

УДК 629.78

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

Дніпропетровський національний університет ім. Олеся Гончара

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА СТОИМОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫВЕДЕНИЯ НА ТРЕБУЕМУЮ ОРБИТУ КОСМИЧЕСКИХ МУСОРОСБОРЩИКОВ

Наводяться результати розрахунків вартісних характеристик виведення на орбіту спеціального низькоорбітального сміттєзбирального космічного апарата залежно від варіанту маневру виведення. Критерієм оцінки цих характеристик є оптимальна вартість виведення одиниці маси апарата і одиниці його корисного навантаження, розраховані для ряду найпотужніших ракет-носіїв.

Основываясь на данных НАСА [5], можно считать, что в настоящее время в космосе летает свыше 8000 т космического мусора (КМ). Это все искусственные объекты и их фрагменты в космосе, которые уже неисправны, не функционируют и никогда не смогут служить полезным целям, но являются опасным фактором, воздействующим на функционирующие космические аппараты. При неконтролируемом спуске с орбиты и неполном сгорании в атмосфере материалы этих объектов также могут представлять прямую опасность и для Земли.

Поскольку на данный момент времени эффективных практических мер по уничтожению космического мусора нет, в условиях техногенного загрязнения космического пространства задача обеспечения безопасности космических полетов и снижения опасности для объектов на Земле является весьма актуальной.

РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМЫ

Для очистки от космического мусора низких околоземных орбит предлагается специальный низкоорбитальный мусорособирающий космический аппарат, оснащенный системой сбора и удаления мелких частиц КМ с использованием тормозной двигательной установки (ТДУ) [4]. Принцип работы аппарата состоит в следующем. Одним из известных способов космический му-

соросборщик (КМС) выводится на наиболее засоренную космическим мусором «высокую» орбиту [3], разворачивается входящий в его состав пассивный элемент для улавливания мелких частиц космического мусора (ПУЭ), включается ТДУ, после чего КМС спускается до «низкой» орбиты и сгорает в атмосфере Земли. ПУЭ может быть представлен в виде способной складываться полой сферы определенной жесткости. По мере уменьшения высоты улавливающий элемент захватывает мелкий КМ, если его частицы пробивают оболочку ПУЭ, или снижает скорость этих частиц, если они не проникают внутрь ПУЭ или пробивают его насквозь. Впоследствии эти частицы КМ также теряют высоту и, достигая плотных слоев атмосферы, сгорают.

При выборе проектных параметров данных космических мусоросборщиков необходимо исходить из условия обеспечения максимальной эффективности выполнения целевой задачи с дополнительным учетом стоимостных характеристик, в частности стоимости выведения КМС на требуемую орбиту.

Целью данной работы является сравнительная оценка удельных стоимостных характеристик выведения на требуемую орбиту космического мусоросборщика в целом и полезной нагрузки, входящей в его состав, в зависимости от варианта маневра выведения.

Под удельной стоимостью выведения КМС подразумевается отношение стоимости пуска

© Н. М. ДРОНЬ, Л. Г. ДУБОВИК, А. И. КОНДРАТЬЕВ,
П. Г. ХОРОЛЬСКИЙ, 2010

ракеты-носителя (РН) вместе с разгонным блоком (РБ), если последний применяется, к массе КМС. Для полезной нагрузки стоимость пуска РН с РБ относится к массе полезной нагрузки. В качестве полезной нагрузки принимается элемент конструкции КМС, улавливающий космический мусор, основой которого является ПУЭ.

Для выведения космического мусоросборщика на требуемую «высокую» орбиту рассмотрены следующие варианты маневра.

- Вариант 1 — вывод КМС с помощью ракеты-носителя на промежуточную орбиту и довыведение его на требуемую орбиту посредством разгонного блока с жидкостной ракетной двигательной установкой (ЖРДУ) большой тяги.

- Вариант 2 — вывод КМС ракетой-носителем непосредственно на требуемую орбиту.

- Вариант 3 — вывод КМС с помощью РН на промежуточную орбиту и довыведение его на требуемую орбиту посредством разгонного блока с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ).

- Вариант 4 — вывод КМС с помощью РН на промежуточную орбиту и довыведение его на требуемую орбиту с помощью жидкостного ракетного двигателя малой тяги (ЖРДМТ).

Для всех вариантов маневра выведения в качестве тормозной двигательной установки принимается ЭРДУ.

В качестве названных орбит приняты круговые орбиты высотой 200 км (промежуточная), 1200 км (высокая) и 500 км (низкая).

Расчеты проводились для ряда наиболее мощных ракет-носителей, которые можно использовать для выведения КМС на необходимую орбиту. Их стоимость приведена в таблице [5].

