

УДК 629.78

**Д-р техн. наук Н. М. Дронь, канд. техн. наук П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик***Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ОДНОГО МАНЕВРА ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА

*Рассмотрен способ очистки околоземного пространства космическим тральщиком (КТ), выполняющим маневр одноразового перехода с высокой орбиты на низкую. Представлены характеристики КТ для различных вариантов его выведения на требуемую орбиту и выполнена их сравнительная оценка. За критерий оценки приняты масса КТ и радиус входящего в состав тральщика сферического пассивного улавливающего элемента, рассчитанные для ряда ракет-носителей разной мощности, которые могут быть использованы при выведении КТ на требуемую орбиту.*

**Ключевые слова:** космический тральщик, пассивный улавливающий элемент, двигательная установка выведения, тормозная двигательная установка, ракета-носитель.

### Общая постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами

В настоящее время одной из актуальных проблем современности является засорение околоземного пространства космическим мусором (КМ), главным источником образования которого являются обломки после взрывов ступеней ракет и космических аппаратов (КА). Так как космические аппараты выходят из строя с завидной регулярностью, плотность КМ на орбите постоянно растет, ежегодно увеличиваясь приблизительно на 4 %, в связи с чем существует высокая вероятность столкновений с отработанными космическими объектами как функционирующих, так и вновь запускаемых КА.

Увеличению космического мусора способствуют и разгонные блоки ракет, с помощью которых спутники выводятся на геостационарную орбиту. В их баках остается примерно 5–10 % топлива, которое весьма летуче и легко превращается в пар, что нередко приводит к мощным взрывам. После нескольких лет пребывания в космосе отслужившие ступени ракет разлетаются на куски, разбрасывая вокруг себя множество мелких осколков, создавая также опасность и для Земли в виде возможного падения несгоревших остатков крупногабаритного КМ.

Частицы шлака от ракетных двигателей на твердом топливе, капли жидкого металла, в том числе и из ядерных реакторов, также вносят свой вклад в образование КМ.

Отсюда видно, что задача очистки околоземного пространства от космического мусора, с целью обеспечения безопасности космических полетов и снижения опасности для Земли, требует незамедлительного решения.

### Обзор публикаций и анализ нерешенных проблем

Анализ публикаций показывает, что удаление космического мусора с рабочих орбит в общем случае требует применения специальных мусорособирающих космических аппаратов, оснащенных ракетными двигателями [1]. В частности, для очистки низких околоземных орбит (НОО) от мелкого КМ может быть использован космический тральщик (КТ), в состав которого входят двигательная установка (ДУ) выведения, тормозная двигательная установка (ТДУ) и система сбора и удаления мелких частиц космического мусора в виде сферического пассивного улавливающего элемента (ПУЭ).

Принцип эксплуатации такого космического тральщика в диапазоне высот от 500 до 1200 км, которые образуют наиболее засоренный пояс космического пространства [2], может состоять в выполнении следующего маневра. С помощью ракеты-носителя (РН) одним из существующих способов КТ выводится на орбиту высотой 1200 км. Здесь разворачивается из сложенного состояния ПУЭ, после чего включается ТДУ. В процессе торможения тральщик совершает большое количество оборотов по орбите с постоянно уменьшающейся высотой. При этом ПУЭ захватывает те частицы космического мусора, которые прорвали его оболочку и остались внутри, и снижает скорость тех, которые, столкнувшись с ПУЭ, не смогли попасть внутрь сферы или прорвали ее насквозь. С высоты 500 км КТ тормозится атмосферой и затем сгорает в ней. Здесь же сгорают потерявшие свою скорость и незахваченные ПУЭ мелкие частицы космического мусора.

Высокая целевая эффективность данного маневра очистки околоземного космического про-

странства может быть достигнута за счет обеспечения максимальной площади поперечного сечения ПУЭ и/или длительного времени работы космического тральщика на этапе спуска с орбиты высотой 1200 км на орбиту высотой 500 км. Поэтому, необходимо исследование различных способов выведения КТ на требуемую орбиту, так как от этого зависит его максимально возможная масса, которая может быть выведена на орбиту используемой ракетой-носителем, а, следовательно, и доля полезной нагрузки. В качестве полезной нагрузки принимается система, состоящая из ПУЭ с устройствами крепления, развертывания и удержания в космосе.

Увеличить энергетическую эффективность и время спуска космического тральщика с высокой орбиты на низкую можно за счет использования в качестве ТДУ двигательной установки малой тяги.

### Цель работы

Целью данной работы является сравнительная оценка массовой эффективности применения КТ для различных вариантов реализации маневра очистки на этапе спуска с исходной высокой орбиты при разных способах его выведения на требуемую орбиту с использованием сочетания некоторых типов двигательных установок на этапах выведения и спуска.

