

УДК 629.78

Н.М. Дронь, д-р техн. наук,  
А.В. Хитько, канд. техн. наук,  
А.И. Кондратьев, канд. техн. наук,  
П.Г. Хорольский, канд. техн. наук,  
Л.Г. Дубовик

## **МАССОВАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ КОСМИЧЕСКИХ МУСОРОСБОРЩИКОВ С ЭРД, ВЫВОДИМЫХ НА ОРБИТУ РАКЕТАМИ-НОСИТЕЛЯМИ СТРАН СНГ И АЗИИ**

### **Введение**

Космический мусор – это все искусственные объекты и их фрагменты в космосе, которые не функционируют, но представляют опасность для действующих космических аппаратов (КА) и орбитальных станций. По оценкам специалистов в настоящее время в космосе находится более 10 тысяч летательных аппаратов и спутников Земли, при этом функционируют из них только 6%. Космические аппараты выходят из строя с завидной регулярностью, в результате чего плотность космического мусора на орбите ежегодно увеличивается на 4% [1].

Увеличению космического мусора способствуют и разгонные блоки ракет, с помощью которых спутники выводятся на геостационарные орбиты. 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 существует высокая вероятность столкновений функционирующих КА с отработанными космическими объектами, и использование космического пространства вообще станет проблематичным. Поэтому проблема создания эффективных систем сбора и удаления космического мусора требует незамедлительного решения.

### **1. Решение проблемы**

В настоящее время существует различные способы борьбы с космическим мусором, в том числе создание специального космического аппарата – мусоросборщика (МС), снабженного электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) [2]. В целях усовершенствования способа борьбы с космическим мусором, предложенного в [2], для накопления необходимой информации, которую можно использовать при реализации этого способа, предлагается провести анализ

энергетических возможностей ряда существующих ракет-носителей (РН), снабженных разгонными блоками (РБ) для выведения МС на необходимую орбиту.

Рассматривается следующий маневр выведения и эксплуатации МС для улавливания космического мусора. С помощью РН МС выводится на орбиту высотой 200 км. После чего на требуемую «высокую» орбиту МС доводится посредством РБ. Затем разворачивается пассивный улавливающий элемент (ПУЭ) для захвата космического мусора. Включается тормозная ЭРДУ и высота орбиты уменьшается до «низкой». По мере уменьшения высоты орбиты ПУЭ захватывает как мелкий космический мусор (размер частиц от 1 до 10 см), так и крупногабаритный космический мусор, или снижает их скорость. После снижения скорости космический мусор переводится на более «низкую» орбиту и сгорает в атмосфере Земли. Благодаря низкой тяге ЭРДУ движение МС происходит медленно и очень долго. Вследствие этого целевая эффективность рассмотренного способа улавливания космического мусора ожидается высокой из-за большого времени пребывания в зоне возможного контакта с космическим мусором.

«Высокая» орбита выбрана круговой высотой 1200 км, «низкая» орбита также круговая, но высотой 500 км. РБ и обтекатель от РН не отделяются, чтобы не добавлять в космос крупногабаритного космического мусора. Их пассивная масса после выработки топлива ЖРДУ учитывается при расчете характеристической скорости при снижении МС от 1200 до 500 км.

В качестве полезной нагрузки (ПН) для определенности выбрана система, состоящая из ПУЭ с устройствами крепления, развертывания в космосе и удержания при эксплуатации МС в космосе. ПУЭ представлен в виде сферы радиусом  $R$ . Рассматривается идеальный случай, когда масса вышеупомянутых устройств равна нулю. Масса ПУЭ определяется из предположения, что масса единицы поверхности сферы составляет  $0,2 \text{ кг/м}^2$ .

Целью данной работы является расчет массовой эффективности МС в зависимости от энергетических возможностей некоторых наиболее мощных ракет-носителей, разработанных в странах СНГ и Азии [3], которые можно использовать для выведения МС на необходимую орбиту.

## 2. Результаты исследований

Для выведения МС на конечную орбиту были рассмотрены наиболее мощные РН разработки Украины, России, Китая и Японии. Характеристики рассмотренных РН приведены в таблице.

