

## ОЦЕНКА ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ ТРАЛЬЩИКОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ДЛЯ ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА

В статье представлены результаты расчетов основных характеристик космических тральщиков, используемых для очистки низких околоземных орбит от космического мусора. Характеристики данных космических аппаратов рассчитывались при выполнении маневра: выведение тральщика с помощью ракеты-носителя (РН) на промежуточную орбиту, довыведение его на высокую орбиту с помощью разгонного блока с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ), перевод на низкую орбиту посредством использования тормозной ЭРДУ и дальнейшее циклическое движение с помощью ЭРДУ с низкой орбиты на высокую и обратно. В качестве основных характеристик тральщика рассмотрены его масса, масса и радиус элемента для улавливания мелких частиц космического мусора, а также время выведения аппарата на требуемую орбиту для РН различной грузоподъемности.

У статті наведено результати розрахунків основних характеристик космічних тральщиків, що використовуються для очищення низьких навколоземних орбіт від космічного сміття. Характеристики даних космічних апаратів визначалися при здійсненні маневру: виведення тральщика за допомогою ракети-носія (РН) на проміжну орбіту, довиведення його на високу орбіту за допомогою розгінного блока з електроракетною рушійною установкою (ЕРПУ), переведення на низьку орбіту шляхом використання гальмівної ЕРПУ і подальший циклічний рух за допомогою ЕРПУ з низької орбіти на високу і зворотно. Як основні характеристики тральщика розглянуто його масу, масу та радіус елемента для уловлювання дрібних частинок космічного сміття, а також час виведення апарата на потрібну орбіту для РН різної вантажопідйомності.

The article presents the results of calculations of the basic characteristics of space trawlers for clearing low near-earth orbits from space debris. The characteristics of the given space vehicles are calculated in maneuvering: injection of a trawler by a launch vehicle (LV) into an intermediate orbit, its refined injection into a high orbit by a booster with an electric propulsion system (EPS), transfer into a low orbit by the braking EPS and a further cyclic motion with the EPS from a low orbit into a high orbit and back. The trawler weight, a weight and a radius of an element for catching small particles of space debris, and also the time of the vehicle injection into a demanded orbit for a LV with a various load-carrying capacity are considered as the basic characteristics of the trawler.

Одной из проблем околоземного космоса является вопрос об его загрязненности объектами космического мусора (КМ), вызывающей вероятность столкновений с космическими аппаратами (КА) и вероятность падения осколков на Землю. Наибольшая опасность столкновений для низкоорбитальных КА существует в диапазоне высот орбит от 1200 до 850 км [1]. Чтобы уменьшить угрозу, действующие космические аппараты совершают вынужденные маневры отклонения от траекторий орбит, а это – дополнительный расход топлива и ряд других сложностей. В таких условиях задача обеспечения безопасности космических полетов, а также снижения опасности для объектов на Земле является весьма актуальной.

Существует ряд идей по борьбе с космическим мусором [2]. В частности, защита от мелких частиц КМ (размером до 10 см) может осуществляться за счет применения экранных конструкций, от крупных – за счет принятия специальных мер при разработке КА. Для сбора и удаления мелкого космического мусора с низких околоземных орбит может быть рассмотрен специальный мусорособирающий космический аппарат (тральщик) с использованием электроракетных двигателей (ЭРД). В работах [3, 4] приведены принцип работы и оценка энергомасовых характеристик такого космического мусоросборщика, выводимого на требуемую орбиту с помощью ракеты-носителя (РН) посредством разгонного блока с жидкостной ракетной двигательной установкой большой тяги. Представляет интерес рассмотрение и других вариантов маневров.

