

(19)



**Евразийское  
патентное  
ведомство**

(11) **037450**

(13) **B1**

(12) **ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОМУ ПАТЕНТУ**

(45) Дата публикации и выдачи патента  
**2021.03.30**

(21) Номер заявки  
**201791205**

(22) Дата подачи заявки  
**2015.12.01**

(51) Int. Cl. **B64G 1/62** (2006.01)  
**B64G 1/64** (2006.01)  
**B64G 1/10** (2006.01)

---

(54) **ПАССИВНОЕ УСТРОЙСТВО ИНИЦИИРОВАНИЯ РАСПАДА КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НА ЧАСТИ ВО ВРЕМЯ ВХОДА В АТМОСФЕРУ ЗЕМЛИ**

---

(31) **TO2014A000998**

(32) **2014.12.01**

(33) **IT**

(43) **2017.10.31**

(86) **PCT/IB2015/059257**

(87) **WO 2016/088044 2016.06.09**

(71)(73) Заявитель и патентовладелец:  
**ТАЛЬ АЛЕНИЯ СПЕЙС ИТАЛИЯ  
С.П.А. КОН УНИКО СОЧИО (IT)**

(56) **WO-A1-2014045078  
JP-A-2010247719**

Russell P. Patera ET AL.: "The Realities of Reentry Disposal", Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, 1 January 1998 (1998-01-01), XP055203469, Retrieved from the Internet: URL:<http://www.globalsecurity.org/space/library/report/enviro/reentrypaper.pdf> [retrieved on 2015-07-20] the whole document  
**WO-A1-2011135230**

(72) Изобретатель:  
**Париссенти Гвидо, Аттина Примо,  
Дестефанис Роберто, Дженнаро  
Коррадо, Грасси Лилит, Небиоло  
Марко (IT)**

(74) Представитель:  
**Медведев В.Н. (RU)**

---

(57) В изобретении космическая система (1) содержит структуру (2), сформированную посредством структурных компонентов (3), бортовое оборудование (5), поддерживаемое посредством структуры (2), и пассивное устройство, выполненное с возможностью способствования прекращению существования космической системы (1) во время входа в атмосферу Земли. Пассивное устройство содержит соединительные элементы (4), выполненные с возможностью устойчивого соединения структурных компонентов (3). Соединительные элементы (4) содержат, по меньшей мере, фрагмент, выполненный из иницирующего материала с такими характеристиками, чтобы разрушаться на высотах входа в атмосферу выше высот, на которых текущие соединительные элементы плавятся, с тем, чтобы делать неустойчивым соединение, сформированное посредством соединительных элементов (4), до такой степени, чтобы раньше иницировать прекращение существования структуры (2) космической системы (1) во время входа в атмосферу Земли.

---

**B1**

**037450**

**037450**

**B1**

### **Область техники, к которой относится изобретение**

Настоящее изобретение относится, в целом, к космическим системам, а более конкретно, к пассивным устройствам, выполненным с возможностью способствования прекращению существования космических систем во время входа в атмосферу Земли.

В частности, настоящее изобретение обнаруживает преимущества, но не исключительные, применения к спутникам, в частности спутникам на низкой околоземной орбите (LEO), на которые последующее описание будет явно ссылаться без потери, тем самым универсальности.

### **Уровень техники**

Влияние космической деятельности на космическое пространство и на Землю является фокусом текущего исследования. В частности, смягчение воздействий на население, вызванных входом в атмосферу Земли космических систем, ставит множество задач и требует указаний о том, как эта проблема может быть решена.

В действительности, спутники на орбите Земли, и LEO-спутники, вследствие отказа оборудования, неожиданных действий или естественного орбитального снижения, падают на Землю с очень высокими скоростями, таким образом подвергаясь фрагментации, вызванной высокими температурами, создаваемыми посредством трения с атмосферой Земли, сочетающегося с высокими аэродинамическими силами.

Основная часть фрагментов разрушается в атмосфере Земли вследствие высоких температур трения. Однако те части, которые изготовлены с использованием более теплоустойчивых материалов, являются фрагментами с наивысшей вероятностью достижения поверхности Земли.

Чтобы смягчить для населения на земле риск поражения фрагментами спутника, космические агентства предписывают реализацию особого параметра конструкции, называемого риском несчастного случая при входе в атмосферу, чтобы он был меньше  $10^{-4}$ .

Принимая во внимание риск для населения на земле, космический аппарат должен быть выполнен так, что те части спутника, которые не разрушаются при входе в атмосферу в конце миссии, могут создавать риск несчастного случая ниже  $10^{-4}$ . Это может быть выполнено посредством тщательного отбора материалов и архитектуры космического аппарата. Однако такие решения не должны подвергать риску способность космического аппарата продолжать существовать в космосе в течение некоторого количества лет, в течение которых он подвергается деградации и рискам, возникающим из условий орбитального полета, и от возможных столкновений с космическим мусором.

