

УДК 629.78

Н. М. ДРОНЬ¹, П. Г. ХОРОЛЬСКИЙ², Л. Г. ДУБОВИК¹¹ Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Украина² ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Украина

К ОДНОМУ СПОСОБУ УВОДА КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

Рассмотрен способ увода объектов крупного космического мусора (КМ) с низких околоземных орбит путем применения космического тральщика (КТ) с электроракетной двигательной установкой и бортовым сферическим устройством для сбора и удаления мелкого КМ. В процессе штатной работы тральщик специальным маневром должен захватить нефункционирующий космический аппарат (КА) или крупный космический объект (КО) и столкнуть его с орбиты таким образом, что впоследствии он сгорит, войдя в плотные слои атмосферы. На примере удаления последних ступеней ракеты-носителя (РН) «Циклон-3» с орбит разной высоты оценены массовые характеристики КТ и необходимый запас топлива для выполнения требуемых маневров. Выданы рекомендации относительно типов РН, которые могут быть использованы для выведения КТ.

Ключевые слова: увод космических объектов, низкая околоземная орбита, космический тральщик, массовые характеристики, ракета-носитель, электроракетная двигательная установка.

Введение

Динамика возрастания объема космического мусора (КМ) в околоземном пространстве [1] указывает на серьезную проблему, которая имеет место при освоении космоса человеком. Особенно опасны крупные фракции КМ, поскольку являются потенциальным источником для порождения новых космических объектов (КО) из числа существующих. В связи с этим задача очистки околоземных орбит от космического мусора становится все более актуальной.

Необходимым условием ее решения является увод в плотные слои атмосферы или на орбиты захоронения вышедших из строя или закончивших срок активного существования космических аппаратов (КА) и крупных КО с наиболее эксплуатируемых, а поэтому наиболее засоренных орбит. Это низкие околоземные (НОО) и геостационарные (ГСО) орбиты. При этом также предполагается и обязательная очистка данных орбит от мелкой фракции КМ.

Анализ существующих публикаций показывает, что наиболее эффективным способом удаления мелкого космического мусора с низких околоземных орбит является применение космического тральщика с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) в его составе, использующего для улавливания мелких частиц КМ бортовое полое сферическое устройство (БСУ). Аппарат способен различным образом маневрировать в зоне очистки, обеспечивая достаточно высокую эффективность

совершаемых операций по удалению мелких фракций КМ [2-4].

Приведенные в работе [5] прогнозируемые тактико-технические характеристики космического тральщика (КТ), полученные с использованием разработанной авторами методики [6], указывают на реальную возможность создания таких тральщиков и осуществления очистки НОО данным способом.

Целью данной статьи является исследование возможности применения космического тральщика мелкого КМ для увода с НОО объектов крупного космического мусора.

Решение поставленной задачи

Для решения поставленной задачи предлагается следующая схема полета КТ:

- выведение КТ на орбиту целевого КО с помощью ракеты-носителя способом непосредственной доставки на требуемую орбиту или путем доведения с промежуточной орбиты;
- развертывание бортового сферического устройства, находящегося в сложенном состоянии под обтекателем РН;
- поиск КО, сближение с ним до обеспечения полного контакта БСУ с космическим объектом;
- включение электроракетного двигателя (ЭРД) и спуск КТ до конечной орбиты.

С помощью БСУ и ЭРДУ космический тральщик будет стремиться столкнуть нужный космический объект с орбиты, после чего, используя БСУ в качестве космического тормоза, вместе с прикрепленным КО войдет в плотные слои атмосферы и

прекратит свое существование.

Запас рабочего тела (РТ) ЭРДУ, необходимый на увод КО с исходной орбиты, будет рассчитан по формуле:

$$M_{РТ} = M \cdot \left(1 - \frac{1}{e^{W/J_{уд}}} \right), \quad (1)$$

где $M_{РТ}$ – масса РТ;

M – суммарная масса КТ и КО, подлежащего уводу;

W – характеристическая скорость перехода с орбиты на орбиту;

$J_{уд}$ – удельный импульс используемого двигателя ЭРДУ.

Масса запускаемого космического тральщика зависит от способа его доставки на требуемую орбиту и определяется согласно упомянутой выше методике [6].

