

УДК 629.78

Н.М. ДРОНЬ, П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ, Л.Г. ДУБОВИК

*Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск, Украина*

## ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ СБОРА МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

*Приведены возможные характеристики специализированного космического аппарата (СКА) для сбора мелкого космического мусора (КМ), полученные на основе применения разработанной методики прогнозирования тактико-технических характеристик данных аппаратов. Исходя из обеспечения высокой эффективности применения СКА, учитывались вид маневра, который может осуществлять космический аппарат на этапе очистки околоземного пространства, способы выведения СКА и его мусорособирающего устройства на требуемую орбиту, типы используемых для этой цели ракет-носителей и типы двигательных установок на этапах выведения и очистки. В качестве критерия эффективности рассматривалась площадь собирающей поверхности мусорособирающего устройства, пересекающей заданный высотный слой космического пространства.*

**Ключевые слова:** специализированный космический аппарат, мусорособирающее устройство, мелкий космический мусор, ракета-носитель, двигательная установка, эффективность.

### Введение

Загрязнение околоземного пространства космическим мусором (КМ), количество которого постоянно растет, является серьезной проблемой при освоении космоса человеком. Для сохранения возможности космической деятельности в будущем уже сегодня необходимо создание высокоэффективных систем очистки рабочих орбит от накопившегося космического мусора, в том числе и от мелкой его фракции.

Анализ публикаций показывает, что удаление с низких околоземных орбит (НОО) мелкого космического мусора возможно применением специализированного космического аппарата (СКА), использующего для этой цели сферическое мусорособирающее устройство (МСУ), выводимое вместе с ним [1], а также одно МСУ [2] или несколько их [3], заранее отдельно выведенных на исходную орбиту. За счет работы входящих в состав СКА двигательных установок (ДУ) такой аппарат способен маневрировать в зоне очистки, определенным образом реагируя на мелкие частицы КМ, встречающимися на его пути.

Обычно схема полета СКА следующая:

- выведение СКА на высокую рабочую орбиту с помощью ракеты-носителя (РН);
- разворачивание МСУ, находящегося в сложном положении под обтекателем РН, или стыковка СКА с ранее выведенным МСУ;
- включение ДУ и спуск СКА до конечной низкой орбиты или циклическое движение между

высокой и низкой орбитами до полной выработки топлива на борту космического аппарата.

При взаимодействии мелкого КМ с МСУ часть космического мусора улавливается им, а оставшаяся часть теряет орбитальную скорость и затем, как и СКА с МСУ, сгорает в плотных слоях атмосферы Земли.

Целевая эффективность предложенного метода очистки зависит от массы СКА, увеличиваясь с ее ростом и, согласно ранее проведенным оценкам [4], его реализация практически возможна.

Целью данной статьи является решение задачи определения возможных тактико-технических характеристик (ТТХ) специализированного космического аппарата для сбора мелкого космического мусора, которые обеспечили бы высокую эффективность его работы.

### Решение поставленной задачи

Поскольку для решения поставленной задачи следует стремиться к обеспечению максимально возможной массы СКА, при прогнозировании ТТХ аппарата учитывались факторы, влияющие на ее величину:

- вид маневра, который может осуществлять СКА на этапе очистки – одноразовый спуск с высокой орбиты на низкую или циклическое движение между заданными круговыми орбитами ;
- способ выведения СКА на исходную орбиту – выведение с помощью РН на промежуточную орби-

ту и доведение на требуемую орбиту разгонным блоком (РБ), а также непосредственное выведение на исходную орбиту двигателем РН;

– способ выведения МСУ на исходную орбиту – в составе СКА или отдельно от него (в двух вариантах – один или несколько МСУ на один СКА);

– типы используемых ракет-носителей;

– типы двигательных установок на этапах выведения СКА (МСУ) и очистки НОО.

В качестве критерия эффективности работы СКА рассматривалась площадь собирающей поверхности мусорособирающего устройства, пересекающей заданный слой околоземного пространства.