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

Целью данной статьи является оценка основных характеристик космического тральщика, при выведении и эксплуатации которого выполняется следующий маневр. С помощью РН тральщик вначале выводится на промежуточную орбиту, затем с помощью разгонного блока (РБ) с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) доводится на рабочую (высокую) орбиту, где разворачивается входящий в его состав сферообразный пассивный элемент (ПЭ) для улавливания мелкого космического мусора. Включается тормозная ЭРДУ, высота орбиты начинает уменьшаться, и по мере ее уменьшения ПЭ захватывает мелкие частицы космического мусора или снижает их скорость. Позже после достижения конечной (низкой) орбиты потерявшие скорость частицы космического мусора сгорают в атмосфере Земли. Опустив тральщик на низкую орбиту, тормозная ЭРДУ отключается, включается разгонная ЭРДУ, и аппарат постепенно возвращается на рабочую орбиту. Разгонная ЭРДУ отключается, и снова включается тормозная. Цикл спуск – подъем повторяется до выработки рабочего тела ЭРДУ. При этом для разгонной и тормозной ЭРДУ используются одинаковые двигатели типа СПД-140 со следующими параметрами: тяга – 0,25 Н, потребляемая мощность – 5 кВт, удельный импульс тяги – 20000 м/с. Высота рабочей орбиты принимается равной 1200 км, промежуточной – 200 км, низкой – 500 км. Время спуска с рабочей орбиты на низкую на первом цикле составляет 0,5 года.

Для осуществления данного маневра были рассмотрены известные ракеты-носители грузоподъемностью на орбите высотой 200 км от 4,0 (РН «Циклон-3», Украина) до 28,8 т (РН «Space Shuttle», США).

В качестве основных характеристик космического тральщика на этапе выведения были рассчитаны его масса, масса и радиус пассивного элемента для улавливания мелких частиц космического мусора [3], а также время выведения тральщика на требуемую рабочую орбиту.

Масса тральщика  $M$  для данного маневра выведения определялась из выражения:

$$M = M_0 - M_{РТ_{ЭРД}} - M_{РБ_{сх}},$$

где  $M_0$  – грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км;  $M_{РТ_{ЭРД}}$  – масса рабочего тела ЭРД для перевода космического тральщика с промежуточной орбиты на требуемую;  $M_{РБ_{сх}}$  – сухая масса разгонного блока, включающая массу конструкции разгонной ЭРДУ.

Масса и радиус ПЭ, принятого в качестве полезной нагрузки, определялись из уравнения баланса массы космического тральщика [4].

Время выведения тральщика на рабочую орбиту  $T$  рассчитывалось по формуле

$$T = \frac{J_{удЭРД}^2 \cdot M_{РТ_{ЭРД}}}{2 \cdot \eta_T \cdot N},$$

где  $J_{удЭРД}$  – удельный импульс тяги ЭРД;  $\eta_T$  – тяговый КПД;  $N$  – потребляемая мощность.

На этапе очистки для разных радиусов ПЭ вычислялось число циклов «спуск – подъем»  $n$ , которое может совершить космический тральщик при

соответствующем запасе рабочего тела ЭРДУ и суммарном времени работы  $T_{\text{сум}}$  на этом этапе. В каждом цикле движения запас рабочего тела ЭРДУ  $M_{PT_{\text{ЭРД}}n}$ , расходуемый на переход как с высокой орбиты на низкую, так и с низкой на высокую, определялся по формуле:

$$M_{PT_{\text{ЭРД}}n} = M \left( 1 - \frac{1}{e^{W/J_{\text{удЭРД}}}} \right),$$

где  $M$  – масса космического тральщика (включая сухую массу РБ) при спуске с высокой на низкую орбиту или при подъеме с низкой на высокую;  $W$  – характеристическая скорость перехода с высокой орбиты на низкую и обратно.

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

где  $V_0$  – круговая скорость тральщика на рабочей орбите [4];  $\bar{r}_k$  – отношение радиусов высокой и низкой орбиты.