Проектные решения, принятые в настоящее время, чтобы удовлетворять (по меньшей мере, частично) этим условиям, могут быть сгруппированы в две категории.

Категория, обычно называемая "управляемым входом в атмосферу", требует более крупных топливных баков и более надежных систем управления для удержания космического аппарата, с тем, чтобы направлять входящий в атмосферу космический аппарат в область с низкой плотностью населения, например океаны. Эта категория, однако, может быть непрактичной в случае неустраняемого отказа системы управления или системы связи космической системы.

Категория с пониженным риском несчастного случая, альтернативная управляемому входу в атмосферу, подразумевает замену компонентов, которые могут достигать поверхности Земли, таких как топливные баки, другими, разрушающимися во время входа в атмосферу. Эта категория, однако, требует использования компонентов, которые еще недоступны на рынке.

Все вышеупомянутые решения, однако, подразумевают дополнительные затраты для совершенствования конструкции космических аппаратов и для использования специальных компонентов. Эти дополнительные затраты не относятся к миссии космического аппарата, а только к его входу в атмосферу.

WO 2014/045078 A1 описывает космическую систему, снабженную устройством сигнализации о входе в атмосферу, приспособленным передавать, во время входа космической системы в атмосферу Земли, предупреждающий сигнал, содержащий информацию о местоположении, на земле или в космосе, куда обломки космической системы могут упасть. Устройство содержит аэродинамический корпус, снабженный теплозащитным экраном, содержащий приемник геолокации, передатчик и процессор, и соединенный с космической системой через соединитель, содержащий болты, которые плавятся или становятся хрупкими при заданной температуре во время входа в атмосферу Земли, с тем, чтобы ломаться во время входа космической системы в атмосферу Земли и вызывать отсоединение корпуса.

### **Цель и сущность изобретения**

Целью настоящего изобретения, следовательно, является предоставление простого и экономичного решения для конструкции спутников, которое способно удовлетворять в одно и то же время требованиям, относящимся к их продолжению функционирования на орбите, и требованиям, относящимся к прекращению их существования во время входа в атмосферу Земли в конце их миссии.

Согласно настоящему изобретению предоставляется космическая система, как заявлено в прилагаемой формуле изобретения.

### **Краткое описание чертежей**

Фиг. 1-3 показывают спутник в полностью собранной конфигурации и в различных конфигурациях с разобранными или снятыми частями, чтобы предоставлять возможность обзора его внутренности;

фиг. 4-6 показывают соединительный элемент, предназначенный, чтобы соединять две панели

спутника согласно варианту осуществления изобретения;

фиг. 7-9 показывают соединительный элемент, предназначенный, чтобы соединять две панели спутника согласно другому варианту осуществления изобретения;

фиг. 10 и 11 показывают соединительный элемент, предназначенный, чтобы соединять две панели спутника согласно дополнительному другому варианту осуществления изобретения;

фиг. 12-14 показывают соединительный элемент, предназначенный, чтобы соединять две панели спутника согласно еще одному другому варианту осуществления изобретения.

#### **Подробное описание предпочтительных вариантов осуществления изобретения**

Настоящее изобретение сейчас будет описано подробно со ссылкой на сопровождающие чертежи, чтобы предоставлять возможность специалисту реализовать и использовать его. Различные модификации в описанных вариантах осуществления будут непосредственно заметны для специалиста в области техники, и обобщенные описанные принципы могут быть применены к другим вариантам осуществления и применениям без отступления, тем самым, от рамок настоящего изобретения, которые определены прилагаемой формулой изобретения. Следовательно, настоящее изобретение не должно рассматриваться как ограниченное описанными и показанными вариантами осуществления, а должно соответствовать самым широким рамкам, соответствующим описанным и заявленным принципам и признакам.

Настоящее изобретение вытекает из понимания, что бортовое оборудование спутника (например, электронные блоки, жидкостные компоненты, баки и т.д.) устанавливается в меньшей степени на внешней стороне структуры спутника, например антенны и солнечные панели, и в большей степени внутри структуры спутника.

Во время входа в атмосферу Земли аэротермодинамические силы начинают фрагментировать внешнее оборудование. Внутреннее оборудование, с другой стороны, начинает фрагментироваться только после разрушения защитных элементов спутниковой структуры. Эффект замедления фрагментации, следовательно, вызывается структурой спутника.

