

УДК 629.78

Н. М. ДРОНЬ<sup>1</sup>, П. Г. ХОРОЛЬСКИЙ<sup>2</sup>, Л. Г. ДУБОВИК<sup>1</sup><sup>1</sup> Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Украина<sup>2</sup> Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Украина

## ОЦЕНКА ЭНЕРГОМАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АКТИВНЫХ СИСТЕМ УВОДА КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

Рассмотрены три варианта активной системы увода космических объектов (КО), в состав которой входит электроракетная двигательная установка: одноступенчатый космический аппарат (КА) с системой захвата КО, двухступенчатый КА с использованием в качестве второй ступени маневрирующего микроспутника с дополнительно установленным манипулятором, предназначенным для размещения КО на его борту, и тральщик мелкого космического мусора. В последнем случае предлагаемое решение системы увода КО обеспечит совмещение пассивного и активного методов сбора частиц мелкого космического мусора с активным уводом крупных КО в плотные слои атмосферы, где произойдет их сгорание. С применением разработанных методик рассчитаны энергомассовые характеристики активной системы и дана их оценка в зависимости от высоты орбиты расположения и массы КО, подлежащих уводу. Выданы рекомендации относительно типов ракет-носителей для выведения систем увода на заданную орбиту и типов используемых в их составе электрических ракетных двигателей.

**Ключевые слова:** система увода космических объектов, низкая околоземная орбита, космический аппарат, космический тральщик, энергомассовые характеристики, ракета-носитель, электроракетная двигательная установка.

### Введение

Активное использование космоса в результате интенсивного развития программ дистанционного зондирования Земли, систем спутниковой связи, роста числа запусков миниатюрных космических аппаратов обусловило актуальность проблемы космического мусора (КМ), скапливающегося на низких околоземных орбитах (НОО) [1].

Одним из способов ее решения является обеспечение увода в плотные слои атмосферы или на орбиты захоронения КА, отработавших свой ресурс либо вышедших из строя, а также ступеней ракет-носителей (РН), образующих большое количество объектов техногенного происхождения и имеющих тенденцию постоянного увеличения [2]. Для этого используются как пассивные (без применения ракетных двигателей), так и активные (с применением ракетных двигателей) средства увода космических аппаратов и космических объектов [3].

Пассивные системы увода располагают на действующих КА для обеспечения самостоятельного их схода с орбиты функционирования. Активные (специализированные КА) предназначены как для увода действующих КА, так и для очистки околоземного пространства от уже существующего КМ.

Специализированный космический аппарат, после выведения его ракетой-носителем на промежуточную орбиту, собственными средствами осуществляет необходимый маневр по переходу на орбиту космического объекта, который подлежит уводу. После этого КА выполняет сближение, захват и увод одного или больше крупных космических объектов, соизмеримых с ним по габаритным и инерционно-массовым характеристикам.

В зависимости от требуемой продолжительности увода могут применяться различные типы двигателей. Для быстрого увода КО могут использоваться жидкостные или твердотопливные ракетные двигатели [4-5], но для этого потребуется большое количество рабочего вещества. Применение на КА электроракетных двигателей (ЭРД) даст возможность минимизировать энергетические затраты на выполнение необходимых маневров, однако время увода может длиться десятки лет [6].

Целью данной статьи является оценка энерго-массовых характеристик активных систем увода с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ).

### Решение поставленной задачи

Для решения поставленной задачи могут быть рассмотрены три варианта активной системы увода КО, в состав которой входит ЭРДУ:

- одноступенчатый КА с применением системы захвата на его борту (рис. 1);

- двухступенчатый КА с использованием в качестве второй ступени маневрирующего микроспутника, на котором дополнительно установлен манипулятор, предназначенный для размещения космического объекта (рис. 2);

- космический тральщик (КТ) мелкого космического мусора (рис. 3).