В первом цикле движения при спуске на низкую орбиту  $M$  – начальная масса космического тральщика. При подъеме и в каждом последующем цикле она уменьшалась за счет выработки рабочего тела ЭРДУ. Остающийся запас рабочего тела ЭРДУ для следующих циклов движения определялся из уравнения баланса массы тральщика при задании конкретного значения массы полезной нагрузки  $M_{\text{ПН}}$  [4]. Число циклов движения космического тральщика определялось по достижению количества оставшегося топлива, недостаточного для совершения следующего цикла.

Полученное число циклов использовалось для вычисления суммарной поверхности ПЭ  $F_{\text{сум}}$ , пересекающей пространство между высокой и низкой орбитами и определяющей эффективность работы тральщика.

$$F_{\text{сум}} = 4\pi R_{\text{ПЭ}}^2 n,$$

где  $R_{\text{ПЭ}}$  – радиус ПЭ.

На рис. 1 представлены масса тральщика  $M$  и масса пассивного элемента для улавливания мелких частиц космического мусора  $M_{\text{ПЭ}}$ , а на рис. 2 – радиус этого элемента  $R_{\text{ПЭ}}$  для РН, приведенных в табл. 1 [5].

Таблица 1

| Название РН     | Страна-разработчик | Грузоподъемность на орбите высотой ~200 км, кг |
|-----------------|--------------------|--|
| «Циклон-3»      | Украина            | 4000   |
| «Arian-42L»     | Франция            | 7300   |
| «Зенит-2»       | Украина            | 13000  |
| «Протон-М»      | Россия             | 21000  |
| «Delta-4Н»      | США                | 24000  |
| «Space Shuttle» | США                | 28800  |

