

УДК 629.454.4

П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ

Днепропетровский национальный университет им. Олесья Гончара, Украина

## К ОЦЕНКЕ ЦЕЛЕВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ – СБОРЩИКОВ КРУПНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

*Статья посвящена решению проблемы очистки околоземного космоса от космического мусора посредством его сбора и удаления специализированными КА. Разработана методика априорной оценки целевой эффективности КА-сборщиков крупных, соизмеримых с самим аппаратом, фракций мусора, соответствующая начальным этапам проектирования. Показано, что для них оценка целевой эффективности сводится к оценке энергомассовой эффективности рассматриваемых КА. Также показана целесообразность использования для этой цели двигателя на пастообразном топливе.*

**Ключевые слова:** космический мусор, околоземное космическое пространство, маневр, космический аппарат, реактивный двигатель на пастообразном топливе, энергетика, затраты топлива, целевая эффективность.

### Введение

В настоящее время одной из актуальных проблем, решаемых посредством ракетно-космической техники, является очистка околоземного космического пространства от космического мусора (КМ).

Иначе рост техногенного засорения (ТС) может отрезать человечеству выход в космос.

Анализ публикаций показывает, что удаление КМ с эксплуатируемых орбит в общем случае требует применения специальных КА-мусоросборщиков (КАМС) [1].

Наиболее остро проблема стоит с удалением крупных, соизмеримых по габаритным и массово-инерционным характеристикам (ГМИХ) с КАМС, космических объектов (КО) из числа КМ. Пока есть один наиболее успешный пример съема с орбиты и возвращения на землю КА «Палапа» посредством МТКК «Спэйс Шаттл». Разрушение именно крупных КО, в первую очередь – ступеней ракетносителей (РН), является существенным источником роста ТС. Однако соизмеримость характеристик существенно усложняет захват и удаление КО посредством КАМС.

### 1. Формулировка проблемы

Отсутствие радикального решения означенной проблемы определяет широту поисков в разработке КАМС. Оценка различных проектных вариантов и выбор оптимальной альтернативы производится из условия их целевой эффективности (ЦЭ). Поэтому актуальна задача разработки методики априорной оценки ЦЭ, особенно для начальных этапов проек-

тирования – формирования технического задания на разработку КАМС и выбора его облика. Особенность этих этапов заключается в отсутствии и высокой степени гипотетичности или приближенности исходных данных (ИД) на разработку.

Облик РН и маневрирующего КА определяется в первую очередь выбором двигательной установки (ДУ) [2]. Какие-либо сложности в части выполнения маневров будут определяться возможностями конструкции и исполнительных органов (ИО). Стратегия формирования необходимых маневров также зависит от выбранного облика КАМС.

Разработка такой методики априорной оценки ЦЭ КА, предназначенного для сбора крупных КО (ККО) КМ, является задачей и целью настоящего исследования.

При этом предполагается, что КАМС выводится посредством типовой РН на начальную орбиту, определяемую ее энергетическими возможностями. Далее он совершает серию необходимых маневров по захвату и переводу на некоторую заданную конечную орбиту одного и более ККО, соизмеримых с ним по ГМИХ.

### 2. Решение проблемы

Проектирование ракетно-космических летательных аппаратов проводится из условия оптимума некоторого критерия [3]. В качестве такового чаще всего используют обобщенный критерий J типа «эффективность-стоимость». Исходя из постановки задачи определяется эффективность только единичного КАМС, а не всей программы. Тогда «эффективность» суть ЦЭ типовой миссии, а «стоимость» –

затраты на ее достижение в пуске.

ЦЭ определяется совокупностью необходимых основных операций на орбите. В общем случае удаление любого числа ККО представляет ряд повторяющихся типовых маневров по удалению единичного КО. Последние включают маневры [4]: 1) дальнего наведения с начальной орбиты, 2) сближения, 3) стыковки и 4) перелета на конечную орбиту. Удаление каждого последующего ККО выполняется КАМС с уже захваченными КО в его составе, что определит соответствующую массу конструкции аппарата.

В общем случае ЦЭ КАМС можно определить как произведение вероятностей успешного выполнения каждого из маневров. При формировании облика изделия они либо неизвестны, либо могут быть определены на основе аналогов. Использование аналогов имеет смысл при минимальных доработках прототипа, иначе влияние новых технических решений не отразится на значении критерия. Следовательно, в общем случае такой подход представляется нецелесообразным.