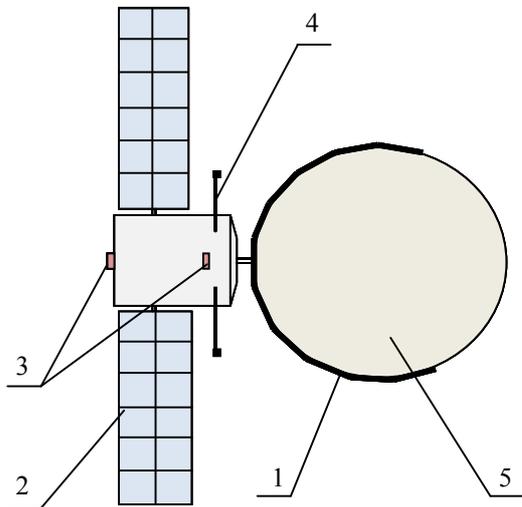


Рис. 1. Активная система увода КО на базе одноступенчатого КА:

1 – система захвата; 2 – солнечные батареи; 3 – ЭРД; 4 – система слежения; 5 – КО

В первом варианте КА приближается к космическому объекту сзади по отношению направления его движения, при этом с торца аппарата выдвигается гибкая дуга, например, с клеевым составом на конце, которая упирается в КО и после надежной фиксации начинается маневр увода.

Во втором варианте для увода космических объектов используется двухступенчатый КА, осуществляющий непосредственное сближение, захват и доставку одного или нескольких КО на КА-носитель. В этом случае отпадает необходимость включения маршевой двигательной установки для выполнения указанных действий и при выведении данного КА на низкую переходную орбиту.

Предлагаемый в качестве второй ступени маневрирующий микроспутник с манипулятором имеет суммарную массу около 280 кг (130 кг – микроспутник и 150 кг – манипулятор).

Количество снимаемых КО определяется начальной массой КА и ее соответствием энергетическим возможностям современных ракет-носителей.

Для выведения КА целесообразно применять ракету-носитель «Днепр», которая является хорошо зарекомендовавшей отечественной конверсионной РН, что удешевляет ее фрахт. В случае же необхо-

димости снятия значительного количества КО возможно применение РН «Зенит», имеющей существенный запас грузоподъемности.

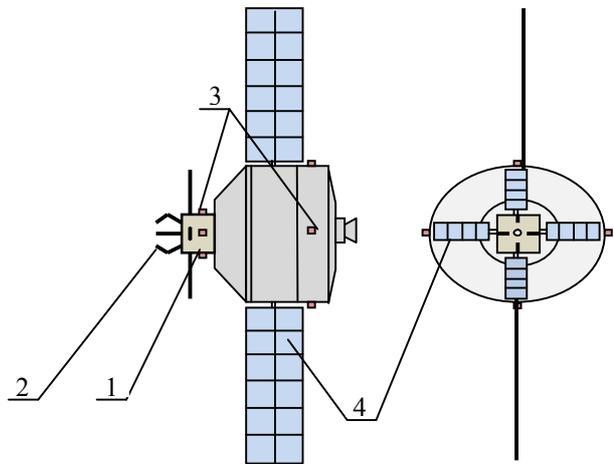


Рис. 2. Активная система увода КО на базе двухступенчатого КА:

1 – маневрирующий микроспутник; 2 – система захвата (манипулятор); 3 – ЭРД; 4 – солнечные батареи

При использовании в качестве системы увода тральщика мелкого космического мусора [7-8] последний специальным маневром должен захватить нефункционирующий КА или крупный КО и столкнуть его с орбиты таким образом, что впоследствии он сгорит, войдя в плотные шары атмосферы. При этом входящее в его состав бортовое мусорособирающее устройство (БМУ), улавливающее мелкие частицы космического мусора, кроме своего основного назначения будет использовано в качестве космического тормоза.

