

УДК 629.78

Н.М. ДРОНЬ¹, П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ², Л.Г. ДУБОВИК¹¹*Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Украина*²*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Украина*

ОЦЕНКА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ И МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ УВОДА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА БАЗЕ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассмотрена интегрированная в состав космического аппарата (КА) система его увода с низких околоземных и геостационарной орбит на безопасные в случае аварии или после окончания срока активного существования КА, работа которой основана на применении электроракетных двигателей (ЭРД). С использованием разработанных методик рассчитаны энергетические и массовые характеристики системы и дана их оценка в зависимости от высоты орбиты расположения уводимого КА. Выданы рекомендации относительно типов используемых электрических ракетных двигателей и необходимого их количества.

Ключевые слова: *система увода, низкая околоземная орбита, геостационарная орбита, космический аппарат, энергетические и массовые характеристики, электроракетная двигательная установка.*

Введение

Очистка околоземных орбит от объектов техногенного происхождения, так называемого космического мусора (КМ), в последнее время становится все более актуальной задачей. Все больше стран и в большем количестве запускают в космос свои космические аппараты от больших до микро- и нано-спутников, которые, выходя из строя с завидной регулярностью, становятся космическим мусором.

По прогнозам специалистов, если загрязнение космическим мусором околоземного пространства будет продолжаться нынешними темпами, и не будут приниматься радикальные меры борьбы с КМ, то к 2055 году окажется весьма рискованным запускать какие бы то ни было КА, не говоря уже о пилотируемых космических кораблях и долговременных орбитальных станциях [1]. Это заставляет задуматься многих ученых и исследователей о нейтрализации вышедших из строя КА и прочего КМ.

Одним из способов решения возникшей проблемы является включение в состав запускаемых КА систем, осуществляющих увод их с орбиты по окончании срока активного существования путем торможения и входа в плотные слои атмосферы либо путем разгона и перевода на высокие орбиты захоронения. Для этого используются как пассивные (без применения ракетных двигателей), так и активные (с применением ракетных двигателей) средства увода [2].

Следует, однако, заметить, что увод с орбиты КА по окончании срока их активного существования на данный момент не выполняется. Все разработки находятся на проектной стадии. При этом, для активных систем увода как перспективные рассматриваются электроракетные двигатели с большим ресурсом работы, высоким удельным импульсом и малым расходом рабочего тела, а, следовательно, высокой экономичностью [3].

Целью данной статьи является оценка энергетических и массовых характеристик входящих в состав КА активных систем увода на базе ЭРД.

Решение поставленной задачи

Для решения поставленной задачи рассматривается система увода, интегрированная в КА, в состав которой входят все необходимые системы, агрегаты и узлы из состава космического аппарата, кроме двигательной установки. Предполагается, что такая интеграция не требует дополнительного оборудования или его масса настолько мала, что может не учитываться.

В качестве искомым характеристик приняты запас характеристической скорости (ЗХС), однозначно определяющий запас рабочего двигателя, и прирост массы КА за счет оснащения ее системой увода. Предполагается, что система формирует и совершает оптимальный орбитальный перелет с орбиты функционирования КА на безопасную круговую орбиту в течение заданного времени. При этом отсутствуют какие-либо дополнительные условия, которым

должна отвечать траектория движения КА, что потребует дополнительных затрат энергии.

Для КА, функционирующих на низких околоземных орбитах (НОО), безопасными считаются орбиты спуска в плотные слои атмосферы и орбиты захоронения на высотах полета выше 2000 км. При уводе КА в плотные слои атмосферы таковой считается орбита высотой 500 км. Выбор высоты связан с малым сроком существования КА на этой орбите и тем, что это практически нижняя граница возможности использования ЭРД, где совпадают перегрузки за счет тяги и атмосферного торможения.

Для КА, которые находятся на геостационарной орбите (ГСО), безопасными считаются орбиты, которые превышают ее по высоте полета на 200 км.

