

ОБ ЭФФЕКТИВНОСТИ УСТРОЙСТВА АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ ДЛЯ УВОДА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рассмотрено устройство для увода космических аппаратов с низких орбит. Для устройства увода с использованием аэродинамического торможения обоснована необходимость повышения его надежности. Приведено описание предложенного устройства. Определены оптимальные параметры и обоснована целесообразность применения данного устройства.

Розглянуто пристрій для відведення космічних апаратів з низьких орбіт. Для пристрою відведення з використанням аеродинамічного гальмування обґрунтовано необхідність підвищення його надійності. Приведено опис запропонованого пристрою. Визначено оптимальні параметри і обґрунтовано доцільність використання даного пристрою.

The device for deorbiting spacecraft from low orbits is considered. The necessity of improvement in reliability of airbraking is validated for the deorbiting device. The device proposed is described. Optimal parameters are derived, and the advisability of using this device is validated.

Международное сотрудничество по проблеме засорения околоземного космического пространства координируется Межагентским комитетом по космическому мусору (МККМ), которым были разработаны «Руководящие принципы предупреждения образования космического мусора» [1], где даны рекомендации по снижению роста объема космического мусора, в частности путем включения в состав вновь запускаемых космических аппаратов (КА) устройств для их увода с рабочих орбит либо для перевода на безопасные орбиты захоронения. Обзор методов и средств увода КА с орбиты и возможная их классификация представлены в [2]. На основании этого обзора было выявлено, что все предлагаемые устройства находятся в стадии разработки либо экспериментальной отработки.

Как было отмечено в [2], наиболее засоренной фрагментами космического мусора (КМ) является область низких околоземных орбит (НОО). В этой области преобладающим физическим фактором, который может быть использован для торможения КА, является сила аэродинамического сопротивления. Одним из вариантов устройств с ее использованием являются аэродинамические парусные устройства увода (АПУУ). Как показал анализ известных устройств данного класса [2], они имеют существенные недостатки, в частности, они характеризуются низкой надежностью при взаимодействии с факторами космического пространства, в том числе с фрагментами космического мусора. Таким образом, задача создания устройства повышенной надежности для увода КА с орбиты является актуальной.

Одним из вариантов выполнения АПУУ является устройство понижения орбиты космических объектов (рис. 1) [3], которое содержит оболочку, систему для наддува оболочки с соответствующим оборудованием. Наддув оболочки увеличивает площадь ее поперечного сечения и силу аэродинамического сопротивления. Оболочка выполнена из легкого прочного материала, который применяется на аэростатах, функционирующих на больших высотах, например из тонкой пленки, которая защищена от влияния атомарного кислорода и ультрафиолетового излучения путем напыления на наружную сторону оболочки металла, оксида, керамики или какого-либо другого защитного материала. Материалами для изготовления оболочки могут быть полиэтилен, нейлон или политетрафторэтилен. Оболочка может быть сферической, эллипсоидальной, тороидальной или какой-либо другой формы, обеспечи-

© А.С. Палий, 2012

вающей требуемое поперечное набегающему потоку сечение. Данное устройство является наиболее эффективным, так как сферическая конфигурация обеспечивает постоянный коэффициент аэродинамического сопротивления при различных углах атаки.

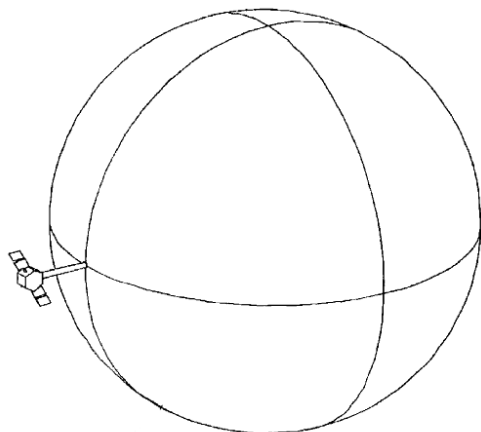


Рис. 1

Недостатком данного устройства является то, что его конструкция имеет относительно низкую надежность работы. Она не обеспечивает надежного функционирования системы увода в результате взаимодействия с неблагоприятной космической средой, в частности с фрагментами КМ. Встреча оболочки с фрагментом космического мусора приводит к нарушению герметичности оболочки и значительному уменьшению эффективности устройства.

