



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **107880** (13) **C2**
(51) МПК
B64G 1/62 (2006.01)

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

(21) Номер заявки: а 2013 09842	(72) Винахідник(и): Алпатов Анатолій Петрович (UA), Палій Олександр Сергійович (UA), Скорік Олександр Дмитрович (UA)
(22) Дата подання заявки: 08.08.2013	
(24) Дата, з якої є чинними права на винахід: 25.02.2015	
(41) Публікація відомостей про заявку: 27.10.2014, Бюл.№ 20	(73) Власник(и): ІНСТИТУТ ТЕХНІЧНОЇ МЕХАНІКИ НАЦІОНАЛЬНОЇ АКАДЕМІЇ НАУК УКРАЇНИ І ДЕРЖАВНОГО КОСМІЧНОГО АГЕНТСТВА УКРАЇНИ, вул. Лешко-Попеля, 15, м. Дніпропетровськ, 49005 (UA)
(46) Публікація відомостей про видачу патенту: 25.02.2015, Бюл.№ 4	(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою: RU 2199474 C2; 27.02.2003 UA 75540 U; 10.12.2012 US 6830222 B1; 14.12.2004 Nock K. T. Gossamer orbit lowering device (GOLD) for safe and efficient de-orbit / K. T.Nock, Gates K. L., Aaron K. M., McDonald A. D. // AIAA/AAS Astrodynamics specialist conference, 2-5 August 2010, Toronto, Ontario, Canada, AIAA 2010 – 782. – C.1-3 FR 1485587 A; 23.06.1967 RU 82679 U1; 10.05.2009 RU 2383476 C1; 10.03.2010 UA 72974 U; 10.09.2012 US 3508724 A; 28.04.1970 US 5158248 A; 27.10.1992

(54) СПОСІБ УСУНЕННЯ МОДУЛЬНИХ ВЕЛИКОГАБАРИТНИХ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ З НАВКОЛОЗЕМНИХ ОРБІТ

(57) Реферат:

Спосіб належить до космічної техніки, а саме до способів усунення модульних великогабаритних космічних об'єктів з навколоземних орбіт шляхом збільшення їх аеродинамічного опору в орбітальному польоті за рахунок утворення зв'язаних з ними надувних оболонок з поперечним перерізом, значно більшим, ніж у об'єктів, що усуваються з орбіти. Кожний конструктивний модуль великогабаритного космічного об'єкта, заздалегідь споряджають згорнутою автономною аеродинамічною системою усунення його з орбіти у вигляді зв'язаних з ним надувних оболонок. При необхідності усунення модульного великогабаритного космічного об'єкта з орбіти його розділяють на конструктивні модулі, з яких його було попередньо складено. Їх аеродинамічні системи вводять в дію після розходження конструктивних модулів на орбіті на відстань, прийнятну для розгортання цих систем. В залежності від поточних умов функціонування великогабаритного космічного об'єкта конструктивні модулі великогабаритного космічного об'єкта відокремлюють та розгортають їх аеродинамічні системи усунення з орбіти вибірково. Винахід дозволяє підвищити надійність та ефективність усунення великогабаритних модульних космічних об'єктів з навколоземних орбіт.

UA 107880 C2

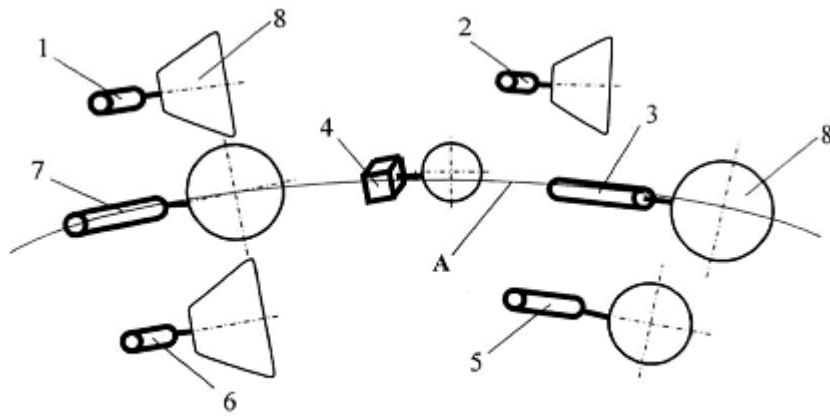


Fig. 4

Спосіб належить до космічної техніки, а саме до способів усунення космічних об'єктів з навколоземних орбіт.

