

Н.М. ДРОНЬ, А.В. ХИТЬКО, А.И. КОНДРАТЬЕВ,
П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ, Л.Г. ДУБОВИК

МАССОВАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ КОСМИЧЕСКИХ МУСОРОСБОРЩИКОВ С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

В статье представлены результаты расчетов массовой эффективности специального низкоорбитального мусорособирающего космического аппарата – космического мусоросборщика (КМС), снабженного электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) и пассивным элементом для улавливания космического мусора (ПУЭ). Массовая эффективность КМС рассчитывалась при выведении мусоросборщика на требуемую высокую орбиту с помощью ракеты-носителя (РН) посредством разгонного блока и переводе на низкую с помощью ЭРДУ. Для выведения КМС на требуемую орбиту рассмотрены наиболее известные в мире РН разработки Украины, России, Китая, Японии, США и Франции в широком диапазоне их грузоподъемности.

У статті наведено результати розрахунків масової ефективності спеціального низькоорбітального сміттєзбирального космічного апарата – космічного сміттєзбирача (КСЗ), обладнаного електроракетною рушійною установкою (ЕРПУ) та пасивним елементом для уловлювання космічного сміття (ПУЕ). Масова ефективність КСЗ розраховувалась при виведенні сміттєзбирача на потрібну високу орбіту за допомогою ракети-носія (РН) і розгінного блока й переведенні на низьку за допомогою ЕРПУ. Для виведення КСЗ на потрібну орбіту розглянуто найбільш відомі у світі РН розробки України, Росії, Китаю, Японії, США й Франції в широкому діапазоні їх вантажопідйомності.

The results of calculations of the mass efficiency of a special low-orbit debris collecting space vehicle - a space debris-gatherer (SDG) with an electric propulsion system (EPS) and a passive element for a space debris catching (PCE) are presented. The SDG mass efficiency is calculated at the required high-orbit insertion of the debris gatherer by means of a launch vehicle (LV) with the acceleration block and the low-orbit transfer by means of EPS. For the required orbit inserting a space debris gatherer the world's best known developments of launch vehicles in Ukraine, Russia, China, Japan, the USA and France are examined considering a wide range of their load-carrying capacity.

По оценкам специалистов в настоящее время в космосе находится более десяти тысяч летательных аппаратов и спутников Земли, но функционируют из них только ~6 %, остальные образуют так называемый космический мусор (КМ) [1]. Это, прежде всего, отработанные космические объекты и их осколки, которые создают опасность для функционирующих и вновь запускаемых космических аппаратов (КА) из-за высокой вероятности столкновений. Не исключается возможность падения крупногабаритного КМ и на Землю, что может привести к непредсказуемым последствиям. Поскольку плотность космического мусора на орбите постоянно растет, проблема создания эффективных систем сбора и удаления КМ требует незамедлительного решения.

Как вариант такой системы можно рассматривать специальный мусорособирающий космический аппарат с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ), предназначенный для очистки космического пространства от мелкого КМ [2]. С целью накопления необходимой информации, которую можно использовать при создании космического мусоросборщика (КМС) с ЭРДУ, предлагается провести анализ энергетических возможностей существующих ракет-носителей (РН), снабженных разгонными блоками (РБ) для выведения КМС на необходимую орбиту.

Рассматривается следующий маневр выведения и эксплуатации КМС. С помощью РН мусоросборщик выводится на промежуточную орбиту высотой ~200 км, после чего посредством РБ доводится на орбиту ~1200 км. Затем разворачивается пассивный элемент для улавливания космического мусора (ПУЭ), выполненный в виде полой сферы радиусом R и толщиной оболочки δ , включается тормозная ЭРДУ, и высота орбиты уменьшается. По мере ее уменьшения ПУЭ захватывает мелкий КМ или снижает его скорость, после

© Н.М. Дронь, А.В. Хитько, А.И. Кондратьев,
П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик, 2010

чего КМ переводится на более низкую орбиту (~500 км) и сгорает в атмосфере Земли. Жесткость сферы обеспечивается системой из стержней, находящихся на ее внутренней поверхности. При упаковке ПУЭ под обтекателем РН эта стержневая система имеет возможность складываться.

