

УДК 629.78

Н. М. ДРОНЬ, А. В. ПАШКОВ, Л. Г. ДУБОВИК*Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Украина*

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ СТАБИЛИЗАЦИИ НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ УВОДА НЕФУНКЦИОНИРУЮЩИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ОБЪЕКТОВ С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

Рассмотрена схема увода нефункционирующих космических аппаратов и космических объектов техногенного происхождения (космического мусора) с низких околоземных орбит в плотные слои атмосферы с применением активно-пассивной системы на базе реактивной двигательной установки и аэродинамического паруса. Для определения углового положения системы увода предложен датчик набегающего потока, который используется и как регулятор прямого действия на атмосферном участке траектории спуска, что позволяет достичь значительного сокращения затрат на процедуру удаления объектов космического мусора с орбит существования.

Ключевые слова: космический мусор, система увода, низкая околоземная орбита, космический аппарат, датчик набегающего потока.

Введение

Космическая деятельность открыла перед человечеством огромные возможности для проведения научных исследований и решения самых различных задач, однако, к сожалению, результаты этой деятельности имеют и негативные последствия.

В силу регулярных запусков на орбиту различных космических аппаратов (КА) и происходящих в космосе разрушений объектов ракетно-космической техники постоянно возрастает насыщенность околоземного космического пространства (ОКП) телами техногенного происхождения – космическим мусором (КМ). При этом наиболее засоренными являются низкие околоземные орбиты (НОО) [1], что связано с наибольшей их эксплуатацией и постепенным снижением высот полета искусственных спутников Земли.

Существенное ограничение и уменьшение уровня засоренности ОКП может быть достигнуто наряду с совокупным использованием таких мер, как регулирование общего количества запускаемых КА, исключение взрывов космических объектов (КО), уменьшение числа сопутствующих фрагментов КМ при запусках и эксплуатации космических аппаратов, за счет увода КА, закончивших срок своего активного существования, и крупных КО в плотные слои атмосферы или на безопасные орбиты [2].

1. Постановка задачи

В настоящее время рассматривается несколько схем увода нефункционирующих космических аппаратов и объектов с околоземных орбит. Это ак-

тивные средства, позволяющие с помощью реактивной двигательной установки (РДУ) обеспечить гарантированный увод в заданные сроки, но требующие больших энергетических затрат на реализацию [3], и пассивные, которые просты и менее затратны в реализации, но процесс увода с их использованием может продолжаться в течение десятков и сотен лет. Ко вторым следует отнести парусные устройства [4], тросовые системы [5], устройства, создающие искусственную атмосферу на пути движения целевого объекта [6] или использующие направленное излучение от средства увода [7], что приводит к постепенному торможению целевого объекта.

Перспективным является построение средства увода, построенного на сочетании реактивной двигательной установки и парусного устройства. Подобная комбинация активного и пассивного средств увода позволяет частично компенсировать недостатки обоих этих методов и реализовать увод объекта космического мусора на Землю с минимальными энергетическими затратами в заданные сроки.

В любом случае для обеспечения эффективного увода необходимо сохранение траектории движения и пространственной ориентации системы при вхождении в плотные шары атмосферы, чем обусловлена актуальность повышения точности траектории спуска объектов, подлежащих уводу.

Анализ известных публикаций показывает, что существующие информационно-измерительные комплексы и приборы пространственного положения летательных аппаратов (ЛА), созданные в основном на базе потенциометрических и индуктивных датчиков, исчерпали свои возможности и тре-

буют перехода к новой элементной базе и новым принципам измерения. Штатные приборы и системы измерения параметров полета ЛА обеспечивают достаточную точность измерений в диапазоне полетных углов от 0° до 30° , (как по углам атаки, так и по углам скольжения), а на углах пространственной ориентации свыше 60° они не срабатывают. Технические достижения в оптоэлектронике позволяют изменить подход к сбору и обработке информации бортовыми комплексами и измерительными системами.