Заявитель обнаружил, что, предусматривая фрагментацию структуры спутника, фрагментация спутника также ускоряется, таким образом увеличивая подвержение фрагментов спутника высоким температурам, с пользой в снижении риска несчастного случая.

В целом, следовательно, настоящее изобретение обеспечивает включение в механическую конструкцию спутника пассивного устройства, выполненного с возможностью способствовать прекращению существования космической системы во время входа в атмосферу Земли и, в частности, сформированного посредством особых элементов, способных "инициировать" заранее прекращение существования структуры спутника во время входа в атмосферу.

"Иницирующее средство" реализуется с помощью материалов, приспособленных "разрушаться" при температурах ниже температур для материалов, обычно используемых в спутниковых структурах (сплавы алюминия, титан, CRFP), но в то же время достаточно "устойчивых" к высоким температурам и к условиям эксплуатации спутника во время запуска и эксплуатации на орбите.

Иницирующие элементы вставляются в механическое крепление панелей, на которые устанавливается оборудование спутника, и, в частности, в соединительные элементы, которые соединяют панели структуры спутника друг с другом.

Фиг. 1-3 показывают, и указан по ссылке 1 в целом, спутник, выполненный согласно настоящему изобретению, который должен прекращать существование во время входа в атмосферу Земли в конце своей миссии.

Спутник 1, по существу, содержит структуру 2, сформированную посредством внешних и внутренних панелей 3, приспособленных выполнять структурную функцию поддержки и защиты, которые типично имеют ячеистую структуру из сплава алюминия с нанесенными слоями углеродных волокон и соединяются посредством соединительных элементов 4; и бортовое оборудование 5, поддерживаемое посредством структуры 2 спутника 1 и содержащее внешнее оборудование, такое как антенна и солнечные панели, поддерживаемое посредством внешних панелей, и внутреннее оборудование различных видов, поддерживаемое посредством внутренних панелей.

Согласно настоящему изобретению спутник 1 дополнительно содержит пассивное устройство, выполненное с возможностью способствовать прекращению существования спутника во время входа в атмосферу Земли.

Пассивное устройство формируется посредством соединительных элементов 4, которые специально выполняются, чтобы устойчиво соединять панели 3 структуры 2 спутника 1 во время запуска и эксплуатации на орбите спутника 1 и инициировать заранее разрушение структуры 2 спутника 1 во время входа в атмосферу Земли.

С этой целью, соединительные элементы 4 содержат, по меньшей мере, фрагмент, выполненный из материала, далее в данном документе называемого "иницирующим материалом", характеристики которого позволяют ему разрушаться на высотах входа в атмосферу спутника 1 выше высот, на которых текущие соединительные элементы разрушаются, например, между 120 и 70 км, с тем, чтобы делать неустойчивым соединение панелей 3 структуры 2 спутника 1, сформированное посредством соединительных элементов 4, до такой степени, чтобы инициировать прекращение существования структуры 2 спутника 1

во время входа в атмосферу Земли раньше относительно того, что происходит в настоящее время.

В качестве неограничивающего примера, иницирующий материал может традиционно содержать металлический сплав с низкой точкой плавления, находящейся в диапазоне между 90 и 120°C, и традиционно содержит эвтектический металлический сплав.

Согласно первому варианту осуществления изобретения, каждый соединительный элемент 4 устанавливается, чтобы прикладывать между парой панелей 3 устойчивое соединяющее усилие в заданном направлении соединения во время запуска и эксплуатации на орбите спутника 1 и предоставлять возможность двум панелям 3 отцепляться друг от друга посредством скольжения в направлении, поперечном направлению соединения, во время входа спутника в атмосферу Земли.

Возможная реализация этого первого варианта осуществления показана на фиг. 4-6, при этом каждый соединительный элемент 4 содержит два структурных элемента 6, 7, изготовленных из металла, далее в данном документе, называемых вставками, которые устойчиво соединяются, в частности вставляются, с панелями 3, в показанном примере вдоль соответствующих кромок, практически в промежуточной позиции. Первая вставка, в показанном примере вставка, обозначенная ссылкой 6, снабжается резьбовым отверстием 8, сформированным на плоской поверхности вставки 6, лежащей в одной плоскости с боковой поверхностью соответствующей панели 3.

Вторая вставка, в показанном примере вставка, обозначенная ссылкой 7, является полой и определяет полость 9, ограниченную боковой стенкой 10 и дном 11 и которая приспособлена, чтобы размещаться, когда две панели 3 соединяются, в соприкосновении с поверхностью первой вставки 6, на которой сформировано резьбовое отверстие 8. Дно 11 имеет паз 12 с открытой стороной на кромке соответствующей панели 3, которая, когда две панели 3 соединяются, находится в позиции, обращенной к резьбовому отверстию 8 первой вставки 6.

