



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **113747** (13) **C2**
(51) МПК
B64G 1/62 (2006.01)

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

(21) Номер заявки: **а 2014 07652**
(22) Дата подання заявки: **07.07.2014**
(24) Дата, з якої є чинними права на винахід: **10.03.2017**
(41) Публікація відомостей про заявку: **12.01.2016, Бюл.№ 1**
(46) Публікація відомостей про видачу патенту: **10.03.2017, Бюл.№ 5**

(72) Винахідник(и):
Алпатов Анатолій Петрович (UA),
Пилипенко Олег Вікторович (UA),
Палій Олександр Сергійович (UA),
Скорік Олександр Дмитрович (UA),
Авдєєв Анатолій Миколайович (UA),
Маслей Володимир Микитович (UA),
Макаров Олександр Леонідович (UA),
Маскальов Сергій Ігорович (UA)

(73) Власник(и):
ІНСТИТУТ ТЕХНІЧНОЇ МЕХАНІКИ
НАЦІОНАЛЬНОЇ АКАДЕМІЇ НАУК УКРАЇНИ
І ДЕРЖАВНОГО КОСМІЧНОГО
АГЕНТСТВА УКРАЇНИ,
вул. Лешко-Попеля, 15, м. Дніпропетровськ,
49005 (UA)

(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою:
Одиссей Марс 2001: Атмосферное торможение. [Інтернет публікація] URL:
<http://web.archive.org/web/20081103034020/http://www.astronet.ru/db/msg/1172371>
(збережено Way Back Machine 03.11.2008, знайдено 09.04.2015)
RU 2425711 C2, 10.12.2011
US 4896847 A, 30.01.1990
WO 2010/141124 A1, 09.12.2010
Марс Глобал Сёрвейор: аэродинамическое торможение. 11.09.1997. [Інтернет публікація] URL:
<http://www.astronet.ru/db/msg/1163756>
(знайдено 09.04.2015)
US 6220548 B1, 24.04.2001

(54) СПОСІБ ЗМЕНШЕННЯ ТЕРМІНУ БАЛІСТИЧНОГО ІСНУВАННЯ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ НА НАВКОЛОЗЕМНИХ ОРБИТАХ І КОСМІЧНИЙ АПАРАТ ДЛЯ ЙОГО ЗДІЙСНЕННЯ

(57) Реферат:

Спосіб зменшення терміну балістичного існування космічних об'єктів на навколоземних орбітах шляхом збільшення їх аеродинамічного опору в орбітальному польоті за рахунок трансформації космічного об'єкта і космічний апарат для його здійснення належать до космічної техніки. Для збільшення аеродинамічного опору космічного об'єкта використовують елементи його конструкції, необхідні для функціонування, або їх частини, а саме частини корпусу, просторові антени, панелі системи теплозахисту, сітчасті та мембранні екрани, які в кінці терміну активного існування космічного об'єкта встановлюють зі штатного положення в таке, що забезпечує максимальні коефіцієнт аеродинамічного опору космічного об'єкта та його площу міделя. Космічний апарат для здійснення способу включає супутникову платформу типу кубсат, панелі сонячних батарей та встановлені зовні корпусу теплові екрани системи теплозахисту.

UA 113747 C2

Панелі системи теплозахисту виконано поворотними, а корпус - зсувним, що забезпечує максимальні коефіцієнт аеродинамічного опору космічного об'єкта та його площу міделя.

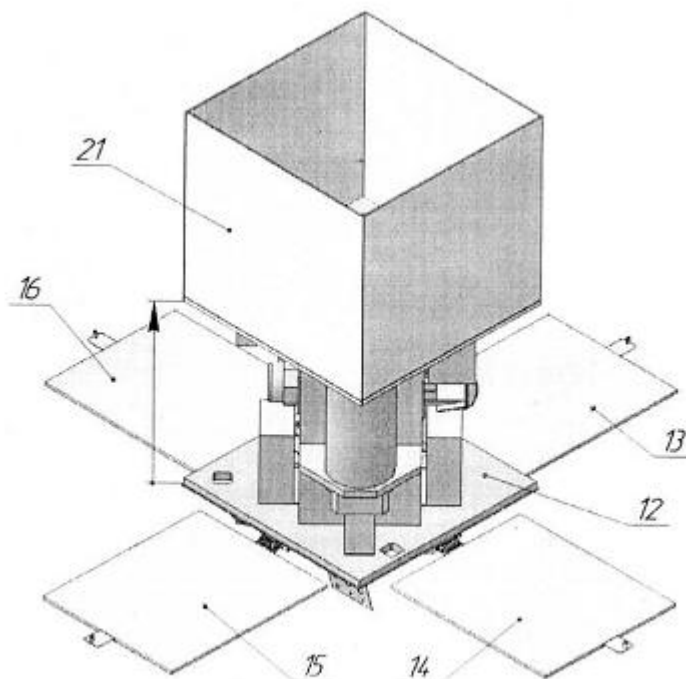


Fig. 8

Спосіб зменшення терміну балістичного існування космічних об'єктів на навколоземних орбітах і космічний апарат для його здійснення належать до космічної техніки, а саме до способів та космічних апаратів для зменшення терміну балістичного існування космічних об'єктів (КО) на навколоземних орбітах з метою недопущення росту на цих орбітах кількості об'єктів, які не виконують корисних функцій - космічного сміття.