### Результаты исследований

При проведении сравнительной оценки были рассмотрены следующие возможные варианты выведения и эксплуатации космического тральщика для очистки околоземного пространства:

- вариант 1 – вывод КТ с помощью ракеты-носителя на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение его на требуемую рабочую орбиту 1200 км посредством разгонного блока (РБ) с жидкостной ракетной двигательной установкой (ЖРДУ) и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной электроракетной двигательной установки (ЭРДУ). РБ и обтекатель от КТ не отделяются, чтобы не добавлять в космосе крупногабаритного КМ, их пассивная масса после выработки топлива ЖРДУ учитывается при снижении КТ с 1200 до 500 км;

- вариант 2 – вывод КТ двигателем верхней ступени РН непосредственно на орбиту 1200 км и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной ЭРДУ;

- вариант 3 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на требуемую орбиту 1200 км посредством разгонного блока с ЭРДУ и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной ЭРДУ;

- вариант 4 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на орбиту высотой 1200 км с помощью разгонного ЖРД малой тяги (ЖРДМТ) и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозного ЖРДМТ;

- вариант 5 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на орбиту высотой 1200 км с помощью разгонного ЖРДМТ и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной ЭРДУ.

Для данных вариантов с использованием методики, изложенной в [3], были рассчитаны масса космического тральщика, масса его полезной нагрузки и радиус ПУЭ. Расчеты проводились для ряда ракет-носителей малой, средней и большой мощности [4], которые можно использовать для выведения космического тральщика на промежуточную или рабочую орбиты. Основные характеристики РН по грузоподъемности и страны-разработчики приведены в табл. 1.

Масса КТ  $M_{КТ}$  для первого варианта его выведения определялась из выражения

$$M_{КТ} = M_0 - M_{Т_{ЖРД}} - M_{РБ_{сух}}, \quad (1)$$

где  $M_0$  – грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км;  $M_{Т_{ЖРД}}$  – запас топлива ЖРД, расходуемого на переход с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км;  $M_{РБ_{сух}}$  – масса обтекателя и сухая масса РБ.

Во втором варианте для определения массы КТ на орбите 1200 км использовались справочные данные, приведенные в [4], при предположении, что в идеальном случае масса КТ равна грузоподъемности РН на высоте 1200 км.

Таблица 1 – Характеристики РН

Название РН	Страна-разработчик	Грузоподъемность на круговой орбите высотой 200 км, т	Грузоподъемность на высоте 1200 км, т
«Delta-4Н»	США	24,0	4,23
«Зенит-2»	Украина	13,0	4,20
«Ariane-42L»	Франция	7,3	3,40
«Циклон-3»	Украина	4,0	2,20
«Икар-2»	Россия	3,2	3,20
«Космос»	Россия	1,4	1,00

В третьем варианте при использовании ЭРДУ для перевода КТ на орбиту высотой 1200 км масса космического тральщика находилась из выражения

$$M_{КТ} = M_0 - M_{РТ_{ЭРД1}} - M_{РБ_{сх}}, \quad (2)$$

где  $M_{РТ_{ЭРД1}}$  – запас топлива ЭРД для перевода КТ с орбиты 200 км на орбиту высотой 1200 км;  $M_{РБ_{сх}}$  – сухая масса разгонного блока, включающая массу конструкции разгонной ЭРДУ и массу системы электропитания.

В четвертом и пятом вариантах с применением ЖРДМТ масса КТ рассчитывалась с использованием выражения

$$M_{КТ} = M_0 - M_{Т_{ЖРДМТ}}, \quad (3)$$

где  $M_{Т_{ЖРДМТ}}$  – запас топлива ЖРДМТ, расходимого на переход с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км.

Масса полезной нагрузки  $M_{ПН}$  определялась из уравнения баланса массы КТ [3]

$$M_{ПН} = M_{КТ} - M_{СПУ} - M_{Д} - M_{СА} - M_{ЭУ} - M_{СХПТ} - M_{К} - M_{Т}, \quad (4)$$

где  $M_{СПУ}$  – масса системы преобразования и управления;  $M_{Д}$  – масса двигателей;  $M_{СА}$  – масса служебной аппаратуры;  $M_{ЭУ}$  – масса энергоустановки;  $M_{СХПТ}$  – масса системы хранения и подачи топлива в ЖРДУ и/или ЭРДУ;  $M_{К}$  – масса конструкции тральщика;  $M_{Т}$  – суммарная масса топлива, которая складывается из массы топлива на перевод КТ на орбиту 1200 км и торможение до высоты 500 км.