Характеристическая скорость ЭРД вычисляется по формуле:

$$W = \sqrt{\frac{\mu}{r_k} \left(1 - \frac{1}{\sqrt{\bar{r}_k}} \right)}, \quad (2)$$

где μ – гравитационная постоянная Земли, равная $3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$;

r_k – радиус орбиты, на которой заканчивается работа ЭРДУ.

\bar{r}_k – отношение радиусов орбит начала (начальной) и конца (конечной) работы ЭРДУ;

$$\bar{r}_k = \frac{r_0}{r_k}; \quad (3)$$

r_0 – радиус начальной орбиты;

$$r_k = H_k + R_3, \quad (4)$$

$$r_0 = H_0 + R_3, \quad (5)$$

H_0 – высота начальной орбиты;

R_3 – радиус Земли;

H_k – высота конечной орбиты, равная 500 км.

Время увода космического объекта T определяется выражением:

$$T = \frac{J_{уд}^2 \cdot M_{РТ}}{2\eta_T N}, \quad (6)$$

где η_T – тяговый КПД двигателя;

N – потребляемая мощность;

$$N = \xi \cdot P, \quad (7)$$

где P – тяга;

ξ – цена тяги.

Результаты расчетов и их анализ

В качестве космических объектов, подлежащих уводу с НОО предложенным способом, были приняты третьи ступени ракеты-носителя (РН) «Циклон-3», составляющие большинство в группировке крупных КО украинской принадлежности, расположенных на орбитах высотой 650, 950 и 1200 км [6]. Масса такого КО составляет 1900 кг.

Исходя из предполагаемой массы КТ и диапазона наклонений орбит принятых КО, для выведения космического тральщика на указанные орбиты рассматривались ракеты-носители легкого («Космос-3М, «Днепр-1») и среднего («Союз 2-1Б», «Зенит-2») классов. Предусматривалось, что запуск КТ будет осуществляться посредством довыведения с промежуточной орбиты высотой 200 км разгонным блоком с жидкостной ракетной двигательной установкой большой тяги. Грузоподъемность указанных РН на круговой орбите высотой 200 км соответственно составляет 1,40; 3,82; 7,85 и 13,00 т.

В качестве ЭРД был выбран стационарный плазменный двигатель СПД-100 [8], имеющий следующие параметры:

- тяга – 0,083 Н;
- удельный импульс – 15800 м/с;
- потребляемая мощность – 1,35 кВт;
- масса – 3,8 кг;
- тяговый КПД – 0,49;
- цена тяги – 16,2 кВт/Н.

На рис. 1 представлена масса космических тральщиков $M_{КТ}$, которые могут быть доставлены рассматриваемыми ракетами-носителями на орбиты расположения искомым КО.

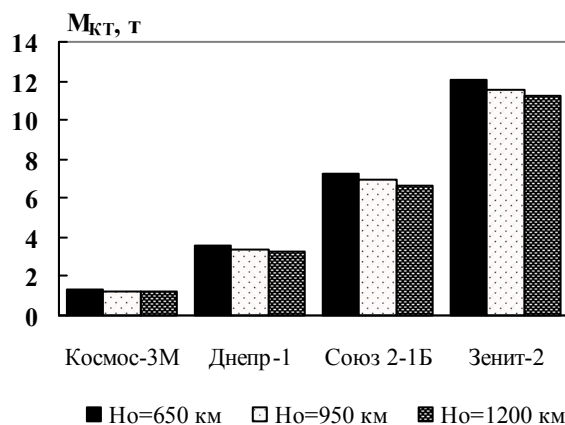


Рис. 1. Масса КТ

Из рисунка видно, что указанным способом принятые к рассмотрению РН могут вывести на орбиты расположения КО, подлежащих уводу, космические тральщики массой от 1,1 до 12,1 т. При этом

масса выводимого тральщика увеличивается с ростом грузоподъемности используемой РН и уменьшением высоты требуемой орбиты.

Величина необходимого на осуществление операции увода КО запаса топлива при спуске КТ с орбиты расположения космического объекта на орбиту высотой 500 км приведена на рис. 2, а время увода – на рис.3.