Каждый соединительный элемент 4 дополнительно содержит винт 13, который протягивается через паз 12 второй вставки 7 и сцепляется с резьбовым отверстием 8 в первой вставке 6 с тем, чтобы оказывать между двумя вставками 6, 7 осевое усилие, чтобы удерживать их постоянно в соприкосновении посредством трения и, таким образом, предотвращать радиальное скольжение винта 13 относительно паза 12.

Каждый соединительный элемент 4 дополнительно содержит шайбу 14, изготовленную из упомянутого иницирующего материала, называемую иницирующей шайбой в последующем описании для удобства и для отличия ее от аналогичных компонентов, которая насаживается на винт 13, размещается между головкой винта и дном 11 и выполняет, среди прочего, функцию обеспечения трения и осевой реакции, необходимую для поддержания соединения двух вставок 6, 7 до превышения рабочих температур, за которыми она расплавляется, таким образом, ослабляя соединение.

Традиционно, каждый соединительный элемент 4 дополнительно содержит снабженное отверстием чашеобразное тело 15, далее в данном документе называемое снабженным отверстием тиглем, которое вставляется на винт 13, размещается между иницирующей шайбой 14 и дном 11 и имеет поднятую периферийную кромку, определяющую посадочное место, в которое иницирующая шайба 14 частично помещается с тем, чтобы выступать в осевом направлении из периферийной кромки снабженного отверстием тигля 15. Традиционно, поднятая периферийная кромка снабженного отверстием тигля 15 формируется так по размеру, чтобы ограничивать и предотвращать радиальное "выпучивание" иницирующей шайбы 14 под нагрузкой, оказываемой головкой винта 13, особенно во время запуска спутника 1, причем это выпучивание будет в ином случае уменьшать осевую реакцию шайбы, и затем действие, оказываемое соединительным элементом 4 на две панели 3.

Традиционно, каждый соединительный элемент 4 дополнительно содержит дополнительную шайбу 16, которая также надевается на винт 13 и размещается между головкой винта 13 и иницирующей шайбой 14, чтобы равномерно распределять нагрузку, оказываемую головкой винта 13, по всей поверхности иницирующей шайбы 14.

На фиг. 7-9 показана другая реализация первого варианта осуществления изобретения, которая будет описана только относительно отличий от реализации, показанной на фиг. 4-6, следовательно, с помощью тех же ссылочных номеров, чтобы указывать те же компоненты.

В частности, реализация, показанная на фиг. 7-9, отличается от показанной на фиг. 4-6 в том, что иницирующая шайба 14 и снабженный отверстием тигель 15 объединяются во вторую вставку 7. С этой целью, дно 11 второй вставки 7 снабжается, на своей стороне, размещенной на кромке соответствующей панели 3, кромкой, согнутой по направлению вовнутрь полости 9, чтобы определять, вместе с дном 11 и боковой стенкой 10, определяющей полость 9, посадочное место 17, в которое иницирующая шайба 14 частично помещается таким образом, чтобы выступать в осевом направлении от согнутой кромки.

Вторая вставка 7, таким образом, содержит снабженную отверстием пластину 18, покрывающую иницирующую шайбу 14, упомянутая снабженная отверстием пластина 18 имеет кромку, согнутую по направлению к согнутой кромке дна 11 и прикрепляемую к ней позже, например, посредством приклеивания, чтобы удерживать иницирующую шайбу 14 в посадочном месте 17 и препятствовать ее радиальному выпучиванию, вызванному нагрузкой, оказываемой головкой винта 13.

В обеих вышеупомянутых реализациях первого варианта осуществления изобретения аэротермоди-

намические силы, действующие на спутник 1 во время входа в атмосферу в конце его миссии, вызывают изменение эвтектики в иницирующей шайбе 14 и последующее уменьшение связывающей силы, оказываемой соединительными элементами 4 между панелями 3, таким образом, предоставляя возможность вторым вставкам 7 скользить относительно соответствующих первых вставок 6 в направлениях, практически ортогональных осям винтов 13, так что винты 13 случайно выскальзывают из соответствующих пазов 12, вызывая окончательное разрушение панелей 3.

Это ранняя фрагментация структуры 2 спутника 1 между 120 и 70 км высоты также вызывает раннюю фрагментацию оборудования 5, таким образом, увеличивая время подвергания фрагментов воздействию высоких температур с пользой для снижения риска несчастного случая.

