

УДК 629.78

*Л. Г. Дубовик, канд. техн. наук А. И. Кондратьев,
канд. техн. наук П. Г. Хорольский, канд. техн. наук А. В. Хитько*

Национальный университет им. Олесь Гончара, г. Днепропетровск

ОЦЕНКА МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И ВРЕМЕНИ РАБОТЫ КОСМИЧЕСКИХ МУСОРОСБОРЩИКОВ С ЭРД, ВЫВОДИМЫХ НА ОРБИТУ РАЗЛИЧНЫМИ РАКЕТАМИ-НОСИТЕЛЯМИ

В статье представлен расчетный анализ удельных массовых и временных характеристик способа очистки околоземного космического пространства путем применения специального космического аппарата – мусоросборщика (МС), снабженного электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ). При этом для создания мусоросборщиков исследовались энергетические возможности ракет-носителей (РН) разработки США, Франции, России и Украины в широком диапазоне по грузоподъемности от 12 до 30 т. Предложен маневр, выполняемый МС при своем функционировании: вывод МС с помощью РН и разгонного блока на требуемую высокую орбиту и циклическое движение с высокой орбиты на низкую и обратно. Даны рекомендации по возможным массовым характеристикам МС и времени работы ЭРДУ.

Космический мусор, мусоросборщик, пассивный улавливающий элемент, круговая орбита, ракета-носитель, разгонный блок, ЭРД

Введение

Космический мусор (КМ) – это все искусственные объекты и их фрагменты в космосе, которые не функционируют, но представляют опасность для действующих космических аппаратов и орбитальных станций.

В статье рассмотрен один из способов удаления КМ с применением специального космического аппарата (КА) – мусоросборщика (МС), снабженного электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) [1]. Целью данной работы является оценка массовых и временных характеристик МС в зависимости от энергетических возможностей некоторых наиболее мощных ракет-носителей (РН), используемых для выведения МС на необходимую орбиту.

1 Формулирование проблемы

В основном КМ сконцентрирован на высотах от 850 до 1500 км. КМ распределен по орбитам слоями [2]. На первом поясе (850–1200 км) движется огромное количество метеорологических, военных, научных спутников и зондов. На низких околоземных орбитах высотой до 2000 км масса КМ составляет ~ 5000 т и находится несколько сотен активных и более 2500 уже недействующих спутников. Второй пояс находится в районе геостационарной орбиты. По состоянию на июль 2006 г. там находилось около 800 объектов. Каждый год к ним присоединяются 20–30

новых станций. Сейчас по оценкам экспертов в космосе летает свыше двух мегатонн КМ.

В результате образования КМ и его дальнейшего накопления возникла опасность столкновения с ним как действующих КА, так и вновь запускаемых, а также опасность столкновения с Международной космической станцией (МКС). Известно, что МКС уклоняется от столкновений с крупными объектами КМ с регулярностью несколько раз в год. Есть опасность падения на Землю негоревших остатков крупногабаритного КМ со всеми вытекающими последствиями. Поэтому актуальность космической задачи обеспечения безопасности космических полетов и снижения опасности для Земли от КМ растет.

В настоящее время существует несколько идей по борьбе с КМ, в том числе создание специального космического аппарата – мусоросборщика, снабженного электроракетной двигательной установкой [1].

2 Решение проблемы

В развитие способа борьбы с КМ, предложенного в [1], с целью накопления необходимой информации, которую можно использовать при реализации этого способа, предлагается провести анализ энергетических возможностей существующих тяжелых РН, снабженных разгонными блоками (РБ) для выведения МС на необходимую орбиту. В качестве РН рассмотрен ряд

ракет-носителей с грузоподъемностью не менее 12 т на круговой орбите высотой 200 км [3].