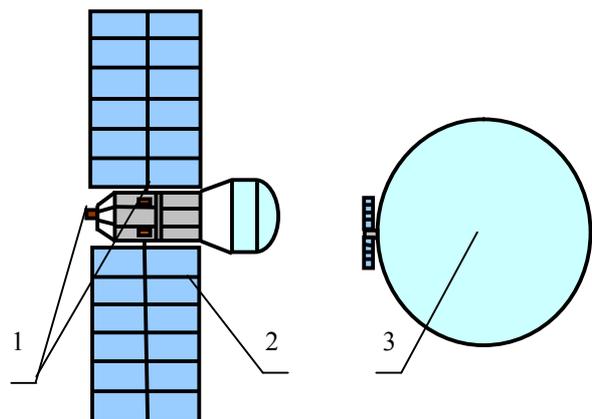


Рис. 3. Космический тральщик мелкого космического мусора:

1 – ЭРД; 2 – солнечные батареи; 3 – БМУ

Предусматривается, что каждая активная система увода формирует орбитальный переход с орбит нахождения КО или функционирования КА на безопасные орбиты. При этом рассматриваются круговые компланарные орбиты.

### Результаты расчетов и их анализ

Для оценки энергомассовых характеристик систем увода были рассмотрены стационарные плазменные двигатели и импульсный плазменный двигатель АИПД-50, параметры которых приведены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристики ЭРД для активной системы увода

Двигатель	Тяга, мН	Удельный импульс $\times 10^3, c$	Мощность, кВт	Масса, кг
АИПД-50	3	1,70	0,10	8,00
СПД-25	7	1,00	0,10	0,30
СПД-35	10	1,20	0,20	0,40
СПД-50	20	1,25	0,35	1,40
СПД-60	30	1,30	0,50	1,20
СПД-70	40	1,30	0,65	1,50
СПД-100	83	1,60	1,35	3,50
СПД-2300	98	3,00	2,30	3,50
СПД-140	300	2,00	5,00	7,50
СПД-200	500	2,50	15,00	15,00
СПД-290	1500	3,30	23,00	23,00

С применением разработанной методики [9] был рассчитан запас характеристической скорости (ЗХС) системы увода (рис. 4), определяющий запас рабочего тела используемого двигателя, необходимый для осуществления заданного орбитального перехода, и дана оценка ожидаемой массы системы увода.

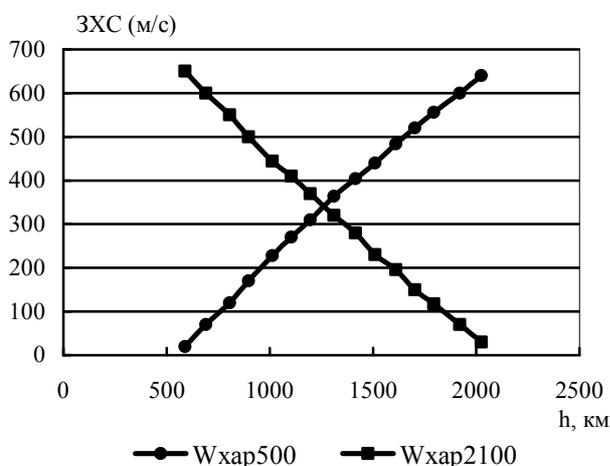


Рис. 4. Необходимый запас характеристической скорости для увода КО с НОО

Запас характеристической скорости рассчитывался для двух маневров: подъем до высоты 2100 км ( $W_{хар2100}$ ) и спуск до высоты 500 км ( $W_{хар500}$ ).

Результаты расчетов показали, что оптимальный маневр увода зависит от высоты полета. Космические объекты на высотах до  $h_{W_{max}} = 1264$  км следует спускать, а те, которые выше ее – поднимать. При этом, как видно из рисунка, максимальная оценка необходимого запаса характеристической скорости для увода КО с НОО составляет 337 м/с.

Также были построены зависимости массы  $m$  системы увода, выраженной в процентах относительно массы уводимых КО, (рис. 5, 6) и числа  $n$  необходимых ЭРД (рис. 7, 8) от типа выбранных двигателей.