Довготривале існування на орбітах космічних апаратів, що відпрацювали свій ресурс, або що вийшли із ладу, зокрема модульних великогабаритних космічних об'єктів ("Модульное орбитальное средство - орбитальное средство, выполненное из набора модулей или из набора модулей и несущих конструкций с коммуникациями, узлами крепления и стыковки, обеспечивающими его функционирование, целостность конструкции, возможность соединения и разделения модулей, их замену при техническом обслуживании и/или ремонте" [ГОСТ Р 53802-2010 Системы и комплексы космические. Термины и определения. - Действителен от 29.06.10. - М.: Стандартинформ, 2011. - 24 с.]), а також верхніх ступенів ракет-носіїв спричинило створення великої кількості об'єктів техногенного походження, так званого космічного сміття (КС). На січень 2013 р. на низьких навколоземних орбітах знаходилось близько 9500 фрагментів КС [The Orbital Debris Quarterly News. NASA JSC Houston.-2013. - Vol. 17, № 1. - Р. 8.], діаметром більше 10 см. Для вирішення проблеми зростання об'єму КС Міжагентським комітетом по космічному сміттю (МККК) вироблено керівні принципи [IADC Space debris mitigation guidelines [Електронний ресурс]. IADC-2002-01. Revision 1 / Prepared by the IADC Steering Group and WG4 members. - 2003. - September. - 10 р. - Режим доступу: http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs_pub], що рекомендують включати до складу космічних апаратів, що будуть запускатися, системи, котрі по закінченні строку активного існування усунуть космічні апарати у щільні шари атмосфери, або переведуть їх на орбіти поховання.

Системи усунення космічних об'єктів з орбіти можна розподілити на наступні групи [Алпатов А. П. Техногенное засорение околоземного космического пространства / А. П. Алпатов, В. П. Басе, С. А. Баулин, В. И. Бразинский, В. П. Гусынин, Ю. Ф. Даниев, С. А. Засуха. - Днепропетровск: Пороги, 2012. - 380 с, Вениаминов С. С. Космический мусор- угроза человечеству / С.С.Вениаминов, А. М. Червонов. - Москва: Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук, 2012.-191 с, Nock K. T. Removing orbital debris with less risk / K. T. Nock, Aaron K. M., McKnight D. // Journal of spacecraft and rockets, 2013. - Vol. 50, № 2. - Р. 365-379]:

- ракетні двигунні системи;
- аеродинамічні системи усунення (АСУ);
- сонячні вітрильні системи усунення;
- електродинамічні космічні тросові системи.

В [Палий А. С. Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (состояние проблемы) / А. С. Палий // Техническая механика, 2012. - № 1. - С. 94 102., Nock K. T. Gossamer orbit lowering device (GOLD) for safe and efficient de-orbit / K. T. Nock, Gates K. L., Aaron K. M., McRonald A. D. // AIAA/AAS Astrodynamics specialist conference, 2-5 August 2010, Toronto, Ontario, Canada, AIAA 2010-782] показано, що для усунення об'єктів з навколоземної орбіти висотою 200-700 км найбільш ефективним, по критеріях простоти конструкції, відношенню вартості до маси та надійності, є використання АСУ.

Принцип дії АСУ оснований на збільшенні площі перерізу космічного об'єкта на орбіті, що призводить до збільшення його сили аеродинамічного опору і зменшення часу орбітального існування.

АСУ пропонують об'ємної конфігурації у формі конуса, кулі, тора, циліндричної труби, або ж у формі парасольки, парашута та інше. Для виготовлення АСУ пропонується використовувати тонкоплівкові полімерні матеріали різних модифікацій, наприклад Upilex-S, товщиною 25 мкм [Maesen D. C. Development of a generic inflatable de-orbit device for cubesats / E. D. van Breukelen, B. T. C Zandbergen, O. K. Bergsma // 58th International astronautic congress, September 24-28, 2007, Hyderabad, Andhra Pradesh, India, IAC-07-A6.3.06.].

