

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА УВОДА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С РАБОЧИХ ОРБИТ (СОСТОЯНИЕ ПРОБЛЕМЫ)

Рассмотрена проблема борьбы с загрязнением околоземного космического пространства. Для ее реализации специалистами разных стран разрабатываются устройства для совершения увода с рабочих орбит космических аппаратов и ступеней ракет-носителей по окончании срока активного существования. Выполнен обзор существующих устройств увода космических объектов с рабочих орбит и их классификация.

Розглянуто проблему боротьби із забрудненням навколосемного космічного простору. Для її реалізації спеціалістами різних країн розробляються пристрої для здійснення відводу космічних апаратів і ступеней ракет-носіїв по закінченню строку активного існування. Виконано огляд існуючих пристроїв відводу космічних апаратів з робочих орбіт і їх класифікацію.

The problem of anti-pollution of the near-earth space is discussed. For its realization researchers from different countries develop deorbit devices for spacecraft and launch vehicle stages after their end-of-life. Current conventional deorbit devices for the spacecraft and their classifications are reviewed.

Введение. Длительное существование на орбите космических аппаратов (КА), отработавших свой ресурс либо вышедших из строя, а также ступеней ракет-носителей (РН) привело к образованию большого количества объектов техногенного происхождения, так называемого космического мусора. На данный момент средствами контроля космического пространства США и России зарегистрировано и каталогизировано более 29000 объектов размерами $> 0,1$ м, из них больше 50% под действием силы сопротивления атмосферы достигли ее плотных слоев, разрушились и сгорели [1]. Тем не менее, по данным НАСА на 1 января 2011 г. на околоземных орбитах находится 15000 объектов, из которых 3000 – это действующие КА. Динамика возрастания объема космического мусора показана на рис. 1 [2], на котором бордовым цветом обозначены все объекты, фиолетовым – фрагментированный мусор, синим – космические аппараты, оранжевым – мусор, образованный в результате проведения исследовательских миссий, и зеленым – ступени ракет-носителей:

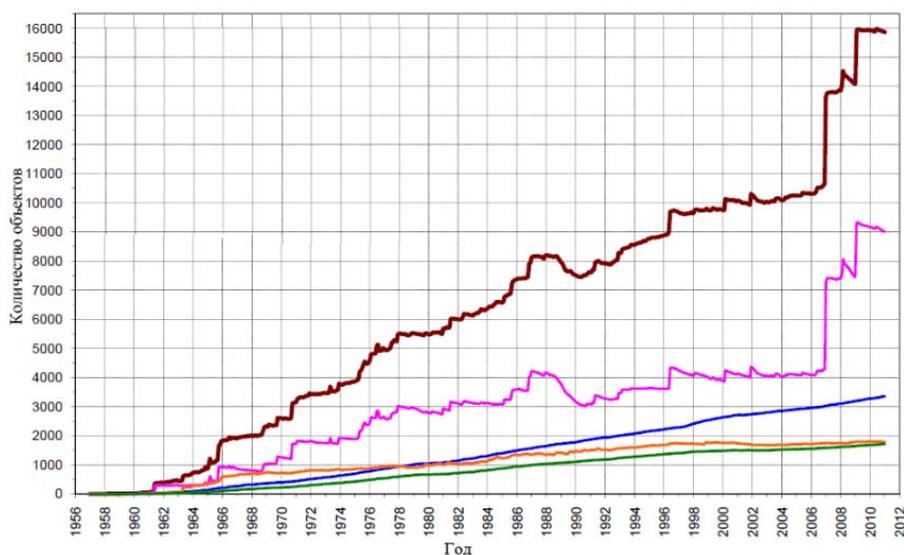


Рис. 1

Для решения проблемы возрастания объема космического мусора Межгосударственным комитетом по космическому мусору (МККМ) разработаны «Руководящие принципы предупреждения образования космического мусора». К настоящему времени в рамках их выполнения предложены и частично уже реализованы мероприятия по снижению уровня техногенного засорения околоземного космического пространства, в том числе [3, 4]:

- пассивирование (удаление остатков компонентов топлива и других жидкостей из емкостей отработавших ступеней РН и КА) для исключения взрывов и образования новых фрагментов космического мусора. Примером является пассивация двигательной установки орбитальной ступени РН «Днепр» [5];

- включение в состав запускаемых космических аппаратов активных и пассивных систем, осуществляющих увод с орбиты по окончании срока активного существования путем торможения и входа в плотные слои атмосферы либо путем разгона и перевода на высокие орбиты захоронения;

Следует, однако, отметить, что увод с орбиты КА по окончании срока их активного существования на данный момент не выполняется. Все разработки находятся на проектной стадии.

Обзору известных методов и средств увода КА с рабочих орбит посвящена данная статья. В рамках обзора проведены патентные исследования, с ретроспективой поиска в 15 лет, на основании анализа которых выделены следующие основные типы систем увода, которые могут быть разделены на три группы, включающие двигательные установки, парусные устройства и магнитные устройства.

Для увода КА при помощи **двигательных установок** в зависимости от требуемой продолжительности увода могут применяться различные типы двигателей. Так, например, для быстрого увода КА с орбиты могут применяться жидкостные (ЖРД) или твердотопливные ракетные двигатели (ТРД) [6 – 8]. При этом КА будет уведен с орбиты за достаточно короткий промежуток времени, но для этого требуется большое количество рабочего вещества на его борту. Для продолжительного увода КА могут применяться электрореактивные двигатели (ЭРД). Так, например, был совершен увод КА SPOT-1 [8]. КА был переведен на орбиту, находясь на которой он достигнет плотных слоев атмосферы в течение 16,5 лет и сгорит.

Парусные устройства увода КА с рабочих орбит подразделяются на:

- аэродинамические устройства;
- устройства, использующие силу давления солнечного света.

Принцип действия аэродинамических устройств увода КА с рабочих орбит основан на увеличении площади поперечного к направлению потока сечения КА, что приводит к увеличению силы аэродинамического сопротивления, которая направлена противоположно направлению движения КА. Конструктивно устройства увода могут быть выполнены как объемной конфигурации в форме шара, тора, цилиндра, пирамиды и т. д., так и плоской – в форме диска, зонтика, парашюта, квадрата, комбинации различных надувных форм и пр. [9 – 27]. Для изготовления данных систем в основном могут применяться тонкопленочные полимерные материалы, такие как Mylar, Kevlar, Twaron, Zylon, Kapton и углеродистая ткань. Для повышения прочности материала полимерную пленку можно покрывать тонким слоем алюминия, кремния либо керамики.

Наиболее простой по конфигурации является устройство, описанное в [9, 12, 27], выполненное в форме наполненного газом шара. При использовании его не требуется сложная система разворачивания и система ориентации.

К недостаткам надувных устройств относится возможность прорыва оболочки при столкновении с мелким фрагментом космического мусора. При этом газ выходит наружу и устройство прекращает функционировать. Решение задачи по повышению надежности системы увода приведено в [26], где представлено устройство торможения последней ступени РН, которое предлагается в виде набора оболочек, заключенных в сеть. В этом случае, при выходе из строя одной из оболочек, устройство продолжит функционировать.

Более сложными устройствами являются аэродинамические парусные устройства плоской конфигурации. Устройства плоской конфигурации имеют преимущества перед надувными устройствами, которое заключается в том, что при столкновении с фрагментом космического мусора хотя и образуется отверстие в поверхности, но устройство продолжит функционировать. Недостатками данных устройств являются сложность системы разворачивания и её повышенная масса.

