



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2008138539/11, 14.02.2007**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
14.02.2007

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
27.02.2006 FR 0650661

(43) Дата публикации заявки: **10.04.2010** Бюл. № 10

(45) Опубликовано: **10.12.2011** Бюл. № 34

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **DE 7726478 U1, 06.04.1978. US 5092545 A, 03.03.1992. RU 2131384 C1, 10.06.1999. US 3105658 A, 01.10.1963. Экспресс-информация. Астронавтика и ракетодинамика, №11. Межорбитальный транспортный аппарат, маневрирующий в атмосфере Земли. - М.: ВИНТИ, 1982.**

(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на национальной фазе: **29.09.2008**

(86) Заявка РСТ:
EP 2007/051453 (14.02.2007)

(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2007/096289 (30.08.2007)

Адрес для переписки:

**129090, Москва, ул.Б.Спаская, 25, стр.3,
ООО "Юридическая фирма Городисский и
Партнеры", пат.пов. А.В.Мишу, рег.№ 364**

(72) Автор(ы):

**ПЕЙПУДА Венсан (FR),
ЛЕ КУЛЬ Оливье (FR)**

(73) Патентообладатель(и):

АСТРИУМ САС (FR)

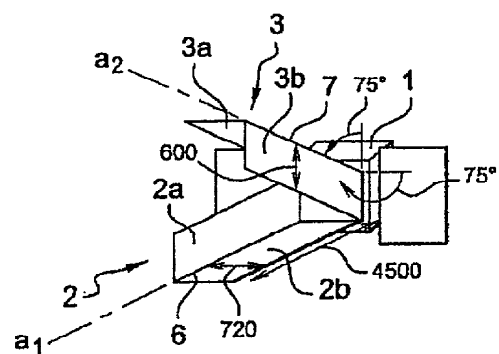
(54) РАЗВЕРТЫВАЕМАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ПОВЕРХНОСТЬ АЭРОТОРМОЖЕНИЯ СПУТНИКА

(57) Реферат:

Изобретение относится к средствам аэродинамического торможения спутника, используемым для снятия спутников с орбиты после окончания срока их службы. Аэродинамическая поверхность (2, 3) спутника (1) предназначена для увеличения поверхности его лобового сопротивления без специальной стабилизации спутника на орбите.

Поверхность содержит один или более элементов, формирующих в развернутом состоянии трехмерную конструкцию в виде по меньшей мере двух панелей (2а, 2б, 3а, 3б), образующих двугранные углы. Каждая пара панелей разворачивается от одной мачты разворачивания, расположенной вдоль ребра (6, 7) соответствующего двугранного угла. Панели (2, 3) образованы плоскими в

развернутом состоянии гибкими мембранами, натянутыми по двум сторонам элементов удержания, перпендикулярных мачте. Технический результат изобретения состоит в уменьшении массы конструкции поверхности аэроторможения, потребляемой для ее развертывания энергии и габаритов в сложенном состоянии, а также в повышении надежности ее использования в конце срока службы спутника. 11 з.п. ф-лы, 9 ил.



Фиг.3А

RU 2 4 3 5 7 1 1 C 2

RU 2 4 3 5 7 1 1 C 2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.

B64G 1/24 (2006.01)**B64G 1/62** (2006.01)**(12) ABSTRACT OF INVENTION**(21)(22) Application: **2008138539/11, 14.02.2007**(24) Effective date for property rights:
14.02.2007

Priority:

(30) Priority:
27.02.2006 FR 0650661(43) Application published: **10.04.2010 Bull. 10**(45) Date of publication: **10.12.2011 Bull. 34**(85) Commencement of national phase: **29.09.2008**(86) PCT application:
EP 2007/051453 (14.02.2007)(87) PCT publication:
WO 2007/096289 (30.08.2007)

Mail address:

**129090, Moskva, ul.B.Spasskaja, 25, str.3, OOO
"Juridicheskaja firma Gorodisskij i Partnery",
pat.pov. A.V.Mitsu, reg.№ 364**

(72) Inventor(s):

**PEJPUDA Vensan (FR),
LE KUL' Oliv'e (FR)**

(73) Proprietor(s):

ASTRIUM SAS (FR)**(54) AERODYNAMIC SURFACE OF SATELLITE AEROBRAKING**

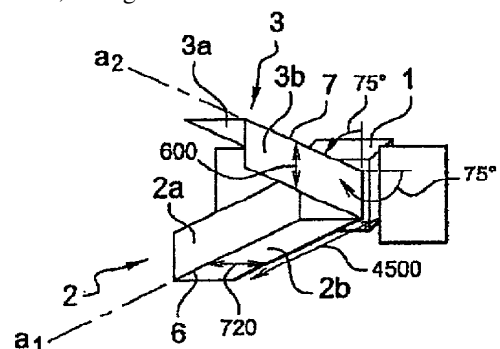
(57) Abstract:

FIELD: transport.