Целью данной статьи является повышение точности траектории спуска нефункционирующих КА и КО с низких околоземных орбит применением датчика параметров набегающего потока, позволяющего определять угловое положение системы увода на начальном атмосферном участке траектории с последующей ее стабилизацией.

2. Решение поставленной задачи

Для решения поставленной задачи рассматривается комбинированная система увода КА и КО на основе ракетной двигательной установки и аэродинамического паруса [8].

Ракетой-носителем (РН) система выводится на расчетную круговую орбиту, а с помощью РДУ – на орбиту встречи с КА или КО, подлежащих уводу. После встречи и стыковки системы увода с удаляемым объектом она переводится на орбиту, на которой эффективны аэродинамические средства спуска в атмосферу.

На основании проведенных исследований [9] в качестве РДУ системы увода могут быть рекомендованы двигательные установки, тактико-технические характеристики которых приведены в табл. 1.

Выбор типа двигателя РДУ определяется массой уводимых объектов и, как показано в [9], благодаря энергетической оптимальности орбитальных переходов с малой тягой, целесообразным является использование электроракетной двигательной установки на базе стационарного плазменного двигателя (СПД).

Датчик потока (ДП) может быть установлен на штанге или на конструкции с возможностью передачи результатов измерений на бортовой измерительный комплекс высотно-скоростных параметров системы. При этом он должен удовлетворять следующим основным требованиям:

- количество измерительных каналов не меньше трех;
- первый канал – измерения углов атаки, диапазон не меньше $\pm 140^\circ$;
- второй канал – измерения аэродинамических

углов крена в угловом диапазоне $0...360^\circ$ с прохождением через нуль;

- третий канал – измерения разницы полного и статического давления в диапазоне эксплуатации скоростей;

- массогабаритные характеристики датчика минимизируются, исходя из тактико-технических характеристик используемых систем увода.

Таблица 1
Тактико-технические характеристики РДУ

| Наименование РДУ | Тяга, кН | Масса, кг | Удельная тяга, с | Время работы, с | Количество включений |
|-------------------|----------|-----------|------------------|-----------------|----------------------|
| RS-14 | 1,392 | - | 315,0 | - | - |
| R-42 | 0,890 | 4,50 | 303,0 | 3940 | - |
| DMT-600 ММН | 0,600 | 4,20 | 305,9 | 5000 | - |
| KDU-414 | 1,961 | 61,00 | 272,0 | 40 | - |
| RD-861 | 78,810 | 23,00 | 317,0 | 130 | - |
| RD-866(БТ) | 5,037 | 125,40 | 323,1 | 330 | 14 |
| RD-868(БТ) | 23,259 | 203,00 | 325,0 | 1600 | 7 |
| RD-868(МТ) | 0,029 | - | 230,0 | 7200 | 10000 |
| RD-802 | 19,600 | - | - | 1100 | 5 |
| Vega | 2,453 | 15,93 | - | 667 | 5 |
| Циклон-3 | 0,100 | 1,45 | 265,0 | 200 | 1300 |
| Циклон-3, Океан-О | 0,030 | 1,30 | 265,0 | 3600 | 4900 |
| РДПТ «Вега» | 2,900 | 223,30 | 306,1 | 489 | 5 |
| РДПТ «Маяк» | 78,500 | 823,33 | 306,1 | 100 | 2 |
| СПД-100 | 0,000083 | 0,70 | 1600,0 | 32400000 | - |
| СПД-140 | 0,0003 | 0,70 | 2300,0 | 25200000 | - |
| СПД-70 | 0,00004 | 0,70 | 1450,0 | 11160000 | - |

В основу работы ДП заложены новый принцип измерений в системе координат, связанной с движущейся плоскостью пространственного угла атаки, и режим синхронизации пространственных вращающихся и колебательных движений.

Вместо традиционных углов атаки и скольжения измеряются пространственный угол атаки и аэродинамический угол крена, а приборная реализация этого принципа возможна благодаря применению развязанного во вращении по крену синхронно ориентированного потока

Для перехода на новую элементную базу измерений могут быть использованы современные малогабаритные оптические датчики углов, малогабаритные датчики давления и волоконно-оптические линии связи.

