

УДК 629.78

Н. М. Дронь, Л. Г. Дубовик, А. И. Кондратьев, А. В. Хитько, П. Г. Хорольский

Дніпропетровський національний університет ім. Олесья Гончара

## ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ МУСОРОСБОРЩИКОВ С ЭРД ПРИ ДВУХ ВАРИАНТАХ МАНЕВРОВ ИХ ВЫВЕДЕНИЯ НА ОРБИТУ

*Розглянуто два варіанти маневрів виведення на потрібну орбіту космічних сміттєзбирачів з електрореактивним двигуном, оснащених системою уловлювання дрібного космічного сміття: ракетою-носієм (РН) за допомогою розгінного блоку і безпосередньо РН. Для кожного варіанту приведено основні характеристики космічних сміттєзбирачів та представлено їхні порівняльні оцінки. Для ряду найпотужніших ракет-носіїв розраховано масу і радіус сферичного пасивного уловлювального елемента сміттєзбирача, якого можна вивести на орбіту.*

### ВВЕДЕНИЕ

По оценкам специалистов в настоящее время в космосе находится более 10 тысяч летательных аппаратов и спутников Земли, при этом функционируют из них около 6 %, остальные образуют т.н. космический мусор (КМ). Из-за регулярного выхода из строя действующих космических объектов плотность КМ на орбите ежегодно увеличивается на 4 %.

Способствуют увеличению космического мусора и разгонные блоки ракет, с помощью которых спутники выводятся на геостационарную орбиту. В их баках остается примерно 5–10 % топлива, которое весьма летуче и легко превращается в пар, что нередко приводит к мощным взрывам. После нескольких лет пребывания в космосе отслужившие ступени ракет разлетаются на куски, разбрасывая вокруг себя множество мелких осколков. В связи с этим есть высокая вероятность столкновений с отработанными космическими объектами как функционирующих, так и вновь запускаемых космических аппаратов. Не исключается возможность падения несгоревших остатков крупногабаритного мусора и на Землю. Все это указывает на то, что задача очистки космического пространства от КМ с целью обеспечения безопасности космических

полетов и снижения опасности для Земли является весьма актуальной.

### РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМЫ

В основном космический мусор сконцентрирован на высотах от 850 до 1500 км и от 30000 до 40000 км [2]. Для очистки низких околоземных орбит от мусора может быть рассмотрен специальный мусорособирающий космический аппарат — космический мусоросборщик (КМС), оснащенный эффективной системой для сбора и удаления мелкого космического мусора с использованием электроракетных двигателей (ЭРД). Принцип работы КМС состоит в следующем. Мусоросборщик выводится на наиболее засоренную космическим мусором орбиту высотой 1200 км [2], разворачивается пассивный элемент для улавливания мелких частиц космического мусора (ПУЭ), включается тормозная электроракетная двигательная установка (ЭРДУ), вследствие чего высота орбиты уменьшается, и по мере ее уменьшения улавливатель захватывает мусор или снижает его скорость. После снижения скорости КМ переводится на более низкую орбиту (около 500 км) и сгорает в атмосфере Земли. Благодаря низкой тяге ЭРДУ движение КМС происходит медленно и очень долго, поэтому целевая эффективность рассмотренного способа улавливания мусора ожидается высокой из-за большого времени пребывания в зоне возможного контакта с космическим мусором.

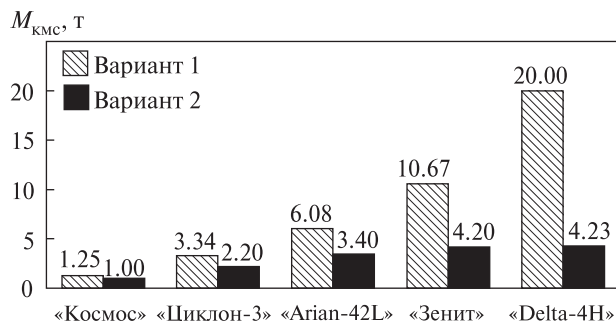


Рис. 1. Масса космического мусоросборщика для двух вариантов маневров выведения и эксплуатации: штрихованные столбцы — вариант 1, черные — вариант 2

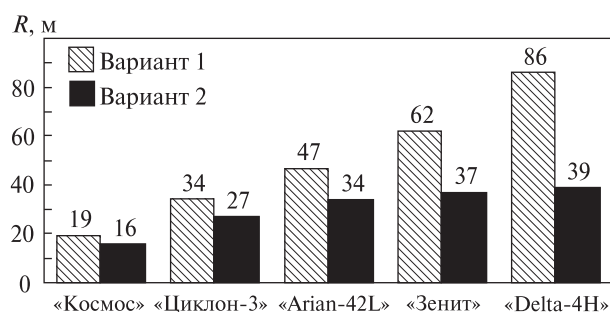


Рис. 2. Радиус ПУЭ для двух вариантов маневров выведения и эксплуатации

Как показали предварительные расчеты, массовая эффективность предлагаемого космического мусоросборщика зависит от маневра его выведения на требуемую орбиту, поэтому целью данной работы является сравнительная оценка характеристик мусоросборщика при различных вариантах маневров его выведения и эксплуатации на орбите.

## РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

При проведении сравнительной оценки были рассмотрены два варианта маневров выведения и эксплуатации КМС для улавливания мелкого космического мусора.

**Вариант 1.** Вывод КМС с помощью ракеты-носителя на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение КМС на требуемую орбиту около 1200 км посредством разгонного блока (РБ) и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью ЭРДУ. Разгонный блок и обтекатель от КМС не отделяются, чтобы не добавлять в космосе крупногабаритного мусора, их пассивная

масса после выработки топлива ЖРДУ учитывается при снижении КМС от 1200 до 500 км.

**Вариант 2.** Вывод КМС ракетой-носителем непосредственно на орбиту 1200 км и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью ЭРДУ.

Время работы ЭРДУ для перевода КМС с высоты 1200 км на высоту 500 км для определенности задавалось равным полгоду. Расчеты проводились для ряда наиболее мощных ракет-носителей [4], которые можно использовать для выведения КМС на необходимую орбиту. Основные их характеристики приведены в таблице.

В качестве полезной нагрузки (ПН) для определенности была выбрана система, состоящая из ПУЭ с устройствами крепления, развертывания в космосе и удержания его при эксплуатации КМС в космосе. ПУЭ представлен в виде сферы радиусом  $R$ . Рассматривался гипотетический случай, когда масса вышеупомянутых устройств включена в массу ПУЭ. Масса ПУЭ определялась из предположения, что масса единицы поверхности сферы составляет  $0.2 \text{ кг/м}^2$  [3].

Оценка массовых характеристик КМС проводилась в зависимости от маневра его выведения на требуемую орбиту.

В первом варианте при использовании РН с РБ масса КМС определялась из выражения

$$M_{\text{КМС}} = M_0 - M_{\text{ТЖРД}} - M_{\text{РБсух}},$$

где  $M_0$  — грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км,  $M_{\text{ТЖРД}}$  — запас топлива ЖРД, расходуемого на переход с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км,  $M_{\text{РБсух}}$  — масса обтекателя и сухая масса РБ.

Во втором варианте для определения массы КМС на орбите высотой 1200 км использовались

### Характеристики ракет-носителей

Название РН	Страна-разработчик	Грузоподъемность на круговой орбите высотой 200 км, т	Грузоподъемность на круговой орбите высотой 1200 км, т
«Дельта-4H»	США	24	4.23
«Протон-М»	Россия	21	данных нет
«Зенит-2»	Украина	13	4.2
«Ариан-42L»	Франция	7.3	3.4
«Циклон-3»	Украина	4	2.2
«Космос»	Россия	1.4	1

справочные данные [4] при предположении, что масса КМС равна грузоподъемности РН на высоте 1200 км.

Масса полезной нагрузки  $M_{\text{ПН}}$  определялась из уравнения баланса массы КМС [1]:

$$M_{\text{КМС}} = M_{\text{СПУ}} + M_{\text{Д}} + M_{\text{СА}} + M_{\text{ЭУ}} + \\ + M_{\text{СХПТ}} + M_{\text{К}} + M_{\text{Т}} + M_{\text{ПН}},$$

где  $M_{\text{Т}}$  складывается из массы топлива на перевод КМС на орбиту 1200 км и торможение до высоты 500 км.

Значения постоянных членов в уравнении баланса принимались следующими: масса системы преобразования и управления  $M_{\text{СПУ}} = 10$  кг; масса двигателей  $M_{\text{Д}} = 10$  кг; масса служебной аппаратуры  $M_{\text{СА}} = 260$  кг [5]. Значения переменных членов определялись по следующим формулам: масса энергоустановки  $M_{\text{ЭУ}} = \alpha_{\text{ЭУ}} N$ , где  $\alpha_{\text{ЭУ}} = 50$  кг/кВт — удельная масса,  $N$  — мощность, потребляемая двигателями ЭРДУ; масса системы хранения и подачи топлива в ЭРДУ  $M_{\text{СХПТ}} = \alpha_6 \cdot M_{\text{ТЭРД}}$ , где коэффициент  $\alpha_6$  принимался равным 0.15,  $M_{\text{ТЭРД}}$  — масса рабочего тела ЭРД; масса элементов конструкции мусоросборщика  $M_{\text{К}} = 0.1(M_{\text{Д}} + M_{\text{СХПТ}} + M_{\text{ЭУ}} + M_{\text{СПУ}})$ .

При задании ПУЭ в виде сферы радиусом  $R$  масса  $M_{\text{ПН}}$  определяется массой улавливателя  $M_{\text{ПУЭ}}$  и массой  $M_{\text{ЭЛ}}$  элементов крепления ПУЭ, его развертывания и удержания на орбите:

$$M_{\text{ПН}} = M_{\text{ПУЭ}} + M_{\text{ЭЛ}}.$$

В гипотетическом случае, когда  $M_{\text{ЭЛ}} = 0$ ,

$$M_{\text{ПН}} = M_{\text{ПУЭ}} = 4\pi R^2 \delta,$$

отсюда  $R = \sqrt{M_{\text{ПН}} / (4\pi\delta)}$ , где  $\delta$  — плотность оболочки сферы (задавалась равной 0.2 кг/м<sup>2</sup> согласно [3]).

На рис. 1 приведены массы космических мусоросборщиков для различных маневров их выведения и эксплуатации на орбите, а на рис. 2 — радиусы их ПУЭ. Как видно из приведенных диаграмм, наиболее предпочтительным из рассмотренных вариантов маневров выведения и эксплуатации КМС является вариант с использованием РН и РБ (вариант 1). В этом варианте одной и той же РН на орбиту можно вывести КМС, массой в 1.3—4.7 раза большей, чем в варианте 2. Это позволит обеспечить и больший

радиус ПУЭ (от 19 до 86 м в первом варианте по сравнению с 16 до 39 м — во втором). Для варианта 2 следует также отметить слабую зависимость массы КМС (а следовательно, и радиуса ПУЭ) от типа некоторых используемых РН.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Из двух рассмотренных вариантов выведения космического мусоросборщика на требуемую орбиту рациональнее использовать вариант маневра РН с помощью разгонного блока. Однако для окончательных выводов необходимо учесть и стоимостные характеристики созданных КМС.

1. Кондратьев А. И., Хорольский П. Г., Дубовик Л. Г. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с электродвигательной установкой // Авиационно-космическая техника и технология. — 2009. — № 10 (67). — С. 82—84.
2. Микуша А. Н., Рыхлова Л. В., Смирнов М. А. Загрязнение космоса // Вестник РАН. — 2001. — 71, № 1. — С. 26—31.
3. Alpatov A. P., Gusyning V. P., Slyunyayev N. N., Khitko A. V. Space vehicle with electric thruster for gathering fine space debris // Proc. 50-th Int. Astronautical congress. — Glasgow, Scotland, 2008.
4. Isakowitz S. J. International reference guide to space launch systems: Second Ed. — Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991. — 341 p.
5. Konstantinov M. The analysis of influence of electrical propulsion characteristics on efficiency of transport maneuvers // The 30-th International Electrical Propulsion Conference, 17—20 September 2007. — Florence, Italy, 2007. — JEP-2007-212. — 18 p.

Надійшла до редакції 26.01.10

N. M. Dron, L. G. Dubovik, A. I. Kondratyev,  
A. V. Khitko, P. G. Horolsky

## CHARACTERISTICS OF SPACE DEBRIS-GATHERERS WITH ELECTRIC PROPULSION AT TWO VARIANTS OF MANEUVERS FOR THEIR PUTTING INTO DEMANDED ORBIT

We consider two variants of maneuvers for putting into a demanded orbit space debris-gatherers (SDG) with the electric propulsion, equipped with the system of catching small space debris. One of the variants uses a carrier rocket with the acceleration block and another variant uses directly a carrier rocket. For each variant, the basic characteristics of SDG are resulted and their comparative estimation is presented. As the criterion for the estimation of these characteristics, we consider the weight and radius of spherical passive catching element of the debris-gatherer, calculated for a number of the most powerful carrier rockets which can be used in putting SDG into a demanded orbit.