

УДК 629.78

**Д-р техн. наук Н. М. Дронь, Л. Г. Дубовик, канд. техн. наук А. И. Кондратьев,
канд. техн. наук П. Г. Хорольский**

Днепропетровский национальный университет им. Олесь Гончара

РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ СБОРА МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Приведены результаты расчета основных характеристик предлагаемого мусорособирающего космического аппарата – мусоросборщика (МС) в зависимости от энергетических возможностей используемых ракет-носителей (РН). Критерием оценки этих характеристик рассмотрены масса и радиус пассивного улавливающего элемента мелкого космического мусора (ПУЭ), определяемые с использованием разработанной методики расчета тяговых и энергомассовых характеристик МС с ЭРДУ.

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

1 Формулирование проблемы

По оценкам экспертов сейчас в космосе летает свыше 2 мегатонн космического мусора (КМ). Это множество орбитальных космических объектов искусственного происхождения, которые представляют опасность для действующих космических аппаратов (КА), а в некоторых случаях – и для Земли. В связи с тем, что количество КМ растет быстрыми темпами, существует высокая вероятность столкновений функционирующих КА с отработанными космическими объектами, поэтому актуальность космической задачи обеспечения безопасности космических полетов и снижения опасности от КМ для Земли с каждым годом возрастает.

В настоящее время существует несколько идей по борьбе с КМ [1]. Как метод защиты от КМ, используется установка защитных экранов у элементов космических объектов, наиболее чувствительных к воздействию частиц КМ. С целью очистки орбит от космического мусора предлагается создание специальных космических аппаратов для сбора КМ – мусоросборщиков.

2 Решение проблемы

В данной статье рассматривается возможность создания специального мусорособирающего космического аппарата, снабженного электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) и пассивным элементом в виде шара для улавливания мелких частиц космического мусора с низких околоземных орбит. Такой МС с помощью ракеты-носителя и разгонного блока (РБ) выводится на круговую орбиту высотой 800–1200 км, наиболее засоренную КМ, а затем с помощью ЭРДУ, которая в данном случае выполняет торможение,

переводится на низкую орбиту 500–700 км. Высота низкой орбиты определяется из условия сопоставимости величин аэродинамического сопротивления и тяги ЭРД. РБ после окончания работы разгонного блока остается в составе МС, чтобы не добавлять в космос крупногабаритного КМ. ПУЭ из сложенного положения разворачивается, включается тормозная ЭРДУ, и мусорособирающий КА с разгонным блоком постепенно опускается до конечной орбиты. Происходит улавливание или торможение частиц космического мусора до входа в плотные слои атмосферы, где должно произойти их сгорание.

Целью данной работы является расчет основных характеристик предлагаемого мусорособирающего КА в зависимости от энергетических возможностей используемых РН. Критерием оценки этих характеристик рассматриваются масса и радиус ПУЭ, определяемые с использованием методики расчета тяговых и энергомассовых характеристик МС, изложенной ниже.

3 Методика расчета

3.1 Исходные данные

Для выбранной ракеты-носителя, способной вывести на определенную высоту околоземной орбиты груз массой M_0 , выбирается прототип по топливу ЖРД известных разгонных блоков [2], для которого известны удельный импульс и зависящее от типа топлива отношение α сухой массы РБ к массе топлива. Для РБ с ЖРД на топливе АТ+НДМГ принимается $\alpha = 0,12$, а для ЖРД на топливе кислород + керосин – $\alpha = 0,28$. Задаются высоты круговых орбит для РБ и для работы МС с ЭРД.

3.2 Расчет характеристик разгонного блока

С целью предварительной оценки массовых характеристик МС для заданных высот рассчитывается характеристическая скорость $W_{ЖРД}$ [3]:

$$W_{ЖРД} = A \cdot \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}, \quad (1)$$

где
$$A = \frac{\sqrt{2}(\tilde{r}_k - 1)}{\sqrt{\tilde{r}_k(1 + \tilde{r}_k)}} + \frac{1 - \sqrt{\tilde{r}_k}}{\sqrt{r_k}}; \quad (2)$$

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

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

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

r_0 – радиус начальной орбиты;

H_0 – нижняя высота орбиты;

R_3 – радиус Земли;

r_k – радиус конечной орбиты;

H_k – высота конечной орбиты;

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

Полученное значение характеристической скорости используется для определения запаса топлива:

$$M_T = M_0 \left(1 - \frac{1}{e^{W_{ЖРД} / J_{удЖРД}}} \right), \quad (6)$$

где M_0 – масса груза, выводимого на околоземную орбиту данным РН;

$J_{удЖРД}$ – удельный импульс ЖРД.

