

УДК 629.78

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

*Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Украина*

## СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ ТРАЛЬЩИКОВ ПРИ ТРЕХ ВАРИАНТАХ МАНЕВРА ИХ ВЫВЕДЕНИЯ

*Рассмотрены три варианта выведения космического тральщика (КТ): с помощью разгонного блока с ЖРДУ, двигателя верхней ступени ракеты-носителя и разгонной ЭРДУ. КТ оснащен тормозной ЭРДУ и специальной системой улавливания мелкого космического мусора в виде сферообразного пассивного улавливающего элемента (ПУЭ). На основании результатов расчетов для предложенных вариантов представлена сравнительная оценка характеристик КТ, основным критерием которых являются масса и радиус ПУЭ. Расчеты выполнены для ряда ракет-носителей, которые могут быть использованы при выведении космических тральщиков на требуемую орбиту.*

**Ключевые слова:** космический мусор, космический тральщик, пассивный улавливающий элемент, ракета-носитель, разгонный блок, разгонная и тормозная ЭРДУ.

### Введение

Одной из проблем использования околоземного космического пространства является его загрязненность объектами космического мусора (КМ), вызывающая угрозу столкновений КМ с действующими космическими аппаратами (КА) и падения возникающих осколков на Землю. Поэтому задача очистки низких околоземных орбит от КМ, с целью обеспечения безопасности космических полетов и снижения опасности для Земли, является весьма актуальной.

Для решения этой задачи несомненный интерес представляет идея создания космических тральщиков (КТ), оснащенных тормозной двигательной установкой (ДУ) и устройством для улавливания мелких частиц космического мусора в виде пассивного улавливающего элемента (ПУЭ) [1].

Принцип работы КТ состоит в следующем. С помощью ракеты-носителя (РН) в результате выполнения соответствующего маневра выведения космический тральщик выводится на наиболее засоренную космическим мусором орбиту высотой ~1200 км [2], разворачивается пассивный улавливающий элемент, включается тормозная ДУ, вследствие чего высота орбиты уменьшается, и по мере ее уменьшения ПУЭ захватывает КМ или снижает его скорость. После снижения скорости КМ переводится на более низкую орбиту, на которой заметно действие аэродинамического сопротивления, и сгорает в атмосфере Земли.

**Целью работы** является сравнительная оценка характеристик космического тральщика при трех вариантах маневра его выведения на рабочую орбиту.

### Результаты расчетов и их анализ

Для сравнительной оценки были рассмотрены следующие варианты маневра выведения космического тральщика:

– вариант 1 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение его на требуемую орбиту 1200 км посредством разгонного блока и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной электроракетной двигательной установки (ЭРДУ).

– 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 с помощью разгонной ЭРДУ и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной ЭРДУ.

Расчеты проводились по ранее разработанной методике [3] для ряда РН, которые можно использовать для выведения космического тральщика на промежуточную или рабочую орбиты. Основные их характеристики по грузоподъемности, масса на Земле и страны-разработчики приведены в табл. 1. Другие мощные РН, например, «Протон» не рассматривались из-за отсутствия данных по грузоподъемности на орбите высотой 1200 км.

В качестве полезной нагрузки (ПН) для определенности была выбрана система, состоящая из сферического ПУЭ с устройствами крепления, развертывания в космосе и удержания его при эксплуатации КТ в космосе. Рассматривался идеальный

случай, когда масса вышеупомянутых устройств равна нулю. Масса ПУЭ определялась из предположения, что масса единицы поверхности сферы составляет  $0,2 \text{ кг/м}^2$ .

Во всех случаях время работы тормозной ЭРДУ для перевода КТ с высокой орбиты на низкую задавалось равным полгода.

Таблица 1

## Характеристики РН

Название РН	Страна-разработчик	Масса на Земле, т	Грузоподъемность на орбите высотой 200 км, т	Грузоподъемность на орбите высотой 1200 км, т
«Delta-4Н»	США	230,00	24,00	4,23
«Зенит-2»	Украина	459,00	13,00	4,20
«Ariane-42L»	Франция	400,00	7,30	3,40
«Циклон-3»	Украина	190,00	4,00	2,20
«Космос»	Россия	199,00	1,40	1,00

Оценка массовых характеристик КТ проводилась в зависимости от маневра его выведения на рабочую орбиту.

В первом варианте масса КТ  $M_{КТ}$  определялась из выражения

$$M_{КТ} = M_0 - M_{Т_{ЖРД}} - M_{РБ_{сух}}$$

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 высотой 1200 км использовались справочные данные при предположении, что в идеальном случае масса КТ равна грузоподъемности РН на орбите высотой 1200 км.

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

$$M_{КТ} = M_0 - M_{РТ_{ЭРД}} - M_{Б_{СХПРТ}}$$

где  $M_0$  – грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км;  $M_{РТ_{ЭРД}}$  – запас рабочего тела разгонного ЭРД для перевода КТ с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км;  $M_{Б_{СХПРТ}}$  – масса баллонов системы хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ) разгонного ЭРД, расходуемого на перевод с орбиты высотой 200 км на орбиту высо-

той 1200 км, которые сбрасываются при завершении вывода на рабочую орбиту

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

На рис. 1 приведена масса космических тральщиков для трех вариантов их выведения, а на рис. 2 показаны радиусы их ПУЭ.