Для решения задачи по повышению надежности увода КА автором было разработано устройство увода КА с рабочей орбиты [4], анализ эффективности которого приведен в данной статье.

Поставленная задача решена путем установки тормозного щита внутри оболочки, наполненной газом. Внутри оболочки установлен по крайней мере один тормозной щит круглого сечения в виде тороидального надувного элемента (ТНЭ) и полотна тонкопленочного материала, прикрепленного к нему по внутреннему диаметру. ТНЭ выполнен, например, из углеродистой ткани. Щит выполнен для обеспечения двух режимов работы устройства. Первый режим (штатный) предназначен для нормального функционирования устройства увода КА с орбиты, второй режим (аварийный) – для функционирования устройства при образовании возможных отверстий в оболочке.

Схема устройства приведена на рис. 2, 3. На рис. 2, 3: 1 – КА, 2 – цилиндрическая надувная мачта, 3 – сферическая оболочка, 4 – тормозной щит, 5 – ТНЭ, 6 – полотно тонкопленочного материала. На рис. 2 показана конструктивная схема устройства увода КА с орбиты, присоединенного к КА в штатном режиме функционирования, и на рис. 3 показан аварийный режим функционирования устройства увода КА с орбиты.

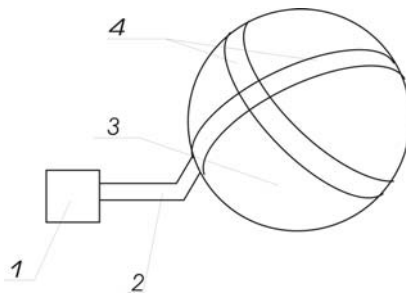


Рис. 2

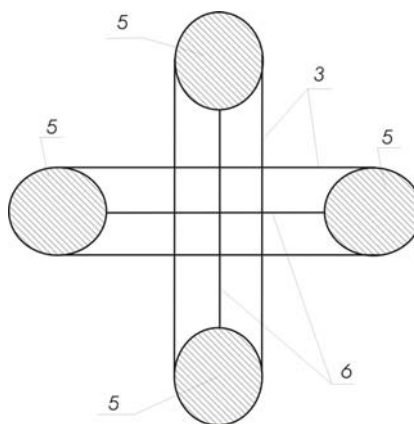


Рис. 3

Работа устройства осуществляется следующим образом. При необходимости увода КА с орбиты сферическая оболочка наддувается и устройство начинает функционировать. В отличие от устройства, представленного в [3], в котором при столкновении с фрагментом КМ возможно образование отверстия в оболочке, сопровождающееся утечкой газа, в результате чего значительно снизится эффективность устройства. В предложенном устройстве за счет использования ТНЭ КА будет продолжаться увод с орбиты.

Для оценки эффективности устройства аэродинамического торможения КА сравним затраты по массе на выполнение маневра по уводу двигательной установкой и АППУ. Для расчетов выбран типовой КА со следующими конструктивными характеристиками:

- форма КА – цилиндрическая;
- масса – 500 кг;
- диаметр – 1,1 м;
- длина – 3 м.

Расчетные параметры орбиты КА:

- высота апогея – 700 км;
- высота перигея – 695 км;
- эксцентриситет – 0,0036.

Расчеты изменения высоты апогея и перигея орбиты КА проводились в пакете программ Debris Assessment Software (DAS 2.0.2), доступ к которому можно получить по [5].

