



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ  
УКРАЇНИ

УКРАЇНА

(19) **UA**

(11) **86204**

(13) **U**

(51) МПК

**B64G 1/44** (2006.01)

## (12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

(21) Номер заявки: **u 2013 03654**

(22) Дата подання заявки: **26.03.2013**

(24) Дата, з якої є чинними  
права на корисну  
модель: **25.12.2013**

(46) Публікація відомостей  
про видачу патенту: **25.12.2013, Бюл.№ 24**

(72) Винахідник(и):

**Єршов Артем Олександрович (UA),  
Погоріла Марія Олександрівна (UA),  
Резнік Микола Антонович (UA),  
Кавун Василь Вікторович (UA),  
Воротніков Віталій Анатолійович (UA)**

(73) Власник(и):

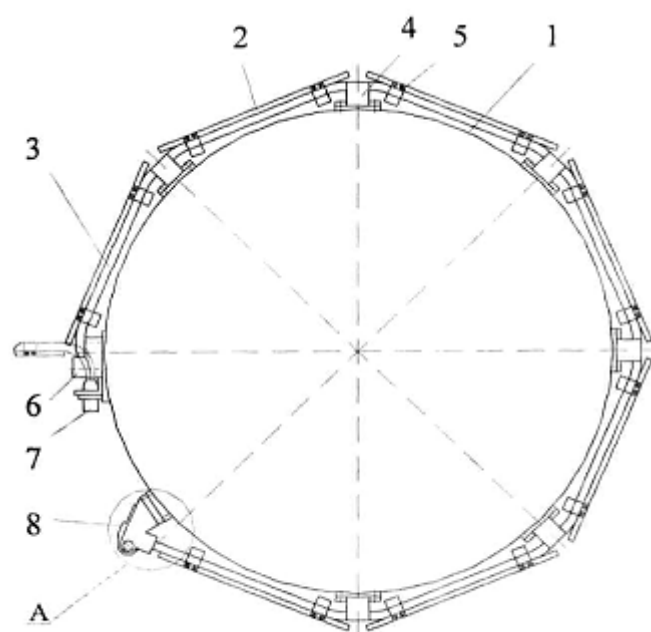
**НАЦІОНАЛЬНА МЕТАЛУРГІЙНА  
АКАДЕМІЯ УКРАЇНИ,  
пр. Гагаріна, 4, м. Дніпропетровськ-5, 49600  
(UA)**

## (54) СОНЯЧНА БАТАРЕЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

(57) Реферат:

Сонячна батарея космічного апарата містить декілька панелей, які послідовно поєднані вузлами кріплення між собою, перша панель споряджена вузлами кріплення до бічної стінки космічного апарата, панелі поєднані з можливістю повороту та у складеному положенні притиснуті до бічних стінок космічного апарата. Батарея оснащена вузлами фіксації панелей до космічного апарата у складеному положенні, вузли кріплення виконані у вигляді прутків, що жорстко прикріплені з обох сторін до панелей, вузли фіксації проміжних панелей виконані у вигляді кронштейнів, які встановлені на бічній стінці космічного апарата, а вузол фіксації кінцевої панелі виконано у вигляді профільованої опори, яка закріплена на зовнішньому боці кінцевої панелі, та у складеному положенні контактує із кінцевим кронштейном, що оснащений фіксатором, причому прутки та фіксатор виконані з матеріалу, який має властивість термомеханічної пам'яті форми.

**UA 86204 U**



Фиг. 1

Корисна модель належить до космічної техніки, а конкретно до конструкції сонячних батарей (СБ) космічних апаратів (КА).

Відома сонячна батарея космічного апарата (патент РФ 2214949 RU B64G1/44, 27.10.2003), яка складається з рами, балки верхніх і нижніх ступок, попарно зв'язаних між собою шарнірами, а рама і балка закріплені на корпусі апарата за допомогою пірозасобів. На внутрішніх торцях верхніх ступок встановлені кронштейни, які зв'язані зі стяжними стрічками, що проходять крізь пірозасоби, які жорстко закріплені на рамі СБ, а на зовнішніх торцях ступок встановлені крюки, поверхні яких взаємодіють з осями підпружинених стяжних елементів, шарнірно закріплених на корпусі апарата, при цьому осі стяжних елементів зміщені назовні відносно осей шарнірів, а на внутрішніх ступках жорстко закріплені шарові опори, які взаємодіють з корпусом КА.