Предлагается следующий маневр выведения и эксплуатации МС для улавливания КМ. С помощью РН МС выводится на орбиту высотой 200 км. После чего на требуемую «высокую» орбиту МС доводится РБ. Затем разворачивается пассивный улавливающий элемент для улавливания космического мусора (ПУЭ). Включается тормозная ЭРДУ и высота орбиты уменьшается до «низкой». По мере уменьшения высоты орбиты ПУЭ захватывает как мелкий КМ (размер частиц от 1 до 10 см), так и крупногабаритный КМ или снижает их скорость. После снижения скорости МС переводится на более «низкую» орбиту, и КМ сгорает в атмосфере Земли. Тормозная ЭРДУ отключается и включается разгонная ЭРДУ. МС постепенно переходит на «высокую» орбиту. После этого разгонная ЭРДУ отключается и снова включается тормозная. Цикл «спуск-подъем» повторяется до выработки рабочего тела ЭРДУ. Благодаря низкой тяге ЭРДУ движение МС происходит медленно и очень долго. Вследствие этого целевая эффективность рассмотренного способа улавливания КМ ожидается высокой из-за большого времени контакта с КМ.

«Высокая» орбита выбрана круговой высотой 1200 км, «низкая» орбита – также круговой высотой 500 км. РБ и обтекатель от РН не отделяются, чтобы не добавлять в космосе крупногабаритного КМ. Их пассивная масса после выработки топлива учитывается при расчете характеристической скорости при снижении МС от 1200 до 500 км и подъеме с 500 до 1200 км.

Оценка массовых характеристик МС и времени работы ЭРДУ проводилась по методике, разработанной в ДНУ. Критерием оценки являлось отношение $M_{ПН} / M_{МС}$, где $M_{ПН}$ – масса полезной нагрузки (ПН), в качестве которой рас-

считывалась масса ПУЭ с устройствами крепления, развертывания в космосе и удержания его при эксплуатации МС в космосе; $M_{МС}$ – масса МС без массы обтекателя и сухой массы разгонного блока.

В проведенных расчетах форма ПУЭ предполагалась в виде шара радиусом R . Масса шара варьировалась в пределах от 2260 до 16080 кг, а радиус – от 30 до 80 м.

Характеристики РН и масса МС приведены в таблице 1.

Характеристическая скорость W перехода с «высокой» орбиты на «низкую» и обратно определялась по формуле:

$$W = V_0 \left(1 - \frac{1}{\bar{r}_k} \right),$$

где $\bar{r}_k = \frac{r_k}{r_0}$;

V_0 – круговая скорость МС на «высокой» орбите;

r_k – радиус «высокой» орбиты;

r_0 – радиус «низкой» орбиты.

Запас топлива ЭРДУ M_{Ti} , расходуемый на переход как на «высокую» орбиту, так и на «низкую», определяется по формуле:

$$M_{Ti} = M_{МС_i} \left(1 - \frac{1}{e^{W/I_{y0}}} \right),$$

где $M_{МС_i}$ – начальная масса МС (включая сухую массу РБ) при спуске с «высокой» на «низкую» орбиту или при подъеме с «низкой» на «высокую» в каждом цикле;

I_{y0} – удельный импульс тяги ЭРДУ.

Таблица 1 – Характеристики РН

Название РН	Разработчик	Грузоподъемность на высоте 200 км, кг	Масса МС, кг
Зенит-2	Украина	13000	10674
Titan-405A	США	13400	11168
Titan-403A	США	17700	14752
Atlas-5(521)	США	15080	12568
Arian-5G	Франция	19450	16210
Atlas-5(551)	США	20520	17102
Протон-М	Россия	21000	17502
Delta-4H	США	24000	20002
Space Shuttle	США	28800	24002

В каждом цикле движения МС запас топлива определяется по этой же формуле, но с учетом уменьшения M_{MC_i} в предыдущем цикле за счет выработки топлива. Остающийся запас топлива ЭРДУ для следующих циклов движения «спуск-подъем» и обратно определяется из уравнения баланса массы МС при задании конкретного значения массы $M_{ПН}$:

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

При задании ПН в виде шара $M_{ПН}$ определяется радиусом шара R в идеальном случае конструктивного исполнения (масса элементов крепления ПУЭ, его развертывания и удержания на орбите также включается в $M_{ПН}$). В этом случае

$$M_{ПН} = 4\pi R^2 \delta,$$

где δ – толщина оболочки шара (задавалась равной $0,2 \text{ кг/м}^2$ согласно [4]).

