УДК 629.78

А. С. ПАЛИЙ, А. Д. СКОРИК

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДЛЯ УВОДА МОДУЛЬНЫХ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

Статья посвящена анализу возможности использования аэродинамических систем для увода (АСУ) модульных крупногабаритных космических объектов (МККО) с низких околоземных орбит. Целью данной статьи является исследование возможности и эффективности использования АСУ для увода МККО с низких околоземных орбит. Проведен анализ возможности использования АСУ в форме одинарной сферической оболочки для увода МККО с низкой околоземной орбиты, показана невозможность ее использования. Рассмотрен способ увода МККО с орбиты, где для технически реализуемого увода МККО с низких околоземных орбит с помощью АСУ каждый модуль МККО необходимо предварительно оснащать автономной АСУ и перед уводом его с орбиты все модули отделять от базового. Выбраны критерии для оценивания возможности и эффективности использования АСУ. По выбранным критериям проведены исследования возможности и эффективности использования АСУ для увода типового МККО с низкой околоземной орбиты на примере орбитальной станции «Мир». Рассчитаны параметры АСУ для каждого модуля орбитальной станции «Мир» с учетом воздействия повреждающих факторов космического пространства на оболочку АСУ. Оценена эффективность использования предложенного способа.

Стаття присвячена аналізу можливості використання аеродинамічних систем для усунення (АСУ) модульних великогабаритних космічних об’єктів (МВКО) з низьких навколоземних орбіт. Метою даної статті є дослідження можливості та ефективності використання АСУ для відведення МВКО з низьких навколоземних орбіт. Проведено аналіз використання АСУ у формі одинарної сферичної оболонки для відведення МВКО з низької навколоземної орбіти, показано неможливість її використання. Приведено спосіб відведення МВКО з орбіти, де для технічно реалізованого відведення МВКО з низьких навколоземних орбіт за допомогою АСУ кожний модуль МВКО необхідно заздалегідь оснащати автономною АСУ і перед усуненням його з орбіти всі модулі відділяти від базового. Вибрано критерії для оцінювання можливості і ефективності використання АСУ. За вибраними критеріями проведено дослідження можливості та ефективності використання АСУ для відведення типового МВКО з низької навколоземної орбіти на прикладі орбітальної станції «Мир». Розраховано параметри АСУ для кожного модуля орбітальної станції «Мир» з урахуванням впливу факторів космічного простору, що пошкоджують, на оболонку АСУ. Оцінено ефективність використання запропонованого способу.

This paper deals with the analysis of the feasibility of aerodynamic deorbiting systems (ADS) to deorbit modular large-size space objects (MLSO) from low earth orbit. The objective of this paper is to study the feasibility ADS to deorbit MLSOs from low earth orbit. The feasibility of aerodynamic deorbiting systems in the form of a single spherical shell for deorbiting modular large-size space objects from low earth orbit is analyzed. It is shown that this is unsuitable for use. The method for deorbiting modular large-size space objects from low earth orbits is presented. The method for deorbiting MLSOs is examined where each module is preliminarily equipped by an autonomous ADS and all modules is separated from the reference module before deorbiting. Criteria for estimation of the feasibility of ADS are selected. Studies of the feasibility of ADS for deorbiting the Mir Space Station from low earth orbit are conducted using selected criteria. The parameters of aerodynamic deorbiting systems for each module of the Mir Space Station is calculated considering the damaging effects of space on the ADS shell. The efficiency of the method proposed is estimated.

Введение. Длительное существование на орбитах космических аппаратов, которые отработали свой ресурс или вышли из строя, в частности модульных крупногабаритных космических объектов (МККО), а также верхних ступеней ракет-носителей привело к образованию большого количества объектов техногенного происхождения, так называемого космического мусора (КМ). На январь 2013 г. на низких околоземных орбитах находилось около 9500 фрагментов КМ [1]. Для решения проблемы роста популяции КМ Межагентским комитетом по КМ (МККМ) выработаны руководящие принципы [2], в которых рекомендуют ограничить пребывание на низких околоземных орбитах космических аппаратов (КА), отработавших свой ресурс, периодом в 25 лет.

Увод КА с орбиты по окончании срока их активного существования предпочтительно совершать с помощью системы увода.