АСУ різних конструктивних схем приведено в ряді джерел інформації, зокрема:

1. Пат. США на винахід 3282539, МПК⁷ В 64 G 1/62. Recovery system / H. W. Wiant.-420836; заявл. 23.12.64; опубл. 01.11.66.
3. Пат. США на винахід 4504031, МПК⁷ В 64 G 1/58. Aerodynamic braking and recovery method for a space vehicle / D. G. Andrews.-353828; заявл. 02.03.82; опубл. 12.03.85.
4. Пат. США на винахід 4832288, МПК⁷ В 64 G 1/62. Recovery system / R. T. Kendall.-76631; заявл. 23.07.87; опубл. 23.03.89.
5. Пат. США на винахід 6264144, МПК⁷ В 64 G 1/14. Material assembly for an inflatable aerodynamic braking device for spacecraft deceleration and the like / J. M. Thornton.-09/520533; заявл. 08.03.00; опубл. 24.06.01.

6. Пат. РФ на винахід 2199474, МПК⁷ В 64 G 1/22. Устройство надувной пассивной системы торможения последней ступени ракеты-носителя / Ю.Н.Майоров, А. Д. Дукин. - 2000131539/28; заявл. 15.12.00; опубл. 27.02.03.

7. Пат. США на винахід 6830222, МПК⁷ В 64 G 1/62. Balloon device for lowering space object orbits / K.T. Nock, A. D.McRonal, K.M.Aaron.-10/394477; заявл. 21.03.03; опубл. 14.12.04.

8. Пат. РФ на винахід 2363627, МПК⁷ В 64 G 1/62. Способ и устройство аэродинамической стабилизации космического аппарата во время спуска на землю / Ж. Мулэн, Э. Муано, М. Прампполини. - 2006144850/11; заявл. 16.05.05; опубл. 10.08.09.

9. Пат. РФ на винахід 243571 1, МПК⁷ В 64 G 1/62. Развертываемая аэродинамическая поверхность аэроторможения спутника / В. Пейпуда, О. Ле Куль. - 2008138539/11; заявл. 14.02.07; опубл. 10.12.11.

10. Пат. України на корисну модель 75540, В 64 G 1/62. Пристрій відведення космічних апаратів з орбіти / А. С. Палій. - u201204438; заявл. 09.04.12; опубл. 10.12.12.

11. Nock K. T. Gossamer orbit lowering device (GOLD) for safe and efficient de-orbit / K. T. Nock, Gates K. L., Aaron K. M., McRonal A. D. // AIAA/AAS Astrodynamics specialist conference, 2-5 August 2010, Toronto, Ontario, Canada, AIAA 2010-782.

12. Nock K. T. Removing orbital debris with less risk / K. T. Nock, Aaron K. M., McKnight D.// Journal of spacecraft and rockets, 2013. - Vol. 50, № 2. - P. 365-379.

13. Землянский Б. А. Современное состояние вопроса о применении технологии надувных элементов конструкции в изделиях ракетно-космической техники, об использовании надувных тормозных устройств в конструкции спускаемых аппаратов и теплозащитные покрытия этих устройств / Б. А. Землянский, А. А. Иванков, С. Н. Устинов, В. С. Финченко // Вестник РФФИ, 2008. - № 1. - С. 37-63.

14. Алексашкин С. Н. Принципы проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов с надувными тормозными устройствами / С. Н. Алексашкин, К. М. Пичхадзе, В. С. Финченко // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина, 2012. - № 2. - С. 4-11.

15. Smith B. P. A historical review of inflatable aerodynamic decelerator technology development [Електронний ресурс] / В. Р. Smith, G. L. Tanner, M. Mahzari, I. G. Clark, R. D. Braun // IEEEAC paper #1276. - Режим доступу: <http://www.ssd.gatech.edu/papers/conferencePapers/IEEE-2010-1276.pdf>.