SUBSTANCE: invention relates to means of satellite aerodynamic braking used to deorbit satellites after expiration of their life. Aerodynamic surface 2, 3 of satellite 1 serves to increase satellite drag without special stabilisation in orbit. Proposed surface comprises one or several elements that, when unfolded, make 3D structure made up of at least two panels 2a, 2b, 3a, 3b that form a dihedron. Each pair of panels unfolds from one mast of unfolding arranged along edge 6, 7 of appropriate dihedron. Panels 2, 3 are made up of flat flexible membranes tightened on both sides of retaining elements perpendicular to said mast.

EFFECT: lower weight and power consumption, higher reliability.

12 cl, 9 dwg

**Фиг.3А**

Предлагаемое изобретение относится к аэродинамической поверхности аэроторможения спутника, специально приспособленной для снятия с орбиты спутников после окончания срока их службы.

Спутники, после окончания срока их службы, загромаждают ближний космос и, вследствие того, что на большой высоте давление воздуха является весьма малым, эти спутники, выработавшие свой эксплуатационный ресурс, могут оставаться на орбите на протяжении многих лет, засоряя таким образом космическое пространство и создавая опасность столкновений и разрушения других спутников.

В качестве примера можно сказать, что спутник, для которого отношение площади миделя к его массе составляет примерно от 5 до 6 тысячных долей $\text{м}^2/\text{кг}$ и который находится на орбите, имеющей высоту примерно 700 км, будет существовать примерно 45 лет до того момента, когда он опустится на высоту, на которой он будет разрушен, при том, что некоторые космические агентства задают теперь максимальный срок службы для спутников, выполняющих свою миссию на относительно низких орбитах, составляющий примерно 25 лет.

Без использования средств снятия с орбиты этот максимальный срок службы не позволял бы использование орбиты, высота которой превышает 650 км, для спутника, имеющего упомянутое выше отношение проецируемой площади к его массе.

Агентства, эксплуатирующие спутники, также прилагают определенные усилия для того, чтобы ограничить продолжительность существования этих спутников после окончания срока их службы, предусматривая системы, предназначенные для смещения этих спутников с их орбит с целью последующего снятия их с орбиты или перевода этих спутников на орбиту, отличную от орбиты, соответствующей окончанию срока их службы.

Способы снятия спутников с орбиты основываются на принципе принудительного возвращения спутника в плотные слои атмосферы после окончания срока его службы.

При этом обычно существуют два различных варианта размещения спутников.

Либо, в соответствии с первым типом орбиты, спутник находится на эллиптической орбите, перигей которой располагается в плотных слоях атмосферы. В этом случае снятие спутника с орбиты происходит естественным образом и занимает от нескольких дней до нескольких часов.

Либо, в соответствии с другим типом орбиты, спутник находится на устойчивой орбите, не проходящей через плотные слои атмосферы, и снятие этого спутника с орбиты естественным образом занимает весьма продолжительное время, как об этом уже было сказано в предшествующем изложении.

В случае спутника, выполняющего свою миссию на орбите, для которой время его естественного схождения с орбиты и падения на землю расценивается как слишком продолжительное, наиболее широко распространенным техническим решением, обеспечивающим ускорение схода спутника с орбиты, является понижение высоты его орбиты путем придания этому спутнику импульса движения при помощи двигателей.

Недостаток состоит в том, что необходимо сохранять на борту спутника некоторое количество топлива и энергию, достаточные для того, чтобы обеспечить возможность реализации такого импульса движения, вплоть до поздней фазы существования данного спутника.

Кроме того, в том случае, когда эти двигатели не являются необходимыми для выполнения миссии данного спутника, они образуют ненужный вес при выводе этого спутника на орбиту, а также массу и объем, бесполезные в процессе выполнения этим спутником своей миссии.

Кроме того, использование упомянутого импульса должно осуществляться в тот период, когда данный спутник может обладать уже только остаточной способностью к функционированию, что предполагает для него необходимость сохранения факультативных возможностей пространственного маневра за пределами его
5 нормального срока службы.

Альтернативным средством снятия спутника с орбиты является аэроторможение.

Использование принципа аэроторможения известно, например, из патентного документа US 6550720, в котором описаны средства, позволяющие, в частности,
10 изменять орбиту спутника и переводить полезную нагрузку с геостационарной орбиты, высота которой составляет 36000 км, вплоть до низкой орбиты, и который использует переход нагрузки в верхние слои атмосферы с тем, чтобы сделать его орбиту круговой.