При использовании ЭРД необходимый запас характеристической скорости W космического аппарата с интегрированной системой увода его на безопасную орбиту может быть определен известной аналитической зависимостью:

$$W = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \left(1 - \frac{1}{\sqrt{\tilde{r}}} \right), \quad (1)$$

где μ – гравитационная постоянная Земли, равная $3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$;

$\tilde{r} = r_k / r_0$ – отношение радиусов безопасной

r_k и исходной r_0 орбит.

Других затрат энергии на маневр увода в данном случае не требуется.

Для оценки ожидаемой массы системы увода может быть использована ранее разработанная методика, использованная в [4].

Число ЭРД, необходимое для осуществления маневра увода, можно определить, исходя из заданного времени t на его выполнение

$$n_{\text{ЭРД}} = \left[\frac{J}{n_0 g_0} (1 - \exp(-W/J)) + 1 \right] \quad (2)$$

либо ресурса двигателя $t_{\text{рес}}$, принимая, что

$$n_{\text{ЭРД}} = \left[\frac{t}{t_{\text{рес}}} + 1 \right] \cong \frac{t}{t_{\text{рес}}}, \text{ т.е.}$$

$$n_{\text{ЭРД}} = \left[\frac{J}{t_{\text{рес}} n_0 g_0} (1 - \exp(-W/J)) + 1 \right], \quad (3)$$

где n – число ЭРД;

J – удельный импульс двигателя;

n_0 – начальная энерговооруженность;

g_0 – ускорение свободного падения.

Результаты расчетов и их анализ

Для оценки энергетических и массовых характеристик систем увода были рассмотрены стационарные плазменные двигатели (СПД-25, СПД-35, СПД-50, СПД-60, СПД-70, СПД-100, СПД-2300, СПД-140, СПД-200, СПД-290) и импульсный плазменный двигатель АИПД-50, соотношения тяги P , удельного импульса J массы m которых приведены на рис. 1-3.

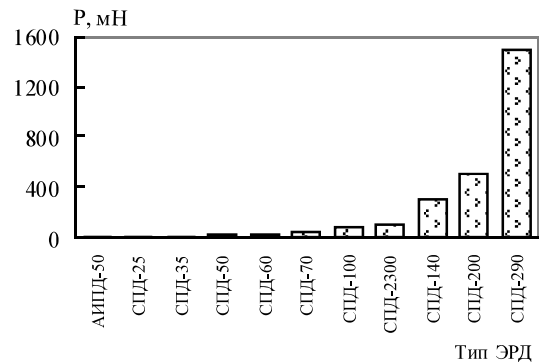


Рис. 1. Зависимость тяги ДУ от типа ЭРД

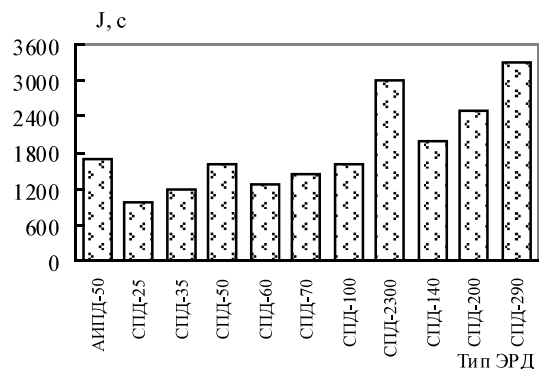


Рис. 2. Зависимость удельного импульса ДУ от типа ЭРД

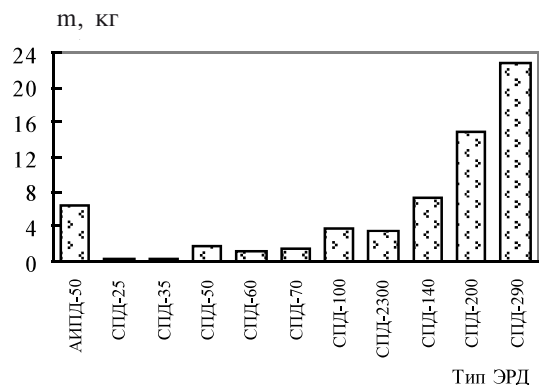


Рис. 3. Зависимость массы ДУ от типа ЭРД

Полученные результаты расчетов характеристической скорости показали, что максимум необходимого ЗХС для увода КА с НОО составляет 337 м/с, а с ГСО – 23 м/с. При этом, как было сказано в [4], оптимальный маневр увода КА с НОО зависит от высоты полета. Космические объекты на высотах до 1264 км следует спускать, а те, которые выше ее – поднимать.