Определение радиуса ПУЭ производилось, исходя из того, что масса полезной нагрузки КТ представляет собой сумму массы ПУЭ  $M_{ПУЭ}$  и массы связанных с ним элементов  $M_{ЭЛ}$ , т. е.

$$M_{ПН} = M_{ПУЭ} + M_{ЭЛ}. \quad (5)$$

Если предположить, что масса  $M_{ЭЛ}$  входит в состав массы  $M_{ПУЭ}$  ( $M_{ЭЛ} = 0$ ), то в случае задания ПУЭ в виде сферы радиусом  $R$

$$M_{ПН} = M_{ПУЭ} = 4\pi R^2 \delta, \quad (6)$$

$$\text{откуда} \quad R = \sqrt{M_{ПН} / 4\pi\delta}, \quad (7)$$

где  $\delta$  – плотность оболочки сферы [3].

На рис. 1, 2 приведены масса КТ и радиус ПУЭ для выбранного ряда РН при всех рассмотренных вариантах выведения космического тральщика на требуемую орбиту и спуска с высокой орбиты на низкую. Последовательность столбцов диаграммы для каждой РН соответствует номеру варианта.

Как видно из представленных диаграмм, значения этих параметров растут при увеличении грузоподъемности РН независимо от варианта выведения. При этом для варианта 2 (выведение КТ непосредственно на орбиту высотой 1200 км) диапазон их прироста с увеличением грузоподъемности почти в 25 раз относительно невелик и составляет 1...4 т для  $M_{КТ}$  и 16...39 м для  $R$ , что указывает на слабую зависимость массы КТ и радиуса ПУЭ от типа используемых РН. В случае использования РБ с ЖРД и ЖРДМТ наблюдается интенсивный рост радиуса ПУЭ от 19 до 86 м для варианта 1 и почти в таком же диапазоне (17...84 м) для варианта 5. Отсюда, в частности, следует, что применение ЖРД большой и малой тяги по эффективности почти не отличается. Интенсивность роста радиуса ПУЭ с увеличением грузоподъемности РН сохраняется и для варианта 4 (14...77 м).

Наибольший прирост радиуса ПУЭ наблюдается для варианта использования РБ с ЭРДУ и составляет от 20 до 94 м. Однако в данном случае время выведения КТ на требуемую орбиту значительно превосходит время выведения тральщика с использованием РБ с ЖРД. Расчеты показали, что самая мощная из рассмотренных РН «Delta-4Н» с помощью РБ с ЖРД переводится с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км за моторное время 600 с. Если же использовать ЭРДУ с СПД-140 тягой 0,25 Н и мощностью 0,5 кВт, то на это понадобится около полутора лет. Применительно к наименее мощной РН «Космос» эти времена составят немногим более 20 с и одного месяца соответственно.

### Заключение

Анализируя полученные результаты расчетов, можно сделать следующие выводы.

Массовая эффективность рассмотренного маневра очистки околоземного пространства от космического мусора при однократном спуске КТ с высокой орбиты на низкую в основном зависит от грузоподъемности РН. При использовании РН малой мощности она практически одинакова для всех вариантов выведения и спуска КТ на требуемые орбиты. С ростом грузоподъемности РН эффективность растет, и проявляются различия за счет других факторов. Наименее эффективным является прямое выведение космического