Недоліками аналогу є складність конструкції та значні габарити і вага, окрім того суттєвим недоліком відомої конструкції є необхідність застосування складної системи виведення батарей у робоче положення.

Відома також сонячна батарея космічного апарата (патент РФ 2221731 RU B64G1/44, B64G1/00, 20.01.2004).

Сонячна батарея космічного апарата по даному патенту складається з рами, на котрій закріплена основна пірочка, верхніх і нижніх ступок, попарно зв'язаних між собою і встановлених на рамі, яка жорстко зв'язана з приводом, закріпленим на корпусі космічного апарата. На рамі також встановлена додаткова пірочка, причому штоки основної і додаткової пірочек взаємодіють з коромислом, котре шарнірно зв'язано з кронштейном, жорстко закріпленим на нижній стулці сонячної батареї.

Недоліком даної конструкції є складність, значні габарити і вага, а також необхідність застосування складної системи приведення сонячної батареї у робоче положення.

Відома сонячна батарея (патент РФ 2144890 RU, 27.01.2000), яка має контейнер з кришкою, пакет фотоелектричних панелей, укладених по схемі "гармошка", і щоглу, яка розгортається. Щогла виконана у вигляді ферми, утворена основою контейнера, кришкою і формують формуючими профілями. Одні кінці профілів закріплені на периферії кришки, а інші - на барабанах, при цьому формують формуючі профілі виконані пружними і намотані на барабани, а ферма включає в себе секції, що складаються. Кожна з секцій виконана у вигляді двох лежачих у паралельних площинах прямокутних рамок, з'єднаних між собою формують формуючими елементами і підкосами. Підкоси оснащені замками для жорсткого з'єднання рамок з цими профілями після формування підкосів з транспортного положення в робоче, причому зовнішні кромки суміжних фотоелектричних панелей з'єднані з рамками відповідних секцій ферми, зовнішня кромка першої панелі шарнірно з'єднана з основою контейнера, а зовнішня кромка останньої панелі шарнірно з'єднана з кришкою.

Недоліком даної конструкції є підвищені габарити та нераціональне використання корисного об'єму космічної головної частини ракети носія.

Найбільш близькою до пропонованої сонячної батареї космічного апарата є гібридна сонячна батарея (патент США №5785280 US B64G 1/44, 20.07.1995), яка включає панелі, що у складеному стані розміщені на бічній стінці КА, вилку, яка шарнірно закріплена на бічній стінці КА, першу жорстку панель, що шарнірно з'єднана з вилкою, другу жорстку панель, що шарнірно з'єднана з першою жорсткою панеллю по осі на деякій відстані від вилки, декілька напівжорстких панелей сонячної батареї, шарнірно з'єднаних з першою та другою жорсткими панелями сонячної батареї, приводи для приведення сонячної батареї зі складеного стану в розгорнуте положення (робоче положення). Така конструкція забезпечує зменшення зони, яку займає космічний апарат під обтічником космічної головної частини.

Основним недоліком прототипу є складність та низька надійність конструкції гібридної сонячної батареї, що у першу чергу обумовлено складністю системи фіксації панелей до бічної стінки КА в транспортному положенні сонячної батареї.

Задачею пропонованої сонячної батареї є удосконалення конструкції сонячної батареї шляхом спрощення з'єднання панелей СБ між собою та спрощення фіксації сонячної батареї до КА.

Технічним результатом є підвищення надійності розгортання панелей СБ у робоче положення.

Поставлена задача вирішується за рахунок використання наступних відомих суттєвих ознак: СБ містить декілька панелей, які послідовно поєднані вузлами кріплення між собою, перша панель споряджена вузлами кріплення до бічної стінки космічного апарата, панелі поєднані з можливістю повороту та у складеному положенні притиснуті до бічних стінок космічного апарата, а також за рахунок використання наступних відмінних суттєвих ознак: СБ оснащена вузлами фіксації панелей до космічного апарата у складеному положенні, вузли кріплення

виконані у вигляді прутків, що жорстко прикріплені з обох сторін, вузли фіксації проміжних панелей виконані у вигляді кронштейнів, які встановлені на бічній стінці космічного апарата, а вузол фіксації кінцевої панелі виконано у вигляді профільованої опори, яка закріплена на зовнішньому боці кінцевої панелі, та у складеному положенні контактує із кінцевим кронштейном, що оснащений фіксатором, причому прутки та фіксатор виконані з матеріалу, який має властивість термомеханічної пам'яті форми. При цьому прутки виконані квадратного або прямокутного поперечного перерізу, а фіксатор виконаний у вигляді планки прямокутного перерізу, яка одним кінцем жорстко закріплена до кінцевого кронштейна. Кожен з прутків з обох кінців електрично ізольований втулками та обладнаний роз'ємними струмовідводами.