На січень 2013 р. на навколоземних орбітах знаходилось біля 9400 об'єктів техногенного походження [The Orbital Debris Quarterly News. NASA JSC Houston. - 2013. - Vol. 17, № 1. - P. 8]. Для запобігання зростанню кількості фрагментів космічного сміття (КС) Міжагентським комітетом по космічному сміттю (МККС) розроблено керівні принципи [IADC Space debris mitigation guidelines [Електронний ресурс]. IADC-2002-01. Revision 1 / Prepared by the IADC Steering Group and WC14 members. - 2003. - September. - 10 p. - Режим доступу: http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs_pub], що рекомендують обмежувати термін балістичного існування відпрацьованих КО в межах 25 років.

Для КО, що рухаються на навколоземних орбітах на висоті 500-900 км, ефективним, з метою зменшення терміну їх балістичного існування, є використання результатів аеродинамічної взаємодії поверхні КО з космічним середовищем.

Відомі способи та космічні апарати, які використовують для виконання завдань зменшення терміну балістичного існування результати аеродинамічної взаємодії КА з навколишнім середовищем шляхом трансформації їх конструкції після закінчення терміну активного існування. Трансформація здійснюється виключно з використанням спеціальних додаткових пристроїв які, як правило, не є необхідними для виконання основних функцій КА.

Для зменшення аеродинамічних і гравітаційних моментів, що збурюють КО, які рухаються на висотах 150-500 км, запропоновано використовувати аеродинамічні компенсатори (АК) в [Кашонов Б.Е. Аэродинамическая компенсация возмущающих моментов, действующих на космический аппарат / Б.Е.Кашонов // Математические методы моделирования в космических исследованиях: сб. науч. трудов / Институт космических исследований, Академия наук СССР. - М.: Наука, 1971. - С. 120-145], які можуть бути виконані у вигляді пластин або тіл іншої форми. АВС встановлюються в потоці таким чином, щоб створювались аеродинамічні моменти, рівні за величиною і протилежні по знаку "нульовим" моментам, що збурюються.

Вперше у світовій практиці використання сил аеродинамічної дії в орбітальному польоті КА для його пасивної аеродинамічної стабілізації було втілено та відпрацьовано на супутнику ДС-МО "Космическая стрела" [Адамчик Л.В. Спутник "Космическая стрела" и его конструктивные особенности / Л.В.Адамчик, Н.А.Жариков, И. М. Поллуксов, В.И.Талан, В.А.Шабохин // Космическая стрела: Оптические исследования атмосферы: сб. статей / Академия наук СССР, Институт физики атмосферы. - М.: Наука, 1974. - С. 13-18]. В роботі [Яскевич Э.П. Выбор формы аэродинамического стабилизатора / Э.П.Яскевич// Космическая стрела: Оптические исследования атмосферы: сб. статей / Академия наук СССР, Институт физики атмосферы. - М.: Наука, 1974. - С. 29-44] показано перевагу аеродинамічного стабілізатора КА у формі зрізаного конуса.

Проект "ДС-МО" отримав назву "Космическая стрела", а реалізований в його конструкції принцип використання сил аеродинамічної взаємодії елементів конструкції супутника з факторами навколишнього космічного простору для забезпечення орієнтації його повздовжньої осі по вектору орбітальної швидкості був в останній час успішно застосований в конструкції КА та проєкті Європейського Космічного агентства GOCE (Gravity Field and Steady-State Ocean Circulation Explorer). [Проект GOCE [Електронний ресурс] / Wikipedia. - Режим доступу: <http://niWikipedia.org/wiki.GOCri>, GOCE: Earth explorers [Електронний ресурс] / ESA. - Режим доступу: <http://www.csa.int/esaLP/EPgoce.html>, GOCE: Sistem Critical Design Review, May, 2005 Alenia Spazio, Torino, Italy. - 28 p. - Режим доступу: http://www.dinel.us.es/util/bajar.php?file=eJwLzozlqZhT_L28rJd_nY6e59necrITOIwnffzOdJZ76p7zOd_N76V72kf3uraH52pOrlXMDEH_BGQB9oWEQ,,&x=48&y=8&r=0].

Орбітальний політ КА GOCE було здійснено в березні 2009 - листопаді 2013 рр. Форма цього супутника та співвідношення геометричних розмірів корпусу (довжина ~5,3 м, площа поперечного перерізу ~1,2 м), а також застосування принципу пасивної аеродинамічної стабілізації з використанням як "оперення" двох протилежно встановлених панелей сонячних батарей та двох додаткових аеродинамічних стабілізаторів забезпечували як мінімальний аеродинамічний опір на номінальній висоті ~255 км і до 160 км, так і ефективну аеродинамічну орієнтацію його повздовжньої осі по вектору орбітальної швидкості [Соболев И. Возвращение "Космической стрелы" / И. Соболев // Новости космонавтики. - 2013. - № 12. - С. 27-29].

В патенті [Пат. РФ на винахід 2180643, МПК⁷ В 64 G 1/34. Способ управления орбитальным космическим аппаратом (варианты) / Э.Х. Тэдрос. - 95121445/28; заявл. 30.11.95; опубл.