Изменения высоты апогея и перигея орбиты КА без применения средств увода, приведены на рис. 4, где 1 – изменение высоты апогея орбиты, 2 – пе-

ригея. Из графика на рис. 4 видно, что КА войдет в плотные слои атмосферы в течение $\approx 90,5$ лет. На высоте ≈ 400 км орбита становится круговой (после ≈ 89 лет), а затем КА в течение $\approx 1,5$ лет войдет в плотные слои атмосферы и прекратит свое существование.

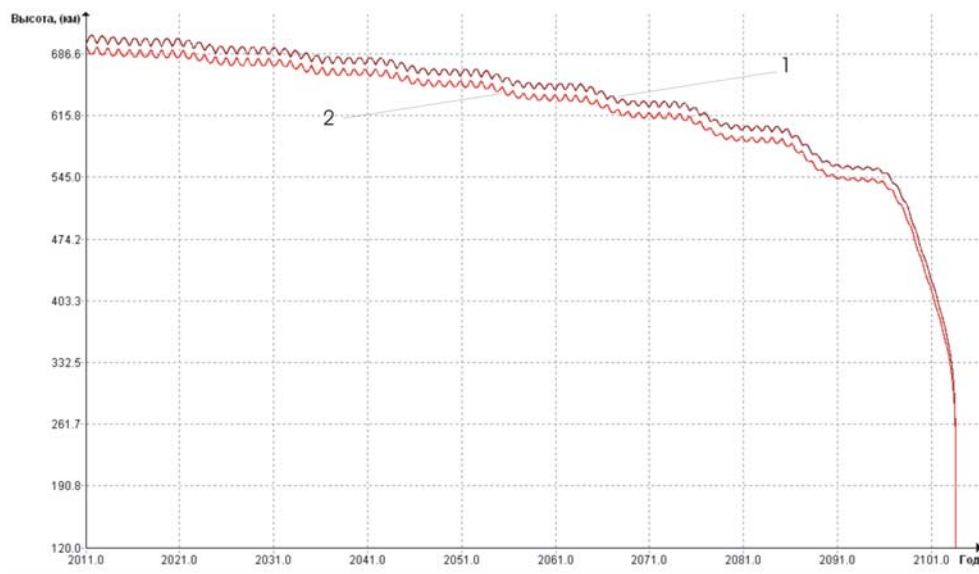


Рис. 4

В соответствии с «Руководящими принципами» МККМ КА должен быть уведен в плотные слои атмосферы в течение 25 лет. В связи с этим на начальном этапе решалась задача отыскания оптимального отношения площадь/масса КА со следующими исходными данными:

- расчетный период, в течение которого КА с АПУУ достигнет плотных слоев атмосферы, равен ≈ 20 лет;
- граница плотных слоев атмосферы располагается на высоте ≈ 120 км;
- массой АПУУ пренебрегаем.

Было найдено отношение площадь/масса КА, обеспечивающее достижение КА плотных слоев атмосферы в течение 20 лет, которое равно $\approx 0,03$ м²/кг.

На рис. 5 показано изменение высоты апогея и перигея КА с АПУУ, без учета массы АПУУ, с площадью поперечного сечения, равной 15 м². Из графика на рис. 5 видно, что КА с АПУУ войдет в плотные слои атмосферы в течение $\approx 22,1$ лет. На высоте ≈ 400 км орбита становится круговой (после ≈ 22 лет), а затем КА в течение ≈ 1 месяца войдет в плотные слои атмосферы и прекратит свое существование.