В зависимости от типа выбранных двигателей были построены диаграммы массы интегрированной в КА системы увода, выраженной в процентах относительно массы уводимого КА (рис. 4-7), и необходимого для осуществления операции увода числа ЭРД без учета ограничений на ресурс работы (рис. 8-11).

Учитывая мировые тенденции запускаемых КА, в проведенных расчетах принимались следующие диапазоны масс КА:

- на НОО – 0,85...18000 кг;
- на ГСО – 117...8000 кг.

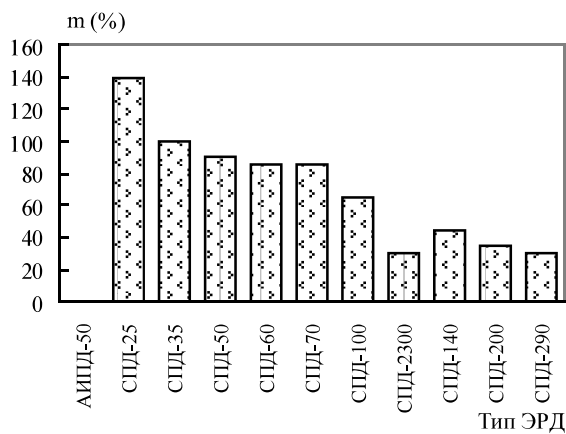


Рис. 4. Зависимость относительной массы системы от типа ЭРД для увода КА максимальной массы с НОО

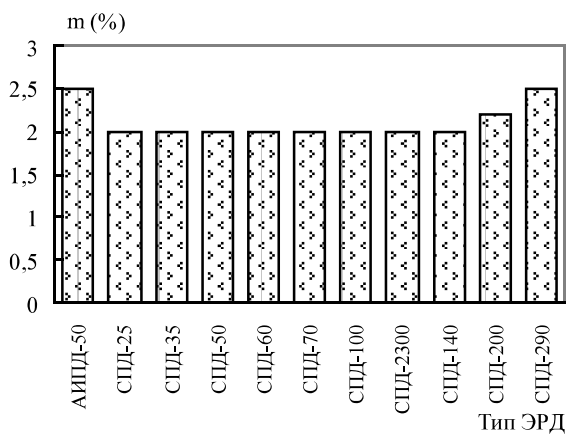


Рис. 5. Зависимость относительной массы системы от типа ЭРД для увода КА максимальной массы с ГСО

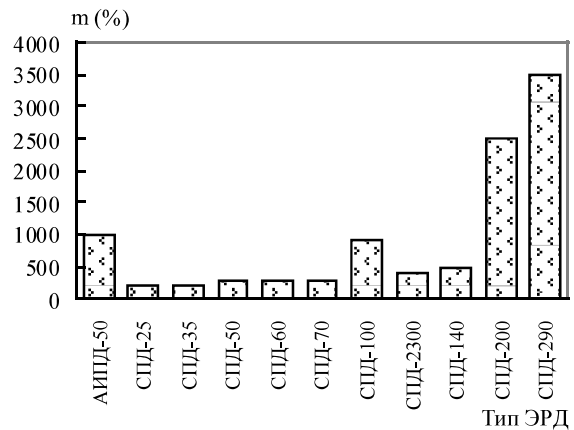


Рис. 6. Зависимость относительной массы системы от типа ЭРД для увода КА минимальной массы с НОО