В процессе движения КМС по орбите возможны следующие случаи взаимодействия мелкого КМ с ПУЭ:

- частицы КМ пробивают оболочку ПУЭ и остаются внутри сферы;
- частицы КМ пробивают сферу насквозь и покидают ПУЭ, теряя при этом часть своей скорости. Впоследствии они теряют высоту и, достигая плотных слоев атмосферы, сгорают;
- частицы КМ при соударении с ПУЭ не проникают внутрь сферы, но за счет удара теряют скорость, в результате происходит то же самое, что и в предыдущем случае.

Благодаря малой тяге ЭРДУ, движение КМС происходит медленно и очень долго. Вследствие этого целевая эффективность рассмотренного способа улавливания КМ ожидается высокой из-за большого времени пребывания в зоне возможного контакта.

Высокая и низкая орбиты выбраны круговыми. РБ и обтекатель от КМС не отделяются, чтобы не добавлять в космос крупногабаритного КМ. Их пассивная масса после выработки топлива жидкостной ракетной двигательной установки РН учитывается при расчете характеристической скорости при снижении КМС с 1200 до 500 км.

Целью данной работы является расчет массовой эффективности КМС в зависимости от энергетических возможностей наиболее известных ракетносителей, разработанных в странах СНГ, Азии, США и Франции [3], которые можно использовать для выведения КМС на необходимую орбиту.

Характеристики рассмотренных РН представлены в таблице 1.

В качестве полезной нагрузки (ПН) для определенности выбрана система, состоящая из ПУЭ с устройствами крепления, развертывания в космосе и удержания при эксплуатации КМС в космосе. Рассматривается гипотетический случай, когда масса вышеупомянутых устройств равна нулю.

Расчет массовой эффективности КМС проводился по методике, описанной в [4]. Критерием оценки массы мусоросборщика $M_{КМС}$ и массы полезной нагрузки $M_{ПН}$ выбрано отношение массы КМС (за вычетом массы обтекателя и сухой массы РБ) к максимально возможной такой же массе КМС, выводимого наиболее мощной РН «Space Shuttle», $M_{КМС\max}$, а также отношение площади поверхности ПУЭ F к аналогично определенной площади ПУЭ в варианте РН «Space Shuttle» F_{\max} .

Масса мусоросборщика находилась из выражения

$$M_{КМС} = M_0 - M_{T_{ЖРД}} - M_{РБ_{сух}},$$

где M_0 – грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км; $M_{T_{ЖРД}}$ – запас топлива ЖРД; $M_{РБ_{сух}}$ – масса обтекателя и сухая масса РБ.

Таблица 1

Название РН	Страна-разработчик	Грузоподъемность на орбите высотой ~200 км, кг
«Днепр-1»	Украина	3820
«Циклон-3»	–«–	4000
«Зенит-2»	–«–	13000
«Молния»	Россия	2500
«Союз 2-1Б»	–«–	7850
«Протон-М»	–«–	21000
«CZ-2C»	Китай	2750
«CZ-2D»	–«–	3350
«CZ-4B»	–«–	4160
«CZ-3»	–«–	4800
«CZ-3A»	–«–	6000
«CZ-2E»	–«–	8800
«CZ-2F»	–«–	9000
«CZ-3C»	–«–	9300
«CZ-3B»	–«–	11200
«H-1»	Япония	3200
«H-2A/202»	–«–	9750
«H-2A/2022»	–«–	10600
«Titan-2-SLV»	США	2360
«Titan-34B»	–«–	3600
«Delta-2(7920)»	–«–	3715
«Atlas2»	–«–	6600
«Atlas-2A»	–«–	7000
«Delta-4M»	–«–	8215
«Delta-3/8930»	–«–	8300
«Atlas-3A»	–«–	8660
«Atlas-33»	–«–	10000
«Delta-4M+(4,2)»	–«–	11020
«Atlas-5(401)»	–«–	12500
«Titan-405A»	–«–	13400
«Atlas-5(521)»	–«–	15080
«Titan-404B»	–«–	17600
«Titan-403A»	–«–	17700
«Atlas-5(551)»	–«–	20520
«Titan-402A»	–«–	21000
«Delta-4H»	–«–	24000
«Space Shuttle»	–«–	28800
«Arian-40»	Франция	4850
«Arian-42P»	–«–	6000
«Arian-44P»	–«–	6800
«Arian-42L»	–«–	7300
«Arian-44LP»	–«–	8250
«Arian-44L»	–«–	9600
«Arian-5G»	–«–	19450