16. Иванов П. И. Методы введение в действие и поддержание в раскрытом состоянии высотного тормозного аэродинамического устройства / П. И. Иванов, Ю. Г. Мехоношин // Аэродинамика, динамика, баллистика и управление полетом летательных аппаратов, 2009. - № 5. - С. 51-57.

17. LeipoldM. Applications for Inflatable and Deployable Space Structures for In-Orbit Propulsion and Orbital Debris Removal / M. Leipold, C. Kiaser // First European workshop on inflatable space structures: proceedings.

18. Dupuy C. Gossamer technology to deorbit LEO non-propulsion fitted satellite / C Dupuy, O. Le Couls // Proceedings of the 40th Aerospace mechanisms symposium, NASA Kennedy space center, May 12-14, 2010. - P. 301-308.

Конструктивні схеми АСУ, описані в приведених вище джерелах інформації, та способи їх розгортання та застосування є аналогами способу, що заявляється. Всі ці аналоги мають різноманітні недоліки, це, зокрема, значна вага, складність технології виготовлення і розгортання в космосі, особливо АСУ для усунення з орбіти модульних великогабаритних космічних об'єктів, а також низька надійність роботи системи під дією дрібних фрагментів КС.

Найбільш близьким по технічній суті та досягнутому ефекту до способу, що заявляється, є технічне рішення, описане в [Nock K. T. Gossamer orbit lowering device (GOLD) for safe and efficient de-orbit / K. T.Nock, Gates K. L., Aaron K. M., McRonal A. D. // AIAA/AAS Astrodynamics specialist conference, 2-5 August 2010, Toronto, Ontario, Canada, AIAA 2010-782].

Спосіб-прототип являє собою АСУ, виконану у формі надувної з м'якої еластичної оболонки кулі. Автор цього способу, запропонував з його використанням усувати з орбіти висотою ≈ 250 -380 км модульні великогабаритні космічні об'єкти, наприклад орбітальні станції, в тому числі - "Мир" масою 140 тон за допомогою кулі діаметром 182 м, що виконана із полімерної плівки 9 мікрон товщиною з матеріалу "Каптон" (поліімід), з наступними технічними характеристиками: максимальна робоча температура $+300$ °С, щільність $1,42$ кг/м³, модуль пружності 231 МПа [Summary of Properties for Kapton® Polyimide Films [Електронний ресурс]. - Режим доступу: http://www2.dupont.com/Kapton/en_US/assets/downloads/pdf/summaryofpr op.pdf]. Маса такої АСУ складала ≈ 893 кг. Використання такої системи для усунення модульних великогабаритних космічних об'єктів практично неможливе, тому що, по-перше, проблематичне її виготовлення та розгортання в космічному просторі, через те, що її розміри та вага складають величини, значно

більші, ніж прийнятні розміри відомих реально виготовлених та використаних в космосі тонкостінних плівкових космічних об'єктів (наприклад, супутників Echo-1-30,5 м, Echo-2-41м [Jenkins C. H. M. Gossamer spacecraft: membrane and inflatable structures and technology for space Applications, AIAA, Reston (USA), 2001.-586 p.]), запуск та розгортання яких продемонстрували успішне використання надувних тонкоплівкових пристроїв у космосі. А, по-друге, при таких розмірах АСУ різко зростає вірогідність швидкого пробиття оболонки фрагментами КС. Для наочності, авторами способу, що заявляється, проведено розрахунок частоти та часу зіткнення фрагментів КС із оболонкою, що запропонована в способі-прототипі, за співвідношенням:

$$N(t_0) = F \cdot Q(t_0) = 96651,6 \cdot 1746 = 168753693 \text{ зіткнень/рік}$$

де F - площа поверхні АСУ, m^2 ; $Q(t_0)$ - середній потік фрагментів КС, $1/m^2/рік$, на орбітах $H \approx 380$ км.