На рис. 1 представлен наиболее перспективный вариант компоновки флюгаркового датчика потока [11].

Металлическая конструкция корпуса датчика потока состоит из подвижной и неподвижной частей.

На подвижной части корпуса установлены флюгарки, которые должны вращаться относительно поперечной оси вместе с подвижной частью в диапазоне от 0 до $\pm 180^\circ$. Подвижная часть корпуса

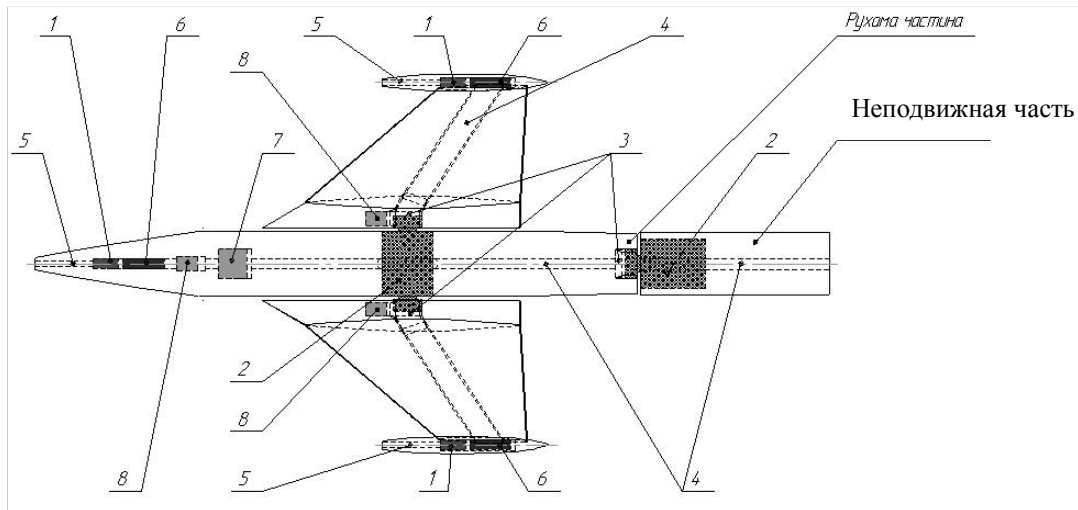


Рис. 1. Перспективный вариант компоновки ДП:

- 1 – датчик давления; 2 – датчик-преобразователь угловых перемещений;
 3 – оптический вращающийся соединитель; 4 – канал прохождения линии связи;
 5 – канал поступления воздуха; 6 – устройство гальванической развязки;
 7 – источник питания 5-12 В, 100 мА; 8 – источник питания 5-12 В, 10 мА

датчика потока должна вращаться относительно продольной оси в диапазоне от 0 до 360° с переходом через ноль.

На консолях флюгарок и на фюзеляже ДП установлены датчики измерения полного давления 1 с высоким выходным сигналом. С помощью таких датчиков определяют модуль вектора набегающего потока уводимого космического объекта. Измерение давления тремя датчиками позволяет контролировать измерения углов атаки, что значительно повышает надежность и точность измерений. Канал прохождения потока к датчикам расположен по оси фюзеляжа та по оси конечных обтекателей консолей флюгарок ДП через каналы 5. Флюгарки являются показателем углового перемещения спускаемого объекта в зависимости от изменения аэродинамических углов объекта относительно набегающего потока. Они соединены общим валом с миниатюрными датчиками-преобразователями угловых перемещений 2, установленными в подвижной и неподвижной частях корпуса ДП.

Датчик-преобразователь угловых перемещений подвижной части ДП, установленный таким образом, что его ось перпендикулярна продольной оси подвижной части ДП, используется для измерения углов атаки. Источники питания датчика давления и датчика-преобразователя угловых перемещений 7, 8, установленных в подвижной части ДП, располагаются непосредственно вблизи датчиков.