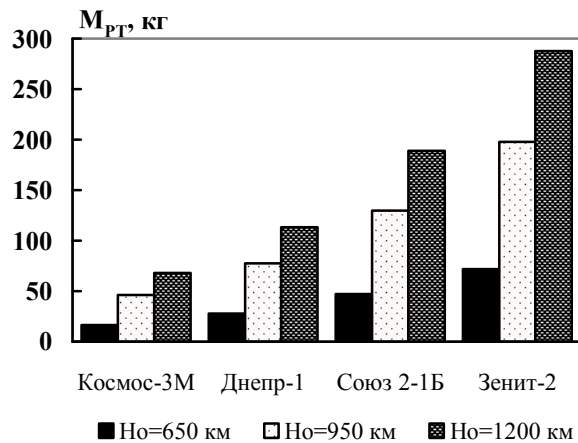


Рис. 2. Необходимый запас рабочего тела на борту КТ

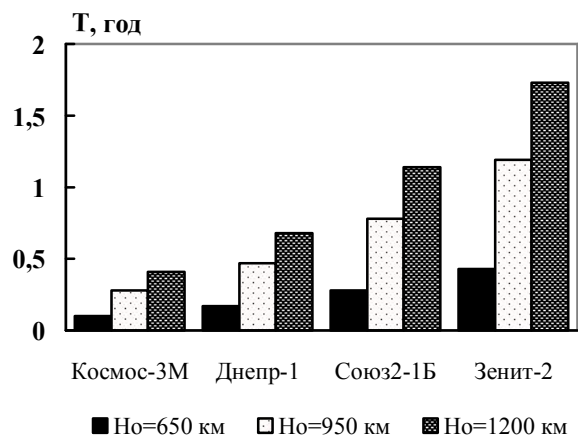


Рис. 3. Время увода КО

Как и следовало ожидать, спуск ЭРДУ космического тральщика большей массы требует и больших затрат рабочего тела, а значит и время увода космического объекта КТ, выводимым ракетой-носителем большей грузоподъемности, будет превосходить время увода КО при использовании более легкого тральщика.

Так КТ массой 11,2 т, выводимый на орбиту высотой 1200 км РН «Зенит-2», может удалить КО с этой орбиты в плотные слои атмосферы за ~1,7 года, а массой 1,2 т (РН «Космос-3М) – всего лишь за 5 месяцев, что указывает на нецелесообразность использования исключительно для увода крупных КО ракет-носителей большой грузоподъемности. Дру-

гое дело, если они предназначены для выведения нескольких КТ в одном пуске.

На рис. 4 более наглядно показана зависимость массы КТ и времени увода КО от высоты орбиты расположения космического объекта.

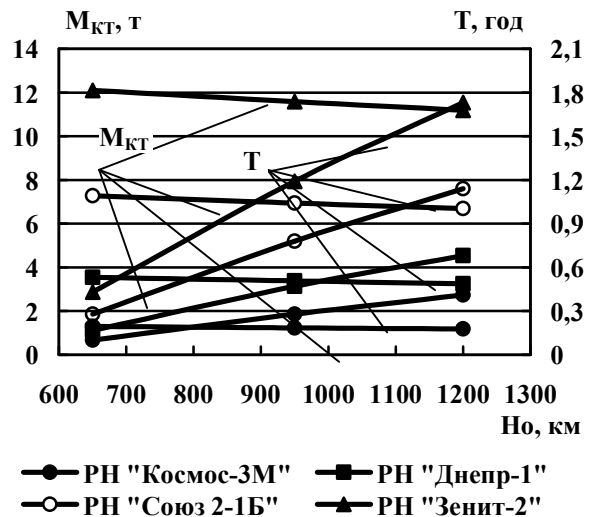


Рис. 4. Зависимость массы КТ и времени увода КО от высоты начальной орбиты

Здесь следует отметить, что с увеличением высоты начальной орбиты скорость уменьшения массы КТ значительно ниже скорости увеличения времени увода. При этом зависимости носят практически линейный характер.

Заключение

Таким образом, по результатам проведенных исследований, можно сделать вывод, что предложенный метод использования тральщика мелкого космического мусора для увода с орбит объектов крупного КМ вполне приемлем для реализации. Согласно полученным расчетам рекомендуемые для запуска космического тральщика РН могут вывести на орбиту КТ, которые за определенный промежуток времени способны с помощью ЭРДУ столкнуть с орбиты КО соответствующей массы.