Во втором, отличном варианте осуществления изобретения, каждый соединительный элемент 4 демонстрирует между парой панелей 3 устойчивое соединяющее усилие в заданном направлении соединения во время запуска и эксплуатации на орбите спутника 1, таким образом, предоставляя возможность двум панелям 3 отсоединиться друг от друга посредством скольжения в направлении соединения во время входа спутника в атмосферу Земли.

Возможная реализация этого второго варианта осуществления показана на фиг. 10 и 11 и будет описана только относительно ее отличий от первого варианта осуществления, показанного на фиг. 4-9, таким образом, используя те же ссылочные номера, чтобы идентифицировать те же компоненты.

В реализации, показанной на фиг. 10 и 11, вторая вставка 7 содержит трубчатый элемент, определяющий сквозное отверстие 9, которое, когда две панели 3 соединяются, является соосным с резьбовым отверстием 8 первой вставки 6 и имеет диаметр, больше диаметра головки винта 13.

Иницирующая шайба 14 размещается между головкой винта 13 и сквозным отверстием 9 и имеет внешний диаметр больше диаметра сквозного отверстия 9, так, чтобы протягиваться поперечно и опираться на поверхность соответствующей панели 3, снаружи сквозного отверстия 9.

Удобно, что иницирующая шайба 14 дополнительно снабжена как неотъемлемой частью трубчатым отростком 14а, который выполнен из упомянутого иницирующего материала, протягивается через сквозное отверстие 9 и формируется по размеру так, чтобы полностью заполнять сквозное отверстие 9.

В этой реализации плавление иницирующей шайбы 14 и ее отростка 14а во время входа спутника 1 в атмосферу Земли устраняет какое-либо соединение между двумя панелями 3, предоставляя возможность им отсоединиться друг от друга посредством скольжения в направлении соединения.

Другая реализация второго варианта осуществления изобретения показана на фиг. 12, которая будет описана только относительно различий от реализации, показанной на фиг. 10 и 11, таким образом, с помощью тех же ссылочных номеров, чтобы идентифицировать те же компоненты.

В частности, реализация, показанная на фиг. 12, отличается от реализации, показанной на фиг. 10 и 11, в том, что обе панели оборудуются вставками, идентичными первой вставке 6, и соединяются вместе посредством L-образного кронштейна 20, плечи 20а которого соответственно соединяются с соответствующей вставкой 6 посредством винтов 13, который сцепляет соответствующие отверстия, выполненные в плечах 20а, через соответствующие иницирующие шайбы 14, лишённые отростка 14а.

Отверстия, сформированные в плечах 20а кронштейна 20, имеют больший диаметр, чем диаметр головок винтов 13, в то время как иницирующие шайбы 14 имеют внешний диаметр больше диаметра отверстий, сформированных в плечах 20а кронштейна 20.

Как показано на фиг. 13 и 14, вставки 6 могут быть либо вариантом с единственным отверстием, как показано на фиг. 13, либо вариантом с двойным отверстием, как показано на фиг. 14. В этом последнем случае две панели 3 могут быть соединены через один надлежащим образом снабженный отверстием L-образный кронштейн, или через два отдельных L-образных кронштейна типа, показанного на фиг. 12.

Аналогично реализации, показанной на фиг. 10 и 11, также в реализации, показанной на фиг. 12-14, плавление иницирующих шайб 14 во время входа спутника 1 в атмосферу Земли устраняет любое соединение между двумя панелями 3 и кронштейном 20, предоставляя возможность им отсоединиться друг от друга посредством скольжения в направлении соединения.

Различные варианты осуществления и реализации настоящего изобретения, описанные выше и показанные на прилагаемых чертежах, могут быть модифицированы и изменены без отступления, тем самым, от защитных рамок настоящего изобретения, которые определены в прилагаемой формуле изобретения.

Например, соединительные элементы могут быть типа, отличного от типов, ранее описанных и показанных на чертежах. В частности, вместо типа, основанного на резьбовом сцеплении, которое формируется посредством пары резьбовым образом сцепленных стыковочных элементов, содержащих штекерный резьбовой элемент (винт 13) и гнездовой резьбовой элемент (резьбовое отверстие 8 во вставке 6), соединительные элементы могут иметь тип, основанный на заклепках или шарнирах.

На основе вышесказанного, преимущества настоящего изобретения относительно решения уровня техники являются очевидными.

В частности, настоящее изобретение удовлетворяет требованиям, относящимся к долговечности на орбите для спутников, и требованиям, относящимся к прекращению их существования во время входа в атмосферу в конце миссии посредством очень простого и экономичного решения, которое не требует реконструирования других частей спутников.

## ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Космическая система (1), содержащая структуру (2), сформированную посредством структурных компонентов (3), бортовое оборудование (5), поддерживаемое посредством структуры (2), и пассивное устройство, выполненное с возможностью способствования раннему прекращению существования космической системы (1) во время входа в атмосферу Земли; пассивное устройство содержит множество соединительных элементов (4), выполненных с возможностью устойчивого соединения структурных компонентов (3) друг с другом; каждый соединительный элемент (4) содержит множество соединительных компонентов (6, 7, 13, 14), выполненных с возможностью сопряжения друг с другом для формирования устойчивого соединения между соответствующей парой структурных компонентов (3) во время запуска и эксплуатации на орбите космической системы (1); отличающаяся тем, что по меньшей мере один иницирующий соединительный компонент (14) из множества соединительных компонентов (6, 7, 13, 14) соединительного элемента (4) из множества соединительных элементов (4) выполнен из иницирующего материала, который отличается от материала других соединительных компонентов (6, 7, 13) указанного соединительного элемента (4) из множества соединительных элементов (4) и характеристики которого ухудшаются на высотах входа в атмосферу выше и, таким образом, при температурах ниже, чем высоты и температуры, при которых ухудшаются характеристики материалов других соединительных компонентов (6, 7, 13), с тем чтобы раньше ослабить устойчивое соединение, сформированное посредством упомянутого соединительного элемента (4), во время входа космической системы (1) в атмосферу Земли до такой степени, чтобы предоставлять возможность двум структурным компонентам (3) отсоединиться друг от друга, иницируя, таким образом, раннее прекращение существования структуры (2) космической системы (1).

2. Космическая система по п.1, в которой по меньшей мере часть соединительных компонентов (6, 7, 13) упомянутого соединительного элемента (4) из множества соединительных элементов (4) соединены посредством резьбового сцепления, а иницирующий соединительный компонент представлен в форме шайбы (14).

3. Космическая система по п.1 или 2, в которой упомянутый соединительный элемент (4) из множества соединительных элементов (4) выполнен с возможностью приложения к соответствующей паре структурных компонентов (3) соединяющего усилия в направлении соединения и обеспечения возможности отцепления соответствующей пары структурных компонентов (3) друг от друга посредством скольжения в направлении соединения, когда характеристики иницирующего соединительного компонента (14) ухудшились настолько, чтобы ослабить устойчивое соединение, сформированное посредством упомянутого соединительного элемента (4) из множества соединительных элементов (4).

4. Космическая система по п.3, в которой упомянутый соединительный элемент (4) из множества соединительных элементов (4) содержит две вставки (6, 7), каждая из которых устойчиво соединена с соответствующим структурным компонентом (3); первая вставка (6) снабжена резьбовым отверстием (8), а вторая вставка (7) содержит трубчатый элемент, образующий сквозное отверстие (9), которое, когда два структурных компонента (3) соединены, является соосным с резьбовым отверстием (8) в первой вставке (6); упомянутый соединительный элемент (4) дополнительно содержит винт (13), который проходит через сквозное отверстие (9) и зацепляется с резьбовым отверстием (8); и иницирующую шайбу (14), выполненную в упомянутом иницирующем материале, насаженную на винт (13) и размещенную между головкой винта и сквозным отверстием (9) во второй вставке (7) и имеющую внешний диаметр больше диаметра резьбового отверстия (9) так, чтобы проходить поперек и опираться на поверхность соответствующего структурного компонента (3), снаружи сквозного отверстия (9).

5. Космическая система по п.4, в которой иницирующая шайба (14) дополнительно снабжена в виде неотъемлемой части трубчатым отростком (14а), который выполнен из упомянутого иницирующего материала, проходит через сквозное отверстие (9) и имеет такой размер, чтобы полностью заполнять сквозное отверстие (9).

6. Космическая система по п.3, в которой упомянутый соединительный элемент (4) из множества соединительных элементов (4) содержит две вставки (6), каждая из которых устойчиво соединена с соответствующим структурным компонентом (3) и снабжена резьбовым отверстием (8); упомянутый соединительный элемент (4) дополнительно содержит L-образный кронштейн (20) с плечами (20а), соответственно связанными с соответствующими вставками (6) посредством винтов (13), которые зацепляются с соответствующими отверстиями в плечах (20а) через соответствующие иницирующие шайбы (14), выполненные из упомянутого иницирующего материала; отверстия в плечах (20а) кронштейна (20) имеют диаметр больше диаметров головок винтов (13), в то время как иницирующие шайбы (14) имеют внешний диаметр больше диаметра отверстий в плечах (20а) кронштейна (20).

7. Космическая система по п.6, в которой вставки (6) являются вставками либо типа с единственным отверстием, либо типа с двойным отверстием.