Технічний результат досягається за рахунок усієї сукупності суттєвих ознак.

Відомо, що сплави з нікеліну титану мають властивість перетворювати теплову енергію в механічну [Патент ФРГ 1288363 МКИ: F036 7/06, НКИ:88д 7/06 "Спосіб та пристрій для перетворення теплової енергії в механічну" від 18.09.1969 р.].

Тому титано-нікелеві сплави, наприклад сплав ТН1-1 ТУ 1-809-102-80, НВО ВІЛС (РФ), що містить ~53,5 % нікелю, деформуються нижче критичної температури сплаву (температури прямого мартенситного перетворення кристалічної решітки сплаву), а потім нагріваються до температури вище критичної температури сплаву, внаслідок чого відбувається зворотне мартенситне перетворення кристалічної решітки сплаву з деформацією тіла, протилежний первісній деформації, яка і використовується для вироблення корисної механічної енергії. Відомо, що для деформації тіла, виконаного із нікеліну титану, нижче критичної температури, необхідно виконати відносно меншу роботу, тоді як тіло, що деформується, у випадку коли воно нагріто до температури вище критичної, приймає свою первісну форму. При цьому можливо отримати механічну роботу, яка більше механічної роботи, що витрачена первісно для його деформації [Тихонов Л.С., Герасимов А.П., Прохорова И.И. Применение эффекта памяти формы в современном машиностроении. – М.: Машиностроение, 1981].

Для пояснення технічної суті пропонованого технічного рішення наведені ілюстрації. На фіг. 1 зображений вигляд зверху КП в транспортному положенні СБ. На фіг. 2 зображено виноску А з фіг. 1 із вузлом кріплення. На фіг. 3 зображений вигляд СБ у робочому положенні.

На бічній стінці космічного апарата 1 встановлені панелі СБ 2 із приводами розгортання 3, кронштейнами 4, бандажними затискачами 5, кріпильним кронштейном 6, електричним з'єднувачем 7, вузлом фіксації 8, опорою 9, кронштейном вузла фіксації 10, фіксатором 11, нагрівачем фіксатора 12, електроізолюючою закінцівкою приводу 13, теплоізолюючим чохлом 14. Привод розгортання 3 виконаний у вигляді прутка прямокутного поперечного перерізу з матеріалу, який має властивість термомеханічної пам'яті форми, наприклад з титано-нікелевого сплаву ТН-1. Приводи розгортання 3 СБ жорстко прикріплені до кожної панелі 2 з обох протилежних боків двома бандажними затискачами 5 та у складеному положенні СБ вкладені в пази кронштейнів 4, які фіксують приводи розгортання 3 СБ до бічної стінки КА 1. У складеному положенні СБ зафіксована до бічної стінки КА вузлом фіксації 8. Перша панель СБ закріплена до КА за допомогою кріпильного кронштейна 6, який оснащений електричними з'єднувачами 7, через які до приводів розгортання 3 від бортової системи живлення КА підводиться постійний електричний струм щільністю 3...4 А/м<sup>2</sup> для приведення СБ з транспортного положення в робоче. З прямолінійного положення приводи розгортання 3, в якому вони нагрівались для отримання заданої мартенситної структури титано-нікелевого сплаву ТН-1, під час їх установки на КА zdeформовані (зігнуті) на кронштейнах 4 з відбудовуванням прямого мартенситного перетворення кристалічної решітки сплаву та зафіксовані фіксаторами 11 в кінці сонячної батареї у вузлах фіксації 8 разом з панелями 2 до бічної стінки КА 1.