20.03.02.] запропоновано спосіб керування орбітальним космічним апаратом шляхом відхилення панелей сонячних батарей з положення їх орієнтації на Сонце, що змінює знак крутильного моменту та створює опір руху супутника навколо центра мас.

Трансформування конструкції КА також було виконано при усуненні з орбіти орбітальної станції "Мир". Інститутом теоретичної та прикладної механіки СВ РАН було запропоновано ряд конфігурацій станції (положення сонячних батарей), що мали малі збурюючі моменти та більший аеродинамічний опір [Важнейшие научные достижения Института теоретической и прикладной механики СО РАН за 2000 год. по комплексной программе "Фундаментальные космические исследования" [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.itam.nsc.ru/about/vnr/vnrOO.php>]. Вздовж траєкторії зниження необхідно було підтримувати фіксоване положення станції, котре забезпечується двигунами орієнтації. Вибір конфігурації (положення сонячних батарей) станції, що забезпечує максимальний опір та мінімальний момент, що збурюється, дозволив скоротити витрати палива на орієнтацію, прискорити зниження та зберегти паливо для основного гальмівного імпульсу.

Також відомий випадок керування орієнтацією КА "Океан-О" [Басе В.П. Молекулярная газовая динамика и ее приложения в ракетно-космической технике / В.П. Басе. - Киев: Наук. думка, 2008. - 272 с]. КА "Океан-О" функціонував на круговій орбіті висотою 670 км в період високої сонячної активності. В процесі експлуатації КА виникали збої в роботі систем орієнтації і стабілізації, зумовлені значущим аеродинамічним збуренням. Форма КА "Океан-О" спричинилася до того, що взаємодія набігаючого потоку з несиметрично розташованою сонячною батареєю площею 32 м² призвела до виникнення значних аеродинамічних збурень. Було запропоновано оптимальну орієнтацію панелі сонячної батареї КА "Океан-О" відносно вектора швидкості набігаючого розрідженого потоку космічного простору, що дозволило операторам центру управління польотом КА компенсувати гравітаційні збурення, що виникали, шляхом повороту сонячної батареї на відповідні кути.

Відомо технічне рішення космічної платформи [Пат. РФ на винахід 2376212, МПК⁷ В 64 G 1/00. Космическая платформа / Н.Н. Иванов, В.В. Маркелов, Г.М. Мураховский, Б.Ф. Нестеров, Ю.Н. Сеченов. - 2008119719/11; заявл. 19.05.08; опубл. 20.12.09.], в якому використано принцип трансформації конструкції космічного апарата. З метою регулювання теплового захисту КА, його бокові панелі виконано поворотними. При проходженні космічним апаратом радіаційних поясів або під час спалахів на Сонці, чи при недопустимій тепловій дії за допомогою приводів розкриття поворотні фрагменти, що установлені на бокових панелях (в зоні відсіку корисного навантаження, розвертаються на шарнірах з приладами, що входять в склад корисного навантаження, всередину каркаса платформи. Після припинення дії несприятливих факторів корисне навантаження переводиться в робоче положення.

Трансформація космічного апарата зі зміною його конструкції описана в способі терморегулювання космічного апарата і пристрої для його здійснення [Пат. РФ на винахід 2329922, МПК⁷ В 64 G 1/50. Способ терморегулирования космического аппарата и устройство для его реализации. 2006128715/11; заявл. 07.08.06; опубл. 27.07.08]. В конструкції системи терморегулювання кожний П-подібний стільниковий панельний блок виконано з додатковими радіаторами-випромінювачами, що розкриваються за допомогою приводів і шарнірів, осі обертання яких розташовано в площині середньої стільникової панелі і паралельно боковим радіаторам-випромінювачам. Додаткові радіатори-випромінювачі розкриваються і закриваються за допомогою електроприводів і блока керування, оснащеного температурними датчиками, встановленими на вказаних середній стільниковій панелі і додаткових радіаторах-випромінювачах.

В 2010 році запущено КА ORROS з аеродинамічною системою усунення (ACU) на борту для відведення його з орбіти протягом 25 років [Stackpole E. De-Orbit Mechanism for a Small Satellites [Электронный ресурс] / E. Stackpole // Presentation for Small spacecraft division of NASA Ames research center, Moffet Field, CA. - Режим доступу: http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2009/I_New_Tech_I/2_Stackpole-Deorbit.pdf.], який має трансформовану з метою зменшення строку балістичного існування конструкцію, елементи якої вводяться в дію після закінчення строку активного існування цього КА. Конструктивно ACU виконано в формі тонкоплівкового полотна прямокутної форми. Розгортання системи пропонується проводити за допомогою пружинного механізму, до якого прикріплена оболонка. По закінченні строку активного існування КА елемент розгортається, при цьому на 60 % збільшується площа поперечного перерізу. В результаті зменшиться балістичний коефіцієнт і час усунення КА буде не більше 25 років.

Також відомий експеримент по спробі розгортання ACU в космічному просторі на польському КА PW-SAT [Wolanski P. PW-SAT first polish satellite [Электронный ресурс] / P.