Количество циклов движения МС определялось по достижению количества оставшегося топлива, недостаточного для совершения следующего цикла.

Массы постоянных членов в уравнении баланса принимались следующими:

- системы преобразования и управления

$M_{СПУ} = 10 \text{ кг}$;

- двигателей $M_{Д} = 10 \text{ кг}$;

- служебной аппаратуры $M_{СА} = 260 \text{ кг}$ [5].

Массы переменных членов определялись по соответствующим 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

$M_{СХПТ} = \alpha_{\delta} \cdot M_{Т}$; $\alpha_{\delta} = 0,15$

- элементов конструкции МС

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

На рис. 1 приведены зависимости отношения $M_{ПН} / M_{МС}$ от M_0 , на рис. 2 – зависимости числа циклов n «подъем-спуск» и обратно от M_0 , а суммарное время работы ЭРДУ T от M_0 приведено на рис. 3; где M_0 – масса полезного груза, выводимого РН на орбиту высотой 200 км.

Из графиков на рис. 1 видно, что при постоянной массе ПН удельный вес полезной нагрузки в массе мусоросборщика при росте грузоподъемности РН уменьшается. Например, при значе-

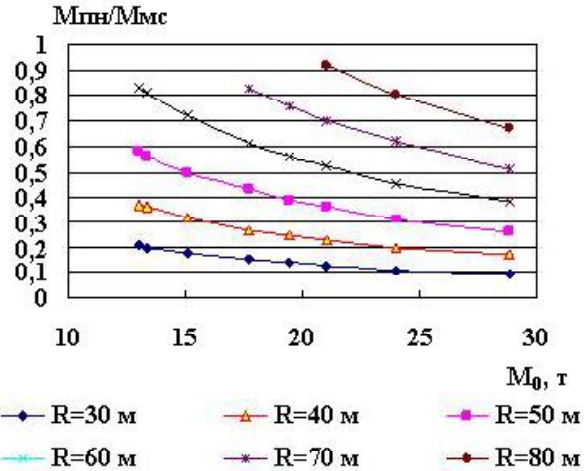


Рис. 1. Зависимость относительной полезной нагрузки МС от грузоподъемности РН для различных размеров ПУЭ

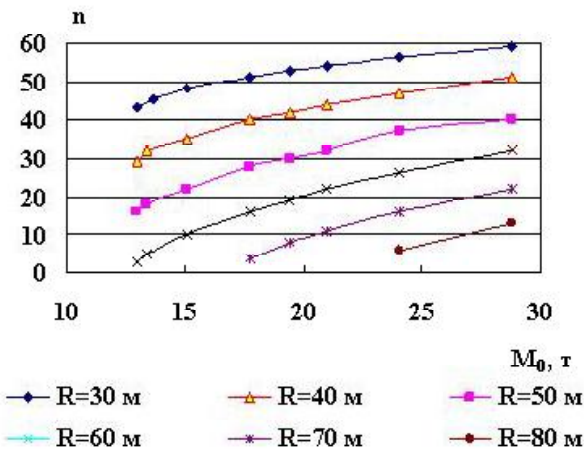


Рис. 2. Зависимость количества циклов движения МС от грузоподъемности РН для различных размеров ПУЭ

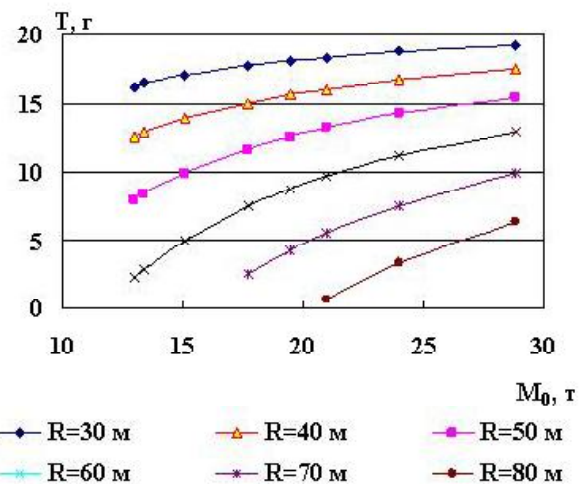


Рис. 3. Зависимость времени работы МС от грузоподъемности РН для различных размеров ПУЭ

