



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(19) **RU** (11) **2 424 162** (13) **C2**

(51) МПК
B64G 1/22 (2006.01)
B64G 1/10 (2006.01)

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2009116319/11, 28.04.2009

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
28.04.2009

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: 28.04.2009

(43) Дата публикации заявки: 10.11.2010 Бюл. № 31

(45) Опубликовано: 20.07.2011 Бюл. № 20

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **ГВАМИЧАВА А.С., КОШЕЛЕВ В.А.**
Строительство в космосе. Сер.
"Космонавтика, астрономия", 1984/9.
Знание. - М., 1984, с.16-29. RU 2183890 C2,
20.06.2002. RU 2185695 C1, 20.07.2002. RU
2163024 C2, 10.02.2001. RU 2188145 C2,
27.08.2002. RU 2104906 C1, 20.02.1998. US
6194790 A, 27.02.2001. US 4614319 A,
30.09.1986.

Адрес для переписки:
04050, Украина, г. Киев, ул. Герцена, 17-25,
оф.1, АПП "Веполь"

(72) Автор(ы):
**Вобликов Владимир Александрович (RU),
Васильев Владимир Петрович (UA),
Мамеенко Анатолий Федорович (UA)**

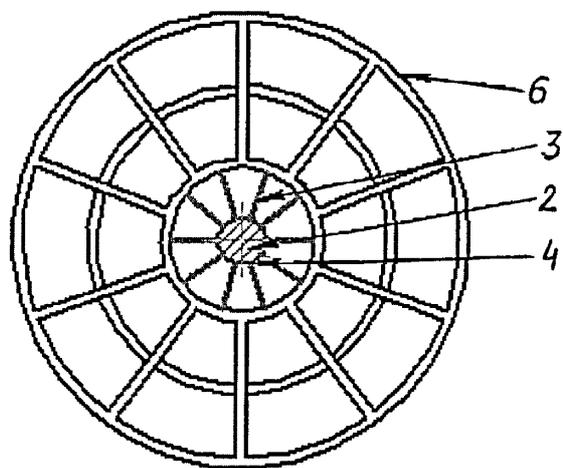
(73) Патентообладатель(и):
**Вобликов Владимир Александрович (RU),
Васильев Владимир Петрович (UA),
Мамеенко Анатолий Федорович (UA)**

(54) КОСМИЧЕСКОЕ ЗЕРКАЛО И СПОСОБ ЕГО РАЗВЕРТЫВАНИЯ В КОСМОСЕ (ВАРИАНТЫ)

(57) Реферат:
Изобретение относится к конструкции и эксплуатации составных частей и оборудования космических аппаратов, в частности искусственных спутников Земли. Согласно первому варианту исполнения космическое зеркало содержит жесткий каркас и гибкую структуру в виде тонкой металлизированной пленки. Каркас имеет жесткую пластину (2) в его центре, от краев которой в радиальном направлении расходятся штанги (3) из легкого сплава. Каркас приклеен к центральной части (кроме центрального отверстия) пленочной основы. В сложенном виде эта основа расположена внутри пространства, образованного пластиной (2) и

штангами (3), сложенными перпендикулярно пластине. По поверхности зеркала со стороны, обращенной к спутнику, расположены каналы в виде тонкостенных шлангов (6). Шланги выполнены из того же материала, что и пленка. Раскрытие зеркала производят, разворачивая штанги (3) в плоскость пластины (2) при помощи шарниров (4) с фиксаторами. В каналы (6) подают газ, в результате чего пленочная основа образует рабочую поверхность зеркала. В другом варианте космического зеркала пленочная основа выполнена с возможностью ее разворачивания путем зарядки металлизированной пленки статическим электричеством. При подаче, например,

отрицательного заряда на пленку электроны концентрируются по ее периметру, создавая натяжение, необходимое для образования рабочей поверхности зеркала. Технический результат изобретения состоит в создании космического зеркала относительно простой и недорогой конструкции, в обеспечении его надежного развертывания в космосе и непрерывного, плавного наведения на движущиеся объекты. 4 н. и 6 з.п. ф-лы, 3 ил.



Фиг.2

RU 2 4 2 4 1 6 2 С 2

RU 2 4 2 4 1 6 2 С 2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

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

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2009116319/11, 28.04.2009**

(24) Effective date for property rights:
28.04.2009

Priority:

(22) Date of filing: **28.04.2009**

(43) Application published: **10.11.2010 Bull. 31**

(45) Date of publication: **20.07.2011 Bull. 20**

Mail address:

**04050, Ukraina, g. Kiev, ul. Gertsena, 17-25,
of.1, APP "Vepol"**

(72) Inventor(s):

**Voblikov Vladimir Aleksandrovich (RU),
Vasil'ev Vladimir Petrovich (UA),
Mameenko Anatolij Fedorovich (UA)**

(73) Proprietor(s):

**Voblikov Vladimir Aleksandrovich (RU),
Vasil'ev Vladimir Petrovich (UA),
Mameenko Anatolij Fedorovich (UA)**

(54) SPACE MIRROR AND METHOD OF ITS DEVELOPMENT IN SPACE (VERSIONS)

(57) Abstract:

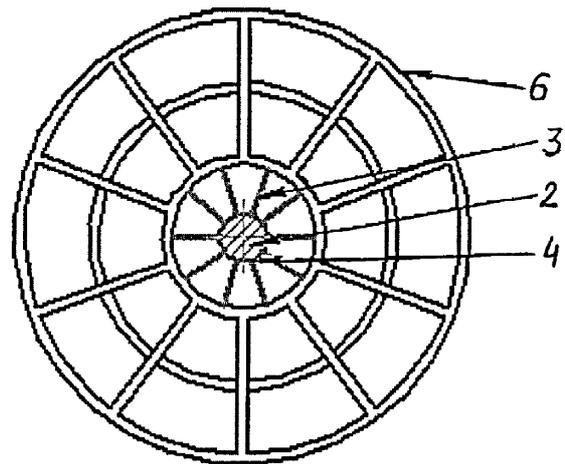
FIELD: transport.

SUBSTANCE: invention relates to design and operation of spacecraft equipment, particularly, artificial Earth satellites. In compliance with first version, space mirror comprises rigid carcass and flexible structure made up of thin metalised film. Carcass has rigid plate 1 at its center and light-alloy bars 3 running radially from plate edges. Carcass is glued to central part (central hole edge) of film substrate. As-folded, said substrate is arranged inside space formed by plate 2 and bars 3 folded perpendicular to plate. Channels made up of thin-wall hoses 6 are made on mirror surface that faces satellite. Said hoses are made from the same material said film is made of. Mirror is unfolded on turning bars 3 in plane of plate 2 by means of hinges 4 with retainers. Gas is fed into channels 6 for film to make mirror operating surface. In compliance with another version, film may be developed on charging metalised film with static electricity. On feeding,

for example, negative charge to film, electrons are concentrated along film edges to create tensioning required to develop mirror working surface.

EFFECT: simple and cheap design, reliable development in space.

10 cl, 3 dwg



Фиг.2

RU 2 424 162 C2

RU 2 424 162 C2

Изобретение относится к космическим средствам, в частности к космическому зеркалу и способу его развертывания в космосе, и может быть использовано как зеркало для отражения солнечных лучей на поверхность Земли - освещения мест катастроф, северных городов, нефтяных и газовых месторождений, теплиц, массовых зрелищ и мероприятий, в качестве антенн радиолокационных станций для исследования дальнего космоса, а также в качестве солнечного паруса.

Известно, что в Японии на территории космического центра Усинура близ Кагосимы состоялся запуск небольшой ракеты S-310-34. На ее борту были два солнечных паруса, сделанных из одной и той же пленки толщиной 7,5 мкм и отличавшихся друг от друга конструкцией системы разворачивания. Первый парус, который раскрывался как цветок клевера, начал разворачиваться на 100-й секунде полета на высоте 122 км над поверхностью Земли. После того, как он успешно раскрылся, и этот процесс был запечатлен бортовой камерой ракеты, парус был отстрелен, и началось разворачивание второй конструкции. Это произошло на 230-й секунде полета на высоте 169 км. Второй парус имел веерную конструкцию, и он тоже успешно раскрылся. После чего ракета, выполнив всю программу полета, упала в море. Все действие продолжалось около 400 секунд.