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

Название РН	Страна-разработчик	Грузоподъемность, 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
«Н-1»	Япония	3200
«Н-2А/202»	—«—	9750
«Н-2А/2022»	—«—	10600

Массу мусоросборщика находят из выражения

$$M_{МС} = M_0 - M_{ТЖРД} - M_{РБсух},$$

где  $M_0$  – грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км;

$M_{ТЖРД}$  – запас топлива ЖРД;

$M_{РБсух}$  – масса обтекателя и сухая масса РБ.

Массу полезной нагрузки  $M_{ПН}$  определяют из уравнения баланса массы МС, в которую не включены масса обтекателя и сухая масса РБ:

$$M_{МС} = M_{СПУ} + M_{Д} + M_{СА} + M_{ЭУ} + M_{СХПТ} + M_{К} + M_{Т} + M_{ПН}.$$

При задании ПУЭ в виде сферы радиусом  $R$  масса  $M_{ПН}$  определяется массой ПУЭ  $M_{ПУЭ}$  и массой элементов крепления ПУЭ, его разворачивания и удержания на орбите  $M_{ЭЛ}$ . В этом случае

$$M_{ПН} = M_{ПУЭ} + M_{ЭЛ}. \quad (4)$$

Рассматривался идеальный случай, когда  $M_{ЭЛ} = 0$ , т.е.  $M_{ПН} = M_{ПУЭ}$ :

$$M_{ПУЭ} = 4\pi R^2 \delta, \quad (5)$$

где  $\delta$  – плотность оболочки шара (задавалась равной  $0,2 \text{ кг/м}^2$  согласно [5]).

Массы постоянных членов в уравнении баланса принимали следующими:

- системы преобразования и управления  $M_{СПУ}$  – 10 кг;
- двигателей  $M_{Д}$  – 10 кг;
- служебной аппаратуры  $M_{СА}$  – 260 кг [6].

Массы переменных членов определяли по следующим формулам:

- энергоустановки  $M_{ЭУ} = \alpha_{ЭУ} \cdot N$ , где  $\alpha_{ЭУ} = 50 \text{ кг/кВт}$ ;  $N$  – мощность, потребляемая двигателями ЭРДУ;

- системы хранения и подачи топлива в ЭРДУ  $M_{СХПТ} = \alpha_{б} \cdot M_{ТЭРД}$ , где  $\alpha_{б} = 0,15$ ;  $M_{ТЭРД}$  – масса рабочего тела ЭРД;

- элементов конструкции мусоросборщика

$$M_{К} = 0,1 \cdot (M_{Д} + M_{СХПТ} + M_{ЭУ} + M_{СПУ}).$$

На рис. 1 приведены зависимости массы мусоросборщика  $M_{МС}$  и массы полезной нагрузки  $M_{ПН}$  от грузоподъемности ракеты-носителя  $M_0$  (в  $M_{МС}$  не включены масса обтекателя и сухая масса РБ), на рис. 2 – зависимости радиуса пассивного улавливающего элемента  $R$  и отношения площади поверхности ПУЭ  $F$  в каждом варианте РН к площади ПУЭ  $F_{max}$  в варианте РН «Протон-М» как самой мощной из рассмотренного диапазона. Заметим, что  $R$  и  $F$  определены для массы  $M_{ПН}$ , в которой масса  $M_{ЭЛ} = 0$ .

Как видно из графиков,  $M_{МС}$ ,  $M_{ПН}$ ,  $F / F_{max}$  изменяются пропорционально  $M_0$ . Радиус  $R$  также имеет возрастающий характер, но зависит от  $M_0$  более сложно. При этом следует отметить, что

значения отношений  $F / F_{max}$  и  $M_{MC} / M_{MCmax}$  совпадают, поэтому зависимость  $M_{MC} / M_{MCmax}$  от  $M_0$  имеет аналогичный характер.