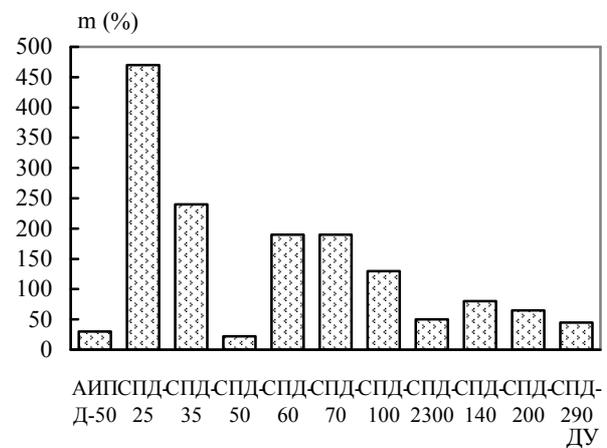


Рис. 5. Зависимость относительной массы системы увода КО максимальной массы от типа ДУ

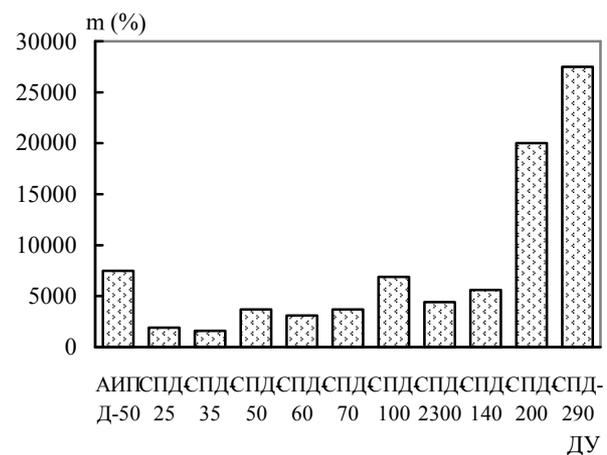


Рис. 6. Зависимость относительной массы системы увода КО минимальной массы от типа ДУ

Из рис. 5 следует, что для увода КО с НОО максимальной массы 18 т оптимальным является использование двигателей АИПД-50, однако при этом требуется неприемлемо большое их количество. Поэтому из совместного анализа рис. 5, 7 приходим к

выводу, что в этом случае целесообразным является применение СПД-290. Тогда масса системы составит от 25 до 45 % от массы КО (4,5...8,1 т). Для КО минимальной массы 0,85 кг оптимальным является использование СПД-35. Масса системы увода при этом будет в пределах 267-1340 % (2,3...11,6 кг).

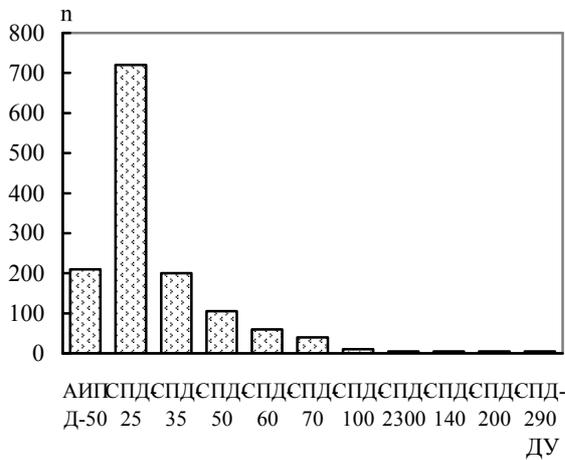


Рис. 7. Зависимость числа ЭРД системы увода КО максимальной массы от типа ДУ

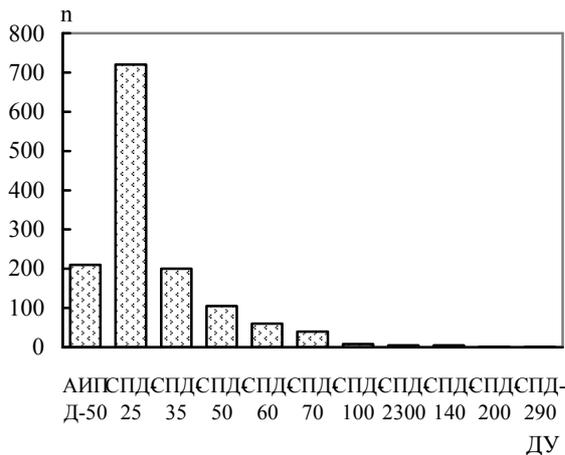


Рис. 8. Зависимость числа ЭРД системы увода КО минимальной массы от типа ДУ

На рис. 9-11 представлены результаты расчетов массы бортового мусорособирающего устройства  $M_{БМУ}$ , запаса топлива ЭРДУ  $M_T$ , необходимого для спуска космического тральщика мелкого космического мусора на орбиту 500 км, и времени работы ЭРДУ  $T$  в зависимости от высоты орбиты расположения  $H_0$  и массы  $M_{КО}$  удаляемых космических объектов при использовании КТ как в качестве сборщика мелкого космического мусора, так и активной системы увода крупных КО. Расчеты выполнены согласно методике, приведенной в [10].

Рассматривались орбиты высотой 650, 950 и 1200 км, где в основном сосредоточены крупные космические объекты украинской принадлежности

[11], масса уводимых КО варьировалась в пределах от 0 до 2000 кг. При этом нулевая масса КО соответствовала применению тральщика исключительно для сбора мелкого КМ.

Предусматривалось, что запуск КТ на указанные орбиты будет осуществляться отечественной РН легкого класса «Днепр-1» посредством довыведения с промежуточной орбиты высотой 200 км разгонным блоком с жидкостной ракетной двигательной установкой большой тяги. В качестве двигателя ЭРДУ был выбран стационарный плазменный двигатель СПД-100 [12].

Согласно [10] масса тральщика и масса мусорособирающего устройства, которые могут быть доставлены указанным способом на рассматриваемые орбиты для совершения операции сбора мелкого КМ, составляет 3540, 3350, 3380 и 2705, 2483, 2320 кг соответственно, а необходимый запас рабочего тела ЭРДУ, необходимый для спуска КТ на низкую орбиту – 18, 50 и 72 кг.