Критической операцией миссии является собственно захват ККО, который может быть осуществлен либо непосредственной стыковкой с ним, либо посредством дистанционных устройств типа манипуляторов. Его выполнение требует обеспечения необходимой степени устойчивости и управляемости для обеспечения необходимой ориентации и положения КАМС, которые определяются выбором ИО, в нашем случае – необходимых типа, состава и характеристик маршевых и управляющих ДУ. То же можно сказать и о выполнении остальных маневров. Добавим, что для выполнения захвата необходимо согласование поступательного и вращательного движений КАМС с такими же движениями ККО.

Очевидно, что успех миссии определится располагаемыми ресурсами КАМС, в первую очередь – запасами топлива (ЗТ) на борту. Таким образом, ЦЭ определяется энергомассовой эффективностью (ЭМЭ) разрабатываемого изделия.

Так как общие затраты на ракетно-космические летательные аппараты пропорциональны их массе, то можно принять, что их снижение обеспечивается повышением ЭМЭ. Следовательно, ЭМЭ определяет не только ЦЭ, но и значение  $J$ .

ЭМЭ можно определить из решения уравнения для определения границы областей рационального применения космических аппаратов с ДУ [5]:

$$\Delta m_{\Pi} / m_0 = f(a_1, a_2), a_j = \{\mu_{\Pi\_UVj}, A_{Tj}, \alpha_j, \gamma_{TOj}, \gamma_{Dj}, \gamma_{прj}, n_{0j}, V_{Tj}, V_{TOj}, V_{Dj}, V_{Пj}\}, j=1, 2, \quad (1)$$

где  $\Delta m_{\Pi} / m_0$  – относительный выигрыш в массе полезной нагрузки КА с ДУ, которой присвоен но-

мер 2, по отношению к таковому с номером 1;

$m, \Delta m$  – масса и ее приращение элемента КА, определяемого индексом;

$\mu_{\Pi\_UVi} = m_{\Pi\_UVi} / m_{0\_UVi}, i=1, 2$  – относительная масса элементов системы увода для сравнимых 1-го и 2-го КА;

$B \in [0, 1] \subset R^1$  – коэффициент, определяющий какая часть соответствующего элемента основной системы подлежит уводу;

$A$  – доля превышения 1 заправляемого запаса топлива над его рабочим запасом;

$$\alpha = V_T / J_{уд};$$

$V_T$  – необходимый запас характеристической скорости;

$$J_{уд} – \text{удельный импульс тяги;}$$

$\gamma$  – удельный вес элемента, определяемого индексом;

$n_{0i}, i=1, 2$  – коэффициент начальной тяговооруженности;

«П», «0», «Т», «ТО», «Д», «пр» – индексы соответствия полезной нагрузке, средству выведения (в нашем случае – РН), топливу, топливному отсеку, двигательной установке, прочим элементам.

Потребные ЗТ определяются в первую очередь запасами характеристической скорости для выполнения маневров 1, 4, каждый из которых равен сумме величин соответствующих (минимум двух) импульсов скорости, например для условия «мягкой» встречи и круговых орбит имеем [6]:

$$V_T = \Delta V_I + \Delta V_{II}, \Delta V_I = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \left( \sqrt{\frac{2}{1+r_0/r_k}} - 1 \right), \Delta V_{II} = \sqrt{\frac{\mu}{r_k}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2}{1+r_k/r_0}} \right), \quad (2)$$

где  $\mu$  – коэффициент, равный произведению гравитационной постоянной на массу Земли;

$r_0, r_k$  – радиусы начальной и конечной орбит соответствующих маневров.

Затраты ЗТ на выполнение маневров 2, 3 определяются законом управления и, предположительно, намного меньше ошибки (2) или могут быть учтены посредством некоторого коэффициента запаса при  $V_T$ .

Выбор ДУ может быть проведен из условия:

$$i^{opt} = \arg \min_i \left( (\Delta m_{\Pi} / m_0)_i \right), \quad (3)$$

где  $i \in \{ЖРД, РДТТ, РДПТ, ГРД, ЭРД\}$  – тип реактивного двигателя – жидкостной, твердотопливный, на пастообразном топливе, газореактивный и электроракетный.