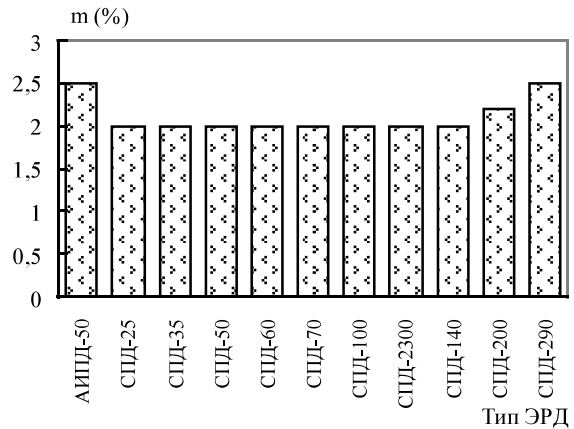


Рис. 7. Зависимость относительной массы системы от типа ЭРД для увода КА минимальной массы с ГСО

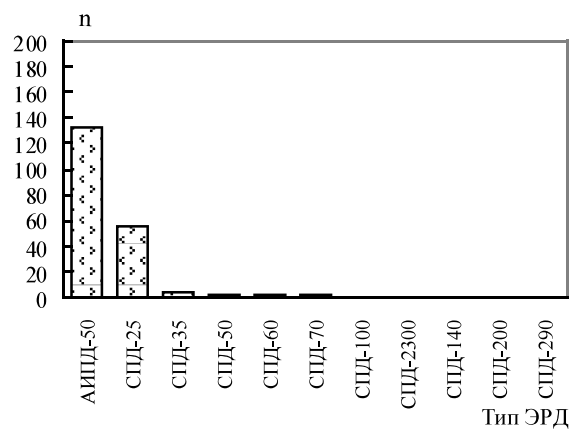


Рис. 8. Зависимость числа ЭРД от их типа для увода КА максимальной массы с НОО

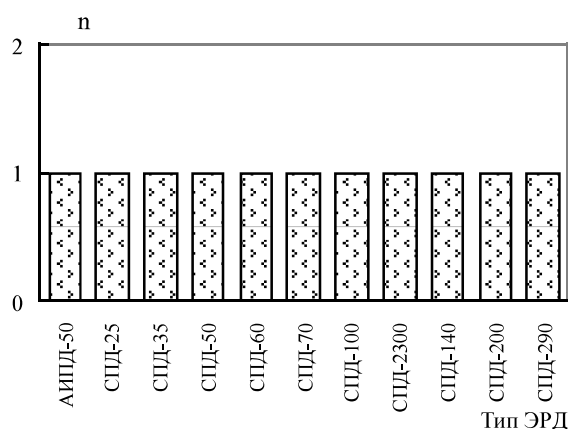


Рис. 9. Зависимость числа ЭРД от их типа для увода КА максимальной массы с ГСО

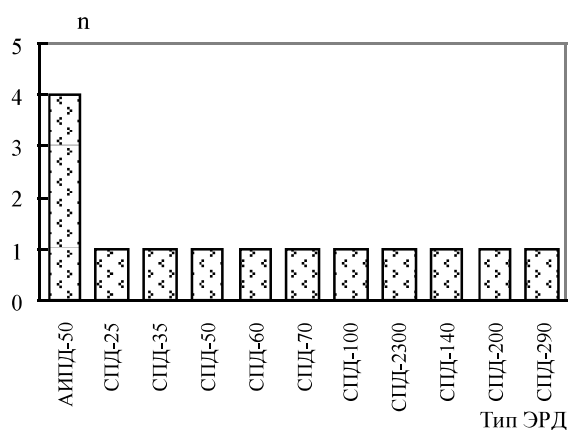


Рис. 10. Зависимость числа ЭРД от их типа для увода КА минимальной массы с НОО

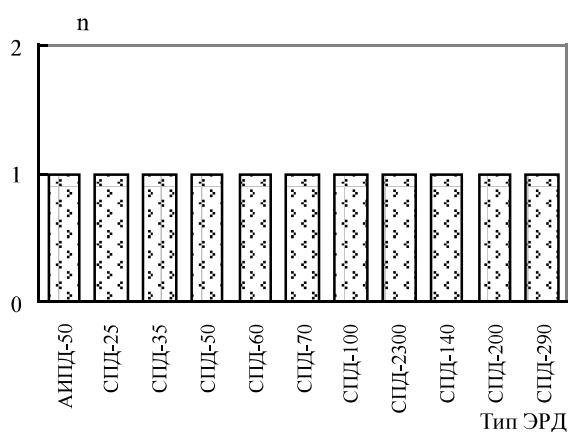


Рис. 11. Зависимость числа ЭРД от их типа для увода КА минимальной массы с ГСО

Анализ зависимостей рис. 4, 6 показывает, что для увода КА с НОО максимальной массы