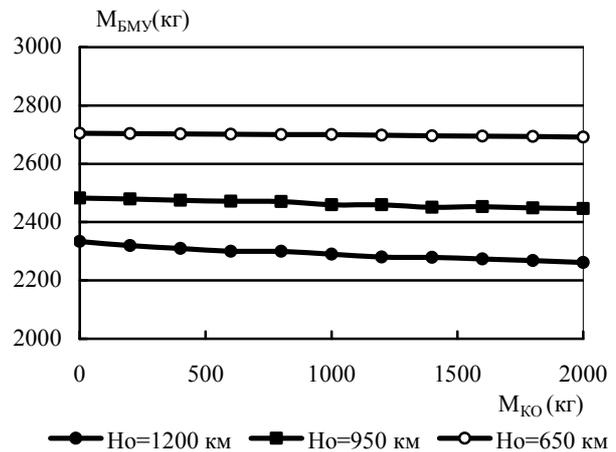


Рис. 9. Масса БМУ в зависимости от массы уводимого КО

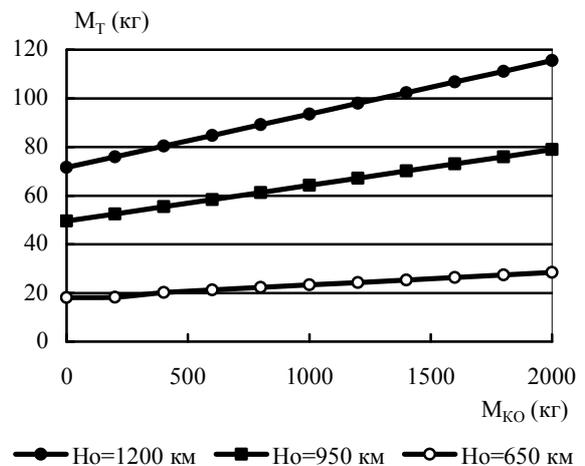


Рис. 10. Запас топлива ЭРДУ в зависимости от массы уводимого КО

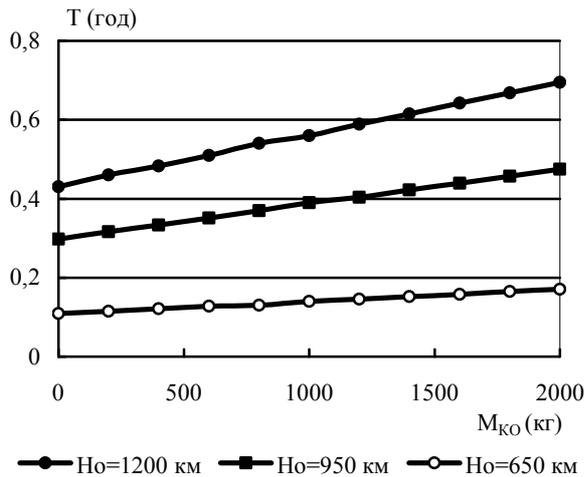


Рис. 11. Время работы ЭРДУ в зависимости от массы удаляемого КО

Приведенные графики указывают на слабую зависимость массы мусорособирающего устройства  $M_{\text{БМУ}}$  от массы удаляемого космического объекта  $M_{\text{КО}}$ , что практически не сказывается на эффективности сбора мелкого космического мусора. При этом расход рабочего тела ЭРДУ и время ее работы увеличиваются приблизительно в 1,6 раза.

### Заключение

Таким образом, по результатам проведенных исследований можно сделать вывод о возможной реализации предложенных схем активной системы увода космических объектов с низких околоземных орбит, а полученные оценки энергомассовых характеристик могут быть использованы для прогнозирования тактико-технических характеристик систем, обеспечивающих эффективное решение поставленной задачи.

### Литература

1. Микиша, А. Н. Загрязнение космоса [Текст] / А. Н. Микиша, Л. В. Рыхлова, М. А. Смирнов // Вестник РАН. – 2001. – Т. 71, № 1. – С. 26-31.
2. *Orbital Debris Quarterly News* [Text] / NASA. – July, 2013. – Vol. 17, Issue 3. – 10 p.
3. Палий, А. С. Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (Состояние проблемы) [Текст] / А. С. Палий // Сб. докл. науч.

конф. «Информационные технологии в управлении сложными системами». – Д. : Свидлер А. Л., 2011. – С. 94-102.

4. Жидкостные ракетные двигатели, двигательные установки, бортовые источники мощности, разработанные КБ двигательных установок ГП «КБ «Южное» [Текст] / под науч. ред. С. Н. Конюхова, В. Н. Шнякина. – Днепропетровск : ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля», 2008. – 466 с.

5. Межорбитальные транспортные буксиры США и Италии на твердом топливе (Обзор 1975–1990 г.) [Текст] // Экспресс-информация. ГОНТИ-3. – М. : ВИНТИ, 1991. – Сер. 4. – 45 с.

6. Alby, F. SPORT-1 END of life disposal maneuvers [Text] / F. Alby // *Advances of Space Research*. – 2004. – Vol. 35. – P. 1335-1342.

7. Дронь, Н. М. К одному способу увода космических объектов с низких околоземных орбит [Текст] / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2014. – № 7 (114). – С. 17-20.

8. Дронь, Н. М. Космический аппарат для одновременного удаления мелкого и крупного космического мусора [Текст] / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // *Матеріали ІХ наукових читань «Дніпровська орбіта-2014», 5-7 листопада 2014.* – Дніпропетровськ, 2014. – С. 221-225.

9. *Основи створення активних систем відводу космічних об'єктів із застосуванням електроракетних двигунів* [Текст] : звіт про НДР (заключний) / Дніпропетровський національний університет ім. Олеся Гончара ; наук. кер. Дронь М.М. ; викон. Хорольський П.Г. [та ін.]. – Дніпропетровськ, 2014. – 146 с. – Інв. ДР 0113U003040.