Період утворення одного отвору в оболонці складає:

$$T = \frac{1}{N(t_0)} \approx 0,375 \text{ с}$$

[Модель космоса: Научно-информационное издание: В 2 т. / Под ред. М. И. Панасюка, Л. И. Новикова. - Т. 2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. - М.: КДУ, 2007. - С. 973.], [Палий А. С. Анализ эффективности устройства аэродинамического торможения космических аппаратов / А. С. Палий // Техническая механика. - 2012. - № 4. - С. 82-90].

Всі перелічені недоліки прототипу, а саме надвеликі габарити і маса, проблематичність виготовлення та швидке порушення цілісності оболонки АСУ дрібними фрагментами КС, усуваються в способі, що заявляється. Спосіб усунення модульних великогабаритних космічних об'єктів з навколоземних орбіт шляхом збільшення їх аеродинамічного опору в орбітальному польоті за рахунок утворення зв'язаних з ними надувних оболонок з поперечним перерізом, значно більшим, ніж у об'єктів, що усуваються з орбіти, який заявляють автори, відрізняється тим, що кожний конструктивний модуль великогабаритного космічного об'єкта, заздалегідь споряджають згорнутими автономними аеродинамічними системами усунення їх з орбіти у вигляді зв'язаних з ними надувних оболонок.

При необхідності усунення модульного великогабаритного космічного об'єкта з орбіти його розділяють на конструктивні модулі, з яких його було попередньо складено, а їх аеродинамічні системи вводять в дію після розходження конструктивних модулів на орбіті на відстань, прийнятну для розгортання цих систем. В залежності від поточних умов функціонування великогабаритного космічного об'єкта конструктивні модулі великогабаритного космічного об'єкта відокремлюють та розгортають їх аеродинамічні системи усунення з орбіти вибірково.

Наприклад, стикувальний модуль орбітальної станції "Мир", масою ≈ 4090 кг [Стыковочный модуль орбитальной станции "Мир" [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://ru.wikipedia.org/wiki/Стыковочный_модуль_орбитальной_станции_«Мир»], з використанням аеродинамічного пристрою усунення його з орбіти з площею перерізу $94 m^2$ (куля, діаметром 30 м), буде усунено з орбіти у щільні шари атмосфери за $t_{сн} \approx 82$ дні, що є прийнятним, маючи на увазі, що рекомендований МККС строк орбітального існування космічних об'єктів повинен складати не більше 25 років [IADC Space debris mitigation guidelines [Электронный ресурс]. IADC-2002-01. Revision 1 / Prepared by the IADC Steering Group and WG4 members.-2003. - September.-10 p. - Режим доступа: http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs_pub].

Реалізація способу, що заявляється, пояснюється кресленнями, де показано: на Фіг. 1 - модульний великогабаритний космічний об'єкт у з'єднаному на орбіті вигляді, на Фіг. 2 - модульний великогабаритний космічний об'єкт у розділеному на орбіті вигляді, на Фіг. 3 - модулі великогабаритного космічного об'єкта, що розійшлися по орбіті на прийнятну для розгортання АСУ відстань, на Фіг. 4 - модулі великогабаритного космічного об'єкта з розгорнутими АСУ.

Модульний великогабаритний космічний об'єкт, що знаходиться на орбіті А, містить модулі 1, 2, 3, 5, 6, 7, що зістиковані з базовим модулем 4 (Фіг. 1).

Спосіб реалізується наступним чином. При необхідності усунення модульного великогабаритного космічного об'єкта (Фіг. 1) з навколоземної орбіти А, він заздалегідь розділяється на окремі модулі (Фіг. 2). Як тільки модулі 1-7 розійдуться по орбіті на відстань, прийнятну для розгортання АСУ (Фіг. 3). АСУ 8 (Фіг. 4) розгортаються, площа перерізу модулів різко збільшується, внаслідок чого збільшується сила аеродинамічного опору модуля, і модулі починають поступово усуватися з орбіти в щільні шари атмосфери.

При необхідності усунення з орбіти окремого модуля великогабаритного космічного об'єкта, він відокремлюється від базового космічного об'єкта, і після віддалення по орбіті на відстань, прийнятну для розгортання АСУ, вона розгортається і модуль усувається з орбіти.