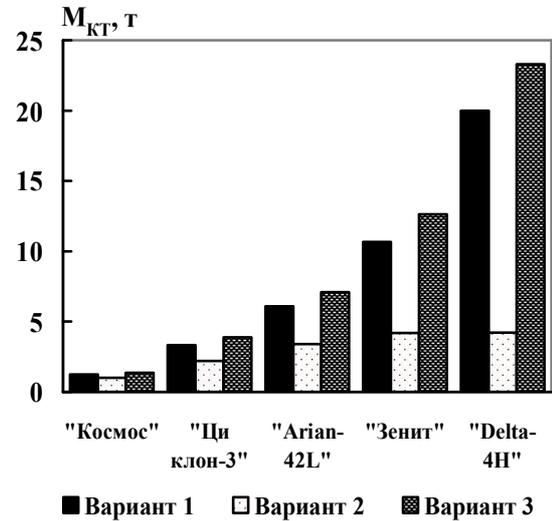


Рис. 1. Масса космического тральщика

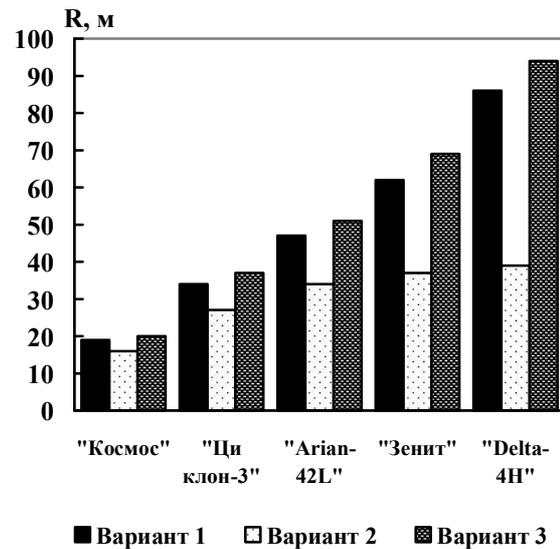


Рис. 2. Радиус ПУЭ

Как видно из приведенных диаграмм, для всех РН наиболее предпочтительными вариантами маневра выведения КТ являются вариант 1 и вариант 3, при этом в варианте использования ЭРДУ одной и той же РН на орбиту можно вывести КТ массой в 1,1 – 1,2 раза большей, чем в варианте 1. Это позволит обеспечить и больший радиус ПУЭ. Однако при выводе о преимуществе третьего варианта необходимо учитывать высокие значения времени выведения КТ на требуемую орбиту из-за низкой тяги разгонной ЭРДУ.

Что касается второго варианта, то следует отметить слабую зависимость массы КТ (а, следовательно, и радиуса ПУЭ) от типа используемых РН.

### Заключение

Таким образом, анализируя полученные результаты, можно сделать следующий вывод. Для выведения космического тральщика на требуемую орбиту более рационально использовать вариант маневра ракеты-носителя с помощью разгонного блока. Окончательные выводы можно сделать при учете стоимостных характеристик создаваемых космическим тральщиком.

### Литература

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 электроракетной двигательной установкой / А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 10 (67). – С. 82-84.

Поступила в редакцию 30.05.2010

**Рецензент:** д-р техн. наук, зав. кафедрой А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск.

### ПОРІВНЯЛЬНА ОЦІНКА ХАРАКТЕРИСТИК КОСМІЧНИХ ТРАЛЬЩИКІВ ПРІ ТРЬОХ ВАРІАНТАХ МАНЕВРАХ ЇХ ВИВЕДЕННЯ

*М.М. Дронь, О.І. Кондратьєв, П.Г. Хорольський, Л.Г. Дубовик*

Розглянуто три варіанти виведення космічного тральщика (КТ): за допомогою розгінного блока з РРРУ, двигуна верхнього ступеня ракети-носія й розгінної ЕРРУ. КТ оснащений гальмівною ЕРРУ і спеціальною системою уловлювання дрібного космічного сміття у вигляді сфероподібного уловлюваного елемента (ПУЕ). За результатами розрахунків для запропонованих варіантів наведена порівняльна оцінка характеристик КТ, основним критерієм яких є маса й радіус ПУЕ. Розрахунки проведено для низки ракет-носіїв, які можуть бути використані при виведенні космічних тральщиків на потрібну орбіту.

**Ключові слова:** космічне сміття, космічний тральщик, пасивний уловлювальний елемент, ракета-носіє, розгінний блок, розгінна й гальмівна ЕРРУ.

### COMPARATIVE CHARACTERISTICS OF SPACE TRAWLERS AT THREE VARIANTS MANEUVER OF THEIR INJECT

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

Three variants of inject space trawler (ST): by means of accelerator bloc with LPS, engine of the launch vehicle top step and accelerator EPS are considered. ST is equipped with brake EPS and special system of catching small space debris in sphere form passive catching element (PCE). On the results of calculations for the offered variants the comparative characteristics ST which main criterion are weight and PCE radius are presented. Calculations are executed for a number of launch vehicles which can be used at inject of space trawlers into a demanded orbit.

**Key words:** space debris, a space trawler, a passive catching element, a launch vehicle, accelerator block, accelerator and brake electric propulsion system.

**Дронь Николай Михайлович** – д-р техн. наук, профессор, проректор по научной работе Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

**Кондратьев Александр Иванович** – канд. техн. наук, старший научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

**Хорольский Петр Георгиевич** – канд. техн. наук, с.н.с., ведущий научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

**Дубовик Людмила Григорьевна** – старший научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.