Этот принцип аэроторможения, используемый для изменения орбиты полезной нагрузки или спутника, в то же время был использован в рамках миссии зонда "Mars global surveyor" для придания круговой формы орбите этого зонда, которая в
15 исходном положении была сильно эллиптической, заставляя этот зонд переходить в верхнюю часть марсианской атмосферы.

Кроме того, этот принцип аэроторможения используется для процедур
20 возвращения в атмосферу, где торможение является значительно более резким и требует применения тепловой защиты.

Аэроторможение является достаточно эффективным на тех высотах, где атмосфера является относительно плотной, а для его использования на высотах, более
25 значительных, чем верхние слои атмосферы, необходимо увеличивать поверхность лобового сопротивления спутника, для того чтобы использовать даже весьма малый эффект торможения, обеспечиваемый остаточной частью атмосферы, присутствующей на высоких орбитах.

Для этого в патентном документе US 6550720 описана реализация больших парусов в форме зонтиков, адаптированных для придания устойчивости спутнику и
30 специфического положения этого спутника на его орбите.

Такие паруса оказываются достаточно сложными в использовании вследствие того, что они занимают значительный объем в сложенном состоянии и имеют достаточно
35 большую площадь поверхности.

Например, в патентном документе US 6550720 указано, что для торможения спутника, обладающего массой 600 кг, находящегося на орбите высотой всего
лишь 150 км, необходимо использовать паруса площадью примерно 150 м².

С другой стороны, необходимо предусматривать наличие нескольких стоек или
40 мачт, которые должны разворачиваться для того, чтобы удерживать такие паруса в их развернутом положении.

И наконец, такие паруса функционируют вдоль некоторого предпочтительного направления, в котором данный спутник должен быть стабилизирован, и в том случае,
45 когда спутник ориентирован неблагоприятным образом по отношению к этому парусу или когда спутник вращается в пространстве относительно собственной оси, эффект такого паруса весьма существенным образом снижается.

Для того чтобы использовать подобные паруса, необходимо, таким образом,
50 стабилизировать положение спутника и использовать для этого его собственные системы контроля пространственного положения, что приводит к уже упомянутым в предшествующем изложении проблемам сохранения функций управления и создания тяги на спутнике вплоть до конца срока его существования.

Также была рассмотрена возможность использования солнечных панелей спутников в качестве поверхностей торможения, но эта технология остается слишком громоздкой, тяжелой, сложной в реализации и в ряде случаев оказывается недостаточной для решения поставленных задач.

Предлагаемое изобретение относится к технологии аэроторможения, применяемой для снятия спутников с орбиты, основанной на использовании аэродинамической поверхности, усовершенствованной в том смысле, что устройство аэроторможения остается малогабаритным в сложенном состоянии, нуждается в небольшом количестве энергии для его развертывания, что делает его массу относительно небольшой и дает высокую надежность, обеспечивая возможность его использования в конце срока службы спутника.

Кроме того, аэродинамическая поверхность в соответствии с предлагаемым изобретением предпочтительно разработана так, чтобы функционировать в качестве устройства торможения при любом пространственном положении спутника, и так, чтобы обеспечить возможность исключения необходимости специальной стабилизации спутника, что позволяет исключить увеличение массы этого спутника, а также исключить необходимость сохранения запаса ракетного топлива после окончания миссии данного спутника.

В этих рамках в соответствии с предлагаемым изобретением предусматривается развертываемая аэродинамическая поверхность аэроторможения спутника, которая, как только она развернута, содержит, по меньшей мере, один элемент аэродинамической поверхности, образующий трехмерную конструкцию, имеющую в своем составе по меньшей мере две панели, проходящие по секущим плоскостям и образующие двугранный угол.

Кроме того, эта трехмерная конструкция обладает преимуществом, которое заключается в том, что она обладает достаточно большим эффективным поперечным сечением при любом положении спутника на траектории его движения, что позволяет не предъявлять специальных требований к стабилизации этого спутника на траектории его движения.

В соответствии с предпочтительным способом реализации предлагаемого изобретения упомянутые панели соединяются друг с другом по общему ребру, образованному мачтой развертывания, общей для двух упомянутых панелей.