Это была первая в мире успешная демонстрация солнечного паруса. Все ранее предпринимавшиеся попытки заканчивались неудачами. Например, в 1999 г. круг диаметром 25 м из тонкой металлизированной пленки пытались развернуть космонавты на станции "Мир", но пленка зацепилась за антенну пристыкованного корабля "Прогресс", и парус не развернулся. Потом эксперименты с участием российских ракет "Волна" проводило "Планетное общество", но тоже неудачно. Разрабатывается солнечный парус и в NASA, но там до летных испытаний дело пока не дошло [по материалам SpaceRef].

В данном материале не раскрыты ни конструкция, ни способ ее развертывания.

Известен солнечный парус „Космическая регата“, содержащий поверхность, отражающую солнечный свет, и лазерные лучи света, устройство с приводом ориентации этой поверхности. Отражающая поверхность выполнена на основании необходимой жесткости и удобных очертаний, включая рельефные. Стороны от основания соединены с приводами дистанционного регулирования их длины [RU №2001120839 А, F02К 1/00, 2003].

В указанной заявке, как и в предыдущем материале, не раскрыта конструкция солнечного паруса.

Известен также отражатель, содержащий трансформируемый каркас в виде кольцевых соленоидов с установленными в них кольцевыми маховиками, выполненными из материала с термомеханической памятью формы, а также раскладных стержневых многоугольных рамок, соединяемых с кольцевыми соленоидами при помощи стыковочных узлов. Зеркальная пленочная основа отражателя выполнена в виде полос, прикрепляемых к рамкам через формозадающие элементы и регуляторы натяжения пленки. Указанные элементы могут быть выполнены в виде кольцевых соленоидов с кольцевыми маховиками, несущими на себе полосы пленки и придающими отражателю сложную, например, параболическую форму. Часть полос пленки может соединяться с рамками по схеме управляемых жалюзи при использовании поверхностей отражателя в качестве солнечного паруса. На орбите конструкция отражателя раскрывается за счет эффекта памяти формы кольцевых маховиков, посредством пружинных приводов и фиксаторов стержней рамок, а окончательная форма поверхности пленки и управление ориентацией

отражателя осуществляются раскруткой кольцевых маховиков внутри кольцевых соленоидов и перераспределением суммарного кинетического момента системы между различными кольцевыми маховиками длины [RU №2104906 C1, B64G 1/22, 1998].

Указанная конструкция является достаточно сложной.

5 Наиболее близкой к заявляемой конструкции является бескаркасная конструкция с жесткой и гибкой структурой в виде тонкой пленки (солнечный космический парус или пленочный рефлектор, сетчатое металлическое полотно или пленочные панели
10 солнечных батарей и т.п.), формируемая центробежными силами и уложенная путем спиральной намотки на отдельный единый барабан, закрепленный в центре масс вращения и снабженный управляющим приводом, закрепленным на корпусе летательного аппарата. Бескаркасную конструкцию выполняют прямоугольной, квадратной, треугольной, а также выпукло-вогнутой формы, в виде, например,
15 параболоида или гиперboloида вращения и других произвольных форм, для чего совмещают центр парусности конструкции с центром ее масс.

Указанная бескаркасная конструкция с жесткой и гибкой структурой является достаточно сложной и дорогой.

Наиболее близким к заявляемым способам является способ укладки и
20 развертывания в космосе указанной бескаркасной конструкции. После вывода летательного аппарата в космическое пространство корпус аппарата с конструкцией ориентируют и стабилизируют с помощью ракетных двигателей, расходуя рабочее тело, и закручивают весь аппарат с конструкцией до огромной опасной для
25 конструкции скорости порядка нескольких оборотов в секунду, используя для противовращения разгонный блок носителя или ракетные двигатели. При этом центробежные силы разворачивают парус по инерции, момент которой неуправляем и быстро уменьшается на несколько порядков по мере развертывания конструкции. Конструкция может быть развернута только один раз, а программа тяги солнечного
30 паруса в режиме разгона или торможения заключается в постоянном управлении ориентацией, где половину окружности орбиты плоскость паруса держат перпендикулярно лучам солнца, а другую половину - по их направлению [RU №2002133269A, B64G 1/00, 2004].