Относительно солнечных парусных устройств отметим следующее. Известно [28], что световое давление при высоте полёта $h < 500$ км оказывает на движение КА меньшее влияние, чем сопротивление атмосферы. На высоте полета КА $500 \text{ км} \leq h \leq 700 \text{ км}$ влияние светового давления и сопротивления атмосферы приблизительно одинаково, а на высотах $h > 700$ км световое давление становится более значимым, чем сопротивление атмосферы. Устройство, использующее силу давления солнечного света для приведения в движение КА, получило название «Солнечный парус» (СП). Данные устройства, как правило, предназначаются для космических миссий по исследованию ближнего и дальнего космоса. Эти устройства также могут быть применены для перевода КА на орбиты «захоронения».

В [29 – 34] представлены различные модификации конструкций СП. В отличие от аэродинамических парусных устройств, материал устройства СП дополнительно для увеличения коэффициента отражения покрывается отражающим материалом, например тонким слоем алюминия. Достоинством данных систем является их повышенная надежность, а к недостаткам относятся сложные системы разворачивания и ориентации относительно Солнца. Следует также принять во внимание особенности их движения, состоящего из разгона на одном участке орбиты и торможения на другом.

Для увода КА могут применяться также **магнитные устройства (МУ)**. Магнитное поле Земли хорошо изучено [35] и может быть использовано для создания средств увода КА с рабочих орбит за счет магнитного взаимодействия собственного магнитного поля КА и магнитного поля Земли. Магнитные устройства увода делятся на два типа:

- стационарные магнитные устройства;
- электродинамические космические тросовые системы.

Стационарные магнитные устройства могут быть выполнены в виде устройств для генерирования магнитного поля, размещенных на борту КА. Данные системы представляют интерес в дальнейших разработках, так как при их использовании, в отличие от парусных устройств, не требуются системы разворачивания, ориентации и они более устойчивы к столкновениям с фрагментами космического мусора.

Разработкой электродинамических космических тросовых систем (ЭДКТС) увода занимаются в России, США, Италии, Японии, Китае и Украине [36 – 48]. Отработке ЭДКТС увода посвящен, в частности, проект ProSEDS (Propulsive SEDS) [36], работы над которым координировались центром им. Маршалла НАСА. Принцип действия данной системы состоит в том, что по окончании срока активного существования КА с его борта выстреливается концевое тело, к которому прикреплен трос или лента. Под действием тока, текущего в тросе, возникает сила Ампера, направленная против движения системы «КА-трос» и обуславливающая электродинамическое торможение, за счет разности потенциалов магнитного поля Земли.

Достоинством данных систем является небольшая масса и простота использования, а к недостаткам следует отнести проблематичность развертывания троса.

График динамики суммарной информатизации устройств увода КА с орбит за период с 1994 г. по 2011 г. приведен на рис. 2, на котором синим цветом и ромбиками обозначены двигательные устройства, зеленым цветом и крестиками – парусные устройства, розовым и квадратиками – магнитные устройства.

Его анализ показывает, что в последнее время преимущественно внимание уделялось исследованию двигательных и парусных устройств. В то же время отмечается невысокий интерес к МУ, несмотря на ряд их объективных достоинств.

С целью сравнения эффективности указанных средств увода были проведены на примере КА Abgixas [49] расчеты оценки времени существования с использованием наиболее перспективных на наш взгляд устройств увода: аэродинамического паруса и ЭДКТС. Конструктивные характеристики данного КА:

- масса – 550 кг;
- форма – параллелепипед;
- ширина – 1,8 м, длина – 2,5 м, высота – 1,175 м.

Параметры расчетных орбит:

- высоты орбит: 500 км, 800 км, 1000 км, 1500 км;
- эксцентриситет – 0,0019808;
- коэффициент аэродинамического сопротивления – 0,7611336;
- наклонение – 48,5°.

Аэродинамический парус – полотно площадью 35 м².