Датчик-преобразователь угловых перемещений неподвижной части ДП, установленный таким образом, что его продольная ось совпадает с продольной осью ДП, используется для измерения уг-

лов крена. Он соединяется с неподвижной частью общим валом. Питание датчика осуществляется от внешнего источника.

Информационные сигналы с датчиков давления и датчиков-преобразователей угловых перемещений по каналам прохождения линий связи 4 через устройство гальванической развязки 6 передаются для дальнейшей обработки на специальные оптические вращающиеся соединители 3. Результаты измерений углов атаки и аэродинамических углов крена выводятся в стандартном интерфейсе на бортовой блок обработки информации системы увода.

Установка оптических вращающихся соединителей усложняет конструкцию датчика потока, однако современный уровень оптической физики позволяет передавать и измерять информацию с большой точностью.

Предлагаемый способ стабилизации на начальном атмосферном участке траектории увода состоит в заборе набегающего потока, формировании направленной струи для создания боковой тяги, направление которой фиксируется относительно плоскости пространственного угла атаки, а величина регулируется в зависимости от величины этого угла [10].

Плоскость пространственного угла атаки отслеживается с помощью симметричной V-образной аэродинамической поверхности, которая может свободно вращаться вокруг продольной оси ЛА, оснащенной системой увода.

Устройство для реализации способа стабилизации представлено на рис. 2

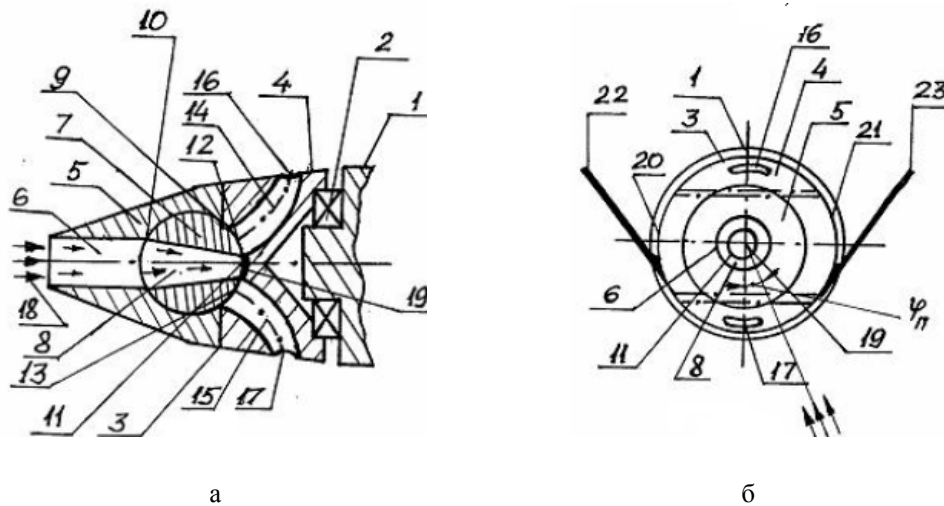


Рис. 2. Устройство для реализации способа стабилизации:
 а – продольный разрез устройства плоскостью симметрии в статическом состоянии;
 б – вид устройства спереди в статическом состоянии;
 1 – корпус; 2 – шарнир; 3 – носовая часть; 4, 5 – газоходные каналы; 6 – воздухозаборник;
 7 – вал-регулятор; 8 – распределительный канал; 9 – входное отверстие; 10, 11 – выходные отверстия;
 12, 13 – входные отверстия; 14, 15 – газоходные каналы; 16, 17 – боковые сопла; 18 – набегающий поток;
 19 – заслоняющая поверхность; 20, 21 – внешние боковые поверхности;
 22, 23 – крылья V-образной аэродинамической поверхности

Здесь 1 – корпус ЛА, с которым через шарнир 2 соединена носовая часть 3 ЛА с газоходными каналами 4, 5.