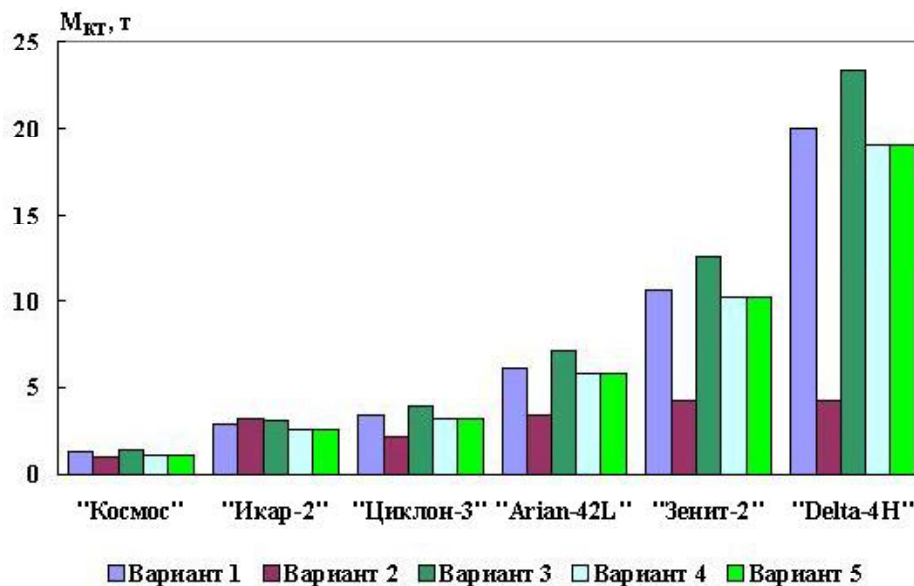


Рис. 1. Масса КТ для различных вариантов их выведения и спуска

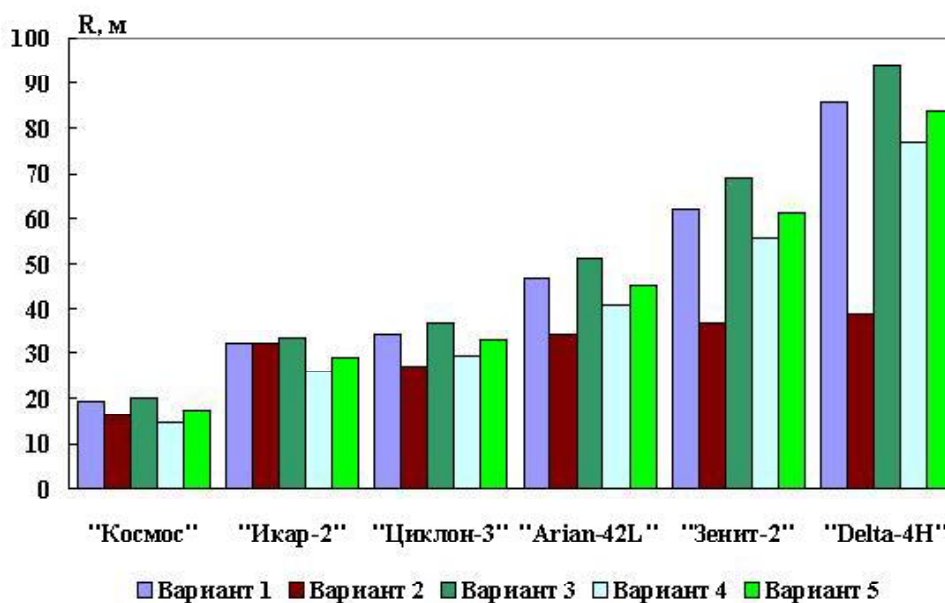


Рис. 2. Радиус ПУЭ для различных вариантов выведения и спуска КТ

тральщика на исходную орбиту посредством двигателя верхней ступени РН, наиболее эффективным — использование ЭРДУ как на этапе выведения, так и на этапе спуска. Однако с учетом времени выведения КТ на исходную орбиту, которое в случае применения ЭРДУ может оказаться неприемлемо высоким, наиболее целесообразным является вариант выведения КТ на высокую орбиту посредством разгонного блока с ЖРД и спуска на низкую с помощью ЭРДУ.

Предметом дальнейших исследований может быть рассмотрение других маневров очистки космического пространства.

### Список литературы

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. Кондратьев А.И. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с электродвигательной установкой /

А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – Х. : «ХАИ», 2009. – № 10 (67). – С. 82–84.

4. 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.

Поступила в редакцию 24.02.2011

**Дронь М.М., Хорольський П.Г., Дубовик Л.Г. Оцінка ефективності одного маневру очистки навколоземного простору**

*Розглянуто спосіб очистки навколоземного простору космічним тральщиком (КТ), який здійснює маневр одноразового переходу з високої орбіти на низьку. Наведено характеристики КТ для різних варіантів його виведення на потрібну орбіту й виконано їх порівняльну оцінку. За критерій оцінки прийнято масу КТ і радіус сферичного пасивного уловлюваного елемента, що входить до складу тральщика. Ці параметри визначено для низки ракет-носіїв різної потужності, які можуть бути використані при виведенні КТ на потрібну орбіту.*

**Ключові слова:** космічний тральщик, пасивний уловлюючий елемент, рухова установка виведення, гальмівна рушійна установка, ракета-носіїв.

**Dron N., Horolsky P., Dubovik L. Efficiency of one clearing maneuver of earth space**

*The way of clearing of earth space by a space trawler (ST), carrying out maneuver of disposable transition from the high orbit on the low is considered. Characteristics ST for various variants of its injection into a demanded orbit are presented and their comparative evaluation is performed. For criterion of an evaluation weight ST and radius of the spherical passive catching element, which enter into trawler are accepted. This parameters are calculated for a number of launch vehicles of different capacity which can be used at injection ST into a demanded orbit.*

**Keywords:** space trawler, passive catching element, injection propulsion system, brake propulsion system, launch vehicle.