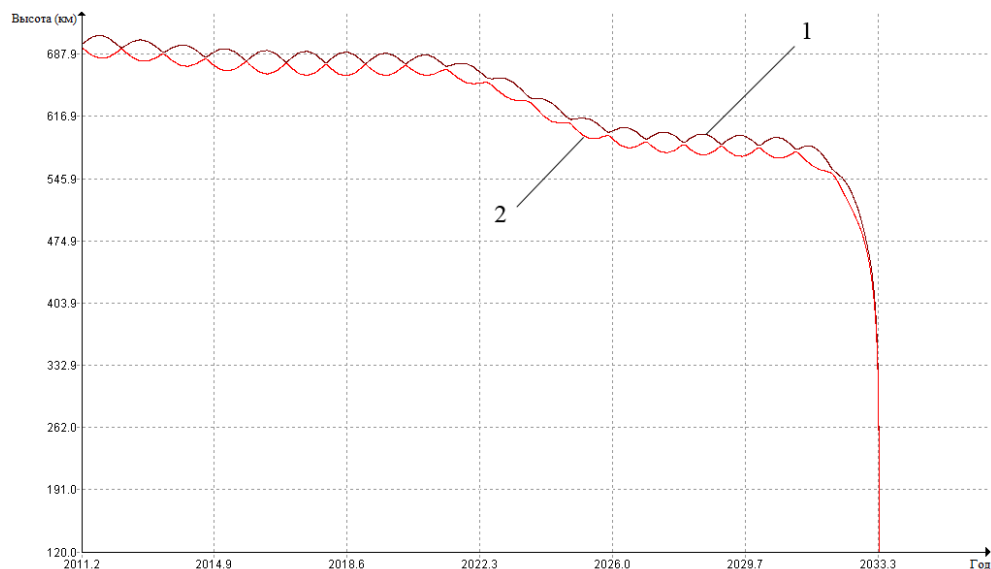


Рис. 5

С использованием данных рис. 5 для обеспечения увода КА в плотные слои атмосферы в течение ≈ 20 лет выбраны следующие параметры АПУУ:

- площадь миделева сечения АПУУ – 15 м^2 ;
- материал оболочки – полиамидная пленка ПМ-А [6], плотностью 1140 кг/м^3 и толщиной 20 мкм ;
- материал ТНЭ – углеткань Carbon-C80 [7], с погонным весом $0,08 \text{ кг/м}^2$ и толщиной 90 мкм ;
- диаметр ТНЭ – $0,015 \text{ м}$.

Масса АПУУ определится соотношением

$$m_{\text{АПУУ}} = m_{\text{АП}} + m_{\text{СН}} = 26,224 \text{ кг},$$

где $m_{\text{АП}}$ – масса аэродинамического паруса (АП), равная $\approx 24,724 \text{ кг}$; $m_{\text{СН}}$ – масса системы наддува оболочки $\approx 1,5 \text{ кг}$.

Отношение площадь/масса КА с учетом массы АПУУ составляет $0,0285 \text{ м}^2/\text{кг}$.

Результаты расчетов изменения высоты апогея и перигея орбиты КА с АПУУ, с учетом массы АПУУ, приведены на рис. 6. Из графика на рис. 6 видно, что КА с АПУУ войдет в плотные слои атмосферы в течение $22,6$ лет, что соответствует рекомендациям МККМ. На высоте $\approx 400 \text{ км}$ орбита становится круговой (после $22,5$ лет), а затем КА в течение ≈ 1 месяца войдет в плотные слои атмосферы и прекратит свое существование.