8. Космическая система по п.1 или 2, в которой упомянутый соединительный элемент (4) из множества соединительных элементов (4) выполнен с возможностью приложения к соответствующей паре структурных компонентов (3) соединяющего усилия в направлении соединения и обеспечения возмож-

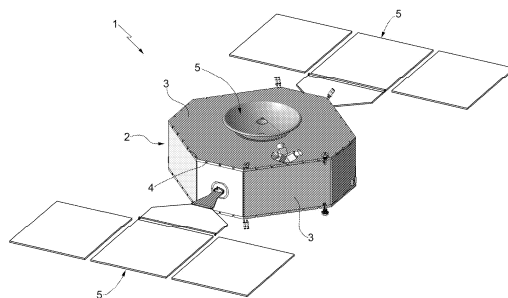
ности отцепления соответствующей пары структурных компонентов (3) друг от друга посредством скольжения в направлении, поперечном направлению соединения, когда характеристики иницирующего соединительного компонента (14) ухудшились настолько, чтобы ослабить устойчивое соединение, сформированное посредством соединительного элемента (4).

9. Космическая система по п.8, в которой упомянутый соединительный элемент (4) из множества соединительных элементов (4) содержит две вставки (6, 7), каждая из которых устойчиво соединена с соответствующим структурным компонентом (3) вдоль кромки соответствующего структурного компонента (3); первая вставка (6) снабжена резьбовым отверстием (8), а вторая вставка (7) имеет паз (12), который имеет открытую сторону на кромке соответствующего структурного компонента (3) и расположен, когда два структурных компонента (3) соединены, в позиции, обращенной к резьбовому отверстию (8) первой вставки (6); упомянутый соединительный элемент (4) дополнительно содержит винт (13), который проходит через паз (12) и зацепляется с резьбовым отверстием (8); и на винт (13) насажена иницирующая шайба (14), которая выполнена из упомянутого иницирующего материала и расположена между головкой винта (13) и пазом (12) во второй вставке (7); посредством чего разрушение иницирующего материала во время входа космической системы (1) в атмосферу Земли приводит в результате к уменьшению силы соединения, оказываемой упомянутым соединительным элементом (4) между двумя структурными компонентами (3), для обеспечения возможности скольжения второй вставки (7) относительно первой вставки (6) в направлении, по существу ортогональном оси винта (13), до тех пор, пока винт (13) не будет вынужден выйти из паза (12), с последующим расцеплением двух структурных компонентов (3).

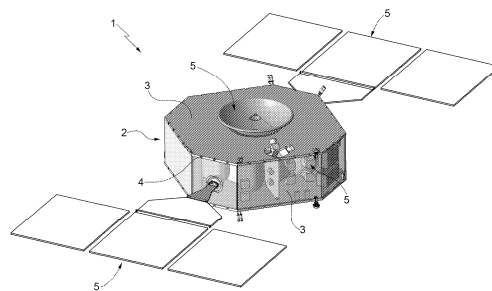
10. Космическая система по п.9, в которой упомянутый соединительный элемент (4) из множества соединительных элементов (4) дополнительно содержит снабженный отверстием тигель (15), который насаживается на винт (13) и имеет поднятую периферийную кромку, образующую посадочное место, в котором частично размещена иницирующая шайба (14), с выступанием в осевом направлении от периферийной кромки снабженного отверстием тигля (15).

11. Космическая система по п.9, в которой иницирующая шайба (14) интегрирована во вторую вставку (7).

12. Космическая система по п.11, в которой вторая вставка (7) образует полость (9), ограниченную боковой стенкой (10) и дном (11), которая находится в контакте с первой вставкой (6), когда два структурных компонента (3) соединены, и в которой сформирован паз (12); дно (11) снабжено на своей стороне, размещенной на кромке соответствующего структурного компонента (3), кромкой, которая согнута по направлению внутрь полости (9) и образует, вместе с дном (11) и боковой стенкой (10), посадочное место (17), в котором частично расположена иницирующая шайба (14) с выступанием в осевом направлении от согнутой кромки дна (11); и причем вторая вставка (7) дополнительно содержит покрывающую, снабженную отверстием пластину (18) для удержания иницирующей шайбы (14) в посадочном месте (17), когда винт (13) зацепляется с резьбовым отверстием (8) первой вставки (7).