Оценка массовых характеристик КМС проводилась в зависимости от маневра его выведения на требуемую орбиту.

В первом и четвертом вариантах масса КМС определялась из выражения

$$M_{\text{КМС}} = M_0 - M_T - M_{\text{РБсух}},$$

где M_0 — грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км; M_T — запас топлива ЖРДУ, расходуемого на переход с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км; $M_{\text{РБсух}}$ —

масса обтекателя и сухая масса РБ, включающая массу конструкции ЖРДУ.

Во втором варианте для определения массы КМС на орбите 1200 км использовались справочные данные, приведенные в [6], при предположении, что в идеальном случае масса КМС равна грузоподъемности РН на высоте 1200 км.

В третьем варианте при использовании ЭРДУ для перевода КМС с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км масса космического мусоросборщика находилась из выражения

$$M_{\text{КМС}} = M_0 - M_{\text{РТЭРД}} - M_{\text{РБсух}},$$

где $M_{\text{РТЭРД}}$ — запас топлива ЭРД для перевода КМС с орбиты 200 км на орбиту высотой 1200 км; $M_{\text{РБсух}}$ — сухая масса РБ, включающая массу конструкции ЭРДУ.

Масса полезной нагрузки $M_{\text{ПН}}$ определялась из уравнения баланса массы КМС [2].

Стоимость разгонного блока $C_{\text{РБ}}$ для всех вариантов маневра выведения (кроме второго) определялась в общем виде по формуле [1]

$$C_{\text{РБ}} = C_{\text{удк}}(M_{\text{РБ}} - M_T) + C_T,$$

где $C_{\text{удк}}$ — стоимость единицы сухой массы разгонного блока (принималась 32 дол./кг [1]), $M_{\text{РБ}}$ — начальная масса РБ, M_T — масса запасенного топлива ЖРДУ (первый и четвертый варианты) или рабочего тела ЭРДУ (третий вариант), C_T — стоимость запасенного топлива.

Для первого и четвертого вариантов стоимость запасенного топлива равна

$$C_T = C_{\text{уджрд}} \cdot M_T,$$

для третьего варианта —

$$C_T = C_{\text{удЭРД}} \cdot M_{\text{РТЭРД}},$$

где $C_{\text{уджрд}}$ — стоимость единицы массы топли-

Стоимость выведения КМС на необходимую орбиту

Название РН	Страна-разработчик	Стоимость пуска РН, млн дол.
«Delta-4Н»	США	150.0
«Зенит-3»	Украина	40.0
«Arian-42L»	Франция	67.5
«Циклон-3»	Украина	12.5
«Икар-2»	Россия	8.0
«Космос»	Россия	10.0

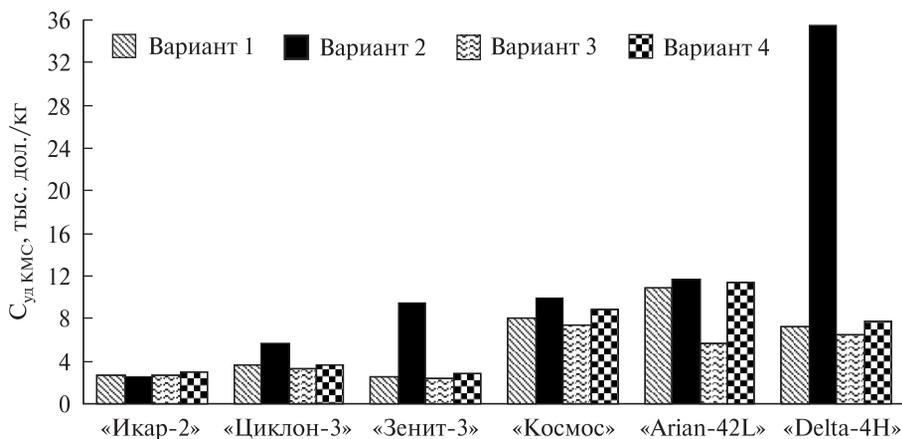


Рис. 1. Удельная стоимость выведения КМС на требуемую орбиту для различных вариантов маневра