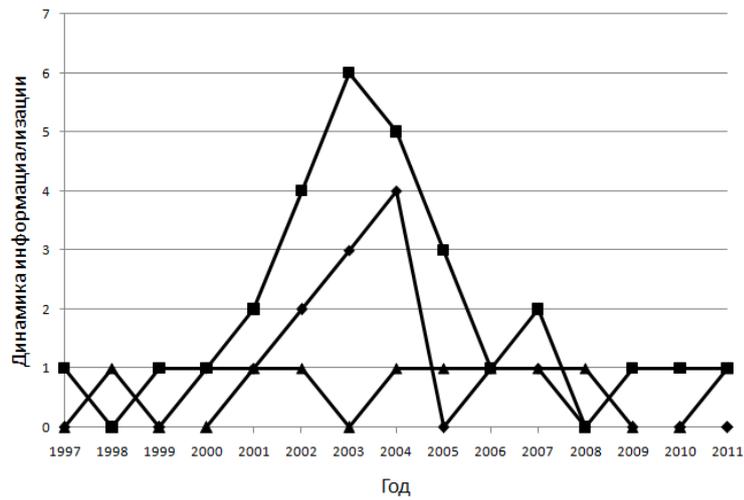


Рис. 2

Время естественного увода и увода при помощи аэродинамического паруса рассчитывалось по формуле [37]:

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

где B – баллистический параметр КА, $B = C_D A/m$;

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

где ρ_{pe} – плотность атмосферы на перигее орбиты; $I_0(z)$ – функция Бесселя, порядка $k=0$ и 1 и аргумента $z = ae/H_{\rho,pe}$; e – эксцентриситет орбиты; μ – гравитационная постоянная; C_D – коэффициент аэродинамического сопротивления; A – площадь миделевого сечения; m – масса КА; a – большая полуось орбиты.

ЭДКТС с тросом длиной 2 км [50]. Время увода КА при помощи ЭДКТС рассчитывалось по формуле [38]:

$$\Delta t = \frac{m_0 R_t}{12l_t a_e^6 \cos^2 \zeta (\cos^2 i_m) B_m^2} (r_1^6 - r_2^6),$$

где $\cos^2 i_m = \frac{1}{16} \left(6 + 2\cos 2i + 3\cos(2i - 2\vartheta_m) + 2\cos(2\vartheta_m) + 3\cos(2i + 2\vartheta_m) \right)$; i – наклонение

орбиты; ϑ – наклонение оси магнитного поля Земли; l_t – длина троса; R_t – сопротивление троса; m_0 – общая масса системы (КА + ЭДКТС); ζ – угол между осью троса и местной вертикалью, $\zeta=0$; B_m – величина магнитной индукции на геомагнитном экваторе; r_1 – начальная высота; r_2 – конечная высота.

В табл. 1 и на рис. 3 представлены зависимости времени увода КА с орбиты от высоты его полета. На рис. 3 синим цветом и ромбиками обозначено время естественного увода, красным цветом и квадратиками – время увода

при помощи аэродинамического паруса и зеленым цветом и треугольниками – время увода при помощи ЭДКТС. Как видно из графиков, аэродинамические парусные устройства целесообразно использовать при уводе КА с высот до 800 км [3, 4]. Что касается ЭДКТС, то увод КА в плотные слои атмосферы с высот 500 – 1500 км низких околоземных орбит будет совершен в течение года.

Таблица 1

Высота, км	Время увода		
	Естественный увод	Увод при помощи аэродинамического паруса, 30 м ²	Увод при помощи ЭДКТС
500	14 лет	1 год	2 мес
600	41 год	2 года	2 мес
700	110 лет	6 лет	3 мес
800	260 лет	16 лет	4 мес
900	660 лет	39 лет	5 мес
1000	1537 лет	91 год	6 мес
1100	3537 лет	210 лет	7 мес
1200	8143 года	484 года	8 мес
1300	18964 года	1128 лет	9 мес
1400	68470 лет	2666 лет	10 мес
1500	106866 лет	6356 лет	11 мес