10. Массовые характеристики космических мусорособирающих аппаратов, выводимых известными ракетами-носителями с использованием электроракетной двигательной установки [Текст] / Н. М. Дронь, Л. Г. Дубовик, А. И. Кондратьев, П. Г. Хорольский // *Механіка та машинобудування*. – 2010. – № 1. – С. 8-12.

11. Конвенція про Міжнародну відповідальність за шкоду, завдану космічними об'єктами [Текст] // *Космічне право України: зб. Національних і правових актів*. – К. : Атіка, 2007. – 464 с.

12. К выбору двигателя для маневрирования космического мусоросборщика на этапе очистки околоземного пространства [Текст] / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, А. В. Хитько, Л. Г. Дубовик // *Механіка та машинобудування*. – 2012. – № 2. – С. 3-7.

Поступила в редакцию 30.05.2015, рассмотрена на редколлегии 17.06.2015

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

## ОЦІНКА ЕНЕРГОМАСОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК АКТИВНИХ СИСТЕМ ВІДВОДУ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ З НИЗЬКИХ НАВКОЛОЗЕМНИХ ОРБИТ

*М. М. Дронь, П. Г. Хорольський, Л. Г. Дубовик*

Розглянуто три варіанти активної системи відводу космічних об'єктів (КО), до складу якої входить електроракетна двигунна установка: одноступеневий космічний апарат (КА) з системою захвата (КО), двоступеневий КА з використанням в якості другого ступеня маневруючого мікросупутника з додатково встановленим маніпулятором, призначеним для розміщення КО на його борту, і тральщик дрібного космічного сміття. В останньому випадку запропоноване рішення системи відводу КО забезпечить суміщення пасивного й активного методів збору частинок дрібного космічного сміття з активним уведенням великих КО до щільних шарів атмосфери, де відбудеться їх згоряння. З використанням розроблених методик визначено енергомасові характеристики активної системи й надано їх оцінку залежно від висоти орбіти розташування й маси КО, що призначені для відводу. Видано рекомендації відносно типів ракет-носіїв для виведення систем відводу на задану орбіту й типів електричних ракетних двигунів, які можуть бути використані в їх складі.

**Ключові слова:** система відводу космічних об'єктів, низька навколоземна орбіта, космічний апарат, космічний тральщик, енергомасові характеристики, ракета-носіє, електроракетна двигунна установка.

## EVALUATING POWER MASS CHARACTERISTICS OF ACTIVE SYSTEMS FOR SPACE OBJECTS DE-ORBIT FROM LOW EARTH ORBITS

*N. M. Dron', P. G. Horolsky, L. G. Dubovik*

Three versions of active system for space objects (SO) de-orbit in which structure the electric propulsion system enters are considered: a single-stage space craft (SC) with acquisition system, two-stage SC with use as the second stage the maneuvering microsatellite with in addition established manipulator intended for accommodation SO on its board, and a mine-sweeper of small space debris. In the latter case the offered solution of system for SO de-orbit will supply overlapping of a passive and active methods of the gathering the particles of small space debris with active large SO de-orbit to the dense atmosphere where there will be their combustion. With application of the developed techniques power mass characteristics of active system are calculated and their evaluating depending on an arrangement and mass orbital altitude SO, subject to de-orbit is given. Recommendations concerning types of launch vehicles for the injection of systems for de-orbit on a scheduled orbit and types of electric thrusters used in their structure are given.

**Keywords:** system for space objects de-orbit, a low earth orbit, a space craft, a space trawler, power mass characteristics, the launch vehicle, electric propulsion system.

**Дронь Николай Михайлович** – д-р техн. наук, проф., проф. каф. проектирования и конструкций летательных аппаратов, Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: nord@mail.dsu.dp.ua.

**Хорольский Петр Георгиевич** – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., вед. науч. сотр., Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск, Украина, e-mail: horol09@mail.ru.

**Дубовик Людмила Григорьевна** – ст. науч. сотр. НИИ энергетики, Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: dubovik\_l.g@mail.ru.