Приводи розгортання 3 одним кінцем підключені через з'єднувач 7 до джерела постійного струму системи електропостачання КА, а іншим (в кінці сонячної батареї) вони з'єднані між собою електрично ізольованим дротом. Для виключення нерегульованого нагріву приводів розгортання 3 від Сонця, а також для зменшення теплових втрат при їх нагріві приводи розгортання 3 закриті теплоізолюючими чохлами 14.

Кожний привод розгортання 3 через електроізолюючу закінцівку 13 жорстко прикріплений до опори 9, яка має в верхній частині циліндричну поверхню, а в нижній частині - сферичну. Сферичною поверхнею 9 у вузлі фіксації 8 взаємодіє з конічним одворотом кронштейна вузла фіксації 10, який жорстко прикріплений до бічної стінки КА 1. До кронштейна вузла фіксації 10 прикріплений гвинтами фіксатор 11, виконаний у вигляді пластини з матеріалу, який має властивість термомеханічної пам'яті форми, наприклад з нікеліну титану марки ТН-1. Фіксатор 11 охоплює циліндричну поверхню опори 9 і тим самим утримує привод розгортання 3 сонячної батареї. На фіксаторі 11 нагрівач фіксатора 12.

Робота пропонованої СБ здійснюється наступним чином. Після виведення КА на орбіту і відділення від ракети-носія по команді від системи керування на нагрівачі 12 фіксаторів 11 приводів розгортання 3 від джерела постійного струму системи електропостачання КА. Подається постійна напруга ~28В. Постійний струм, який протікає через нагрівачі 12, призводить до нагріву фіксаторів 11 до температури вище температури зворотного мартенситного перетворення кристалічної решітки титаново-нікелевого сплаву ТН-1 (близько 80 °С). Внаслідок чого фіксатори 11 згадують свою первісну форму і розгинаються до прямолінійного положення та вивільнюють приводи розгортання 3.

По команді від системи керування КА па приводі розгортання 3 від джерела постійного струму системи електропостачання КА подається постійна напруга ~28В. Під дією постійного струму приводи розгортання 3 нагріваються та згадують свою первісну форму і також розгинаються до прямолінійного положення. А панелі сонячної батареї завдяки ньому приймають робоче положення, тобто розташовуються в одній площині.

Застосування для розгортання панелей СБ приводів, що виконані у вигляді прутка, що розгинається при його нагріві, з матеріалу, який має властивість термомеханічної пам'яті форми та застосування для фіксації СБ фіксаторів, що виконані у вигляді пластини, що розгинається при її нагріві, з матеріалу який має властивість термомеханічної пам'яті форми дозволяє суттєво підвищити надійність розгортання панелей СБ у робоче положення.

#### ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

1. Сонячна батарея космічного апарата, що містить декілька панелей, які послідовно поєднані вузлами кріплення між собою, перша панель споряджена вузлами кріплення до бічної стінки космічного апарата, панелі поєднані з можливістю повороту та у складеному положенні притиснуті до бічних стінок космічного апарата, яка **відрізняється** тим, що вона оснащена вузлами фіксації панелей до космічного апарата у складеному положенні, вузли кріплення виконані у вигляді прутків, що жорстко прикріплені з обох сторін до панелей, вузли фіксації проміжних панелей виконані у вигляді кронштейнів, які встановлені на бічній стінці космічного апарата, а вузол фіксації кінцевої панелі виконано у вигляді профільованої опори, яка закріплена на зовнішньому боці кінцевої панелі та у складеному положенні контактує із кінцевим кронштейном, що оснащений фіксатором, причому прутки та фіксатор виконані з матеріалу, який має властивість термомеханічної пам'яті форми.

2. Сонячна батарея космічного апарата за п. 1, яка **відрізняється** тим, що прутки виконані квадратного або прямокутного поперечного перерізу, а фіксатор виконаний у вигляді планки прямокутного перерізу, яка одним кінцем жорстко закріплена до кінцевого кронштейна.

3. Сонячна батарея космічного апарата за п. 1, яка **відрізняється** тим, що кожен з прутків з обох кінців електрично ізолюваний втулками та обладнаний роз'ємними струмовідводами.