Другие характеристики и преимущества предлагаемого изобретения будут лучше поняты из приведенного ниже описания примера его реализации, где даются ссылки на приведенные в приложении фигуры, среди которых:

- фиг.1 представляет собой вид в разборе элемента аэродинамической поверхности в соответствии с предлагаемым изобретением;

- фигуры 2А и 2В представляют собой соответственно первый пример реализации аэродинамической поверхности в соответствии с предлагаемым изобретением и ее эффективное сечение;

- фигуры 3А и 3В представляют собой соответственно второй пример реализации аэродинамической поверхности в соответствии с предлагаемым изобретением и ее эффективное сечение;

- фиг.4 представляет собой вид в разрезе мачты развертывания в соответствии с предлагаемым изобретением, образованной трубой, в сложенном положении;

- фиг.5 представляет собой схематический вид мачты, показанной на фиг.4 и образованной развернутой трубой;

- фиг.6 представляет собой вид в разрезе мембраны аэродинамической поверхности

в соответствии с предлагаемым изобретением;

- фиг.7 представляет собой схематический перспективный вид примера реализации спутника, снабженного устройством в соответствии с предлагаемым изобретением.

5 Устройство аэроторможения спутника в соответствии с предлагаемым изобретением, в частности, применяется на спутнике 100, проиллюстрированном на фиг.7 и представляющим собой микроспутник, снабженный солнечными генераторами 109, 110, которые имеют массу порядка 200 кг, среднюю проецируемую
10 площадь порядка $1,5 \text{ м}^2$, либо отношение проецируемой площади к его массе, имеющее величину порядка той, о которой уже было сказано в преамбуле данного описания, и размещенного на орбите, располагающейся на высоте от 650 км до 800 км.

Устройство аэроторможения спутника 1, представленное на фиг.1, имеет в своем составе раздвигаемую аэродинамическую поверхность 2, 3, которая содержит, по
15 меньшей мере, один элемент аэродинамической поверхности, образующий трехмерную конструкцию.

В соответствии с примером реализации, представленным на фиг.2А, упомянутая конструкция имеет в своем составе первый элемент аэродинамической поверхности, содержащий две панели 2а, 2b, проходящие по секущим плоскостям и образующие
20 двугранный угол, и второй плоский элемент этой аэродинамической поверхности.

Две эти панели могут представлять собой панели, реализованные с использованием гибких мембран или жестких мембран, как только они развернуты.

Упомянутые первый и второй элементы аэродинамической поверхности проходят, в соответствии с этим примером реализации, по осям а1, а2, которые являются
25 перпендикулярными осями.

В соответствии с примером реализации, представленным на фиг.3А, первый и второй элементы аэродинамической поверхности содержат, каждый, две панели 2а, 2b, 3а, 3b и располагаются по наклонным осям а1, а2, причем первый элемент 2
30 аэродинамической поверхности ориентирован параллельно первой оси а1 спутника и второй элемент 3 этой аэродинамической поверхности ориентирован параллельно второй оси а2 спутника, отличной от первой оси.

В соответствии с этим примером реализации оба элемента аэродинамической поверхности содержат, каждый, две панели 2а, 2b и 3а, 3b, располагающиеся в виде
35 двугранного угла.

Эти панели содержат общее ребро 6, образованное мачтой разворачивания панелей, общей для двух упомянутых панелей.

В соответствии с каждым из двух этих примеров реализации аэродинамическая
40 поверхность содержит по меньшей мере два отдельных элемента 2, 3 аэродинамической поверхности, однако могут быть рассмотрены варианты использования либо одного, либо более двух упомянутых элементов без выхода при этом за рамки предлагаемого изобретения.

Панели, образующие элементы аэродинамической поверхности, более конкретным
45 образом представлены на фиг.1, где упомянутое общее ребро 6, 7 панелей каждого элемента аэродинамической поверхности образовано мачтой 5 разворачивания элемента аэродинамической поверхности, реализованной в рассматриваемом здесь примере в виде трубы, но которая также может быть выполнена, например, в виде
50 телескопической мачты без выхода за рамки предлагаемого изобретения.

В рамках предлагаемого изобретения по меньшей мере одна из панелей 2, 3 образована гибкой мембраной 4, плоской, как только развернута, и натянутой на по меньшей мере двух своих сторонах или же на трех своих сторонах при помощи

элементов 5, 8, 9 удержания.

Эти элементы удержания содержат жесткую поперечину 9, закрепленную на периферической части упомянутой трубы 5 и удерживающей мембрану 4 отведенной от мачты 5, и по меньшей мере одну точку зацепления, располагающуюся на периферическом конце, по отношению к трубе, кожуха 10, располагающегося на боковой стороне спутника, заключающего в себе мембрану перед ее разворачиванием и от которого эта мембрана 4 разворачивается.

Труба 5 также может содержать дополнительный элемент удержания мембраны.

Для того чтобы обеспечить разворачивание аэродинамической поверхности, в соответствии с частным способом реализации предлагаемого изобретения мачта 5 представляет собой надувную трубу, сложенную гармошкой перед ее разворачиванием.