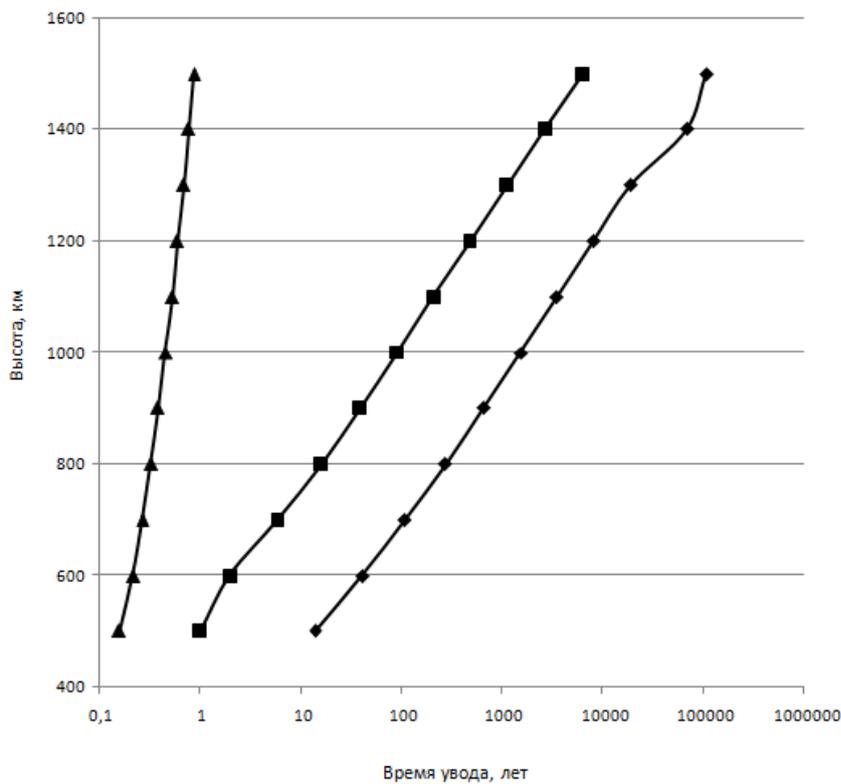


Рис. 3

Выводы. В результате проведенного обзора и выполненных расчетных оценок систематизированы основные типы устройств увода КА с рабочих орбит. Показана предпочтительность использования пассивных устройств, а выбор последних в зависимости от параметров орбиты КА и его конструктивных характеристик является предметом дальнейших исследований.