нии радиуса шара 30 м отношение $M_{ПН} / M_{МС}$ уменьшается почти в два раза при увеличении грузоподъемности также в два раза. Из графиков на рис. 2–3 следует, что при постоянной массе ПН количество циклов «спуск-подъем» и обратно, а также суммарное время работы с увеличением грузоподъемности растут. Например, при массе ПН, соответствующей значению радиуса шара 30 м рост n составляет почти 1,4 при увеличении грузоподъемности в два раза, однако увеличение времени работы составляет всего 1,1 раза. Но при массе $M_{ПН}$, соответствующей радиусу шара 80 м, рост T составляет почти 1,5 раза.

Заключение

Анализируя результаты расчетов, можно сделать следующие выводы.

1. При значениях грузоподъемности РН менее 12 т создание МС затруднительно: $M_{ПН} / M_{МС}$ достигает, например, всего 0,2 и менее при ПН, соответствующей $R = 30$ м.

2. Возможно создание эффективного МС при относительно небольших величинах грузоподъемности и массы ПН за счет более оптимального соотношения $M_{ПН} / M_{МС}$, увеличения числа циклов «спуск-подъем» и обратно и времени работы МС.

Перечень ссылок

1. 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.
2. Микиша А. Н. Загрязнение космоса / А. Н. Микиша, Л. В. Рыхлова, М. А. Смирнов // Вестник РАН. – 2001. – Т. 71, № 1. – С. 26–31.
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. Alpatov A. P. Space vehicle with electric thruster for gathering fine space debris / [A. P. Alpatov, V. P. Gusynin, N. N. Slunayev, A. V. Khitko] // Proc. 50-th Int. Astronautical congress. – Glasgow, Scotland, 2008.
5. 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. – JEPC-2007-212. – 18 p.

Поступила в редакцию 14.10.2009

L. G. Dubovik, A. I. Kondratiev, P. G. Horolsky, A. V. Khitko

EVALUATION OF MASS CHARACTERISTICS AND OPERATING TIME OF SPACE GARBAGE COLLECTORS WITH ELECTRIC PROPULSION, PUT INTO ORBIT BY DIFFERENT CARRIER ROCKETS

У статті наведено розрахунковий аналіз питомих масових та часових характеристик способу очищення навколоземного космічного простору шляхом застосування спеціального космічного апарата – сміттєзбиральника (СЗ), спорядженого електроракетною рушійною установкою (ЕРРУ). При цьому для створення сміттєзбиральників досліджувались енергетичні можливості ракет-носіїв розробки США, Франції, Росії та України в широкому діапазоні вантажопідйомності від 12 до 30 т. Запропоновано маневр, який виконує СЗ при своєму функціонуванні: виведення СЗ за допомогою РН і розгінного блока на потрібну високу орбіту й циклічний рух з високої орбіти на низьку й зворотно. Надано рекомендації щодо можливих масових характеристик СЗ та часу роботи ЕРРУ.

Космічне сміття, збірник сміття, пасивний елемент, що уловлює, кругова орбіта, ракета-носіїв, розгінний блок, ЕРД

The article presents calculation analysis of specific mass and time characteristics of the method of near-Earth environment cleaning by means of special space vehicle – garbage collector (GC) equipped with electric propulsion system (EPS). There is analyzed power potential of carrier rockets (CR) designed in the USA, France, Russia and Ukraine having wide range of load-carrying capacity from 12t to 30t for the development of garbage collection system. There was proposed GC operation maneuver: garbage collectors will be put into the specified high orbit by carrier and upper-stage rockets and cyclically move from the high orbit to the low one and back. There are given recommendations about possible GC mass characteristics and EPS operating time.

Space garbage, garbage collector, passive collecting element, circular orbit, carrier rocket, upper-stage rocket, EP