Wolanski // S&T Subcommittee of COPUOS 15 February 2012. - Режим доступу: <http://www.oosa.unvienna.org/pdf/pres/stsc2012/tech-44H.pdf>], котрий завершився невдало внаслідок збою в системі розгортання АСУ. Конструктивно АСУ було виконано в формі каркасного металевого пристрою, з чотирьох сторін обтягнутого тонкоплівковим матеріалом.

5 Довжина аеродинамічного елемента складала ~1 м, що при його функціонуванні дозволило б скоротити час балістичного існування цього КА до декількох років, на відміну від розрахункових 75 років.

Способи зменшення терміну балістичного існування космічних об'єктів на навколоземних орбітах, описані в приведених вище джерелах інформації і космічні апарати для їх здійснення, є аналогами способу, що заявляється. При цьому слід мати на увазі, що реалізовано поки що способи та системи усунення КА ORJiOS і PW-SAT.

Всі ці аналоги мають недоліки в сенсі забезпечення зменшення строку балістичного існування, зокрема, їх головне призначення - підвищення ефективності роботи систем терморегулювання КА, або ж збільшення моментів інерції КА та підвищення надійності функціонування апаратури КА при збільшенні зовнішнього опромінювання, вони також мають значну додаткову вагу та складні в реалізації.

Найбільш близькими по технічній суті та досягуваному ефекту до способу, що заявляється, є технічні рішення, описані в [Пат. США на винахід № 6220548, МПК⁷ В 64 G 1/50 Deployed equipment modules for satellite architecture improvement. - 09/153416; заявл. 14.09.98; опубл. 24.04.01] та в технічному рішенні описаному в [Пат. РФ на винахід 2412294, МПК В 64 G 1/10. Космическая платформа. - 2008152834/11; заявл. 30.12.08; опубл. 27.01.11]. В [Пат. США на винахід № 6220548, МПК⁷ В 64 G 1/50 Deployed equipment modules for satellite architecture improvement. - 09/153416; заявл. 14.09.98; опубл. 24.04.01] запропоновано використовувати трансформування конструкції космічного апарата для розширення функціональних можливостей космічних апаратів обмеженого об'єму. Конструкцію космічного апарата виконано у вигляді модулів, що розгортаються. Модулі, що розгортаються, можуть бути використані як теплозахист. Обладнання, що залежить від температурного режиму, кріпиться на внутрішній стороні прямокутних модулів, що розгортаються. Обладнання і модулі мають домірні розміри. Як тільки космічний апарат виведено на орбіту, модулі розгортаються за рахунок повороту кожного модуля на 90°, таким чином теплозахисна поверхня направляє до космічного простору. В результаті збільшення площі теплозахисної поверхні збільшується гранично допустима потужність малих, фіксованої форми, космічних апаратів. В іншому конструкторському виконанні теплозахисна конструкція складається із восьми модулів, кожний додатковий модуль розгортається за рахунок повороту на 180°.

В [Пат. РФ на винахід 2412294, МГТК⁷ В 64 G 1/10. Космическая платформа. - 2008152834/11; заявл. 30.12.08; опубл. 27.01.11] на корпусі платформи за допомогою шарнірів встановлені відкидні модулі. Шарніри виконано роз'ємними. Відкидні модулі оснащено поворотними механізмами і виконано у вигляді рам. Елементи кріплення корисного навантаження встановлюються всередині рам на їх ребрах. На рамах відкидних модулів встановлюються додаткові сонячні батареї і елементи кріплення резервних приладів службових систем. Механізми повороту відкидних модулів оснащено електричним приводом. Після виведення космічного апарата на орбіту функціонування, створеного на базі запропонованої космічної платформи, проводиться орієнтація космічної платформи в просторі і переведення відкидних модулів в робоче (орбітальне) положення. Переведення відкидних модулів в робоче (орбітальне положення) проводиться в наступній послідовності:

- під час спрацювання пірозамків порушується утримуючий зв'язок між відкидними модулями та корпусом;

- за допомогою механізмів повороту, що мають електричний або пружинний привод, відкидні модулі на шарнірах обертаються в потрібне положення.

При наявності спалахів на Сонці, чи при недопустимій тепловій дії всі або деякі відкидні модулі за допомогою електроприводів механізмів повороту переводяться в неробоче положення. Як тільки дія даних факторів припинилася, відкидні модулі заново переводяться в робоче положення.

Переведення відкидних модулів в робоче положення за рахунок їх розвороту відносно корпусу збільшує габаритні розміри космічної платформи в поперечному напрямку, що призводить до зростання власного моменту інерції космічної платформи відносно її поздовжньої осі. Це підвищує стійкість космічної платформи під час її знаходження на орбіті в умовах впливу на космічну платформу гравітаційного поля Землі.

За необхідності проведення корекції орбіти з метою зменшення потрібної керівної дії можливе переведення відкидних модулів (всіх або деяких) в неробоче положення. Оснащення

механізмів повороту відкидних модулів електроприводами дозволяє забезпечити переміщення (розворот) кожного відкидного модуля як в прямому, так і в протилежному напрямках.