Данный способ развертывания в космосе бескаркасной конструкции является
35 сложным, и из-за вращения конструкции усложняется решение задачи непрерывного и плавного наведения „зеркала“ с заданным углом наклона на движущиеся объекты.

В основу изобретения поставлена задача создания космического зеркала, имеющего простую конструкцию и недорогого в изготовлении.

40 Вторая и третья задачи, поставленные в основу изобретения, - это создание простых способов развертывания космического зеркала в космосе, которые давали бы возможность как точной ориентации поверхности космического зеркала в пространстве, так и непрерывного и плавного наведения на движущиеся объекты под заданным углом наклона.

45 Поставленная задача решается тем, что космическое зеркало, имеющее конструкцию с жесткой и гибкой структурой в виде тонкой пленки, согласно изобретению со стороны, обращенной к спутнику, содержит жесткий каркас с жесткой пластиной в его центре, от краев которой в радиальном направлении расходятся
50 легкосплавные металлические штанги, сложенные перпендикулярно жесткой пластине и выполненные с возможностью их раскрытия автоматически механическим способом, жесткий каркас приклеен к центру металлизированной пленочной основы, расположенной в сложенном виде внутри пространства, образованном

5
легкосплавными металлическими штангами и жесткой пластиной и выполненной с
возможностью развертывания и образования рабочей поверхности космического
зеркала, по поверхности космического зеркала со стороны, обращенной к спутнику,
расположены каналы в виде тонкостенных шлангов, выполненных из того же
5 пленочного материала, что и рабочая поверхность, с возможностью подачи в них газа
для развертывания металлизированной пленочной основы и образования рабочей
поверхности космического зеркала.

Диаметр жесткой пластины выполнен меньшим, чем диаметр спутника.

10 Легкосплавные металлические штанги выполнены на пружинных шарнирах с
фиксаторами.

Легкосплавные металлические штанги имеют длину не менее 3 м.

15 Вторая поставленная задача решается тем, что в способе развертывания в космосе
указанного космического зеркала, согласно которому на орбиту Земли выводят
искусственный спутник, состоящий из двух основных модулей - космического зеркала
для отражения солнечных лучей, находящегося в сложенном виде, и собственно
спутника с автоматической системой наведения, спутник стабилизируют в
пространстве, космическое зеркало разворачивают и наводят в пространстве так,
20 чтобы его рабочая поверхность отражала солнечные лучи на заданную точку
поверхности Земли, согласно изобретению раскрывают автоматически механическим
способом сложенные легкосплавные металлические штанги, а в шланги,
расположенные по поверхности космического зеркала, со стороны, обращенной к
спутнику, подают газ, пневматически разворачивая металлизированную пленочную
25 основу для образования рабочей поверхности космического зеркала.

Первая поставленная задача решается также тем, что космическое зеркало,
имеющее конструкцию с жесткой и гибкой структурой в виде тонкой пленки, согласно
изобретению со стороны, обращенной к спутнику, содержит жесткий каркас с жесткой
30 пластиной в его центре, от краев которой в радиальном направлении расходятся
легкосплавные металлические штанги, сложенные перпендикулярно жесткой пластине
и выполненные с возможностью их раскрытия автоматически механическим
способом, жесткий каркас приклеен к центру металлизированной пленочной основы,
расположенной в сложенном виде внутри пространства, образованном
35 легкосплавными металлическими штангами и жесткой пластиной и выполненной с
возможностью развертывания за счет статического электричества и образования
рабочей поверхности космического зеркала.

Диаметр жесткой пластины выполнен меньшим, чем диаметр спутника.

40 Легкосплавные металлические штанги выполнены на пружинных шарнирах с
фиксаторами.

Легкосплавные металлические штанги имеют длину не менее 3 м.

45 Третья поставленная задача решается тем, что в способе развертывания в космосе
указанного космического зеркала, согласно которому на орбиту Земли выводят
искусственный спутник, состоящий из двух основных модулей - космического зеркала
для отражения солнечных лучей, находящегося в сложенном виде, и собственно
спутника с автоматической системой наведения, спутник стабилизируют в
пространстве, космическое зеркало разворачивают и наводят в пространстве так,
50 чтобы его рабочая поверхность отражала солнечные лучи на заданную точку
поверхности Земли, согласно изобретению раскрывают автоматически механическим
способом сложенные легкосплавные металлические штанги, а на металлизированную
пленочную основу рабочей поверхности космического зеркала подают статическое

электричество, получая по периметру рабочей поверхности концентрацию электронов, которые разворачивают ее в рабочую поверхность и при плавном наведении космического зеркала на необходимый угол поворачивают и его центральную часть, выравнивая плоскость космического зеркала в нужном направлении.

5 Преимуществами заявляемых вариантов космического зеркала по сравнению с прототипом являются его простая конструкция и недорогой способ изготовления.

10 Преимущества заявляемых способов по сравнению с прототипом заключаются в простоте развертывания космического зеркала в космосе и возможности как точной ориентации в пространстве, так и непрерывного и плавного наведения на движущиеся объекты. Это становится возможным из-за сравнительно небольшой массы космического зеркала по отношению к его площади и гироскопической стабилизацией спутника наведения либо космической станции в пространстве (платформы).

Изобретение поясняется чертежами.

15 На Фиг.1 изображено космическое зеркало с системой управления и ориентации в пространстве;

на Фиг.2 - конструкция развернутого космического зеркала с пневматическим способом раскрытия; сторона, обращенная к спутнику (вариант первый);

20 на Фиг.3 - конструкция развернутого космического зеркала с электростатическим способом раскрытия; сторона, обращенная к спутнику (вариант второй).

В первом варианте исполнения (Фиг.1) космическое зеркало со стороны, обращенной к спутнику 1, содержит жесткий каркас, имеющий в центре жесткую пластину 2, например, круглой формы, диаметр d_1 которой меньше диаметра d_2 спутника 1. От краев жесткой пластины 2 (в радиальном направлении развернутого космического зеркала) расходятся легкоплавные металлические штанги 3, имеющие длину не менее 3 м, сложенные перпендикулярно жесткой пластине 2 и выполненные с возможностью их раскрытия автоматически механическим способом. Легкоплавные металлические штанги 3 выполнены на пружинных шарнирах 4 с фиксаторами.

30 Жесткий каркас приклеен к центру металлизированной пленочной основы 5, расположенной в сложенном виде внутри пространства, образованном легкоплавными металлическими штангами 3 и жесткой пластиной 2 и выполненной с возможностью 4 развертывания и образования рабочей поверхности, например круглой, космического зеркала.

40 По поверхности космического зеркала со стороны, обращенной к спутнику, расположены каналы в виде тонкостенных шлангов 6, выполненные из того же пленочного материала, что рабочая поверхность, с возможностью подачи в них воздуха для развертывания металлизированной пленочной основы 5.

Способ развертывания в космосе космического зеркала по первому варианту исполнения осуществляют следующим образом.

45 На орбиту Земли выводят искусственный спутник, состоящий из двух основных модулей - космического зеркала 2 для отражения солнечных лучей, находящегося в сложенном виде, и собственно спутника 1 с автоматической системой наведения. Спутник 1 стабилизируют в пространстве. Космическое зеркало разворачивают и наводят в пространстве так, чтобы его рабочая поверхность отражала солнечные лучи на заданную точку поверхности Земли. Автоматически механическим способом 50 раскрывают сложенные легкоплавные металлические штанги 3, а в шланги 6, расположенные по поверхности космического зеркала со стороны, обращенной к спутнику 1, подают газ, пневматически разворачивая металлизированную пленочную основу 5 для образования рабочей поверхности космического зеркала, например,

круглой формы.

Во втором варианте исполнения (Фиг.2) космическое зеркало со стороны, обращенной к спутнику 1, содержит жесткий каркас, имеющий в центре жесткую пластину 2, например, круглой формы, диаметр которой d_1 меньше диаметра d_2 спутника. От краев жесткой пластины 2 (в радиальном направлении развернутого космического зеркала) расходятся легкоплавные металлические штанги 3, имеющие длину не менее 3 м, сложенные перпендикулярно жесткой пластине 2 и выполненные с возможностью их раскрытия автоматически механическим способом. Легкоплавные металлические штанги 3 выполнены на пружинных шарнирах 4 с фиксаторами.

Жесткий каркас приклеен к центру металлизированной пленочной основы 5, расположенной в сложенном виде внутри пространства, образованном легкоплавными металлическими штангами 3 и жесткой пластиной 2 и выполненной с возможностью развертывания за счет статического электричества, образования рабочей поверхности, например круглой формы, космического зеркала.

Способ развертывания в космосе космического зеркала по второму варианту исполнения осуществляют следующим образом.

На орбиту Земли выводят искусственный спутник, состоящий из двух основных модулей - космического зеркала 2 для отражения солнечных лучей, находящегося в сложенном виде, и собственно спутника 1 с автоматической системой наведения. Спутник 1 стабилизируют в пространстве. Космическое зеркало разворачивают и наводят в пространстве так, чтобы его рабочая поверхность отражала солнечные лучи на заданную точку поверхности Земли. Далее раскрывают автоматически механическим способом сложенные легкоплавные металлические штанги 3. На металлизированную пленочную основу 5 рабочей поверхности космического зеркала подают статическое электричество. Электроны, отталкиваясь друг от друга, концентрируются по периметру 7 рабочей поверхности, разворачивая космическое зеркало. При плавном наведении космического зеркала на необходимый угол поворачивается и его центральная часть. Статический заряд по периметру 7 рабочей поверхности выравнивает плоскость космического зеркала в нужном направлении.

Формула изобретения

1. Космическое зеркало, имеющее конструкцию с жесткой и гибкой в виде тонкой пленки структурой, отличающееся тем, что со стороны, обращенной к спутнику, содержит жесткий каркас с жесткой пластиной в его центре, от краев которой в радиальном направлении расходятся легкоплавные металлические штанги, сложенные перпендикулярно жесткой пластине и выполненные с возможностью их раскрытия автоматически механическим способом, жесткий каркас приклеен к центру металлизированной пленочной основы, расположенной в сложенном виде внутри пространства, образованном легкоплавными металлическими штангами и жесткой пластиной и выполненной с возможностью развертывания и образования рабочей поверхности космического зеркала, причем по поверхности космического зеркала со стороны, обращенной к спутнику, расположены каналы в виде тонкостенных шлангов, выполненных из того же пленочного материала, что и рабочая поверхность, с возможностью подачи в них газа для развертывания металлизированной пленочной основы и образования рабочей поверхности космического зеркала.

2. Космическое зеркало по п.1, отличающееся тем, что жесткая пластина выполнена с диаметром меньшим, чем диаметр спутника.

3. Космическое зеркало по п.1, отличающееся тем, что легкоплавные

металлические штанги выполнены на пружинных шарнирах с фиксаторами.

4. Космическое зеркало по п.1 или 3, отличающееся тем, что легкосплавные металлические штанги имеют длину не менее 3 м.

5. Способ развертывания в космосе космического зеркала по п.1, согласно которому на орбиту Земли выводят искусственный спутник, состоящий из двух основных модулей - космического зеркала для отражения солнечных лучей, находящегося в сложенном виде, и собственно спутника с автоматической системой наведения, спутник стабилизируют в пространстве, космическое зеркало
10 развертывают и наводят в пространстве так, чтобы его рабочая поверхность отражала солнечные лучи на заданную точку поверхности Земли, отличающийся тем, что раскрывают автоматически механическим способом сложенные легкосплавные металлические штанги, а в штанги, расположенные по поверхности космического
15 зеркала со стороны, обращенной к спутнику, подают газ, пневматически разворачивая металлизированную пленочную основу для образования рабочей поверхности космического зеркала.

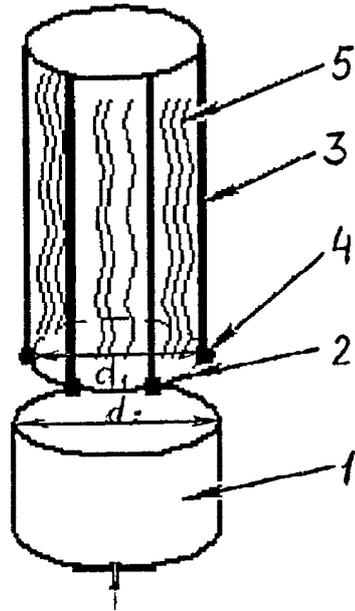
6. Космическое зеркало, имеющее конструкцию с жесткой и гибкой в виде тонкой пленки структурой, отличающееся тем, что со стороны, обращенной к спутнику,
20 содержит жесткий каркас с жесткой пластиной в его центре, от краев которой в радиальном направлении расходятся легкосплавные металлические штанги, сложенные перпендикулярно жесткой пластине и выполненные с возможностью их раскрытия автоматически механическим способом, жесткий каркас приклеен к центру металлизированной пленочной основы, расположенной в сложенном виде внутри
25 пространства, образованном легкосплавными металлическими штангами и жесткой пластиной и выполненной с возможностью развертывания за счет статического электричества и образования рабочей поверхности космического зеркала.

7. Космическое зеркало по п.6, отличающееся тем, что диаметр жесткой пластины
30 выполнен меньшим, чем диаметр спутника.

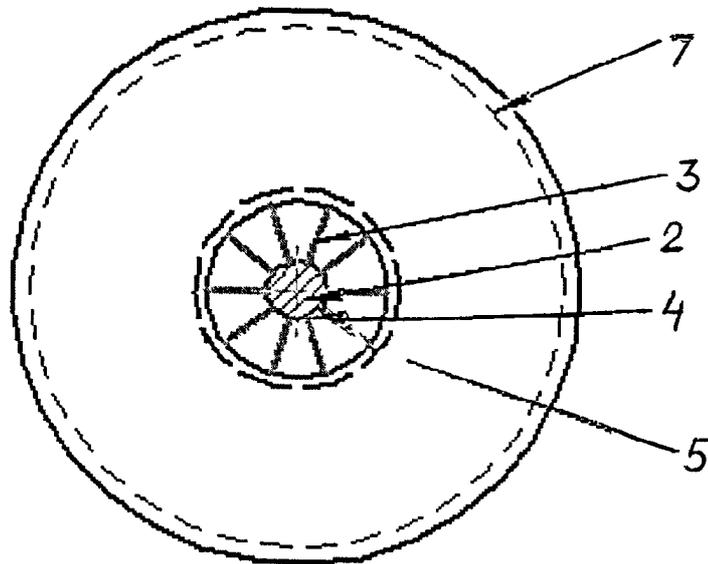
8. Космическое зеркало по п.6, отличающееся тем, что легкосплавные металлические штанги выполнены на пружинных шарнирах с фиксаторами.

9. Космическое зеркало по п.6, отличающееся тем, что легкосплавные металлические штанги имеют длину не менее 3 м.

35 10. Способ развертывания в космосе космического зеркала по п.6, согласно которому на орбиту Земли выводят искусственный спутник, состоящий из двух основных модулей - космического зеркала для отражения солнечных лучей, находящегося в сложенном виде, и собственно спутника с автоматической системой наведения, спутник стабилизируют в пространстве, космическое зеркало
40 развертывают и наводят в пространстве так, чтобы его рабочая поверхность отражала солнечные лучи на заданную точку поверхности Земли, автоматически меняя при этом угол наклона плоскости космического зеркала по отношению к оси стабилизированного спутника, отличающийся тем, что раскрывают автоматически
45 механическим способом сложенные легкосплавные металлические штанги, а на металлизированную пленочную основу рабочей поверхности космического зеркала подают статическое электричество, получая по периметру рабочей поверхности концентрацию электронов, которые разворачивают ее в рабочую поверхность, и при
50 плавном наведении космического зеркала поворачивают его центральную часть на необходимый угол, выравнивая плоскость космического зеркала в нужном направлении.



Фиг.1



Фиг.3