18 т оптимальным по массе является применение двигателя АИПД-50, а минимальной массы 0,85 кг – СПД-35. Использование СПД-35 также отвечает условию оптимальности и по числу двигателей (рис. 10), в то время как применение АИПД-50 для увода КА максимальной массы нецелесообразно (рис. 8). Очевидно, что в этом случае наиболее рациональным является использование двигателя СПД-290. При этом масса системы увода составит 4,5...8,0 т. При использовании СПД-35 для увода КА минимальной массы масса системы увода будет составлять 2,0...12,0 кг.

Для увода КА с ГСО максимальной и минимальной массы оптимальным является применение СПД-25 (рис. 5, 7). Анализ рис. 9, 11 показывает, что число ЭРД на выбор типа двигателя влияния не оказывает. Масса интегрированной системы увода КА максимальной массы составляет 150-330 кг, а минимальной – 2,0...6,0 кг.

Заключение

Исходя из того, что, в силу все нарастающей остроты проблемы космического мусора, требование оснащать все спутники системами увода с орбиты в ближайшие десятилетия станет одной из норм международного космического права, полученные результаты имеют практическое значение и могут быть использованы специалистами при проектировании устройств очистки околоземного пространства от техногенных объектов.

Литература

1. Orbital Debris Quarterly News [Text]. – NASA, 2013. – Vol. 17, Issue 3. – 10 p.
2. Палий А. С. Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит [Текст] : Состояние проблемы / А.С. Палий // Информационные технологии в управлении сложными системами : сб. докл. науч. конф. – Днепропетровск : Изд-во Свидлер А.Л. : 2011. – С. 94-102.
3. Overview of Russian activities in electric propulsion [Text] / O. A. Gorshkov, A. S. Koroteev, V. M. Murashko [et al.] // Proc. of 37-th Joint Propulsion Conference and Exhibit // AIAA 02001-3229. – V. 4, No 2. – P. 59-68.
4. Дронь Н. М. Оценка энергомассовых характеристик активных систем увода космических объектов с низких околоземных орбит [Текст] / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2015. – № 7 (124). – С. 39-44.

Поступила в редакцию 31.05.2016

М.М. Дронь, П.Г. Хорольський, Л.Г. Дубовик. Оцінка енергетичних і масових характеристик систем відводу космічних апаратів на базі електроракетних двигунів

Розглянуто інтегровану до складу космічного апарата (КА) систему його відводу з низьких навколоземних та геостаціонарної орбіт на безпечні у випадку аварії або після закінчення терміну активного існування КА, робота якої основана на застосуванні електроракетних двигунів (ЕРД). З використанням розроблених методик розраховані енергетичні й масові характеристики системи й надано їх оцінку залежно від висоти орбіти знаходження КА, що уводиться. Видано рекомендації відносно типів ЕРД, що використовуються, й необхідної їх кількості.

Ключові слова: система відводу, низька навколоземна орбіта, геостаціонарна орбіта, космічний апарат, енергетичні й масові характеристики, електроракетна двигунна установка.

N.M. Dron', P.G. Khorol'skiy, L.G. Dubovik. Evaluating power and mass characteristics of systems for spacecrafts de-orbit based on electric propulsions

The system, integrated into the spacecrafts (SC) for de-orbit it from low earth and geostationary orbits to safe in the event of an accident or after the end of their active life SC, whose work is based on the use of electric propulsions (EP) is considering. With the application of the developed techniques are calculating the power and mass characteristics of system and their evaluating according to the height orbit of the spacecraft. Recommendations according concerning the types of electric propulsions and required amount are issued.

Keywords: system for de-orbit, low earth orbit, geostationary orbit, spacecraft, power and mass characteristics, electric propulsion system.