Предпочтительным образом труба 5 образована прокатом, в частности алюминиевым прокатом, сформированным путем соединения одного листа алюминия и двух листов, изготовленных из материала типа Каптон (зарегистрированная марка). Главным преимуществом такого проката является то, что не требуется никакой другой энергии, кроме давления надувания трубы, и он является достаточно инертным для того, чтобы удовлетворительным образом выдерживать продолжительное хранение как на земле, так и в космосе.

Функция материала Каптон главным образом состоит в защите алюминия в процессе выполнения операций складывания трубы.

Листы материала Каптон приклеиваются с каждой стороны к листу алюминия.

Для обеспечения возможности складывания трубы толщина листа алюминия не превышает 100 микрон, причем толщина листов материала Каптон будет иметь величину порядка нескольких микрон.

Критической фазой для функционирования такой трубы является пластификация, которая следует за ее разворачиванием. В процессе этой пластификации материал подвергается пластическому течению, которое стремится уменьшить складки, то есть потенциальные источники возможного возникновения продольного изгиба, каковыми эти складки являются.

Проблема, которая возникает вследствие цилиндрической геометрии трубы в ее развернутом положении, состоит в том, что в цилиндре, внутри которого создано избыточное давление воздуха, тангенциальное механическое напряжение в два раза превышает продольное механическое напряжение. Таким образом, для того чтобы достигнуть продольной пластификации, обеспечивают создание достаточно большого давления внутри трубы, что приводит к опасности приближения величины тангенциального механического напряжения, воздействующего на трубу, к напряжению разрушения этой трубы. Для исключения всякой опасности окружного разрушения эта труба подкрепляется круговой намоткой 11, позволяющей трубе пластифицироваться в продольном направлении без опасности ее разрыва.

Мембрана 4 в свою очередь складывается гармошкой и размещается в кожухе 10, из которого эта мембрана разворачивается под действием тянущего усилия, воздействующего на нее со стороны мачты или трубы 5 в процессе ее собственного разворачивания.

Материал, выбранный для изготовления этой мембраны, не должен обладать особенно высокими механическими характеристиками по соображениям относительно небольших усилий, которые прикладываются к этой мембране.

Тем не менее этот материал должен удовлетворять следующим требованиям: пригодность для складывания, возможность длительного хранения на орбите и

устойчивость к воздействию факторов космической окружающей среды и к механическим воздействиям на протяжении всего срока службы спутника (вплоть до 50 лет для спутников, находящихся на орбитах, высота которых имеет величину от 700 км до 1000 км), возможность дегазации в соответствии с космическими требованиями, склеиваемость, поверхностная масса на уровне менее 100 г/м², устойчивость к циклическим тепловым воздействиям и относительно небольшая стоимость.

Материал, образующий упомянутую аэродинамическую поверхность, предпочтительным образом представляет собой мембрану 4, и материал, из которого изготовлена эта мембрана, представляет собой многослойный комплекс, содержащий усиливающую решетку 18, погруженную в упомянутый комплекс.

Этот комплекс, в частности, может представлять собой сборку, имеющую в своем составе, если рассматривать этот комплекс в направлении снаружи внутрь, два наружных слоя 14, образованных пленкой двуокиси кремния SiO₂, имеющей толщину порядка 1300 ангстрем, два слоя 15 алюминия, имеющих толщину порядка 1000 ангстрем и охватывающих пленку 16 из материала Каптон, имеющую толщину порядка 12,5 микрон и поверхностную плотность порядка 19 г/м², слой 17 полиэфирного клеящего материала, имеющий толщину порядка 12,5 микрон и поверхностную плотность порядка 19 г/м², а также решетку, имеющую поверхностную массу порядка 30 г/м², погруженную в толщу упомянутой мембраны и предназначенную для того, чтобы противостоять распространению возможных разрывов, связанных с возможными столкновениями с космической пылью, встречающейся на орбите. Для того чтобы обеспечить возможность надлежащего развертывания мембраны 4, упомянутый кожух содержит одну или несколько гибких пластин 8, которые позволяют обеспечить последовательное развертывание мембраны, начиная с развертывания ее верхней части и продолжая это развертывание в направлении вниз.

Для геометрических параметров, определенных на фигурах 2А и 3А, развернутая аэродинамическая поверхность оказывается такой, что ее эффективное сечение при любом положении спутника на траектории его движения остается в соотношении, заключенном в диапазоне между 2,8-кратной площадью проекции спутника перпендикулярно к траектории его движения и примерно 5-кратной упомянутой проецируемой площадью.

На фигурах 2В и 3В представлена проецируемая площадь упомянутой аэродинамической поверхности при различных угловых положениях спутника на его траекторию для размеров, заданных соответственно на фигурах 2А и 3А.