При выполнении космическим аппаратом маневра одноразового спуска с высокой орбиты на низкую площадь собирающей поверхности МСУ  $F$  определялась площадью поверхности сферы, радиус которой  $R_{МСУ}$  соответствовал предельной массе полезной нагрузки, выводимой данным аппаратом:

$$F = 4\pi R_{МСУ}^2. \quad (1)$$

Масса полезной нагрузки  $M_{ПН}$  находилась из уравнения баланса массы СКА [5]

$$M_{ПН} = M_{СКА} - M_{СПУ} - M_{Д} - M_{СА} - M_{ЭУ} - M_{СХПТ} - M_{К} - M_{Т}, \quad (2)$$

где  $M_{СКА}$  – масса СКА;

$M_{СПУ}$  – 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 ДУ;

$M_{К}$  – масса конструкции СКА;

$M_{Т}$  – суммарная масса топлива, которая складывается из массы топлива на запуск СКА на высокую орбиту и спуск на низкую.

Масса запускаемого СКА в основном определяется способом его выведения на требуемую орбиту и типом используемой на этом этапе двигательной установки. В случае применения разгонного блока масса аппарата находилась из выражения

$$M_{СКА} = M_0 - M_{Т_{ДУ}} - M_{РБ_{сух}}, \quad (3)$$

где  $M_0$  – грузоподъемность используемой РН на круговой орбите высотой 200 км;

$M_{Т_{ДУ}}$  – запас топлива двигательной установки

РБ, расходуемого на доведение СКА с промежуточной орбиты на требуемую;

$M_{РБ_{сух}}$  – сухая масса РБ.

При непосредственном выведении СКА на исходную орбиту двигателем РН для определения массы космического аппарата использовались справочные данные [6], исходя из предположения, что в идеальном случае масса СКА равна грузоподъемности РН на данной орбите.

Остальные составляющие уравнения баланса определялись согласно ранее разработанной методике, приведенной в [5].

Определение радиуса МСУ производилось, исходя из того, что масса полезной нагрузки СКА рассматривалась как сумма массы мусорособирающего устройства  $M_{МСУ}$  и массы связанных с ним элементов  $M_{ЭЛ}$ , т.е.

$$M_{ПН} = M_{МСУ} + M_{ЭЛ}. \quad (4)$$

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

$$M_{ПН} = M_{МСУ} = 4\pi R_{МСУ}^2 \delta, \quad (5)$$

откуда

$$R_{МСУ} = \sqrt{M_{ПН} / 4\pi\delta}, \quad (6)$$

где  $\delta$  – плотность оболочки сферы [5].

При циклическом движении СКА («спуск-подъем») в качестве площади собирающей поверхности мусорособирающего устройства рассматривалась суммарная площадь его поверхности, пересекающей пространство между высокой и низкой орбитами, равная площади поверхности сферы заданного радиуса  $R_{МСУ}$  [7], умноженной на количество совершенных циклов:

$$F = 4\pi R_{МСУ}^2 \cdot n, \quad (7)$$

где  $n$  – число циклов, определяемое по достижению количества остающегося топлива, недостаточного для совершения следующего цикла.

Запас топлива ДУ, необходимый на спуск с исходной высокой орбиты на низкую или обратный подъем, рассчитывался по формуле:

$$M_{Т} = \tilde{M} \cdot \left( 1 - \frac{1}{e^{W/J_{уд}}} \right), \quad (8)$$

где  $\tilde{M}$  – переменная масса, начальная величина которой зависит от способа выведения МСУ (в составе СКА или отдельно от него);

$W$  – характеристическая скорость перехода с орбиты на орбиту;

$J_{уд}$  – удельный импульс используемого двигателя.

При выведении МСУ в составе СКА  $\tilde{M} = \tilde{M}_{СКА}$ , где  $\tilde{M}_{СКА}$  – масса аппарата при его

спуске или подъеме, которая уменьшалась с каждым последующим циклом за счет выработки рабочего тела ДУ, используемой на этапе очистки.

Остающийся запас топлива для следующих циклов движения определялся из уравнения баланса массы СКА [5] при задании конкретного значения массы полезной нагрузки [7].