1. Шумбасова Л. И. Анализ динамики техногенного засорения космоса / Л. И. Шумбасова, Н. Н. Слюняев // VII Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції : «Людина і космос», 13 – 15 квітня 2005 р. – Д. : Національний центр аерокосмічної освіти молоді ім. О.М.Макарова, 2005 . – С. 159.
2. The Orbital Debris Quarterly News. NASA JSC Houston . – 2010 . – Vol. 14, № 1. – P. 12.
3. Protection Manual. IADC-WD-00-03. Version 3.1. / Prepared by the IADC WG3 members. – 2003. – March 12 . – 227 p.
4. Protection Manual. IADC-WD-00-03. Version 4.0 / Prepared by the IADC WG3 members. – 2009. – March 17. – P. 3 – 62.
5. Конохов С. Н. О проблеме техногенного засорения околоземного космического пространства / С. Н. Конохов, Н. Н. Слюняев // Вселенная, пространство, время. – 2006. – Вып. 6, № 25. – С. 8 – 10.
6. Афанасьев И. Rocsat 2 – Оперативный «землемер» с высоким разрешением для Тайваня / И. Афанасьев // Новости космонавтики . – 2004 . – Т. 14, № 7 . – С. 26 – 29.
7. Pillet N. Pulsed plasma thruster option for Myriade deorbiting [Электронный ресурс : ONERA – The French aerospace lab] / N. Pillet, N.N. Antopov // European conference for aerospace sciences (EUCASS), 7th of October 2005, Moscow : collected papers of conference. – Режим доступа к статье : <http://www.onera.fr/eucass/2005/Proceedings/5.10.07.pdf>.
8. Alby F. SPOT-1 End of life disposal maneuvers / F. Alby // Advances in Space Research. – 2004. – № 35. – P. 1335 – 1342.
9. Патент №6830222 США на изобретение, МПК⁷ B64G1/62 Balloon device for lowering space object orbits / Nock K. T. – 10/394,477 ; заявлено 21.05.2003, опубликовано 14.12.2004.
10. Патент №6550720 США на изобретение, МПК⁷ B64G1/22 Aerobraking orbit transfer vehicle, Fleeter R., DeBra D. B., Gloyer P., Wahl Z., Goldshtein D. 09/925,207 ; заявлено 09.08.2001, опубликовано 22.04.2003.
11. Gloyer P. Small Payload ORbit Transfer (SPORT) System : An Innovative Approach to Lowering Mission Costs Without Increased Risk [Электронный ресурс] / P. Gloyer, D. Goldstein // 14th Annual Conference on Small Satellites, August 2000. – Режим доступа к статье : <http://www.smallsat.org/proceedings/14/tsiv/iv-6.pdf>
12. Davis B. L. The Design and Development of a Separation System for a Low-Cost Spherical Nanosatellite [Электронный ресурс : Davis B.L. – University of Colorado] / B. L. Davis, S. E. Palo Proceedings of the 23rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, USA, Aug. 10 – 13, 2009 . – Режим доступа к статье : http://www.spacedavis.com/files/portfolio/DANDE_SEP_System_Web.pdf
13. Заявка на патент №2009/0218448 США на изобретение, МПК⁷ B64G1/62 Satellite air brake wing structure – Reypoudat V., Le Couls O. – 12/279,861 ; заявлено 14.02.2007, опубликовано 03.09.2009.
14. Заявка на патент №WO2007/096428 Франции на изобретение, МПК⁷ B64G1/64. Satellite air brake device / Dupoy C., Bousquet P. W. – 06/50660 ; заявлено 27.02.2006, опубликовано 30.08.2007.
15. Dupoy C. Gossamer technology to deorbit LEO non-propulsion fitted satellite / C. Dupoy // Proceeding of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium, NASA Kennedy Space Centre, May, 2010. – P. 301 – 308.
16. Патент №2263050 РФ на изобретение, МПК⁷ B64D17/80 Система управляемого спуска и планирования летательного аппарата / Петухов Н. Н. – 2004112569/11 ; заявитель и патентообладатель Петухов Н. Н. – 2004112569/11 ; заявл. 19.04.2004 ; опубл. 27.10.2005, РЖ 41, РКТ, №4, 2006.
17. Tan H. Design and development of a large reflector model with inflatable deployment and rib support structures / H. Tan // Proceeding of the European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Noordwijk, May, 2005. Noordwijk : ESTEC. – 2005. – P. 93 – 97.
18. Sokolowski W. M. Applications of cold hibernated elastic memory (CHEM) structures / W. M. Sokolowski // Proceeding of SPIE Conference 2003. – P. 534 – 544.
19. Патент №2223896 РФ на изобретение, МПК⁷ B64G1/62 Отделяемый от гиперзвукового летательного аппарата элемент, обладающий аэродинамическим качеством / Болотин В. А., Никитин Н. Д. – 2002121981/11 ; заявлено 12.08.2002, опубликовано 20.02.2004.
20. Maessen D. C. Development of a generic inflatable de-orbit device for cubesats [Электронный ресурс : TUDelft – Delft university of technology] / D. C. Maessen // 57th International astronomical congress 21 – 23 September, 2007, Hyderabad, India. – Режим доступа к статье : http://www.lr.tudelft.nl/fileadmin/Faculteit/LR/Organisatie/Afdelingen_en_Leerstoelen/Afdeling_SpE/Space_Systems_Eng./Expertise_areas/Space_propulsion/Research/Completed_thesis/doc/IAC-07-A6.3.06_Development_Of_A_Generic_Inflatable_De-Orbit_Device_For_CubeSats.pdf
21. Патент №6786456 США на изобретение, МПК⁷ B64G1/64 Deployable inflatable boom and methods for packaging and deploying a deployable inflatable boom / Veal G., Palisoc A., Derbes W. – 10/234047 ; заявлено 29.09.2002, опубликовано 07.09.2004.
22. Заявка на патент №2009/0108135 США на изобретение, МПК⁷ B64G1/00 Inflatable wing flight vehicle / Shaw D. O. – 12/157600 ; заявлено 11.01.2008, опубликовано 30.04.2009.
23. Патент №6817176 США на изобретение, МПК⁷ F16D31/02 Inflatable gas cell structure deploying method / Simburger E. J. – 10/166881 ; заявлено 11.01.2002, опубликовано 16.11.2004.