Учитывая необходимость многократных включений и предпочтительность для сближения и стыковки ДУ с глубоким дросселированием [4], имеет смысл оснастить КАМС вновь разрабатываемым РДПТ [7]. Он может обеспечить режим малой тяги, либо режим периодических включений с этой тягой в течение времени, предположительно, не более суток.

### **Заключение**

Разработана методика оценки ЦЭ удаления ККО посредством КАМС. Для начальных этапов проектирования ЦЭ определяется энергомассовой эффективностью аппарата. Определены критерии и условия выбора ДУ среди имеющихся альтернатив.

Дальнейшие исследования предполагается направить по пути учета особенностей проводимых маневров сближения и стыковки.

### **Литература**

1. Шевцов А.В. *Мелкий космический мусор. Анализ развития и способы борьбы* / А.В. Шевцов,

А.С. Макарова // *Космічна наука і технологія. Додаток.* – 2002. – Т. 8, № 1. – С. 176-179.

2. Семенов Ю.П. *Судьба ракеты зависит от двигателя. К 90-летию со дня рождения В.П. Глушко* / Ю.П. Семенов, Б.А. Соколов // *Космонавтика и ракетостроение.* – 1998. – № 13. – С. 211-214.

3. Шеверов Д.Н. *Проектирование беспилотных летательных аппаратов* / Д.Н. Шеверов. – М.: Машиностроение, 1978. – 264 с.

4. Лебедев А. А. *Встреча на орбите* / А.А. Лебедев, В.Б. Соколов. – М.: Машиностроение, 1969. – 366 с.

5. Сафронович В.Ф. *Энергетическая эффективность межорбитальных перелетов КА различных типов* / В.Ф. Сафронович, А.А. Чинарев, Л.М. Эмдин // *Космические исследования.* – 1977. – № 4. – С. 540-544.

6. Компанієць Е.П. *Основи балістичного проектування космічних буксирів: навчальний посібник* / Е.П. Компанієць, М.М. Дронь. – Д.: ДНУ, 2005. – 336 с. – *Бібліогр.*: С. 215-221.

7. Иванченко А.Н. *Состояние разработки дросселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе* / А.Н. Иванченко, С.Г. Бондаренко // *Проблемы высокотемпературной техники.* – 2007. – С. 40-50.

*Поступила в редакцию 29.05.2009*

**Рецензент:** д-р техн. наук, доцент, зав. кафедрой А.С. Сичевой, Днепропетровский государственный университет, Днепропетровск.

## **ДО ОЦІНКИ ЦІЛЬОВОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ – ЗБІРНИКІВ ВЕЛИКОГО КОСМІЧНОГО СМІТТЯ**

*П.Г. Хорольський*

Стаття присвячена вирішенню проблеми очищення навколосезного космосу від космічного сміття шляхом його збору та видалення спеціалізованими КА. Розроблена методика априорної оцінки цільової ефективності КА-збірників великих фракцій сміття, що відповідає початковим етапам проектування. Показано, що для них оцінка зводиться до оцінки енергомасової ефективності цих КА. Також показана доцільність використання для цієї мети двигуна на пастоподібному паливі.

**Ключові слова:** космічне сміття, навколосезний космічний простір, маневр, космічний апарат, реактивний двигун на пастоподібному паливі, енергетика, витрати палива, цільова ефективність.

## **TO ESTIMATION OF TARGET EFFICIENCY SPACECRAFT – PICKER OF THE LARGE SPACE DEBRIS**

*P.G. Horolsky*

The article is dedicated to decision of the problem peelings of outer space from space debris on-facility of its collection and removing specialized by spacecraft. The designed methods of the a priori estimation to target efficiency spacecraft-picker large commensurable with device itself, fraction of the space debris, corresponding to initial stage of the designing. It is shown that for them estimation target efficiency is reduced to estimation to mass-energy efficiency considered by spacecraft. Is it also shown practicability of the use to this effect engine on paste-like fuel.

**Key words:** space debris, outer space, manoeuvre, spacecraft, jet engine on paste-like fuel, energy, expenseses fuel, target efficiency.

**Хорольський Петр Георгиевич** – канд. техн. наук, старший научний сотрудник, ведущий научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: horol09@mail.ru.