При нулевом значении пространственного угла атаки ось распределительного канала 8 совпадает с продольной осью воздухозаборника 6, форма и размеры входного отверстия 9 этого канала согласованы с формой и размерами выходного отверстия 10 воздухозаборника 6, а форма и размеры выходного отверстия 11 этого же канала – с аналогичными параметрами входных 12 и 13 отверстий газоходных каналов 14, 15. Эти каналы соединены с боковыми соплами 16, 17, через которые при ненулевом угле атаки направляется отобранный набегающий поток 18 и создает боковую тягу.

На внешних боковых поверхностях (левая – 20, правая – 21) вала-регулятора 7 установлены крылья 22, 23 V-образной аэродинамической поверхности, плоскость симметрии которой совпадает с площадью симметрии распределительного канала 8 вала-регулятора.

Если аэродинамический угол крена отличается от нуля, крылья, благодаря валу-регулятору 7 разворачивают спускаемый объект плоскостью симметрии вокруг продольной оси в плоскость пространственного угла атаки. В полете при нулевом угле атаки набегающий поток 18 через воздухозаборник 6 попадает в распределительный канал 8 вала-регулятора 7, не выходя далее из-за заслоняющей поверхности 19. Если пространственный угол атаки

отличен от нуля, крылья разворачивают вал-регулятор 7 вокруг поперечной оси до достижения флюгерного положения, т.е. до на величину этого же угла. Газоходной канал 14 в этом случае перекрыт, а канал 15 – открыт для набегающего потока. Через боковое сопло 17 создается боковая тяга выходящего потока 18, которая противодействует возмущению, вызывающему появление угла атаки.

Заключение

Таким образом, использованием датчика набегающего потока в новом качестве может быть решена проблема обеспечения заданной траектории спуска и пространственной ориентации вводимых с низких околоземных орбит нефункционирующих космических аппаратов и объектов. Это особенно важно при возврате на Землю крупных фрагментов конструкций или аппаратов многоразового использования. При этом предложенный способ стабилизации используемой системы увода и спускаемого космического объекта прост в реализации и не требует больших затрат.

Предметом дальнейших исследований должно стать решение необходимого комплекса задач для встречи и стыковки системы увода с удаляемым объектом, а также применения для ее выведения дешевых и простых по конструкции ракет-носителей, не засоряющих околоземное пространство.

Литература

1. Микиша, А. Н. Загрязнение космоса [Текст] / А. Н. Микиша, Л. В. Рыхлова, М. А. Смирнов // Вестник РАН. – 2001. – Т. 71, № 1. – С. 26-31.
2. Дронь, Н. М. Пути уменьшения техногенного засорения околоземного космического пространства [Текст] / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Наук. Вісник Національного гірничого університету. – 2014. – № 3 (141). – С. 125-130.
3. SMC Standard SMC-S-022. End-of-life disposal of satellites in low-earth orbit [Text]. New issue ; publ. 10.03.2010. – Space and missile systems center, 2010. – 20 p.
4. Трофимов, С. П. Увод малых космических аппаратов с верхнего сегмента низких орбит с помощью паруса для увеличения силы светового давления [Электронный ресурс] / С. П. Трофимов // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша, 2015. – № 32. – 32 с. – Режим доступа: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2015-32>. – 12.03.2016.
5. Less, L. Satellite de-orbiting by means electrodynamic tethers. Part II: System configuration and performance [Text] / L. Less, C. Bruno, C. Ulivieri, G. Vannoroni // Acta Astronautica. – 2002. – № 7. – P. 407-416.
6. Pat. № US 20130306799 A1 Int. Cl. B64G 1/24. Space debris removal using upper atmosphere [Text] / Daniel Alan Gregory, John-Francis Mergen. Appl. № 13/929,248 07.01.2011; Publ. 21.11.2013.
7. Bombardelli, C. Ion beam Shepherd for contactless space debris removal [Text] / C. Bombardelli, J. Peldez // J. Guidance, Contr., and Dynamics. – 2011. – Vol. 34, no. 3. – P. 916-920.
8. Голубек, А.В. Комбинированный увод крупногабаритного космического мусора с учетом динамически изменяющейся атмосферы Земли [Текст] / А. В. Голубек, Н. М. Дронь, А. Н. Лешенко // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки : зб. наук. праць. – 2016. – Т. 21. – С. 34-41.
9. Дослідження принципів побудови транспортних космічних систем в умовах запобігання засмічення навколоземного простору [Текст] : звіт про НДР (заключний) / Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара ; наук. кер. Дронь М. М. – Днепр, 2016. – 171 с. – № ДР 0115U00240.
10. Пат. 70873 Україна, МПК F42B 15/00, B64G 1/00. Спосіб стабілізації літального апарата і пристрій для його реалізації [Текст] / М. М. Дронь, Ю. Л. Гринчишин, А. В. Пашков, П. Г. Хорольський. – № а20031213206 ; заявл. 31.12.2003 ; опубл. 10.01.2008, Бюл. № 1. – 10 с.
11. Динеев, В. Г. Оптимизация изделий ракетно-космической техники на основе совместного исследования процессов управления движением проектируемых объектов и нагружения их конструкций на атмосферном участке траекторий [Текст] /