Далее вычисляется суммарный импульс тяги ЖРД I_Σ

$$I_\Sigma = M_T \cdot J_{удЖРД}. \quad (7)$$

Задаваясь тягой разгонного блока P , определяется время его работы $\tau_{РБ}$

$$\tau_{РБ} = \frac{I_\Sigma}{P}. \quad (8)$$

С учетом известного отношения α сухой массы РБ к массе топлива прототипа РБ определяется величина сухой массы разгонного блока $M_{РБсух}$

$$M_{РБсух} = \alpha \cdot M_T. \quad (9)$$

Так как предполагается, что РБ без выработанного топлива остается в составе мусорособирающего КА, масса последнего $M_{МС}$ находится из выражения

$$M_{МС} = M_0 - M_T. \quad (10)$$

3.3 Расчет характеристик ЭРДУ

Для заданных высот H_0 и H_k рассчитываются r_0^* , r_k^* и определяется характеристическая скорость ЭРД:

$$W_{ЭРД} = \sqrt{\frac{\mu}{r_0^*} \left(1 - \frac{1}{\sqrt{\tilde{r}_k^*}} \right)}, \quad (11)$$

где
$$\tilde{r}_k^* = \frac{r_k}{r_0}; \quad (12)$$

r_0^* – радиус орбиты, на которой заканчивается работа ЭРДУ.

Выбирается прототип ЭРД, для которого задается время активной работы $\tau_{ЭРД}$ и рассчитываются потребляемая мощность N и тяга P

$$N = \frac{J_{удЭРД}^2 \cdot M_{РТ}}{2\eta_T \tau_{ЭРДУ}}, \quad (13)$$

$$P = N / \xi, \quad (14)$$

где $J_{удЭРД}$ – удельный импульс;

η_T – тяговый КПД;

ξ – цена тяги, определяемая из [4].

$M_{РТ}$ – масса рабочего тела

$$M_{РТ} = M_{МС} \left(1 - \frac{1}{e^{W_{харЭРД} / J_{удЭРД}}} \right). \quad (15)$$

Далее определяются массовые характеристики транспортной системы в целом, целевой и служебной аппаратуры.

Для МС с ЭРДУ можно записать:

$$M_{МС}^* = M_{ПН} + M_{СЭП} + M_{констр} + M_{СПУ} + M_{СА} + M_{Д} + M_{РТ} + M_{СХПРТ}, \quad (16)$$

где $M_{МС}^*$ – масса МС за вычетом $M_{РБсух}$.

Из (16) следует, что

$$M_{ПН} = M^*_{МС} - (M_{СЭП} + M_{констр} + M_{СПУ} + M_{СА} + M_{Д} + M_{РТ} + M_{СХПРТ}), \quad (17)$$

где $M_{ПН}$ – масса полезной нагрузки (масса улавливающего элемента МС с элементами крепления и развертывания в рабочее положение);

$M_{СЭП}$ – масса системы электропитания;

$M_{констр}$ – масса конструкции МС;

$M_{СПУ}$ – масса системы преобразования и управления ЭРДУ;

$M_{СА}$ – масса служебной аппаратуры МС;

$M_{Д}$ – масса двигателя;

$M_{РТ}$ – масса рабочего тела;

$M_{СХПРТ}$ – масса системы хранения и подачи рабочего тела;

$$M_{СЭП} = \beta \cdot N; \quad (18)$$

$$M_{констр} = 0,7 \div 0,8 \cdot (M_{СПУ} + M_{СЭП} + M_{Д} + M_{СХПРТ}); \quad (19)$$

$$M_{СХПРТ} = \gamma_B \cdot M_{РТ}. \quad (20)$$

Значение β может быть принятым, например, 50 кг/кВт [5], $M_{СПУ}$ – 10 кг [4], $M_{СА}$ – 264 кг [6], $\gamma_B \approx 0,15$ [5].