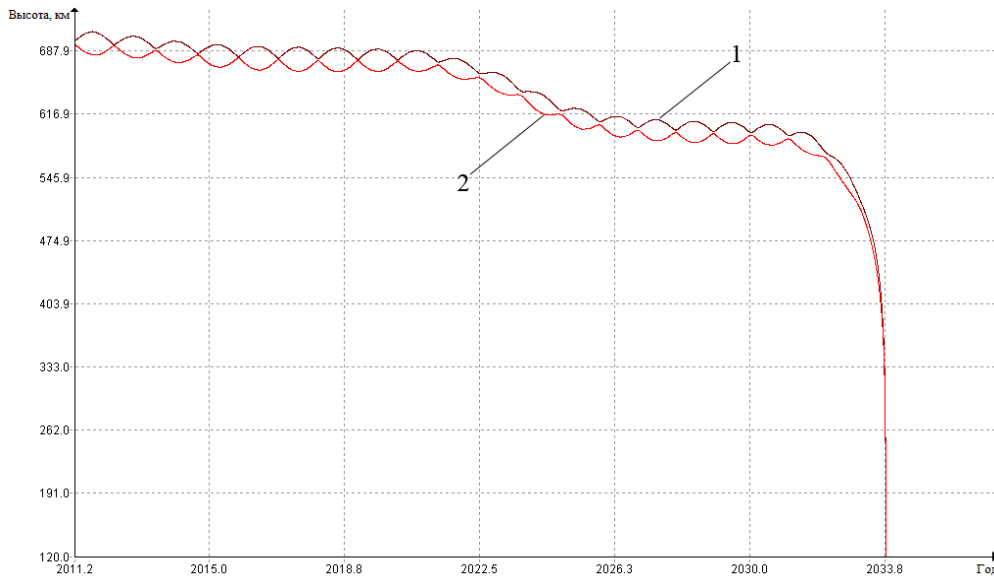


Рис. 6

Для оценки эффективности использования АПУУ определены затраты топлива на совершение маневра по уводу КА в плотные слои атмосферы (120 км) в случае применения тормозной двигательной установки. Для упрощения расчетов принято, что орбита близка к круговой с эксцентриситетом $e \approx 0$. Для понижения высоты перигея будем рассматривать одноимпульсный маневр, с точкой приложения в апогее. Требуемые затраты характеристической скорости ΔV в этом случае будут определяться выражением [8]:

$$\Delta V = \sqrt{\frac{2\mu}{r_a}} \left(\sqrt{\frac{r_n + \Delta r_n}{r_a + r_n + \Delta r_n}} - \sqrt{\frac{r_n}{r_a + r_n}} \right),$$

где μ – гравитационный параметр, который равен $398600 \text{ км}^3/\text{с}^2$; r_n – высота перигея орбиты; r_a – высота апогея орбиты; Δr_n – высота, на которую требуется понизить перигей.

Количество топлива Δm , требуемое для обеспечения ΔV , определяется соотношением [9]:

$$\Delta m = m_0 \left(1 - e^{\left(-\frac{\Delta V}{w_e} \right)} \right),$$

где m_0 – масса КА; w_e – скорость истечения.

Стоимость увода P для различных типов двигательных систем определяется по формуле:

$$P = \Delta m \cdot \bar{P},$$

где \bar{P} – средняя удельная стоимость выведения 1 кг полезного груза на НОО, принятая равной ≈ 20 тыс. долларов/кг [10].

Результаты оценки затрат P на обеспечение ΔV приведены в таблице 1.

Таблица 1

Тип устройства	ТРДУ	ЖРДУ			АПУУ
Марка топлива [11]	$\text{NH}_4\text{ClO}_4/\text{Al}/\text{HTPB}$	N_2H_4	$\text{N}_2\text{H}_4/\text{N}_2\text{O}_4$	O_2/H_2	–
Скорость истечения w_{e2} , м/с	2747	2158	3041	4316	–
Затраченная масса Δm , кг	170,8	206,3	157	116,8	26,2
Стоимость P , тыс. долл.	3416,4	4125,8	3140,8	2335,6	393,4

В таблице 1: ТРДУ – твердотопливная реактивная двигательная установка, ЖРДУ – жидкостная реактивная двигательная установка.

Из таблицы 1 видно, что использование АПУУ для увода КА массой 500 кг с высоты 700 км является предпочтительным, так как стоимость увода составляет $\approx 17\%$ от стоимости увода КА с использованием ЖРДУ на топливе O_2/H_2 .

Следует также принимать во внимание, что при длительном функционировании в условиях космического пространства КА подвергаются воздействию среды КМ и атомарного кислорода. Для оценки эффективности использования АПУУ существенное значение имеет время «жизни» устройства под воздействием этих факторов космического пространства.