В. Г. Динеев, Э. А. Колоезный // Космонавтика и ракетостроение. – 1997. – № 10. – С. 76–87.

References

1. Mikisha, A. N., Ryhlova, L. V., Smirnov, M. A. Zagrzaznenie kosmosa [Cosmic space pollution]. *Vestnik RAN*, 2001, vol. 71, no. 1, pp. 26-31.
2. Dron', N.M., Horol'skij, P.G., Dubovik, L.G. Puti umen'shenija tehnogennogo zasorenija okolozemnogo kosmicheskogo prostranstva [Ways for near-earth technogeneous pollution reduction]. *Naukovij Visnik Nacional'nogo girnichogo universitetu*, 2014, no. 3 (141), pp. 125-130.
3. SMC Standard SMC-S-022. End-of-life disposal of satellites in low-earth orbit. New issue; publ. 10.03.2010. – Space and missile systems center, 2010, pp. 20.
4. Trofimov, S. P. Uvod malyh kosmicheskikh apparatov s verhnego segmenta nizkih orbit s pomoshh'ju parusa dlja uvelichenija sily svetovogo davlenija [Small spacecrafts withdrawal from the upper segment of low orbits by a sail for the light pressure augmentation]. Available at: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2015-32/> (accessed 12.03.2016).
5. Less L., Bruno, C., Ulivieri, C., Vannoroni, G. Satellite de-orbiting by means electrodynamic tethers. Part II: System configuration and performance. *Acta Astronautica*, 2002, no. 7, pp. 407-416.
6. Daniel, Alan Gregory, John-Francis, Mergen. *Space debris removal using upper atmosphere*. Patent US, № 20130306799, 2013.
7. Bombardelli, C., Peldez, J. Ion beam Shepherd for contactless space debris removal. *J. Guidance, Contr. and Dynamics*, 2011, vol. 34, no. 3, pp. 916-920.
8. Golubek, A. V., Dron', N. M., Leshenko, A. N. Kombinirovannyj uvod krupnogabaritnogo kosmicheskogo musora s uchetom dinamicheskij izmenjajushhejsja atmosfery Zemli [Combined withdrawal of large-size cosmic debris taking into account dynamics of variable Earth atmosphere]. *Sistemne proektuvannja ta analiz harakteristik aerokosmichnoi tehniki*, 2016. vol. 21, pp. 34-41.
9. Doslidzhennja pryntsyviv pobudovy transportnykh kosmichnykh system v umovakh zapobihannja zasmichennja navkolozemnoho prostoru : zvit pro NDR (zaklyuchnyy) [Research of transport space systems designing principles under conditions of the near-earth space pollution prevention]. Dnipropetrovs'kyy natsional'-nyy univertsytet imeni Olesya Honchara [Scientific report (final)] ; nauk. ker. Dron' M.M. Dnepr, 2016. 171 p. no. DR 0115U00240.
10. Dron', M. M., Hrynchyslyn, Yu. L., Pashkov, A. V., Khorol's'kyy, P. H. *Sposib stabilizatsiyi lital'noho aparata i prystryi dlya yoho realizatsiyi* [Method of spacecraft stabilization and device for its realization]. Patent UA, №a20031213206, 2008
11. Dineev, V.G., Kolozeznyj, Je.A. Optimizacija izdelij raketno-kosmicheskoy tehniki na osnove sovmestnogo issledovaniya processov upravlenija dviz-

haniem proektiruemykh ob'ektov i nagruzheniya ih konstruktsiy na atmosfernom uchastke traektorii [Optimization of the rocket-space objects on a base of common research of processes of flight control and structure

loading at atmospheric segment of trajectory]. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 1997, no. 10, pp. 76-87.

Поступила в редакцию 31.05.2017, рассмотрена на редколлегии 12.06.2017

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой проектирования и конструкций С. А. Давыдов, Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, Днепр.

ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТІ СТАБІЛІЗАЦІЇ НА АТМОСФЕРНІЙ ДІЛЯНЦІ ВІДВОДУ НЕФУНКЦІОНУЮЧИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ І ОБ'ЄКТІВ З НИЗЬКИХ НАВКОЛОЗЕМНИХ ОРБІТ

М. М. Дронь, А. Ф. Пашков, Л. Г. Дубовик

Розглянуто схему відводу нефункціонуючих космічних апаратів і космічних об'єктів техногенного походження (космічного сміття) з низьких навколосемних орбіт у щільні шари атмосфери зі застосуванням активно-пасивної системи на базі реактивної двигунної установки й аеродинамічного вітрила. Для визначення кутового положення системи відводу запропонований датчик набігаючого потоку, який використовується й як регулятор прямої дії на атмосферній ділянці траєкторії спуску, що дозволяє досягнути значного зменшення витрат на процедуру видалення об'єктів космічного сміття з орбіт існування.

Ключові слова: космічне сміття, система відводу, низька навколосемна орбіта, космічний апарат, датчик набігаючого потоку.

RESEARCH OF THE CAPABILITY OF STABILIZATION ON THE ATMOSPHERIC SITE DE-ORBIT THE NONFUNCTIONING SPACECRAFTS AND OBJECTS FROM LOW EARTH ORBITS

N. Dron', A. Pashkov, L. Dubovik

The scheme for de-orbit of nonfunctioning spacecrafts and space objects of technogenic origin (space debris) from low earth orbits in dense beds of atmosphere with application is active-passive systems on the basis of a propulsion system and an aerodynamic sail is considered. For definition of an angular rule of system for de-orbit the sensor of a running flow which is used and as the regulator of direct action on an atmospheric phase of trajectory of descent that allows to reach significant reduction in price of procedure of removal of objects of space debris from existence orbits is offered.

Keywords: space debris, system for de-orbit, a low earth orbit, the spacecraft, the sensor of a running flow.

Дронь Николай Михайлович – д-р техн. наук, проф., проф. каф. проектирования и конструкций летательных аппаратов Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: nord@mail.dsu.dp.ua.

Пашков Анатолий Владимирович – инж. 1 кат. НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: pashav@ukr.net.

Дубовик Людмила Григорьевна – ст. науч. сотр. НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: dubovik_l.g@mail.ru.

Dron' Nicolay Mikhaylovich – Doctor of Technical Science, Professor of Dept. of Design and Construction of Aircraft, Oles Honchar Dnipropetrovsk National University, Dnepr, Ukraine, e-mail: nord@mail.dsu.dp.ua.

Pashkov Anatiliy Vladimirovich – The engineer 1 categories of Power Research Institute, Oles Honchar Dnipropetrovsk National University, Dnepr, Ukraine, e-mail: pashav@ukr.net.

Dubovik Ludmila Grigor'evna – Senior Scientific Employee of Power Research Institute, Oles Honchar Dnipropetrovsk National University, Dnepr, Ukraine, e-mail: dubovik_l.g@mail.ru, dubovik066@gmail.com.