ФОРМУЛА ВІНАХОДУ

1. Спосіб усунення модульних великогабаритних космічних об'єктів з навколоземних орбіт шляхом збільшення їх аеродинамічного опору в орбітальному польоті за рахунок утворення зв'язаних з ними надувних оболонок з поперечним перерізом, значно більшим, ніж у об'єктів, що усуваються з орбіти, який **відрізняється** тим, що кожний конструктивний модуль великогабаритного космічного об'єкта заздалегідь споряджають згорнутою автономною аеродинамічною системою усунення його з орбіти у вигляді зв'язаної з ним надувної оболонки, при необхідності усунення модульного великогабаритного космічного об'єкта з орбіти його розділяють на конструктивні модулі, з яких його було попередньо складено, а їх аеродинамічні системи усунення вводять в дію після розходження конструктивних модулів на орбіті на відстань, прийнятну для розгортання цих систем.
2. Спосіб за п. 1, який **відрізняється** тим, що конструктивні модулі великогабаритного космічного об'єкта відокремлюють та розгортають їх аеродинамічні системи усунення з орбіти вибірково в залежності від поточних умов функціонування великогабаритного космічного об'єкта.

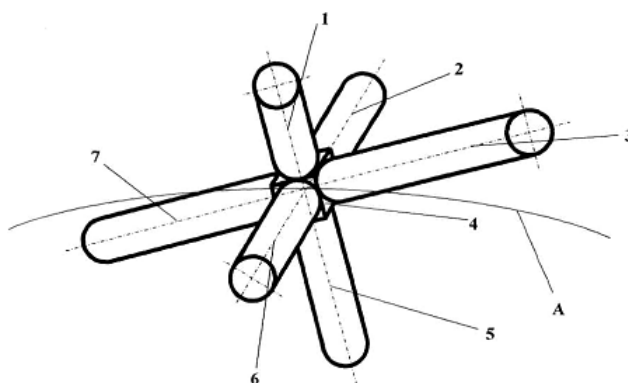


Fig. 1

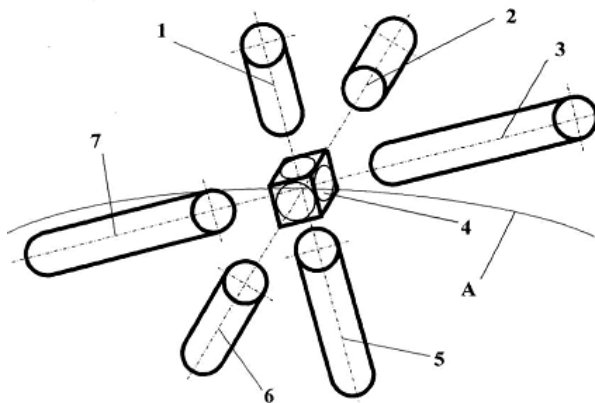


Fig. 2

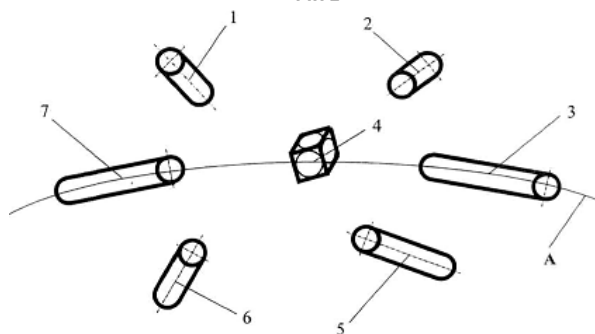


Fig. 3

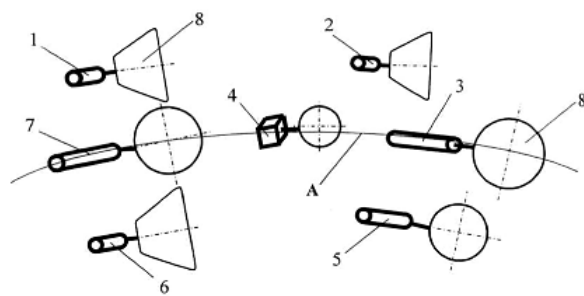


Fig. 4

Комп'ютерна верстка Л. Бурлак

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