Масса полезной нагрузки $M_{ПН}$ мусорособирающего КА для шарообразного улавливающего элемента (с элементами крепления и развертки) определяется из соотношения

$$M_{ПН} = 4\pi R^2 \delta, \quad (21)$$

откуда радиус улавливающего элемента МС

$$R = \sqrt{\frac{M_{ПН}}{4\pi\delta}}, \quad (22)$$

где δ – плотность оболочки улавливающего элемента.

4 Полученные результаты

Для выведения МС на конечную орбиту были рассмотрены РН разработки США, Франции, Китая, а также Украины и России с орбитой выведения 200 км. Начальная высота орбиты H_0 для работы ПУЭ принималась равной 1200 км, конечная H_k – 500 км. Удельный импульс ЭРД $J_{ЭРД} = 20000$ м/с. Время активной работы МС от начальной до конечной орбиты $T_{ЭРД} = 0,5$ года. Плотность оболочки улавливающего элемента $\delta = 0,2$ кг/м². По результатам расчетов были построены гистограммы радиусов ПУЭ для РН различных разработок (рис. 1-4). При этом на рис. 4 для РН Украины и России приведены значения радиусов ПУЭ в двух случаях: идеальном, когда масса элементов крепления ПУЭ к МС и развертывания в рабочее положение равна нулю, и когда эта масса составляет 20 % от общей массы ПУЭ.

Естественно, что РН большей грузоподъемности способны вывести на околоземную орбиту МС большей массы с большим радиусом ПУЭ. При этом для существующих РН США (см. рис. 1) радиус ПУЭ с плотностью оболочки 0,2 кг/м² может составить от 25 до 94 м; для РН Франции (см. рис. 2) – от 37 до 77 м, для РН Китая (см. рис. 3) – от 27 до 58 м, для РН Украины и России (см. рис. 4) – от 32 до 112 м.

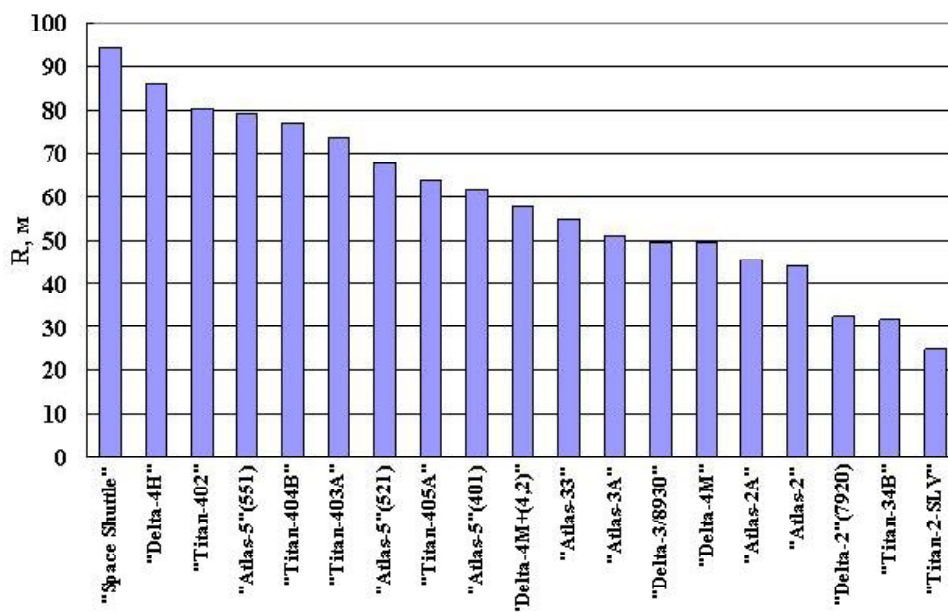


Рис. 1. Зависимость радиуса ПУЭ мусорособирающего КА от энергетических возможностей РН США