Предлагаемое изобретение не ограничивается описанными в предшествующем изложении примерами его реализации и, в частности, имеются другие возможности для реализации упомянутых мембран, например возможность использования материалов на основе минеральной стеклоткани типа решетки из стекловолокна, погруженной в пленку из материала Тэфлон (зарегистрированная марка), причем упомянутая мачта, в свою очередь, в этом случае может быть реализована в форме, отличной от надувной цилиндрической трубы.

Кроме того, предлагаемое изобретение может быть применено к любому объекту, находящемуся на орбите, в частности, согласно терминологии спутник включает в себя также элементы ракет-носителей или орбитальные конструкции, для которых желательна возможность снятия их с орбиты.

Формула изобретения

1. Развертываемая аэродинамическая поверхность (2, 3) аэроторможения спутника (1), выполненная с возможностью увеличения поверхности лобового сопротивления спутника и функционирования в качестве устройства торможения без стабилизации спутника, отличающаяся тем, что эта аэродинамическая поверхность, как только она развернута, содержит по меньшей мере один элемент аэродинамической поверхности, образующий трехмерную конструкцию, имеющую в своем составе по меньшей мере две панели (2а, 2b, 3а, 3b), проходящие по пересекающимся плоскостям, образующие двугранный угол и развертывающиеся от по меньшей мере одной мачты (5) развертывания, причем панели соединяются между собой по общему ребру (6, 7), образованному мачтой (5) развертывания, общей для двух панелей, и тем, что по меньшей мере одна из упомянутых панелей (2, 3) образована плоской, как только она развернута, гибкой мембраной (4), натянутой по меньшей мере по двум сторонам элементами удержания (5, 8, 9).

2. Развертываемая аэродинамическая поверхность по п.1, отличающаяся тем, что содержит по меньшей мере два отдельных элемента (2, 3) аэродинамической поверхности.

3. Развертываемая аэродинамическая поверхность по п.2, отличающаяся тем, что аэродинамическая поверхность содержит по меньшей мере один первый элемент (2) аэродинамической поверхности, ориентированный параллельно первой оси (a1) спутника, и один второй элемент (3) аэродинамической поверхности, ориентированный параллельно второй оси (a2) спутника, отличной от упомянутой первой оси.

4. Развертываемая аэродинамическая поверхность по п.3, отличающаяся тем, что упомянутые первая и вторая оси (a1, a2) перпендикулярны друг другу.

5. Развертываемая аэродинамическая поверхность по любому из пп.1-4, отличающаяся тем, что панели соединяются между собой по общему ребру (6, 7), образованному мачтой (5) развертывания, общей для двух панелей.

6. Развертываемая аэродинамическая поверхность по п.5, отличающаяся тем, что упомянутые элементы удержания содержат жесткую поперечину (9), закрепленную на периферической части упомянутой мачты (5) и удерживающий мембрану (4) отведенной от мачты (5).

7. Развертываемая аэродинамическая поверхность по любому из пп.1-4, отличающаяся тем, что мембрана (4) сложена в кожухе (10) и разворачивается из этого кожуха.

8. Развертываемая аэродинамическая поверхность по любому из пп.1-4, отличающаяся тем, что мачта (5) представляет собой надувную трубу, сложенную гармошкой перед развертыванием.

9. Развертываемая аэродинамическая поверхность по п.8, отличающаяся тем, что упомянутая труба (5) выполнена из проката.

10. Развертываемая аэродинамическая поверхность по п.9, отличающаяся тем, что прокат содержит алюминиевый лист и листы из каптона, приклеенные с каждой стороны к этому алюминиевому листу.

11. Развертываемая аэродинамическая поверхность по п.9, отличающаяся тем, что прокат усилен при помощи круговой намотки (11).

12. Развертываемая аэродинамическая поверхность по любому из пп.1-4, отличающаяся тем, что материал, образующий мембрану, представляет собой многослойный комплекс, содержащий усиливающую решетку (18), внедренную в

КОМПЛЕКС.