Системы увода космических объектов с орбиты можно разделить на следующие группы [3 – 5]:

- реактивные двигательные системы;
- аэродинамические системы увода (АСУ);
- солнечные парусные системы увода;
- электродинамические космические тросовые системы увода.

Примером увода МККО с орбиты с помощью двигательных установок служит понижение орбиты станции «Мир». Станция «Мир» (рис. 1) массой 140 т на момент окончания срока ее активного существования функционировала на орбите с высотой перигея 214 км и апогея 232,6 км [6].

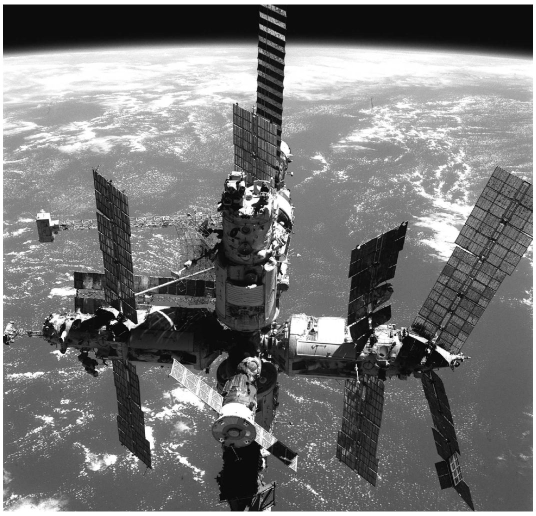

Рис. 1

Для увода с орбиты станции «Мир» с помощью ракеты-носителя «Союз» выведен на орбиту транспортный грузовой космический корабль (ТГКК) «Прогресс М1-5» массой 7082 кг. В результате проведения маневров по уменьшению высоты орбиты станции «Мир» высота перигея снижена до 80 км и станция переведена в номинальное местоположение входа в атмосферу. Согласно [7], всего было израсходовано 400 кг рабочего вещества. Таким образом, затраты по массе для увода с орбиты станции «Мир» составили 7482 кг.

В [8, 9] показано, что для устранения объектов с низкой околоземной орбиты высотой 200 – 700 км наиболее эффективным, по критериям простоты конструкции, отношению стоимости к массе и надежности, является использование АСУ.

Принцип действия АСУ основан на увеличении площади сечения космического объекта на орбите, что приводит к увеличению его силы аэродинамического сопротивления и уменьшению времени орбитального существования.

Согласно [10 – 22], АСУ могут быть выполнены объемной конфигурации в форме конуса, сферы, тора, цилиндрической трубы, а также в форме зонта, парашюта и т. п. Для изготовления АСУ в [23] предлагается использовать тонкопленочные полимерные материалы разных модификаций, например Upilex-S толщиной 25 мкм.

В [9] предложено использование АСУ для увода МККО, в том числе станции «Мир» массой 140 т, с орбиты высотой ≈ 250 – 380 км. АСУ сферической формы диаметром 182 м выполнена из полимерного материала каптон толщиной 9 мкм. Технические характеристики материала каптон [24]: максимальная рабочая температура 300 °С, плотность 1,42 кг/м^3, модуль упругости 231 МПа. Масса такой АСУ составила бы ≈ 893 кг. Использование такой системы для увода МККО практически невозможно, потому что, во-первых, проблематично ее изготовление и развертывание в космическом пространстве из-за того, что ее размеры и масса составляют величины гораздо большие, чем приемлемые размеры известных реально изготовленных и использованных в космосе тонкостенных пленочных космических объектов (например, спутников Эхо-1 и Эхо-2 [25]), запуск и развертывание которых продемонстрировали успешное использование надувных тонкопленочных устройств в космосе. Во-вторых, при таких размерах АСУ резко возрастает вероятность быстрого пробития оболочки фрагментами КМ. Для наглядности проведен расчет количества столкновений фрагментов КМ с оболочкой по соотношению [26, 27]:

$$N = F \cdot Q \cdot t_L = 96651{,}6 \cdot 0{,}3461 \cdot 10^4 \cdot 0{,}00821 = 2{,}7 \cdot 10^6 \text{ столкновений,} \quad (1)$$

где F – площадь поверхности АСУ, м^2; Q – средний поток фрагментов КМ, $\frac{1}{\text{м}^2/\text{год}}$, на орбитах высотой ≈ 379 км; t_L – время увода МККО с орбиты с использованием АСУ.