Розворот відкидних модулів відносно корпусу і встановлення їх в робоче положення призводить до збільшення інерційних характеристик космічного апарата на орбіті функціонування відносно його осей орієнтації, що, в свою чергу, призведе до зменшення кутових швидкостей обертання космічного апарата.

Ці два технічних рішення практично не мають суттєвих відмітних ознак, і кожне з них може бути прототипом рішення, що заявляється. Як прототип вибрано технічне рішення з більш ранньою датою пріоритету, тобто [Пат. США на винахід № 6220548, МПК⁷ В 64 G 1/50. Deployed equipment modules for satellite architecture improvement. - 09/153416; заяви. 14.09.98; опубл. 24.04.01].

Система-прототип являє собою КА, що має у своєму складі відкидні модулі оснащені поворотними механізмами і які виконано у вигляді рам. На відкидних модулях розміщено корисне навантаження. За необхідності проведення корекції орбіти з метою зменшення потрібної керівної дії можливе переведення відкидних модулів (всіх або деяких) в неробоче положення. Оснащення механізмів повороту відкидних модулів електроприводами дозволяє забезпечити переміщення (розворот) кожного відкидного модуля як в прямому, так і в протилежному напрямках. Розворот відкидних модулів відносно корпусу і встановлення їх в робоче положення призводить до збільшення інерційних характеристик космічного апарата на орбіті функціонування, відносно його осей орієнтації, що, в свою чергу, призведе до зменшення кутових швидкостей обертання космічного апарата. При наявності спалахів на Сонці, чи при недопустимій тепловій дії всі або деякі відкидні модулі за допомогою електроприводів механізмів повороту переводяться в неробоче положення. Як тільки дія даних факторів припинилася, відкидні модулі знову переводяться в робоче положення. В системі-прототипі відкидні модулі виконано для подвійного призначення: теплоізоляції і для зменшення кутових швидкостей обертання космічного апарата за рахунок збільшення його інерційних характеристик.

Недоліками цієї системи з огляду зменшення терміну балістичного існування цього КА є те, що модулі виконано відкидними для штатного функціонування КА, додаткового збільшення аеродинамічного опору КА з метою зменшення строку балістичного існування КА по закінченні його строку активного існування не передбачено.

Перелічені недоліки прототипу, а саме забезпечення зменшення строку балістичного існування КА по закінченні строку активного існування шляхом трансформації його конструкції усунуто в способі та КА, які заявляються.

Спосіб зменшення терміну балістичного існування космічних об'єктів на навколоземних орбітах шляхом збільшення їх аеродинамічного опору в орбітальному польоті за рахунок трансформації космічного об'єкта, що заявляють автори, відрізняється тим, що для збільшення аеродинамічного опору космічного об'єкта використовують штатні елементи його конструкції (панелі сонячних батарей, просторові антени, захисні екрани), які в кінці терміну активного існування космічного об'єкта встановлюють зі штатного положення в таке, що забезпечує максимальні коефіцієнт аеродинамічного опору космічного об'єкта та його площу міделя і, як наслідок, зменшення терміну балістичного існування КА.

Реалізація способу та КА, що заявляються, пояснюється кресленнями, де показано: на Фіг. 1 - КА 1 у штатному режимі функціонування, панелі сонячних батарей 2, 4 і просторові антени 3, 5; на Фіг. 2 - КА 1 у режимі відведення з орбіти, причому панель сонячних батарей 2 і антена 3 повернуті таким чином, щоб забезпечити максимальний коефіцієнт аеродинамічного опору; на Фіг. 3 - КА 6, який виконано на базі платформи кубсат, у штатному режимі функціонування, який має у своєму складі панелі сонячних батарей 7 і 8; на Фіг. 4 - КА 6 на базі платформи кубсат у режимі відведення, причому захисні панелі 9 та 10 відкинуто у напрямку, вказаному на Фіг. 4; на Фіг. 5 - КА 6 на базі платформи кубсат у режимі відведення, причому корпус 11 КА 6 зсунуто по його повздовжній осі; на Фіг. 6 - КА 12 виконаний на базі платформи кубсат, наприклад, КА "Січ", який має у своєму складі панелі сонячних батарей 13-16; на Фіг. 7 - КА 12 з відкинутими захисними панелями 17-20 у напрямку, вказаному на Фіг. 7; на Фіг. 8 - зображено КА 12, корпус 21 якого зсунуто по повздовжній осі.

Спосіб реалізується наступним чином. КА 1 (Фіг. 1) функціонує в штатному зорієнтованому на орбіті режимі, панелі сонячних батарей 2, 4 і просторові антени 3, 5 виконують свої основні функції. Як тільки у КА 1 закінчується термін його активного існування, він починає функціонувати в неорієнтованому режимі. Для збільшення коефіцієнта аеродинамічного опору і, як наслідок, зменшення терміну балістичного існування КА 1, пропонується використовувати елементи його конструкції, які в штатному режимі не призначалися для виконання цієї функції, а

саме панель сонячної батареї 2 і антени 3, 5 повертаються у напрямку вказаному на Фіг. 2 стрілкою.

На даний момент для виконання простих космічних місій широко використовується платформа КА типу кубсат, що складається з одного модуля кубічної форми, або з їх комбінації.