Масса полезной нагрузки $M_{ПН}$ определялась из уравнения баланса массы КМС, в которую не включены масса обтекателя и сухая масса РБ:

$$M_{КМС} = M_{СПУ} + M_{Д} + M_{СА} + M_{ЭУ} + M_{К} + M_{СХПТ} + M_{Т} + M_{ПН}. \quad (1)$$

В рассмотренном случае $M_{ПН} = M_{ПУЭ} = 4\pi R^2 \delta$, где δ – плотность оболочки сферы (задавалась равной $0,2 \text{ кг/м}^2$ согласно [5]).

Значения массы элементов КМС – постоянных членов в уравнении (1) принимались следующими: системы преобразования и управления $M_{СПУ}$ – 10 кг; двигателей $M_{Д}$ – 10 кг; служебной аппаратуры $M_{СА}$ – 260 кг [6].

Значения массы элементов КМС – переменных членов определялись по следующим формулам: энергоустановки – $M_{ЭУ} = \alpha_{ЭУ} \cdot N$, где $\alpha_{ЭУ} = 50 \text{ кг/кВт}$; N – мощность, потребляемая двигателями ЭРДУ; элементов конструкции – $M_{К} = 0,1 \cdot (M_{Д} + M_{СХПТ} + M_{ЭУ} + M_{СПУ})$; системы хранения и подачи топлива в ЭРДУ – $M_{СХПТ} = \alpha_{б} \cdot M_{Т_{ЭРД}}$, где $\alpha_{б} = 0,15$; $M_{Т_{ЭРД}}$ – масса рабочего тела ЭРД. Запас топлива ЭРДУ $M_{Т}$, расходуемый на переход на низкую орбиту, определялся по формуле К. Э. Циолковского.

На рис. 1 приведены зависимости массы мусоросборщика $M_{КМС}$ (кривая 1) и массы полезной нагрузки $M_{ПН}$ (кривая 2) от грузоподъемности РН M_0 . На рис. 2 для рассмотренных РН представлены радиусы ПУЭ R (кривая 1) и отношения площади поверхности ПУЭ F в каждом варианте РН к площади ПУЭ F_{\max} в варианте самой мощной РН «Space Shuttle» F/F_{\max} (кривая 2).

Как видно из графиков, $M_{КМС}$, $M_{ПН}$, F/F_{\max} изменяются пропорционально M_0 . R также носит растущий характер, но зависит от M_0 более сложно. При этом следует отметить, что значения отношений F/F_{\max} и $M_{КМС}/M_{КМС_{\max}}$ совпадают, поэтому зависимость $M_{КМС}/M_{КМС_{\max}}$ от M_0 носит аналогичный характер.