Как видно из (1), в результате воздействия фрагментов космического мусора на оболочку на высоте 379 км образуется $2{,}7 \cdot 10^6$ столкновений, что показывает ее неэффективность. Однако размер сферической оболочки АСУ, предложенной в [8], является необоснованным, так как известно, что на время запуска КА «Эхо» [25] наибольшая оболочка, которую можно было изготовить в наземных условиях, вывести на орбиту и успешно развернуть, была 36 м в диаметре. С момента запуска КА «Эхо» прошло более полвека, все это время технологии изготовления космических надувных систем совершенствовались, и в результате развития технологии изготовления космических надувных систем стало возможным создание дирижабля длиной 90 м и шириной 30 м, который будет функционировать на высоте ≈ 20 км [28].

Для решения проблемы увода МККО с низких околоземных орбит предложен способ, описанный в [29], где предлагается каждый модуль МККО оснащать автономной АСУ и перед вводом ее в действие все модули отделять от базового. Однако остался открытым вопрос о возможности использования этого способа. Именно этому и посвящена данная статья.

Целью данной статьи является исследование возможности использования аэродинамических систем для увода модульных крупногабаритных космических объектов с низких околоземных орбит по окончании срока их активного существования с учетом современных технологий изготовления надувных оболочечных конструкций.

Постановка задачи. Для исследования возможности использования АСУ для увода МККО с низкой околоземной орбиты будем рассматривать орбитальную станцию «Мир». В настоящее время максимальный диаметр оболочки $d_{\max}$ считается 90 м [28], а минимальная масса $m_{\min}$ АСУ для увода МККО с низкой околоземной орбиты составляет 893 кг [9]. В связи с этим для проверки технической реализуемости использования АСУ определим диаметр оболочки АСУ каждого модуля d_i : если $d_i \le d_{\max}$, можно сделать вывод о возможности использования данной АСУ. Для оценивания эффективности использования способа, предложенного в [29], вычислим массу АСУ всех модулей $\sum m_i$: если $\sum m_i \le m_{\min}$, можно сделать вывод об эффективности использования данной АСУ с точки зрения минимума затраченной массы.

Параметр d_i можно получить на основании площади среднего сечения оболочки каждого модуля $S_{M\,i}$ с использованием геометрических соотношений.

Для определения $\sum m_i$ необходимо рассчитать параметры АСУ для каждого модуля:

- толщина оболочки;
- внутреннее давление оболочки;
- объем оболочки в свернутом состоянии;
- объем газа, необходимого для наддува оболочки.

Анализ возможности использования аэродинамических систем увода. Для увода МККО с низких околоземных орбит авторами данной статьи предложен способ [29], в котором каждый конструктивный модуль МККО предварительно оснащают свернутыми автономными АСУ в виде связанных с ними надувных оболочек.

Реализация способа иллюстрируется рисунками, где показано: на рис. 2 – МККО в соединенном на орбите виде, на рис. 3 – МККО в разъединенном на орбите виде, на рис. 4 – модули МККО, которые разошлись по орбите на приемлемое для развертывания АСУ расстояние, на рис. 5 – модули МККО с развернутыми АСУ.