5

10

15

20

25

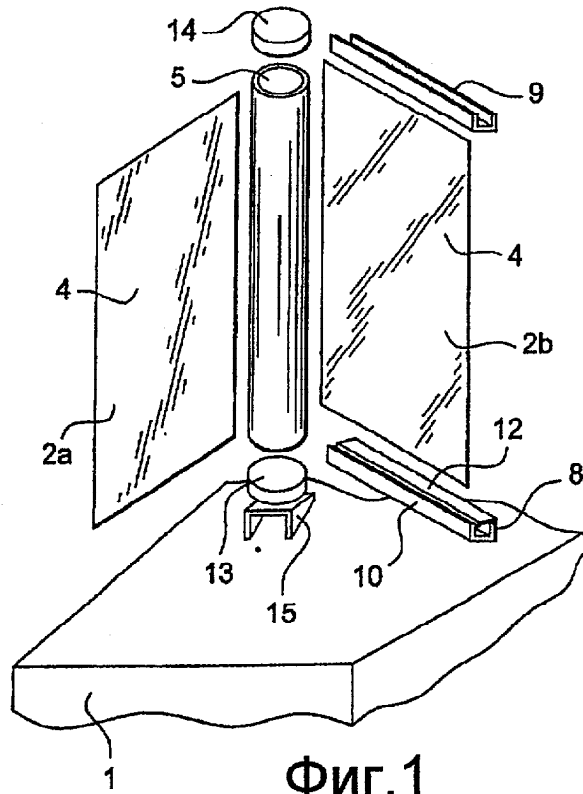
30

35

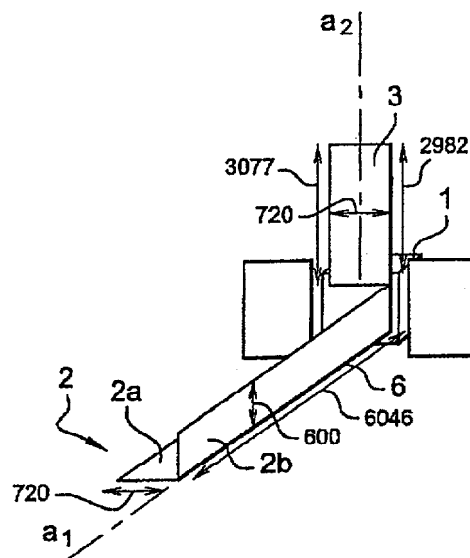
40

45

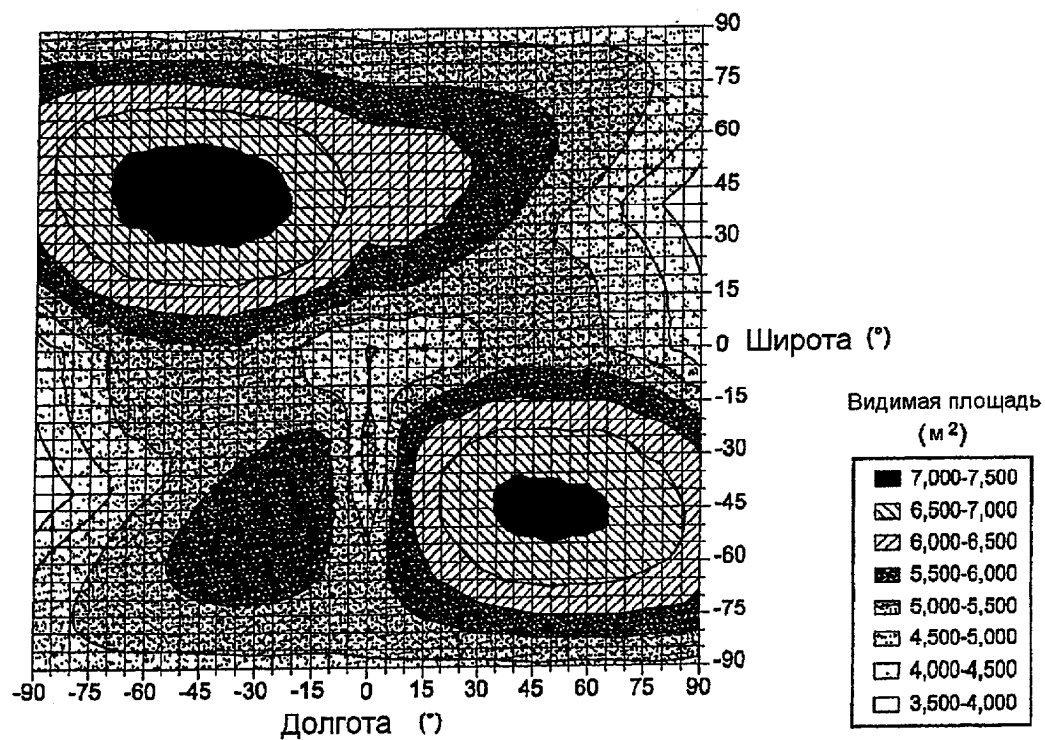
50



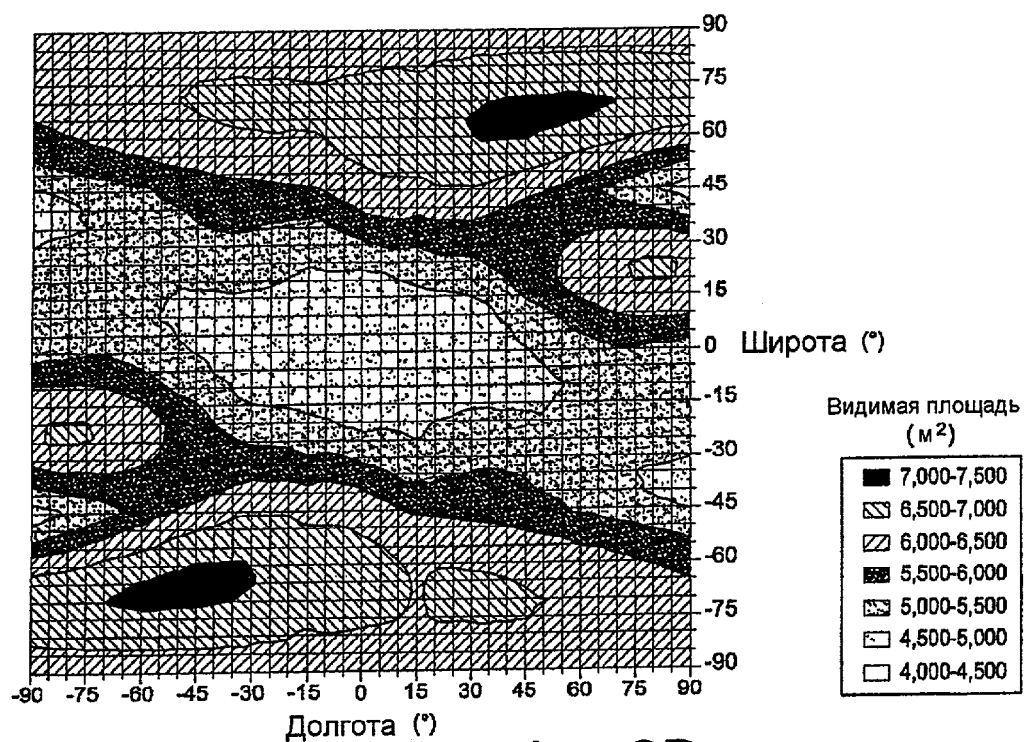
Фиг.1