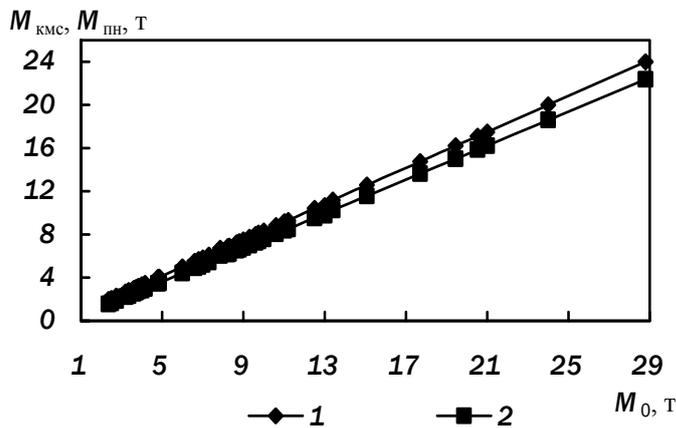


Рис. 1

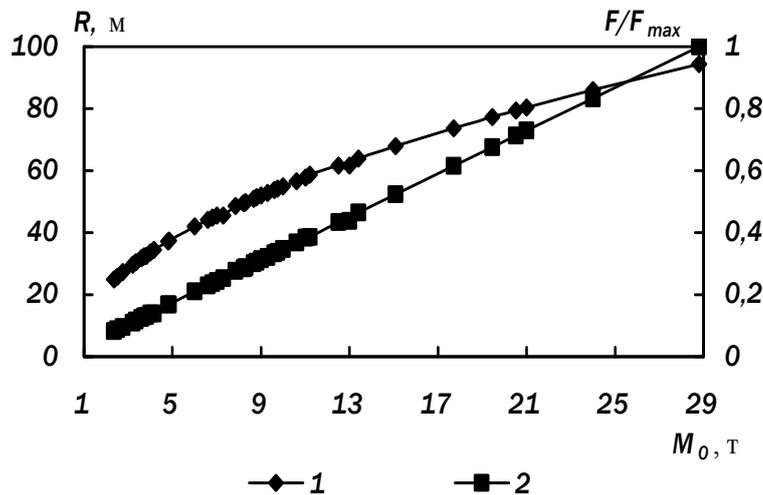


Рис. 2

Анализируя результаты расчетов, можно сделать следующие выводы.

1. РН разработки Украины «Днепр-1», «Циклон-3», «Зенит-2», грузоподъемность которых изменяется ~ в 3 раза, могут обеспечить создание космических мусоросборщиков массой от 3 до 10,7 т, имеющих радиус элемента, улавливающего космический мусор, в диапазоне от 32 до 62 м.
2. Масса мусоросборщиков, которые могут быть выведены РН России грузоподъемностью от 2,5 до 21 т, изменяется в диапазоне от 2 до 17,5 т, при этом радиус ПУЭ составляет от 26 до 80 м.
3. РН разработки Китая могут вывести на орбиту ~1200 км КМС массой от 2,3 до 9,3 т с радиусами ПУЭ от 27 до 58 м, а РН разработки Японии – массой от 2,7 до 8,8 т с радиусами ПУЭ от 30 до 57 м.
4. Сферообразные ПУЭ французских и американских мусоросборщиков могут иметь радиусы свыше 70 и 90 м при соответствующих массах КМС ~16 и 24 т.

1. Микиша А. Н. Загрязнение космоса / А. Н. Микиша, Л. В. Рыхлова, М. А. Смирнов // Вестник РАН. – 2001. – Т. 71, № 1. – С. 26 – 31.
2. Шевцов А. В. Мелкий космический мусор. Анализ развития и способы борьбы / А. В. Шевцов, А. С. Макарова // Космічна наука і технологія. Додаток до журналу. – Д. : ДНУ, 2002. – Т. 8, № 1. – С. 176 – 179.
3. Isakowitz S. J. International Reference Guide to Space Launch Systems. Second Edition / S. J. Isakowitz. – Washington : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991. – 341 p.
4. Кондратьев А. И. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с ЭРДУ / А. И. Кондратьев, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – Х. : "ХАИ", 2009. – № 10 (67). – С. 82 – 84.
5. Alpatov A. P. Space vehicle with electric thruster for gathering fine space debris / A. P. Alpatov, V. P. Gusyning, N. N. Slyunyayev, A. V. Khitko // Proc. 50-th Int. Astronautical congress. – Glasgow, Scotland, 2008.
6. Konstantinov M. The analysis of influence of electrical propulsion characteristics on efficiency of transport maneuvers / M. Konstantinov // The 30-th International Electrical Propulsion Conference, 17 – 20 September 2007. – Florence, Italy, 2007. – JEP-2007-212. – 18 p.

Днепропетровский национальный
университет им. Олеся Гончара,
Днепропетровск

Получено 12.01.10,
в окончательном варианте 05.02.10