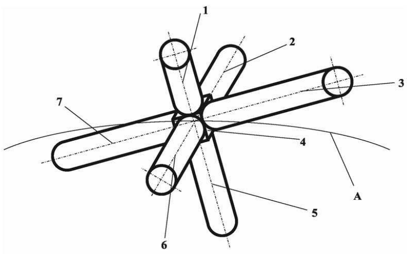

Рис. 2

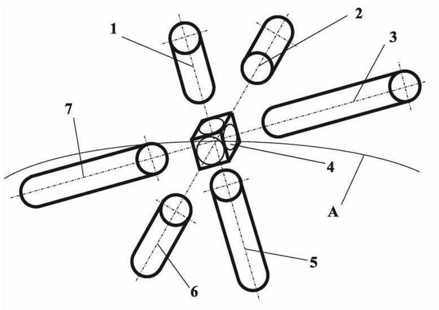

Рис. 3

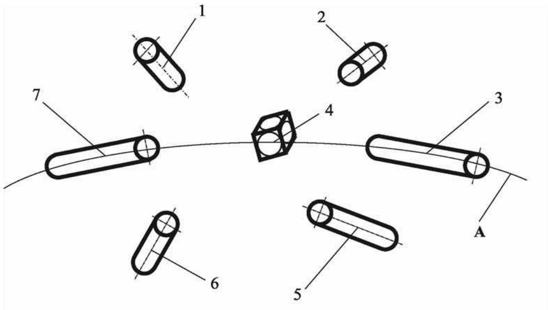

Рис. 4

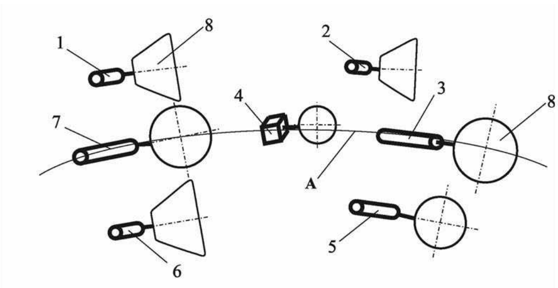

Рис. 5

МККО, который находится на орбите А, имеет модули 1, 2, 3, 5, 6, 7, которые состыкованы с базовым модулем 4 (рис. 2).

Способ реализуется следующим образом. При необходимости увода МККО (рис. 2) с низкой околоземной орбиты А, он предварительно разделяется на отдельные модули (рис. 3). Как только модули 1 – 7 разойдутся по орбите на расстояние, приемлемое для развертывания АСУ (рис. 4), АСУ развертываются (рис. 5), площадь сечения резко увеличивается, вследствие чего увеличивается сила аэродинамического сопротивления, и модули начинают постепенно уводиться с орбиты в плотные слои атмосферы.

При необходимости увода с орбиты отдельного модуля МККО, он отделяется от базового космического объекта, и после отдаления по орбите на расстояние, приемлемое для развертывания АСУ, она развертывается и модуль уводится с орбиты.

В качестве типового МККО выбрана орбитальная станция «Мир», которая функционировала на круговой орбите высотой 379 км и состояла из 7 модулей цилиндрической формы, характеристики которых приведены в таблице 1.

Таблица 1

Название модуля	Масса, т	Площадь среднего сечения модуля, $м^2$
Базовый блок	20,9	49,56
Модуль «Квант»	11,05	25,67
Модуль «Квант-2»	19,5	49,8
Модуль «Кристалл»	19,5	48,09
Модуль «Спектр»	19,34	53,1
Стыковочный отсек	3,9	10,02
Модуль «Природа»	19,34	43,8

Для расчета параметров АСУ каждого модуля использованы результаты работы [30]. Исходными данными для расчета АСУ будут:

- характеристики модулей станции «Мир»;
- высота орбиты станции «Мир» – 379 км;
- время увода с орбиты $t_L = 3$ дня;
- материал оболочки – полиимид ПМ-А плотностью 1420 $кг/м^3$;
- газ для наддува оболочки – воздух;
- масса АСУ, которая вычисляется по количеству полимерного вещества и газа для наддува оболочки.

Площадь среднего сечения рассчитывается по формуле [30]:

$$S_M = \frac{2m\sqrt{\frac{a}{\mu}} \cdot X(e,z)}{t_L 3\rho_{pe} C_X}, \tag{2}$$

$$X(e,z) = \frac{3 \cdot e \cdot \exp(z)}{4I_0(z) + 8eI_1(z)} \left\{ 1 + \frac{7e}{6} + \frac{5e^2}{16} + \frac{1}{2z} \cdot \left(1 + \frac{11e}{12} + \frac{3}{4z} + \frac{3}{4z^2} \right) \right\},$$

где ρ_{pe} – плотность атмосферы в районе перигея орбиты; $I_k(z)$ – функции Бесселя порядка k = 0 и 1 и аргумента $z = ae/H$; e – эксцентриситет орбиты; μ – гравитационная постоянная; m – масса КА; a – большая полуось орбиты; H – высота плотной атмосферы.

Толщина δ оболочки АСУ вычисляется по соотношениям [30]:

$$\delta = \left(Re \cdot F_{AK} + S_c \right) \cdot t_L \; ; \tag{3}$$

$$S_c = 1{,}85 \times 10^6 \frac{p}{\rho}\sqrt{\frac{M}{T}};$$

где Re – объемный коэффициент потери материала; F_{AK} – суммарный поток атомов кислорода за время t_L; t_L – время увода МККО с орбиты; S_c – скорость сублимации; ρ – плотность материала оболочки; p – давление насыщенных паров газа сублимирующего материала (СМ), которое рассчитывается с помощью выражения [30]:

$$p = e^{\left(14{,}103 - \frac{6908}{T}\right)};$$

M – молекулярная масса газа СМ; T – температура газа СМ.

Внутреннее давление $p_{вн}$ в оболочке АСУ принимаем равным давлению атмосферы на высоте 120 км и определяем по таблицам стандартной атмосферы [31].

Для анализа возможности использования предложенного способа на основании исходных данных таблицы 1, по формулам (2) – (3) проведен расчет параметров АСУ для каждого модуля МККО. Результаты расчета параметров АСУ для модулей станции «Мир» приведены в таблице 2.

Таблица 2

Название модуля	Диаметр оболочки АСУ d_i, м	Толщина оболочки, $\times 10^{-6}$ м	Внутреннее давление АСУ, Па	Масса оболочки, кг	Масса газа, необходимого для наддува АСУ, кг	Масса АСУ m_i, кг
Базовый блок	3712	6	0,08	126,47	0,176	126,65
Модуль «Квант»	1963	6	0,08	66,9	0,068	66,98
Модуль «Квант-2»	3460	6	0,08	118,01	0,158	118,17
Модуль «Кристалл»	3460	6	0,08	118,01	0,158	118,17
Модуль «Спектр»	3428	6	0,08	116,59	0,155	116,75
Стыковочный отсек	692	6	0,08	24,1	0,015	24,12
Модуль «Природа»	3437	6	0,08	117,3	0,157	117,36

По рассчитанной массе m_i АСУ для каждого модуля, приведенного в таблице 2, определен параметр $\sum m_i = 688{,}2$ кг.

Выводы. Для исследования возможности и эффективности использования АСУ выбраны соответствующие критерии. На основании результатов проведенных исследований можно сделать выводы о возможности и об эффективности использования АСУ для увода МККО с низких околоземных орбит. Так, для исходных данных соответствующей орбитальной станции «Мир» максимальный диаметр оболочки АСУ соответствующего модуля составляет $d_i = 69$ м, который меньше $d_{\max}$, следовательно, возможно использовать АСУ для увода МККО с низких околоземных орбит с использованием способа увода, описанного в данной статье. Масса АСУ всех модулей $\sum m_i = 688{,}2$ кг, что меньше $m_{\min}$, следовательно, использование АСУ в этом случае эффективно. Кроме того, предложенный подход дает дополнительное преимущество в экономии массы, для рассмотренного в статье случая это составило 204,8 кг. В рамках данной статьи проводилось исследование возможности использования АСУ только сферической формы, и представляет интерес исследование возможности использования АСУ различных форм и конфигураций, что может являться предметом дальнейших исследований.

1. The Orbital Debris Quarterly News. NASA JSC Houston. – 2013. – Vol. 17, № 1. – P. 8.
2. IADC Space debris mitigation guidelines [Електронний ресурс]. IADC-2002-01. Revision 1 / Prepared by the IADC Steering Group and WG4 members . – 2003 . – September . – 10 p. – Режим доступу: http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs_pub.
3. Техногенное засорение околоземного космического пространства / *А. П. Алпатов, В. П. Басс, С. А. Баулин, В. И. Бразинский, В. П. Гусынин, Ю. Ф. Даниев, С. А. Засуха*. – Днепропетровск : Пороги, 2012. – 380 с.
4. *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.
5. *Nock K. T.* Removing orbital debris with less risk / *K. T. Nock, K. M. Aaron , D. McKnight* // Journal of spacecraft and rockets. – 2013. – Vol. 50, № 2. – P. 365 – 379.
6. *Лисов И.* Земля осталась без «Мира». Последний месяц / *И. Лисов* // Новости космонавтики. – 2001 . – Т. 11, № 5. – С. 2 – 11.
7. *Ivanov N. M.* Preparation and implementation of the Mir flight control in the final phase / *N. M. Ivanov* // In : Proceedings of the international workshop "MIR deorbit", 14 May 2001, ESOC, Darmstadt, Germany. – P. 11 – 23.
8. *Палий А. С.* Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (состояние проблемы) / *А. С. Палий* // Техническая механика. – 2012 . – № 1 . – С. 94 – 102.
9. Gossamer orbit lowering device (GOLD) for safe and efficient de-orbit / *K. T. Nock, K. L. Gates, K. M. Aaron , A. D. McRonald* // AIAA/AAS Astrodynamics specialist conference, 2 – 5 August 2010, Toronto, Ontario, Canada, AIAA 2010-782.
10. Пат. США на изобретение 3282539, МПК[7] B 64 G 1/62. Recovery system / *H. W. Wiant*. – 420836 ; заявл. 23.12.64 ; опубл. 01.11.66.
11. Пат. США на изобретение 4504031, МПК[7] B 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.
12. Пат. США на изобретение 4832288, МПК[7] B 64 G 1/62. Recovery system / *R. T. Kendall*. – 76631 ; заявл. 23.07.87 ; опубл. 23.03.89.
13. Пат. США на изобретение 6264144, МПК[7] B 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.
14. Пат. РФ на изобретение 2199474, МПК[7] B 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.
15. Пат. США на изобретение 6830222, МПК[7] B 64 G 1/62. Balloon device for lowering space object orbits / *K. T. Nock, A. D. McRonald, K. M. Aaron*. – 10/394477 ; заявл. 21.03.03 ; опубл. 14.12.04.