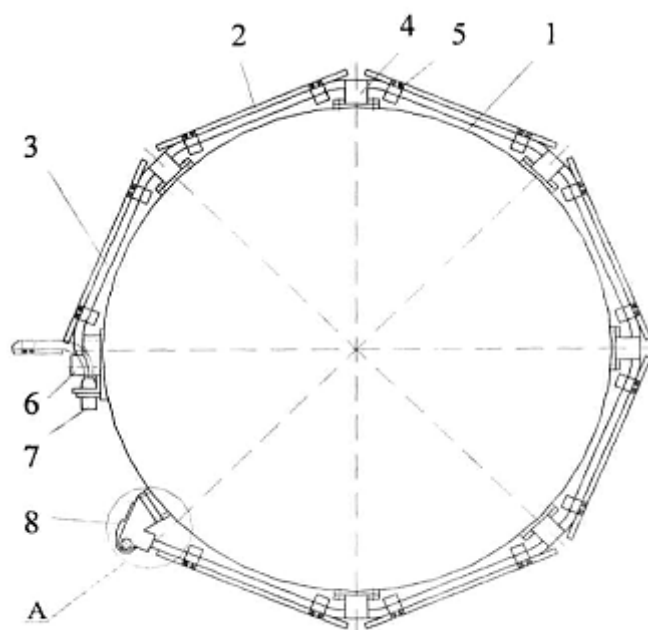


Fig. 1

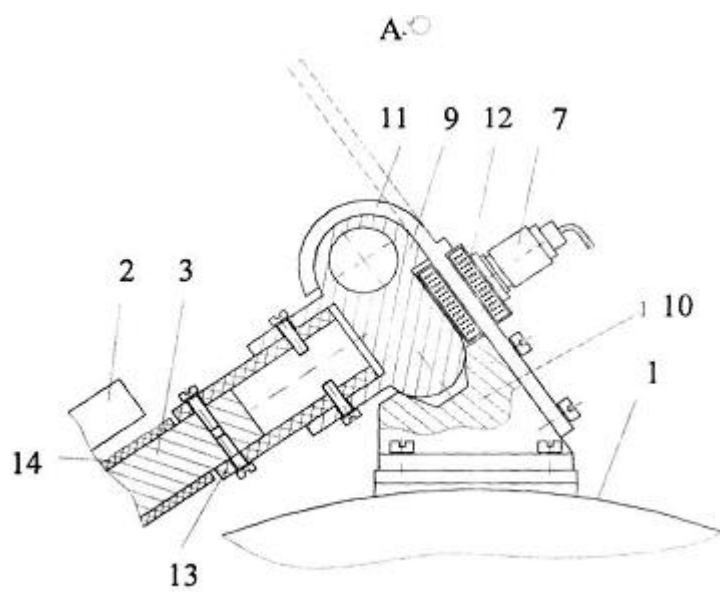


Fig. 2

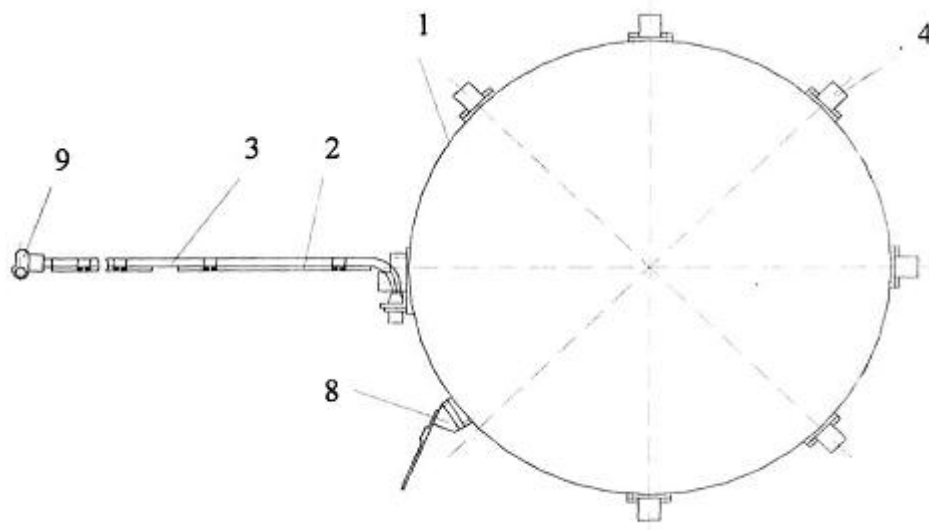


Fig. 3

---

Комп'ютерна верстка Д. Шеверун

---

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Урицького, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

---

ДП "Український інститут промислової власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601