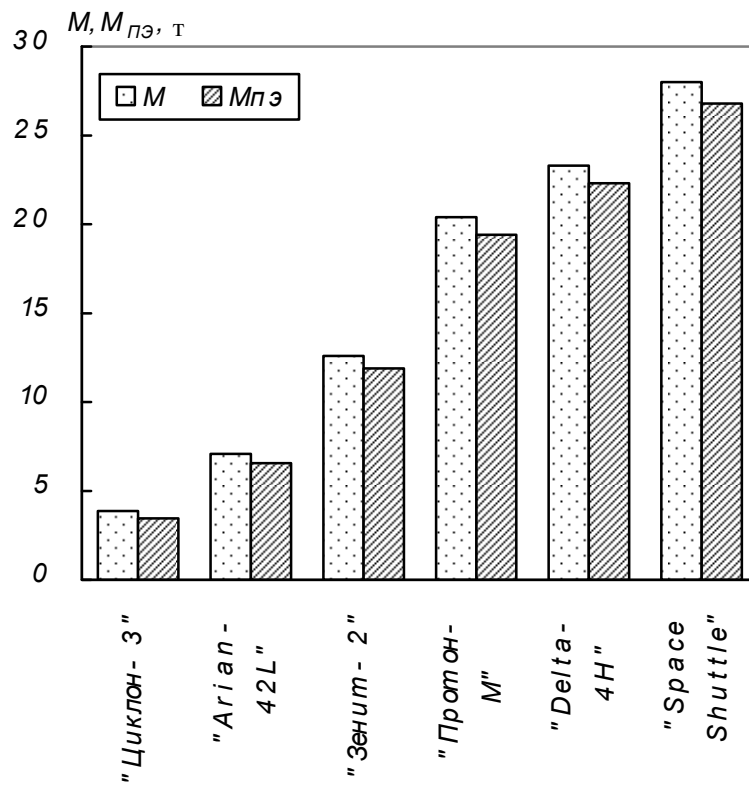


Рис. 1

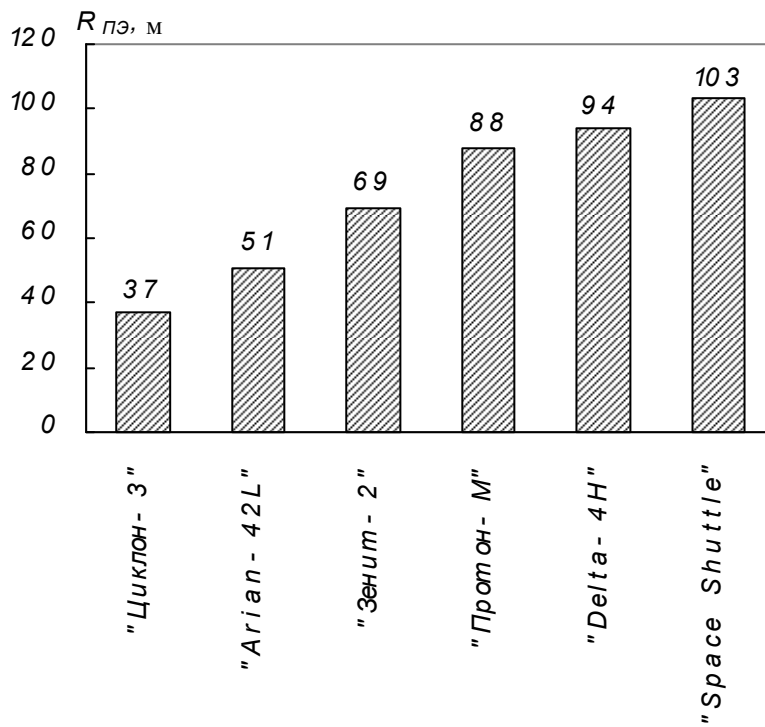


Рис. 2

Как видно из табл. 1 и рис. 1, масса тральщика и полезной нагрузки увеличивается с ростом грузоподъемности РН и для данного маневра выведения может составить от 3,9 и 3,5 до 28 и 27 т соответственно. При этом, как показывает рис. 2, предельный радиус улавливающего космический мусор элемента находится в диапазоне от 37 до 103 м.

В табл. 2 для рассмотренных РН приведены расчетные значения времени выведения  $T$  космических тральщиков на рабочую орбиту и необходимой для осуществления данного маневра массы рабочего тела ЭРД  $M_{РТ\text{ ЭРД}}$ .

Таблица 2

| Название РН     | $T$ , год | $M_{РТ\text{ ЭРД}}$ , кг |
|-----------------|-----------|--------------------------|
| «Циклон-3»      | 0,25      | 101,2                    |
| «Arian-42L»     | 0,46      | 242,9                    |
| «Зенит-2»       | 0,82      | 329,0                    |
| «Протон-М»      | 1,32      | 531,4                    |
| «Delta-4Н»      | 1,50      | 607,4                    |
| «Space Shuttle» | 1,82      | 728,8                    |

Как и ожидалось, время выведения тральщиков на рабочую орбиту увеличивается с ростом грузоподъемности РН, поскольку растет масса рабочего тела на осуществление данного маневра.

На рис. 3 – 4 для радиусов ПЭ в диапазоне 20...80 м представлены зависимости суммарной поверхности ПЭ  $F_{\text{сум}}$  при совершении циклического движения «спуск – подъем» и обратно и суммарного времени работы ЭРДУ на этом этапе движения  $T_{\text{сум}}$  от грузоподъемности РН  $M_0$ .

Из рис. 3 видно, что в диапазоне  $R_{ПЭ}$  20...40 м величина  $F_{\text{сум}}$  почти не зависит от грузоподъемности РН, а в диапазоне 50...80 м резко возрастает.