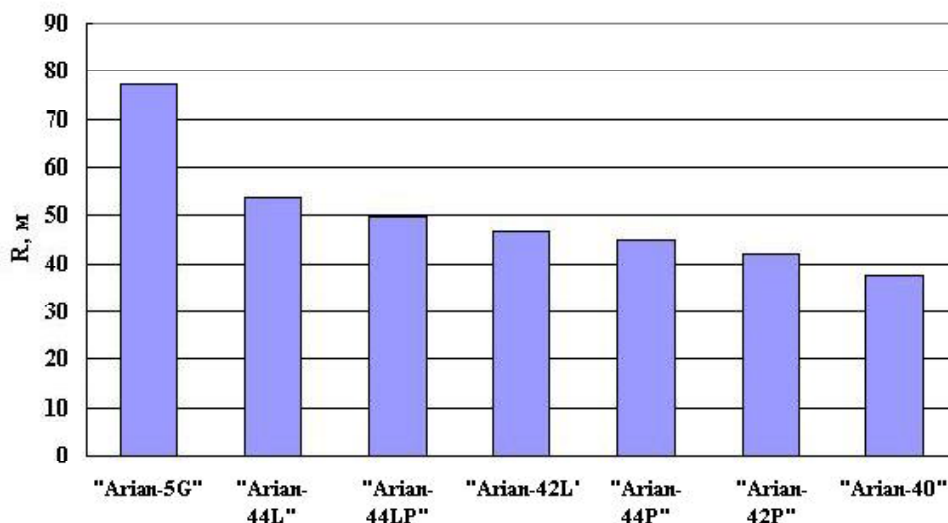


Рис. 2. Зависимость радиуса ПУЭ мусорособирающего КА от энергетических возможностей РН Франции

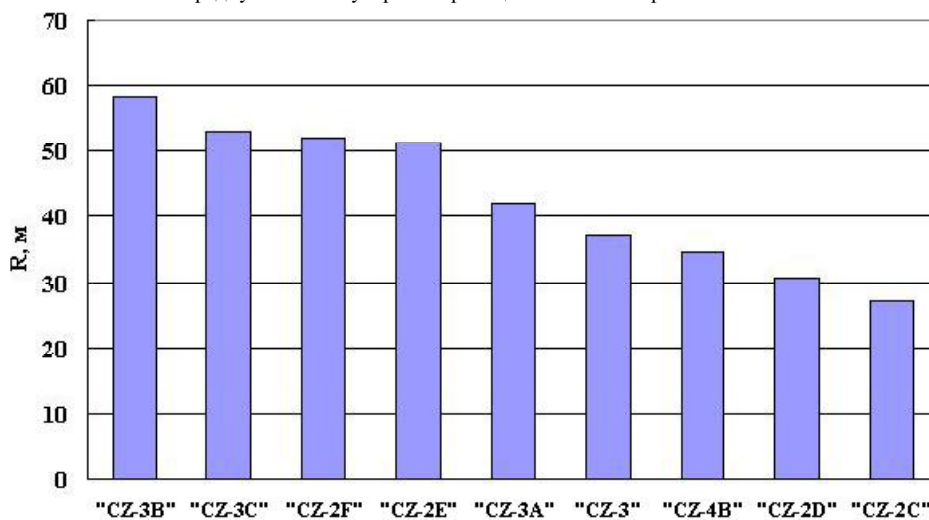


Рис. 3. Зависимость радиуса ПУЭ мусорособирающего КА от энергетических возможностей РН Китая