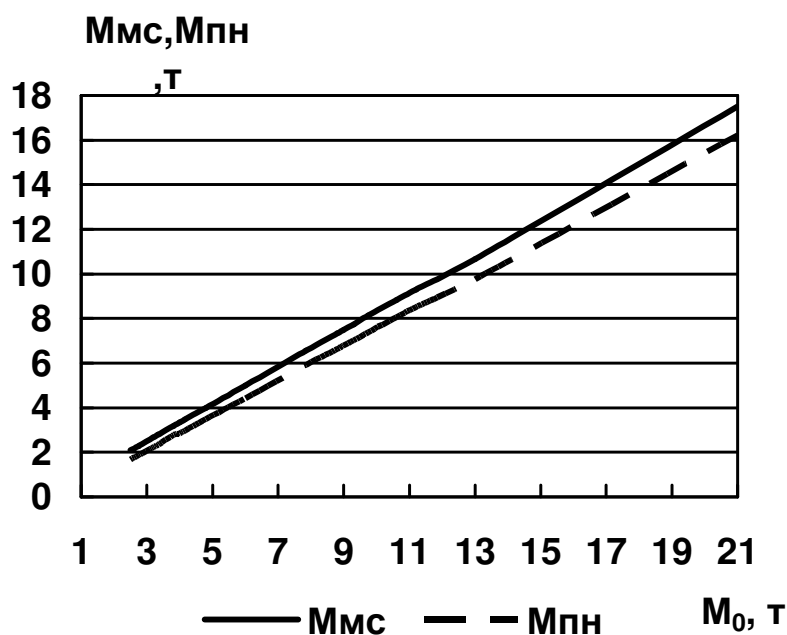


Рисунок 1 – Зависимость массы полезной нагрузки и массы мусоросборщика от грузоподъемности РН СНГ и Азии

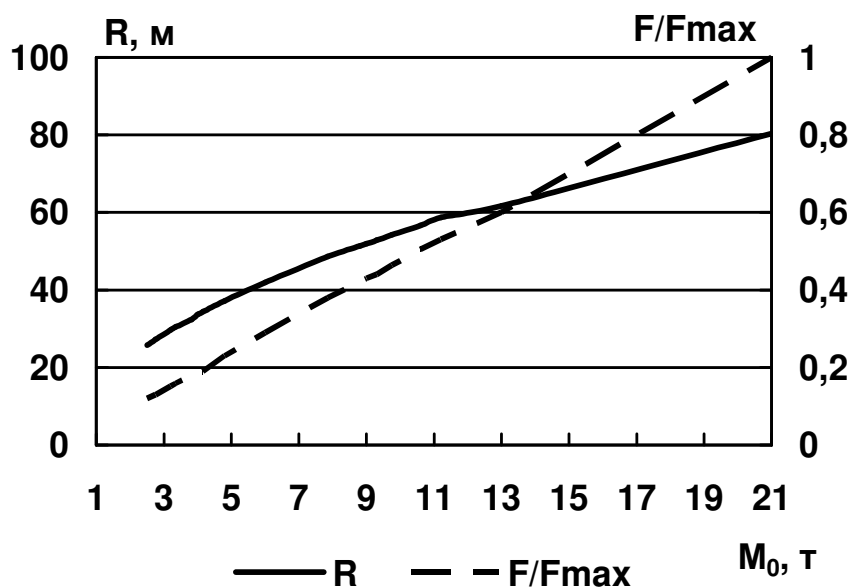


Рисунок 2 – Зависимость радиуса ПУЭ и отношения площади поверхности ПУЭ МС, выводимых РН СНГ и Азии, к площади поверхности ПУЭ МС варианта РН «Протон-М» от грузоподъемности РН

### Выводы

Анализируя результаты расчетов, можно сделать следующие выводы. РН разработки Украины «Днепр-1», «Циклон-3», «Зенит-2», грузоподъемность которых изменяется приблизительно в 3 раза, могут обеспечить создание космических мусоросборщиков массой от 3 до 10,7 т, имеющих в идеальном случае (масса элементов крепления ПУЭ к МС и развертывания в рабочее положение равна нулю) радиус элемента, улавливающего космический мусор, в диапазоне от 32 до 62 м. 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. РН разработки Китая могут вывести на орбиту 1200 км космические МС 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.

### Список использованных источников

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. – Днепропетровск: 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 электродвигательной установкой / А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 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 and others] // 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. – JEPSC-2007-212. – 18 p.

*Поступила в редакцию 15.11.2009.*

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. Я.С. Карпов,  
Национальный аэрокосмический университет  
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков*