
20 электроспуска механизма разделения 6, что приводит к разрыву троса 4 и раскрытию фиксатора 3. После этого МКА под воздействием пружинного толкателя 10 отделяется от КА или РН.

25 Использование предлагаемого устройства позволяет повысить как безопасность на этапе подготовки и выведения в космическое пространство МКА, так и надежность отделения элементов космического оборудования после выведения РН или КА на орбиту функционирования, а также снизить стоимость и сократить время на подготовку как самого запуска, так и всего космического эксперимента в целом.

#### 30 Формула изобретения

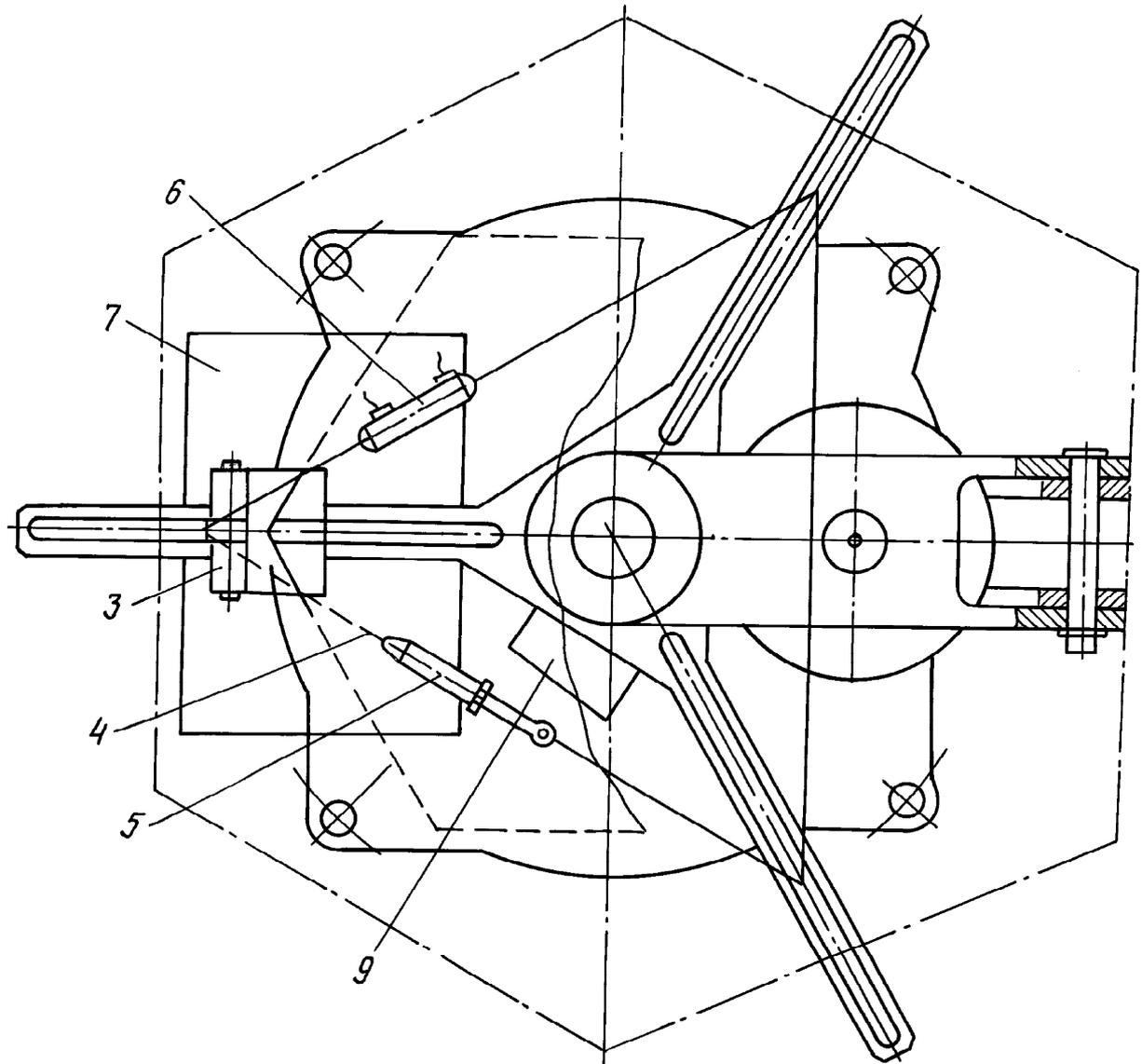
1. Адаптер для соединения малого космического аппарата (МКА) со средством выведения его на орбиту функционирования, содержащий основание, закрепленное на  
35 указанном средстве выведения, удерживающее устройство, фиксирующее МКА на основании, и пружинный толкатель, отличающийся тем, что удерживающее устройство выполнено в виде фиксатора, удерживаемого тросом, на котором расположен механизм разделения с электроспуском от программно-временного устройства, размещенного на основании и оснащенного автономным источником электропитания и датчиками давления и/или перегрузок, причем на основании  
40 закреплен одним торцом заполненный газом герметичный сильфон, который при расширении газа воздействует другим концом на пружинный толкатель.

2. Адаптер по п.1, отличающийся тем, что сильфон воздействует на толкатель посредством двуплечего рычага.

3. Адаптер по п.1, отличающийся тем, что сильфон заполнен воздухом при  
45 атмосферном давлении.

4. Адаптер по п.1, отличающийся тем, что сильфон заполнен азотом или инертным газом, например, ксеноном.

5. Адаптер по п.1, отличающийся тем, что основание закреплено на средстве  
50 выведения МКА на орбиту с помощью клея.



Фиг. 2