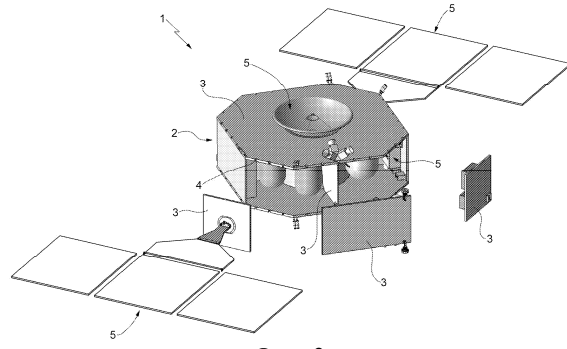


Фиг. 1

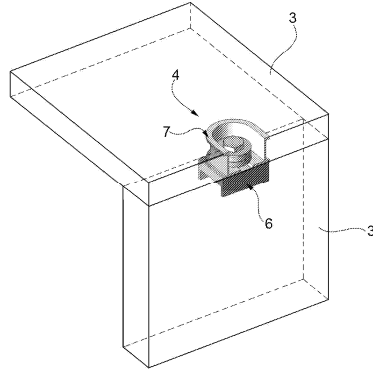


Фиг. 2

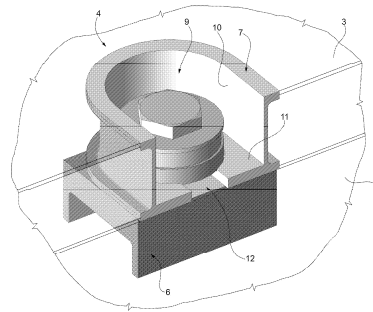
037450



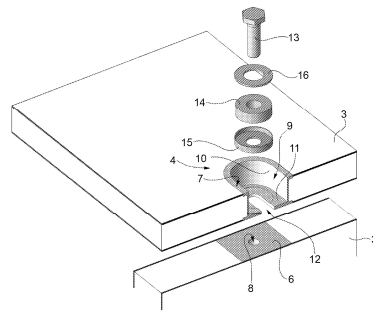
Фиг. 3



Фиг. 4

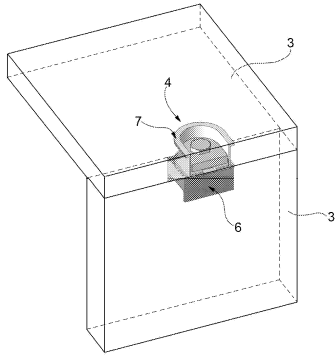


Фиг. 5

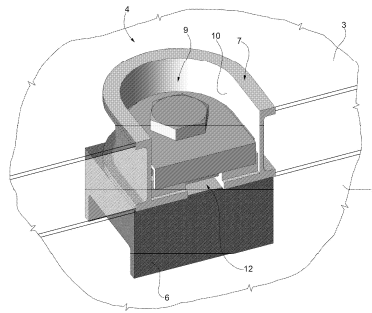


Фиг. 6

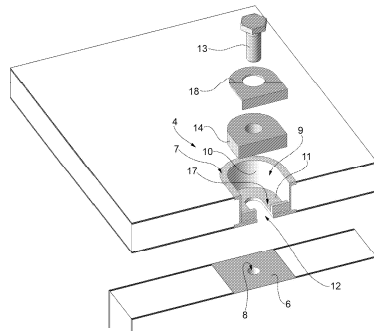




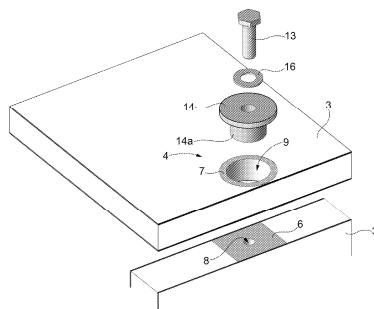
Фиг. 7



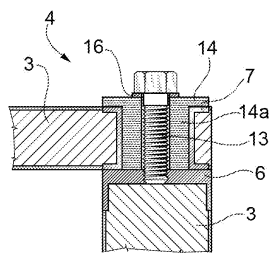
Фиг. 8



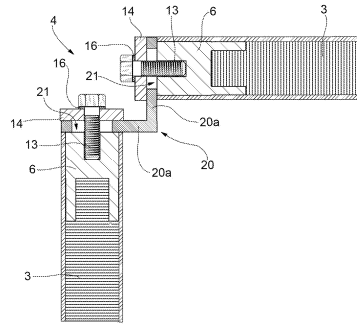
Фиг. 9



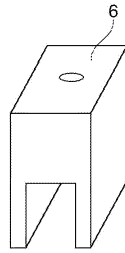
Фиг. 10



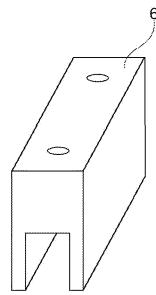
Фиг. 11



Фиг. 12



Фиг. 13



Фиг. 14