24. Патент №6568640 США на изобретение, МПК⁷ В64G1/44 Inflatable satellite design / *Barnett D. M.* – 09/610231 ; заявлено 05.07.2000, опубликовано 27.05.2003.
25. Заявка на патент №102004007024 Германия, МПК⁷ В64G1/62 Тормозной экран для космического аппарата / *Каструот М.* – 102004007024 ; заявлено 12.02.2004, опубликовано 08.09.2005.
26. Патент №2199474 РФ на изобретение, МПК⁷ В64G1/62 Устройство надувной пассивной системы торможения последней ступени ракетоносителя / *Майоров Ю. Н., Дукин А. Д.* – 2000131539/28 ; заявлено 15.12.2000; опубликовано 27.02.2003.
27. *Lücking C.* A passive de-orbiting strategy for high altitude CubeSat missions using a deployable reflective balloon [Электронный ресурс : University of Strathclyde Glasgow] / *C. Lücking, C. Colombo, C. McInnes* // 8th IAA Symposium on Small Satellites, Berlin, Germany, 4-8 April 2011 . – Режим доступа к статье : http://strathprints.strath.ac.uk/29668/1/McInnes_CR_Pure_A_passive_de_orbiting_strategy_for_high_altitude_CubeSat_missions_using_a_deployable_reflective_balloon_Mar_2011.pdf
28. *Раушенбах Б. В.* Управление ориентацией космических аппаратов / *Б. В. Раушенбах, М. Ю. Овчинников.* – М. : Наука, 1974 . – 600 с.
29. Патент №2193738 РФ на изобретение, МПК⁷ F24J2/42 Устройство для получения механической энергии / *Кочетков Б. Ф.* – 2001110408/06 ; заявлено 18.04.2001; опубликовано 27.11.2002.
30. Заявка на патент №WO2005/028309 РФ на изобретение, МПК⁷ В64G1/40 Солнечный парусный корабль / *Алиев А. С., Казихмедов Ф. Г.* – РСТ/RU2004/000356 ; заявлено 19.09.2003, опубликовано 31.03.2005.
31. Патент №6565044 США на изобретение, МПК⁷ В64G1/40 Combination solar sail and electrodynamic tether propulsion system / *Jonson C. L., Matloff G. L.* – 10/097698 ; заявлено 05.07.2000, опубликовано 27.05.2003.
32. *Mori O.* First solar power sail demonstration by IKAROS [Электронный ресурс : International symposium on space technology and science] / *O. Mori* // Proceedings of the 27th International Symposium on Space Technology and Science, Tsukuba, Japan, July 5 – 12, 2009. – Режим доступа к статье : http://archive.ists.or.jp/upload_pdf/2009-o-4-07v.pdf
33. Патент №6194790 США на изобретение, МПК⁷ В64G1/00 Solar sail for power generation / *Griffin S., Huybrechts S.* – 09/444984 ; заявлено 22.11.1999, опубликовано 27.02.2001.
34. *Leipold M.* Solar Sails for Space Exploration – The Development and Demonstration of Critical Technologies in Partnership [Электронный ресурс : European space agency] / *M. Leipold, D. Kassing, M. Eiden, L. Herbeck* // ESA bulletin 98, June 1999. – Режим доступа к статье : <http://www.esa.int/esapub/bulletin/bullet98/LEIPOLD.pdf>
35. *Аллатов А. П.* Динамика космических аппаратов с магнитными системами управления / *А. П. Аллатов, В. И. Драновский, Ю. Д. Салтыков, В. С. Хорошилов.* – М. : Машиностроение, 1978 . – 200 с.