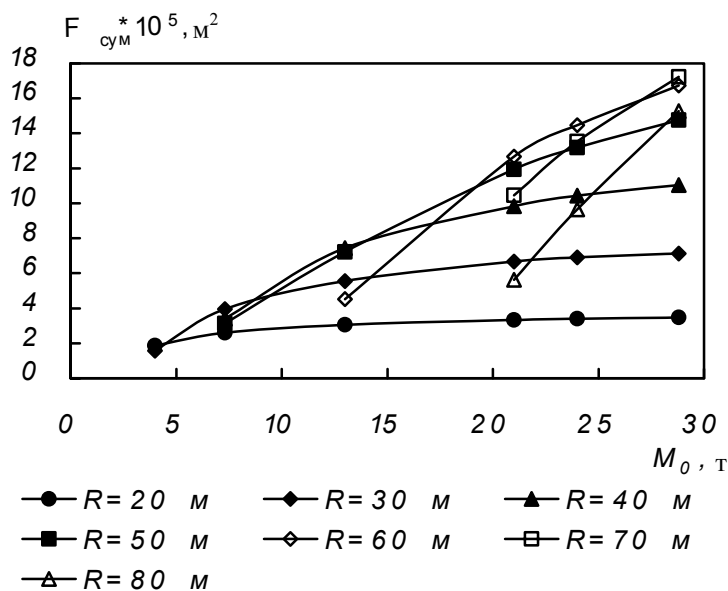


Рис. 3

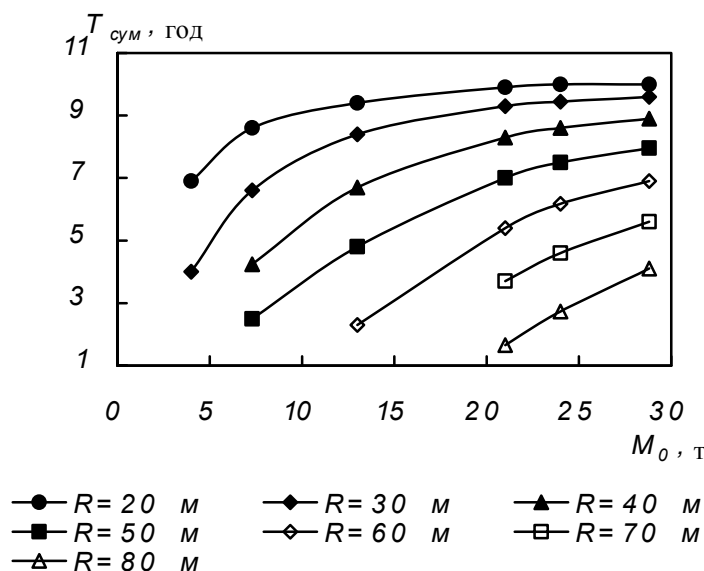


Рис. 4

Время работы ЭРДУ на этом этапе (рис. 4) увеличивается с ростом грузоподъемности для всех радиусов ПЭ, при этом кривые зависимостей для больших радиусов смещены в сторону меньших времен работы.

Анализируя полученные результаты, можно сделать следующие выводы.

1. Для рассмотренного ряда РН определены массовые характеристики тральщика и полезной нагрузки, входящей в его состав. Масса тральщика составляет 97 %, а масса ПЭ колеблется в узком диапазоне 0,90 – 0,92 от грузоподъемности РН на орбите высотой 200 км.

2. По абсолютной величине для самой мощной РН радиус ПЭ может достигать 103 м.

3. При использовании космических тральщиков с небольшими радиусами ПЭ (20...40 м) целесообразнее применять для их выведения на требуемую орбиту РН меньшей грузоподъемности (5...15 т), но при большем времени работы тральщика на этапе очистки. Для получения большей эффективности тральщиков с радиусами ПЭ свыше 40 м необходимо выбирать РН с большей грузоподъемностью и меньшим временем работы тральщика (см. рис. 3, 4).

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. Кондратьев А. И. Оценка характеристик мусорособирающих космических аппаратов с ЭРДУ для улавливания космического мусора / А. И. Кондратьев, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – Х. : "ХАИ", 2009. – № 9 (66). – С. 45 – 47.
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. 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.

Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск

Получено 23.03.10, в окончательном варианте 15.04.10