Литература

1. *Orbital Debris Quarterly News [Text] // NASA. – July, 2013. – Vol. 17, Issue 3. – 10 p.*
2. *Массовые характеристики космических мусорособирающих аппаратов, выводимых известными ракетами-носителями с использованием электроракетной двигательной установки [Текст] / Н. М. Дронь, Л. Г. Дубовик, А. И. Кондратьев, П. Г. Хорольский // Механика та машинобудування. – 2010. – № 1. – С. 8-12.*

3. Дронь, Н. М. Эффективность очистки околоземного пространства при раздельном выведении космического тральщика и улавливающего устройства [Текст] / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Информационные технологии в управлении сложными системами : сб. док. науч. конф. – Днепропетровск : Изд-во «Свидлер А. Л.», 2011. – С. 202-205.

4. Дронь, Н. М. Эффективность очистки низких орбит космическим тральщиком при использовании нескольких устройств для улавливания космического мусора [Текст] / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – Днепропетровск : «Пороги», 2011. – Т. 12. – С. 36-45.

5. Хорольский, П. Г. Методика прогнозирования тактико-технических характеристик космического тральщика [Текст] / П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Восточно-европейский журнал передовых технологий. – 2013. – № 4/3 (64). – С. 4-7.

6. Конвенція про міжнародну відповідальність за шкоду, завдану космічними об'єктами [Текст] // Космічне право України : зб. Національних і правових актів. – К. : Атіка, 2007. – 464 с.

7. К выбору двигателя для маневрирования космического мусоросборщика на этапе очистки околоземного пространства [Текст] / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, А. В. Хитько, Л. Г. Дубовик // Механіка та машинобудування. – 2012. – № 2. – С. 3-7.

Поступила в редакцию 30.05.2014, рассмотрена на редколлегии 12.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой С. А. Давыдов, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск.

ДО ОДНОГО СПОСОБУ ВІДВОДУ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ З НИЗЬКИХ НАВКОЛОЗЕМНИХ ОРБІТ

М. М. Дронь, П. Г. Хорольський, Л. Г. Дубовик

Розглянуто спосіб відводу об'єктів великого космічного сміття (КС) з низьких навколоземних орбіт шляхом застосування космічного тральщика (КТ) з електроракетною двигунною установкою й бортовим сферичним пристроєм для збору й видалення дрібного КС. У процесі штатної роботи КТ спеціальним маневром повинен захопити нефункціонуючий космічний апарат (КА) або великий космічний об'єкт (КО) й зштовхнути його з орбіти таким чином, що згодом він згорить, потрапивши до густих шарів атмосфери. На прикладі видалення останніх ступенів ракети-носія (РН) «Циклон-3» з орбіт різної висоти оцінено масові характеристики КТ й необхідний запас палива для здійснення потрібних маневрів. Надано рекомендації щодо типів РН, які можуть бути використані для виведення РН.

Ключові слова: відвід космічних об'єктів, низька навколоземна орбіта, космічний тральщик, масові характеристики, ракета-носії, електроракетна двигунна установка.

TO ONE WAY OF WITHDRAWAL OF SPACE OBJECTS FROM LOW EARTH ORBITS

N. M. Dron', P. G. Horolsky, L. G. Dubovik

The way of withdrawal objects of large space debris (SD) from low earth orbits by application of a space trawler (ST) with electric propulsion system and the onboard spherical device for gathering and removal of small SD is considered. In the course of regular work the trawler special maneuver should grasp the nonfunctioning space craft (SC) or large space object (SO) and push off it from an orbit in such a manner that subsequently it will burn down, having entered into atmosphere dense beds. On an example of removal of last steps launch vehicles (LV) "Tsiklon-3" from orbits of different height mass characteristics of ST and a necessary stock of fuel for performance of demanded maneuvers are exterminating. Recommendations concerning types LV which can be used for ST injection are given out.

Key words: withdrawal of space objects, a low earth orbit, a space trawler, mass characteristics, the launch vehicle, electric propulsion system.

Дронь Николай Михайлович – д-р техн. наук, проф., проф. каф. проектирования и конструкций летательных аппаратов, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: nord@mail.dsu.dp.ua.

Хорольский Петр Георгиевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., вед. науч. сотр., Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск, Украина, e-mail: hогоl09@mail.ru.

Дубовик Людмила Григорьевна – ст. науч. сотр. НИИ энергетики, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: dubovik_l.g@mail.ru.