36. The Propulsive Small Expendable Deployer System (ProSEDS) : annual report [Электронный ресурс : Old Dominion university] / Smithsonian institution astrophysical observatory Cambridge ; chief *E. C. Lorenzini.* – Massachusetts, 2003. – 16 p. – Режим доступа к отчету : http://www.cs.odu.edu/~mln/casi/20030066438_2003076984.pdf
37. *Klinkrad H.* Space debris : Models and risk analysis / *H. Klinkrad.* – Praxis Publishing Ltd., Chichester, UK, 2006. – 416 p.
38. *Forward R. L.* Terminator tetherTM: A spacecraft deorbit device and rockets / *R. L. Forward, R. P. Hoyt* // Journal of spacecraft and rockets. – 2000. – Vol. 37, № 2, P. 187 – 196.
39. *Yamaigawa Y.* Performance of electrodynamic tether de-orbit system on elliptical orbit [Электронный ресурс : Electric rocket propulsion society] / *Y. Yamaigawa* // 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, October, 2001. – Режим доступа к статье : http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2001index/244_7.pdf
40. *Pardini C.* Benefits and risks of using electrodynamic tethers to de-orbit spacecraft / *C. Pardini, T. Hanada, P. H. Krisko* // Acta Astronautica . – 2009 . – Vol 5-6, № 64 . – P. 571 – 588.
41. *Bruno C. L.* EDOARD : An electrodynamic tether device for efficient spacecraft de-orbiting / *C. L. Bruno* // Proceeds Third European Conference on Space Debris, European Space Operation Center (ESOC), Darmstadt, Germany, March 2001. – P.707 – 712.
42. *Iess L.* Satellite de-orbiting by means of electrodynamic tethers. Part II : System configuration and performance / *L. Iess, C. Bruno, C. Ulivieri, G. Vannaroni* // Acta Astronautica. – 2002. – Vol. 50, № 7. – P. 407 – 416.
43. *Van der Heide E.J.* Tethers and debris mitigation / *E. J. Van der Heide, M. Kruijff* // Acta Astronautica. – 2001. – Vol. 48, № 5 – 12. – P. 503 – 516.
44. *Ishige Y.* Study on electrodynamic tether system for space debris removal / *Y. Ishige, S. Kawamoto, S. Kibe* // Acta Astronautica. – Vol. 55, № 11. – P. 917 – 929.
45. Патент №7118074 США на изобретение, МПК⁷ В64G1/00 Electrodynamic tether *Johnson C. L.* – 10/690161 ; заявлено 17.10.03, опубликовано 10.10.06.
46. Заявка №WO/2010/126604 США на изобретение, МПК⁷ В64G1/64 Terminator tape satellite deorbit module / *Hoyt R. P.* – 61/214932 ; заявлено 30.04.10, опубликовано 04.11.10.
47. *Yamaigawa Y.* Dynamic behavior of electrodynamic tether deorbit system on elliptical orbit and its control by lorentz force / *Y. Yamaigawa, E. Hiragi, T. Kishimoto* // Aerospace Science and Technology. – 2005. – № 9. – P. 366 – 373.
48. *Anselmo L.* The survivability of space tether systems in orbit around the earth / *L. Anselmo, C. Pardini* // Acta Astronautica. – 2005 – Vol. 56. – P. 391 – 396.
49. *Маринина И.* Космические аппараты : Абрихас / *И. Маринина, А. Владимиров, И. Лисов* // Новости космонавтики. – 1999. – Т. 9, № 6. – С. 3 – 5.

50. Алтатов А. П. Ротационное движение космических тросовых систем / А. П. Алтатов, В. В. Белецкий, В. И. Драновский, А. Е. Закржевский, А. В. Пироженко, Г. Трогер, В. С. Хорошилов. – Д. : ИТМ НАНУ и НКАУ, 2001. – 404 с.