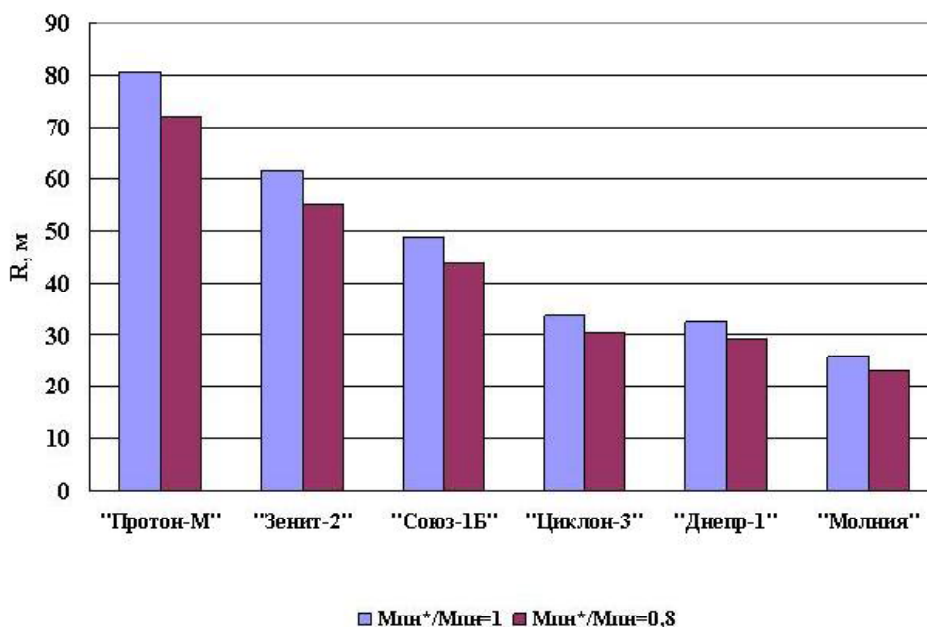


Рис. 4. Зависимости размера ПУЭ мусорособирающего КА от энергетических возможностей РН Украины и России

Проведенные расчеты показали, что для РН США масса МС находится в диапазоне от 2 до 24,0 т, масса ПУЭ — от 1,6 до 22,4 т; для РН Франции — от 4,1 до 16,2 т и от 3,5 до 15 т; для РН Китая — от 2,3 до 9,5 т и от 1,9 до 8,5 т; для РН Украины и России — от 3,2 до 17,1 т и 2,5 до 16,2 т соответственно.

Заключение

Полученные результаты указывают на возможность проектирования предлагаемых мусорособирающих космических аппаратов, масса и радиус улавливающих мусор элементов которых изменяются в широком диапазоне. Тот факт, что использование ЭРДУ может обеспечить длительное функционирование таких аппаратов на орбитах, позволяет рассчитывать на достижение высокой целевой эффективности предлагаемого метода очистки космоса от мелкого мусора.

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. Уманский С. П. Ракеты-носители, космодromы / С. П. Уманский. — М. : Рестард+, 2001. — 216 с.
3. Сафронович В. Ф. Энергетическая эффективность межорбитальных перелетов КА различных типов / В. Ф. Сафронович, А. В. Чинарев, М. Эмдин // Космические исследования. — 1977. — Т. XV. — Вып. 4. — С. 540–545.
4. Popov G. Electric Propulsion Subsystem Development and Application in Russia / G. Popov et al. // Proceeding 3rd Spacecraft Propulsion Conference, 10-13 October 2000. — Cannes, France, 2000. — P. 21–26.
5. Разработка УТЭП для околоземных межорбитальных перелетов: научно-технический отчет / ГKB «Южное»; рук. Г. В. Тарасов. — № УТЭП1.1-1.3 ТО. — Д., 2004. — 150 с.
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 17.10.2009

N. M. Dron, L. G. Dubovik, A. I. Kondratiev, P. G. Horolsky

CALCULATION OF PERFORMANCE CHARACTERISTICS OF THE SPACE VEHICLE FOR COLLECTION OF SMALL-SIZED SPACE GARBAGE

Наведено результати розрахунку основних характеристик запропонованого сміттєзбираючого космічного апарата — сміттєзбирача (СЗ) залежно від енергетичних можливостей ракет-носіїв (РН), які використовуються. Критерієм оцінки цих характеристик розглянуто масу та радіус пасивного елемента, що уловлює, дрібного космічного сміття (ПУЕ), що визначаються з використанням розробленої методики розрахунку тягових і енергомасових характеристик СЗ з ЕРДУ.

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

There are presented results of the calculation of basic characteristics of the proposed garbage-collection space vehicle — garbage-collector (GC) depending on power potential of applied carrier rockets (CR). Estimation of these characteristics is based on weight and radius of the passive collecting element (PCE) for small-sized space garbage, determined by means of the developed method for calculation of thrust and power-mass characteristics of GC with EP unit.

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