При раздельном выведении СКА и МСУ  $\tilde{M} = \tilde{M}_{\Sigma}$ , где  $\tilde{M}_{\Sigma}$  – суммарная масса связки «СКА-МСУ» при спуске или подъеме, уменьшающаяся с каждым последующим спуском или подъемом на величину выработки рабочего тела двигательной установки.

В случае раздельного выведения космического аппарата и нескольких мусорособирающих устройств суммарная площадь собирающей поверхности МСУ рассчитывалась по числу спусков СКА с одним из МСУ, которые он поочередно снимал с исходной орбиты.

Запас топлива, необходимый на спуск связки «СКА-МСУ», определялся при  $\tilde{M} = \tilde{M}_c$ , где  $\tilde{M}_c$  – суммарная масса СКА и одного МСУ. Ее величина уменьшается с каждым последующим спуском на величину выработки топлива двигательной установки, необходимого на спуск связки «СКА-МСУ» и подъем СКА без МСУ.

Запас топлива, необходимый на подъем космического аппарата без МСУ, рассчитывался при  $\tilde{M} = \tilde{M}_п$ , где  $\tilde{M}_п$  – масса СКА, уменьшающаяся с каждым подъемом на величину массы выработанного до этого топлива.

Во всех случаях циклического движения СКА в первом цикле в массу  $\tilde{M}$  включалась масса разгонного блока (в случае его использования), который отделялся после первого спуска на низкую орбиту.

Масса МСУ рассчитывалась в зависимости от выбранных способов его выведения по формуле (3) при  $M_{СКА} = M_{МСУ}$  или с учетом справочных данных, приведенных в [6].

Запас топлива на борту СКА, использующийся для расчета циклов движения СКА с МСУ при раздельном их выведении, определялся из уравнения баланса массы СКА [5] при отсутствии массы полезной нагрузки.

### Результаты расчетов и их анализ

Применение предлагаемого специализированного космического аппарата предполагалось осуществить для очистки от мелкого космического мусора слоя околоземного пространства между круговыми орбитами высотой от 500 до 1200 км.

Ранее проведенными исследованиями [8] было показано целесообразность применения для запуска предлагаемого СКА ракет-носителей грузоподъемностью выше 13 т, поэтому для выведения СКА и МСУ приняты РН в диапазоне от 13 до 24 т: «Зенит-2» (13 т), «Зенит-3» (17,3 т), «Протон Д-1» (20,9 т) и «Delta-4Н (24,0 т).

В качестве ДУ на этапе выведения были рассмотрены жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ), электроракетная двигательная установка (ЭРДУ) и жидкостной ракетный двигатель малой тяги (ЖРДМТ), на этапе очистки – ЭРДУ.

На рис. 1 приведена масса СКА  $M_{СКА}$ , которые могут быть доставлены на орбиту высотой 1200 км предложенными РН путем довыведения разгонным блоком с промежуточной орбиты высотой 200 км при использовании вышеназванных двигательных установок.

Данные относительно непосредственного выведения СКА на требуемую орбиту на рисунке отсутствуют ввиду неэффективности применения этого способа [9].

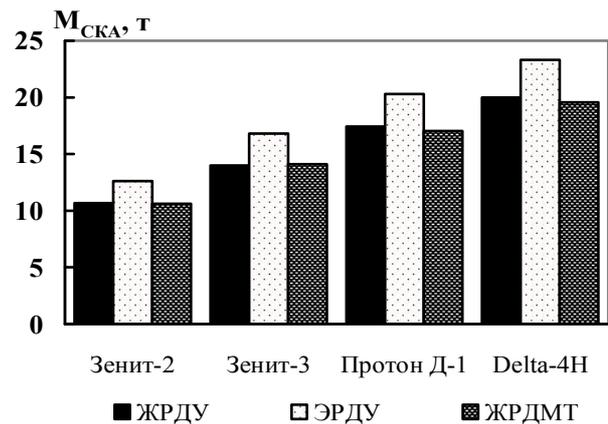


Рис. 1. Масса СКА

Как видно из рисунка, масса СКА увеличивается с ростом грузоподъемности РН независимо от типа выбранной ДУ и практически не отличается при использовании ЖРДУ или ЖРДМТ. Поэтому далее приводятся результаты расчетов, полученные для СКА, выводимого на исходную орбиту РБ с ЭРДУ и ЖРДУ. При этом для доставки МСУ используются оба способа его выведения и все предложенные ДУ.