16. Пат. РФ на изобретение 2363627, МПК[7] B 64 G 1/62. Способ и устройство аэродинамической стабилизации космического аппарата во время спуска на землю / *Ж. Мулэн, Э. Муано, М. Прамполини*. – 2006144850/11 ; заявл. 16.05.05 ; опубл. 10.08.09.
17. Пат. РФ на изобретение 2435711, МПК[7] B 64 G 1/62. Развертываемая аэродинамическая поверхность аэроторможения спутника / *В. Пейпуда, О. Ле Куль*. – 2008138539/11 ; заявл. 14.02.07 ; опубл. 10.12.11.
18. Пат. України на корисну модель 75540, B 64 G 1/62. Пристрій відведення космічних апаратів з орбіти / *О. С. Палій*. – u201204438 ; заявл. 09.04.12 ; опубл. 10.12.12.
19. 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.
20. *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.
21. A historical review of inflatable aerodynamic decelerator technology development [Электронный ресурс] / *B. P. Smith, G. L. Tanner, M. Mahzari, I. G. Clark, R. D. Braun* // IEEAC paper #1276. – Режим доступа : http://www.ssdl.gatech.edu/papers/conferencePapers/IEEE-2010-1276.pdf.
22. *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.
23. Development of a generic inflatable de-orbit device for cubesats / *D. S. Maesen 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.
24. Summary of Properties for Kapton® Polyimide Films [Электронный ресурс]. – Режим доступа : http://www2.dupont.com/Kapton/en_US/assets/downloads/pdf/summaryofprop.pdf.
25. *Jenkins C. H. M.* Gossamer spacecraft : membrane and inflatable structures and technology for space Applications / *C. H. M. Jenkins*. – AIAA, Reston (USA), 2001. – 586 p.
26. 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.
27. *Палий А. С.* Анализ эффективности устройства аэродинамического торможения космических аппаратов / *А. С. Палий* // Техническая механика. – 2012. – №4. – С. 82 – 90.
28. *Liao L.* A review of airship structural research and development / *L. Liao, I. Pasternak* // Progress in aerospace sciences. – 2009. – № 45. – P. 83 – 96.
29. Заявка на пат. на винахід № a201309842 Україна, МПК[7] B 64 G 1/62. Спосіб усунення з навколоземних орбіт модульних великогабаритних космічних об'єктів / *А. П. Алпатов, О. С. Палій, О. Д. Скорік*. – a201309842 ; заявник і патентоволодар ІТМ НАНУ і ДКАУ. – заявл. 08.08.13.
30. *Скорик А. Д.* Методика выбора проектных параметров аэродинамических систем удаления космических объектов с околоземных орбит / *А. Д. Скорик, А. С. Палий* // Техническая механика. – 2013. – №3. – С. 85 – 90.
31. Thermospheric temperature, density, and composition : New models : special report №375 / Smithsonian institution astrophysical observatory ; chief *L. Jacchia*. – Cambridge, 1977. – 103 p.

Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и
Государственного космического агентства Украины,
Днепропетровск

Получено 23.05.14
в окончательном варианте 24.06.14