Минимальный размер фрагмента КМ, способного пробить оболочку АПУУ, для одиночной стенки определяется из соответствующего баллистического уравнения [12]:

$$d = \left(0,106022 \cdot t \cdot H_B^{1/4} \cdot \sqrt{\rho_t / \rho_p} \cdot (c/V)^{2/3} \right)^{0,947368} = 0,067 \text{ см},$$

где d – диаметр фрагмента КМ; $t=0,002$ см – толщина пленки; $H_B=650$ МПа – твердость материала мишени по Бриннелю, в данном случае полиамидной пленки; $\rho_t=1,14$ г/см³, $\rho_p=2,64$ г/см³ – плотности фрагмента КМ и пленки; $c=5,1$ км/с – скорость звука в материале фрагмента КМ (для алюминия); V – скорость фрагмента КМ (средняя скорость $V \approx 10$ км/с).

Для оценки столкновений фрагментов КМ с КА в качестве исходных данных используется средний поток фрагментов КМ с характерным размером $\geq d$ и полная площадь поверхности КА. Средний поток фрагментов КМ составляет 0,01097 объектов/м²/год [13]. Полная площадь КА с АПУУ составляет 60 м². Количество столкновений в единицу времени рассчитывается по формуле [14]:

$$N(t_0) = F \cdot Q(t_0) = 60 \cdot 0,01097 = 0,6582 \text{ столкновений/год}, \quad (1)$$

где F – полная площадь КА с АПУУ; $Q(t_0)$ – средний поток фрагментов КМ.

Из (1) следует, что расчетный срок образования одного отверстия в оболочке, то есть фактического прекращения функционирования устройства, предложенного в [3], составляет $\approx 1,5$ года.

Оценим число столкновения фрагментов КМ с ТНЭ устройства, предложенного автором [4]. Минимальный размер фрагмента КМ, способный пробить углеткань Carbon–С80, равен:

$$d = \left(0,106022 \cdot t \cdot H_B^{1/4} \cdot \sqrt{\rho_t / \rho_p} \cdot (c/V)^{2/3} \right)^{0,947368} = 0,323 \text{ см.}$$

Средний поток фрагментов КМ для характерного размера $\geq d$ равен $0,3363 \cdot 10^{-3}$ объектов/м²/год, полная площадь ТНЭ составляет 8,87 м². Количество столкновений в единицу времени равно:

$$N(t_0) = F \cdot Q(t_0) = 17,74 \cdot 0,3363 \cdot 10^{-3} \approx 6 \cdot 10^{-3} \text{ столкновений/год.}$$

Период образования одного отверстия в ТНЭ:

$$T = \frac{1}{N(t_0)} \approx 167 \text{ лет.} \quad (2)$$

Из (2) следует, что пробой ТНЭ произойдет предположительно через ≈ 167 лет. Таким образом, АПУУ будет нормально функционировать в течение всего времени увода и выполнит свою целевую задачу.

Данные о воздействии атомарного кислорода на пленку из материала Полиамид–ПМ–А приведены в [15], где получена зависимость изменения толщины пленки:

$$\Delta x = Re \cdot F_{AK} = 0,000026 \text{ см/год,}$$

где Re – объемный коэффициент потери материала, для пленки ПМ–А $Re = 2,6 \cdot 10^{-24}$ см³/атом О; F_{AK} – годовой флюенс атомов кислорода, номинальное значение $F_{AK} = 1 \cdot 10^{19}$ атом/(см²·год). Таким образом, время разрушения пленки Полиамид–ПМ–А толщиной 20 мкм составит ≈ 70 лет. Это означает, что выбранная толщина соответствует по порядку величин сроку функционирования АПУУ в 25 лет.