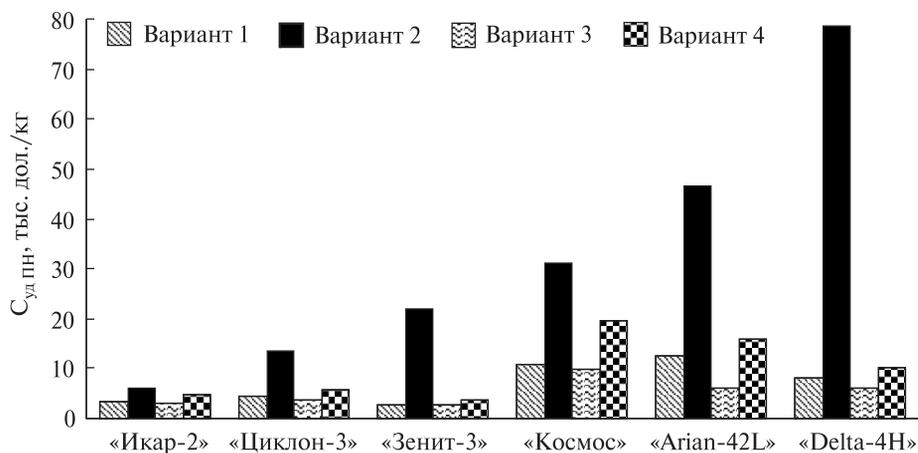


Рис. 2. Удельная стоимость выведения на требуемую орбиту полезной нагрузки для различных вариантов маневра

ва ЖРДУ (принималась 10 дол./кг [1]), $C_{уд\text{ЭРД}}$ — стоимость единицы массы рабочего тела ЭРДУ (принималась 1000 дол./кг [1]).

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

На рис. 1 приведены диаграммы удельной стоимости выведения КМС на требуемую орбиту, а на рис. 2 — удельной стоимости выведения его полезной нагрузки для всех вариантов маневра и всех рассмотренных РН.

Как видно из рис. 1, для всех рассмотренных РН удельная стоимость выведения КМС не превышает 36 тыс. дол. за килограмм конструкции. Для всех РН (кроме «Икар-2») наиболее дорогим оказывается второй вариант — выведение КМС на требуемую орбиту с помощью двигателей ракеты. В остальных вариантах удельная стоимость

выведения единицы массы КМС практически почти одинакова для всех рассмотренных РН (за исключением «Космос» и «Arian-42L»).

Из диаграмм удельной стоимости выведения полезной нагрузки КМС (рис. 2) видна еще более значительная разница в результатах расчетов для второго варианта маневра выведения КМС по сравнению с остальными вариантами, что указывает на нерациональность использования данного маневра.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Из анализа полученных результатов можно сделать следующие выводы.

Вариант с выведением КМС на требуемую орбиту непосредственно РН значительно проигрывает остальным как по удельной стоимости

выведения мусоросборщика, так и по удельной стоимости выведения его полезной нагрузки, что подтверждает общеизвестный факт.

Удельная стоимость выведения единицы массы КМС и единицы массы его полезной нагрузки за исключением РН «Космос» и «Ariane-42L» практически почти одинаковы для остальных рассмотренных РН и вариантов маневра выведения, кроме второго.

1. *Виноградов В. Н., Мурашко В. М.* Анализ экономической эффективности альтернативного ряда электро-ракетных двигательных установок при выполнении транспортных операций в космосе // Космонавтика и ракетостроение. — 2002. — № 4. — С. 142—159.
2. *Кондратьев А. И., Хорольский П. Г., Дубовик Л. Г.* Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с электродвигательной установкой // Авиационно-космическая техника и технология. — 2009. — № 10 (67). — С. 82—84.
3. *Микиша А. Н., Рышлова Л. В., Смирнов М. А.* Загрязнение космоса // Вестник РАН. — 2001. — 71, № 1. — С. 26—31.
4. *Шевцов А. В., Макарова А. С.* Мелкий космический мусор. Анализ развития и способы борьбы // Космі-

на наука і технологія. Додаток. — 2002. — 8, № 1. — С. 176—179.

5. *Eichler P., Reynolds R., Bade A., Johnson N.* Historical evolution and current status of the number and mass of objects in Earth orbit // The Orbital Debris Quarterly News. NASA JSC Houston. — 1998. — 3, N 4.
6. *Isakowitz S. J.* International reference guide to space launch systems. Second Ed. — Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991. — 341 p.

Надійшла до редакції 22.02.10

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

COMPARATIVE ESTIMATE OF COST CHARACTERISTICS FOR THE INJECTION OF SPACE DEBRIS CLEANERS INTO THE WANTED ORBIT

We present our results of calculations of the cost characteristics for the injection of a special low-orbit debris collector space vehicle into a wanted orbit in relation to a variant of the orbital injection maneuver. An comparative estimate of the characteristics are made. As the criterion for the estimate, we consider the optimum costs for the orbital injection of a mass unit of this vehicle and a unit of its payload which are calculated for a number of the most powerful carrier rockets which can be used for solving the given space problem