5 Дана конфігурація охоплює класи по масі КА від наносупутників до середніх супутників. Існує потреба в зменшенні терміну балістичного існування КА, виконаних на базі платформи кубсат, по закінченні їх терміну активного існування. За допомогою способу, що заявляється, можливе зменшення терміну балістичного існування цих КА. Так, наприклад, КА 6 (фіг.3), який виконано у формі призми із набору модулів кубічної форми, функціонує на орбіті в штатному режимі з розгорнутими панелями сонячних батарей 7, 8. Як тільки закінчиться термін активного існування КА 6, і він перейде до режиму неорієнтованого польоту, для зменшення терміну його балістичного існування елементи конструкції 9 і 10 КА 6, які не використовуються в штатному режимі його функціонування, відкидаються на 90° у напрямку, вказаному на Фіг. 4 стрілками. Таким чином збільшується площа перерізу КА і, як наслідок, зменшується термін його 10 балістичного існування. Якщо зменшення терміну балістичного існування за рахунок відкидання елементів конструкції 9 і 10 недостатнє, для його зменшення пропонується корпус 11 КА 6 виконувати зсувним і зсувати його у напрямку, вказаному на Фіг.5 стрілкою.

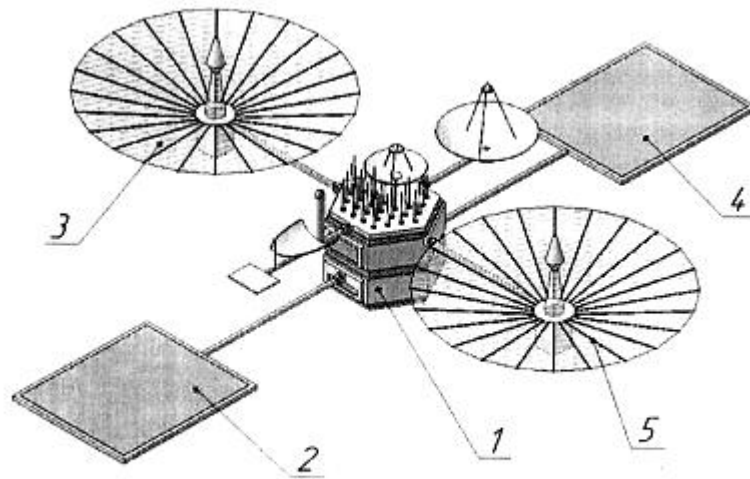
Також спосіб, що заявляють автори, пропонується використовувати на КА 12 (Фіг. 6) типу кубсат середнього класу по масі, наприклад, КА Січ-2-1. Так, КА 12 з розгорнутими панелями сонячних батарей 13-16 функціонує у штатному зорієнтованому на орбіті режимі. По закінченні терміну активного існування КА 12 починає функціонувати в неорієнтованому на орбіті режимі, розрахунковий термін його балістичного існування при цьому складає біля 70 років. Для зменшення терміну балістичного існування КА 12 пропонується панелі системи теплозахисту 17-20 (Фіг. 7) виконувати попарно поворотними зі штатного положення на 90° для панелей 18 і 20, а для панелей 17 і 19 на 180°. Якщо для зменшення терміну балістичного існування КА 12 відкидання панелей системи теплозахисту 17-20 недостатнє, для його зменшення пропонується корпус 21 виконувати зсувним і зсувати його у напрямку, вказаному на Фіг. 8 стрілкою.

Таким чином, при використанні способу, що заявляється, немає потреби у використанні складної системи відведення КА з орбіти, зменшення терміну його балістичного існування після закінчення терміну його активного існування. Для зменшення терміну балістичного існування КА пропонується використовувати штатні елементи його конструкції, наприклад частини корпусу, просторові антени, панелі сонячних батарей, просторові антени, сітчасті та мембранні екрани та ін. Так, за допомогою способу, що заявляється, термін балістичного існування КА, типу кубсат, середнього класу по масі, наприклад КА "Січ", зменшиться з розрахункового терміну 70 років майже в два рази, що задовольняє рекомендації Міжагентського комітету по космічному сміттю, який рекомендує по закінченню терміну активного існування КА мінімізувати термін його балістичного існування.

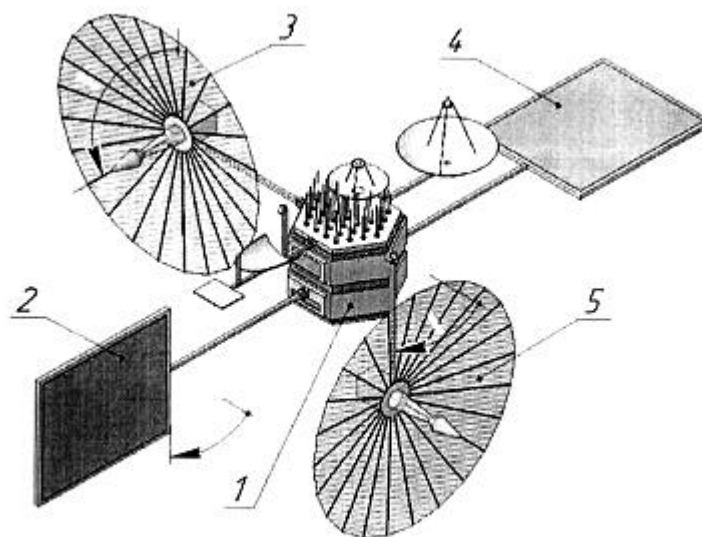
ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

40 1. Спосіб зменшення терміну балістичного існування космічних об'єктів на навколоземних орбітах шляхом збільшення їх аеродинамічного опору в орбітальному польоті за рахунок трансформації космічного об'єкта, який **відрізняється** тим, що для збільшення аеродинамічного опору космічного об'єкта використовують елементи його конструкції, необхідні 45 для функціонування, або їх частини, а саме частини корпусу, просторові антени, панелі системи теплозахисту, сітчасті та мембранні екрани, які в кінці терміну активного існування космічного об'єкта встановлюють зі штатного положення в таке, що забезпечує максимальні коефіцієнт аеродинамічного опору космічного об'єкта та його площу міделя.

2. Космічний апарат для здійснення способу за п. 1, який включає супутникову платформу типу 50 кубсат, панелі сонячних батарей та встановлені зовні корпусу теплові екрани системи теплозахисту, який **відрізняється** тим, що панелі системи теплозахисту виконано поворотними, а корпус - зсувним, що забезпечує максимальні коефіцієнт аеродинамічного опору космічного об'єкта та його площу міделя.



Фиг. 1



Фиг. 2

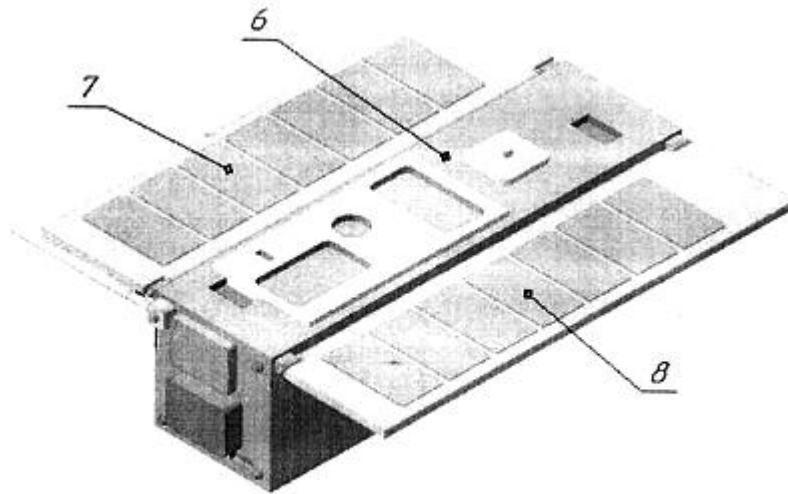


Fig. 3

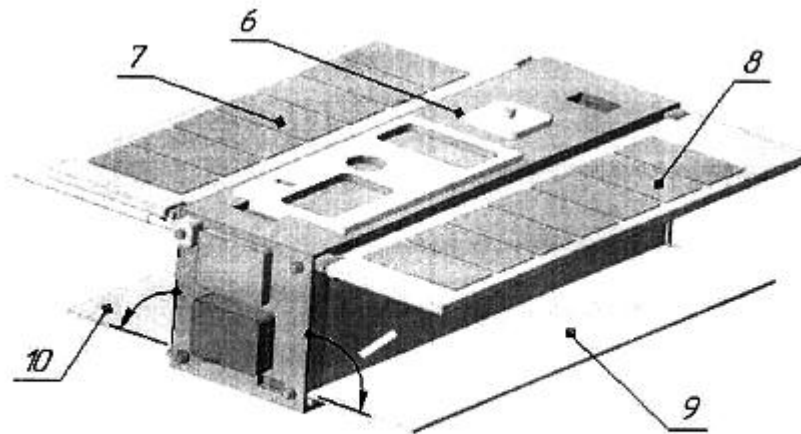
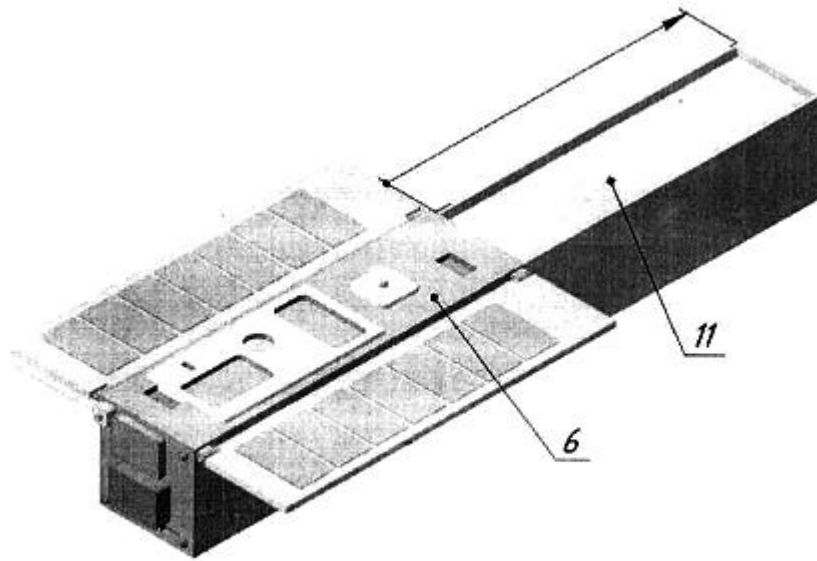
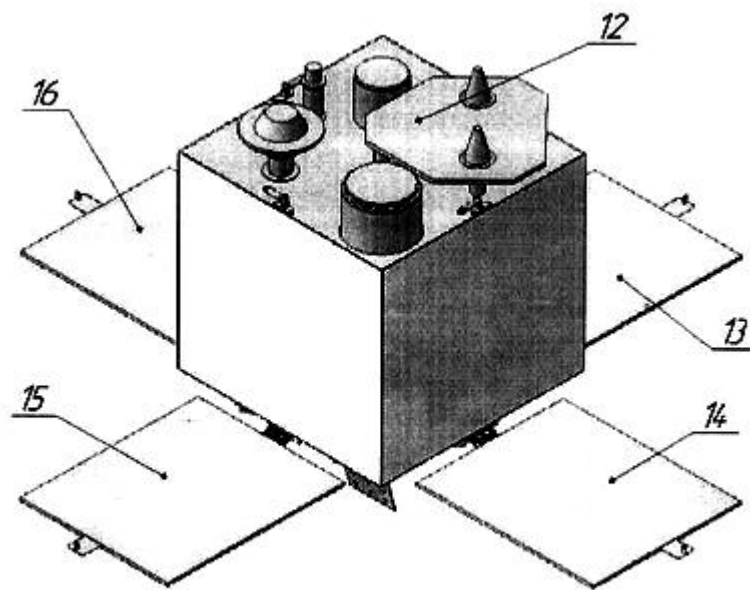


Fig. 4



Фиг. 5



Фиг. 6

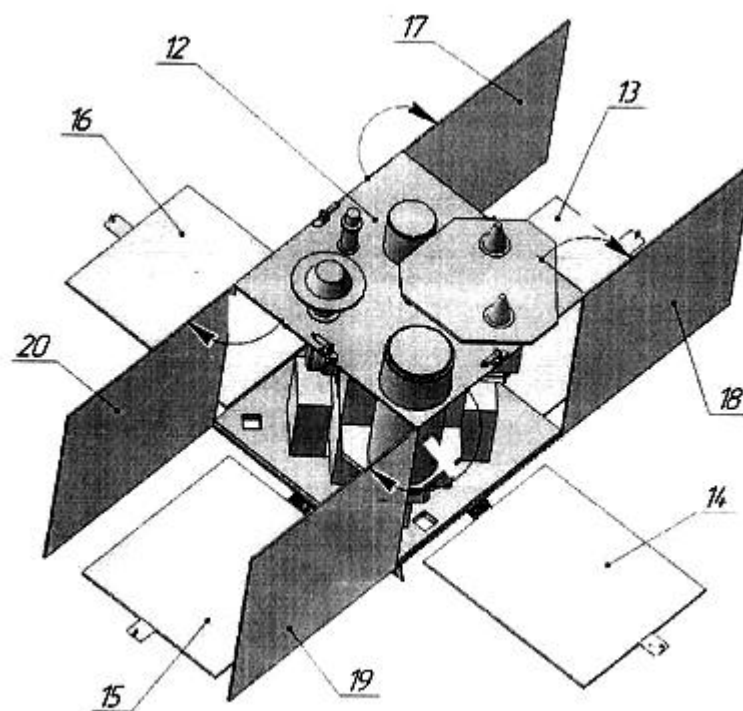


Fig. 7

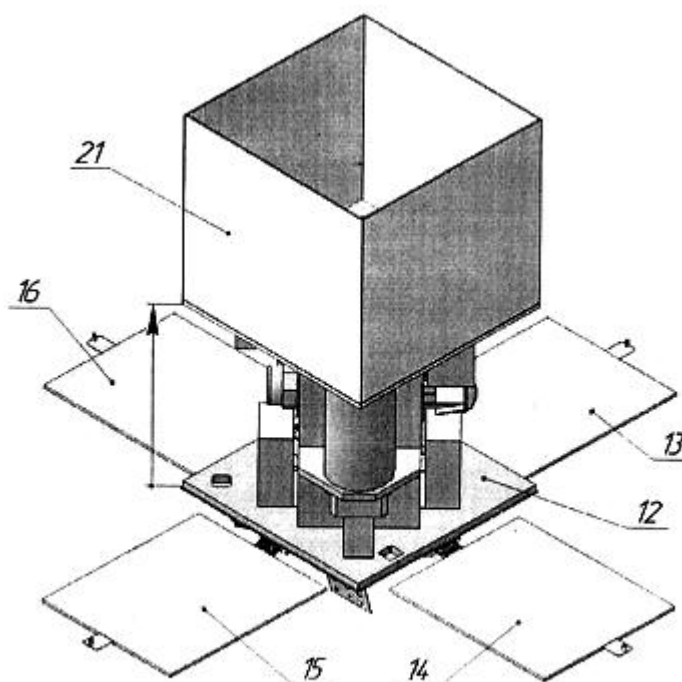


Fig. 8

Комп'ютерна верстка Т. Вахричева

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

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