Выводы: Предложено устройство аэродинамического торможения КА повышенной надежности. Определены его оптимальные параметры. Показано, что выбранная толщина полиамидной пленки 20 мкм удовлетворяет периоду функционирования АПУУ в условиях космического пространства в течение 25 лет. Оценены затраты на осуществление маневра по уводу КА с орбиты в плотные слои атмосферы с использованием предложенного АПУУ, которые составляют 17% от затрат на использование двигательных устройств увода. Проведена оценка эффективности использования устройства в условиях космического пространства, определено, что пробой оболочки АПУУ фрагментом КМ произойдет через $\approx 1,5$ года, а ТНЭ через ≈ 167 лет, что подтверждает целесообразность использования АПУУ предложенной конструкции.

1. IADC Space debris mitigation guidelines. IADC-2002-01. Revision 1 / Prepared by the IADC Steering Group and WG4 members. – 2003. – September. – 10 p.
2. Палий А. С. Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (состояние проблемы) / А. С. Палий // Техническая механика. – 2012. – № 1. – С. 94 – 102.
3. Патент №6830222 США на изобретение, МПК⁷ В 64 G 1/62. Balloon device for lowering space object orbit, K. T. Nock, A. D. McRonald, K. M. Aaron. – 10/394477; заявл. 21.03.03; опубл. 14.12.04.

4. Заявка №u201204438 Україна, МПК7 В 64 G 1/62 . Пристрій для відведення космічних апаратів з орбіти / А. С. Палий ; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – 932133 ; заявл. 09.04.2012.
5. NASA Orbital debris program office [Электронный ресурс] / NASA Debris Assessment Software (Version 2.0.2) . – Режим доступа : http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/DAS2_0_2/DAS202_Install.exe.
6. Крыжановский В. К. Технические свойства полимерных материалов : Учеб.-справ. пос. / В. К. Крыжановский, В. В. Брулов, А. Д. Паниматченко, Ю. В. Крыжановская. – СПб. : «Профессия», 2003 . – С. 44.
7. Composites for model [Электронный ресурс] / Режим доступа : <http://com-posit.com.ua/composite-materials/price>.
8. Авдеев Ю. Ф. Полет КА : примеры и задачи : справочник / Ю. Ф. Авдеев, А. И. Беляев, А. В. Брыков и др. – М. : Машиностроение, 1970. – 254 с.
9. Klinkrad H. Space debris: Models and risk analysis / H. Klinkrad . – Praxis Publishing Ltd., Chichester, UK, 2006 . – P. 172.
10. Space Transportation Costs :Trends in Price Per Pound to Orbit 1990-2000 [Электронный ресурс] / Futron corporation . – Режим доступа : http://www.futron.com/upload/wysiwyg/Resources/Whitepapers/Space_Transportation_Costs_Trends_0902.pdf.
11. Sutton G. P. Rocket propulsion elements / G. P. Sutton, B. Biblarz. – 7-th edition. – John Wiley & Sons Ltd, Toronto, 2001 . – P. 494 – 500.
12. Алматов А. П. Техногенное засорение околоземного космического пространства / А. П. Алматов, В. П. Басс, С. А. Баулин, В. И. Бразинский, В. П. Гусынин, Ю. Ф. Даниев, С. А. Засуха. – Днепропетровск : Пороги, 2012. – 380 с.
13. Meteoroid and space debris terrestrial environment reference model MASTER-2009 / ESA-SD-DVD-02, Release 1.0, December 2010.
14. Модель космоса : Научно-информационное издание : В 2 т. Т. 2 : Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / Под ред. М. И. Панасюка, Л. И. Новикова. – М. : КДУ, 2007. – С. 973.
15. Шувалов В. А. Изменение свойств материалов панелей солнечных батарей КА под воздействием атомарного кислорода / В. А. Шувалов, Г. С. Кочубей, А. И. Приймак, Н. И. Письменный, Н. А. Токмак // Космические исследования. – 2007. – Т. 45, № 4. – С. 314 – 324.

Институт технической механики
НАН Украины и НКА Украины,
Днепропетровск

Получено 24.09.2012,
в окончательном варианте 17.10.2012