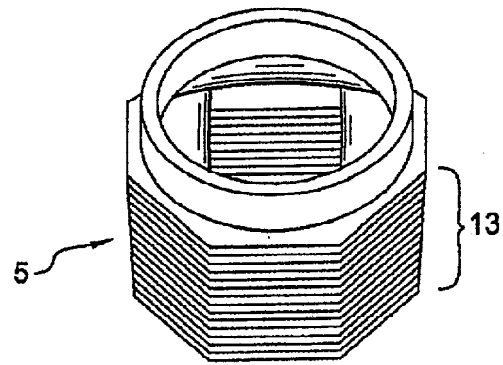
Фиг.2А



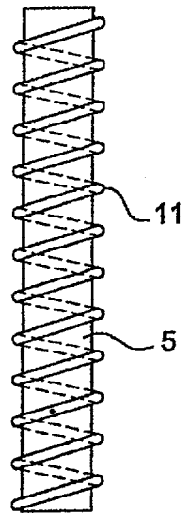
Фиг.2В



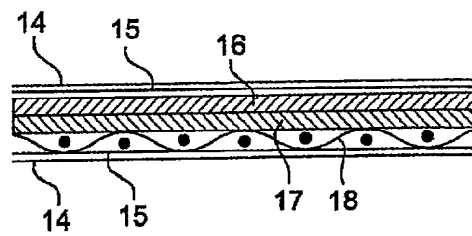
Фиг.3В



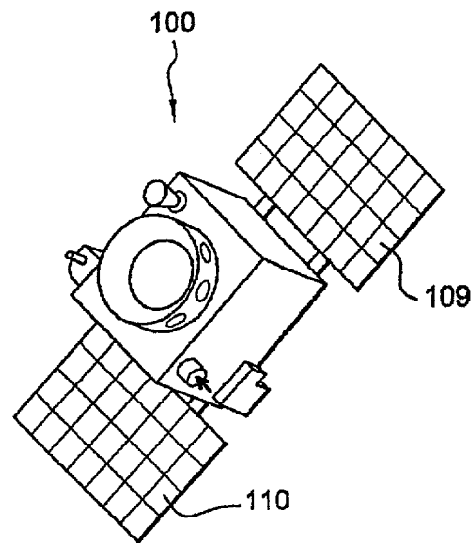
Фиг.4



Фиг.5



Фиг.6



Фиг.7