В табл. 1 – 10 для рассмотренных РН приведены запас топлива на борту аппарата  $M_T$ , масса МСУ  $M_{МСУ}$  и площадь его собирающей поверхности  $F$  при выполнении маневров одноразового спуска с орбиты высотой 1200 км на орбиту высотой 500 км и циклического движения между этими орбитами.

Таблица 1

Характеристики СКА для маневра  
одноразового спуска

РН	ДУ выведения – ЭРДУ			ДУ выведения – ЖРДУ		
	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>
«Зенит-2»	0,22	11,91	0,06	0,19	9,77	0,05
«Зенит-3»	0,29	15,95	0,08	0,26	12,91	0,06
«Протон Д-1»	0,35	19,34	0,10	0,31	16,15	0,08
«Delta-4Н»	0,41	22,25	0,11	0,36	18,60	0,09

Таблица 2

Характеристики СКА для маневра  
циклического движения с МСУ  
в его составе

РН	ДУ выведения – ЭРДУ			ДУ выведения – ЖРДУ		
	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>
«Зенит-2»	8,46	0,49	0,15	6,80	0,49	0,13
«Зенит-3»	11,76	0,49	0,16	9,88	0,49	0,15
«Протон Д-1»	14,53	0,49	0,17	12,30	0,49	0,16
«Delta-4Н»	16,92	0,49	0,18	14,30	0,49	0,17

Таблица 3

Характеристики СКА для маневра циклического  
движения при отдельном выведении МСУ  
РБ с ЖРДУ

РН	ДУ выведения – ЭРДУ			ДУ выведения – ЖРДУ		
	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>
«Зенит-2»	8,85	10,29	1,39	7,19	10,29	1,18
«Зенит-3»	12,15	14,51	1,96	9,94	14,51	1,67
«Протон Д-1»	14,90	17,50	2,34	12,64	17,31	2,16
«Delta-4Н»	17,31	19,9	2,89	14,69	19,9	2,45

Таблица 4

Характеристики СКА для маневра циклического  
движения при отдельном выведении МСУ  
РБ с ЭРДУ

РН	ДУ выведения – ЭРДУ			ДУ выведения – ЖРДУ		
	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>
«Зенит-2»	8,85	12,26	1,46	7,19	12,66	1,20
«Зенит-3»	12,15	16,89	2,11	9,94	16,89	1,77
«Протон Д-1»	14,90	20,35	2,54	12,64	20,35	2,34
«Delta-4Н»	17,31	23,15	<b>2,90</b>	14,69	23,15	2,66

Таблица 5

Характеристики СКА для маневра циклического  
движения при отдельном выведении МСУ  
разгонным ЖРДМТ

РН	ДУ выведения – ЭРДУ			ДУ выведения – ЖРДУ		
	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>
«Зенит-2»	8,85	9,97	1,35	7,19	9,97	1,15
«Зенит-3»	12,15	14,13	1,91	9,94	14,13	1,65
«Протон Д-1»	14,90	16,89	2,45	12,64	16,89	2,11
«Delta-4Н»	17,31	19,00	2,76	14,69	19,00	2,38

Таблица 6

Характеристики СКА для маневра циклического  
движения при выведении МСУ двигателем РН

РН	ДУ выведения – ЭРДУ			ДУ выведения – ЖРДУ		
	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>
«Зенит-2»	8,85	4,22	0,87	7,19	4,22	0,73
«Зенит-3»	12,15	8,74	1,53	9,94	8,74	1,36
«Протон Д-1»	14,90	4,02	1,07	12,64	4,02	0,98
«Delta-4Н»	17,31	4,22	1,16	14,69	4,22	1,08

Таблица 7

Характеристики СКА для маневра циклического  
движения при отдельном выведении нескольких  
МСУ РБ с ЖРДУ

РН	ДУ выведения – ЭРДУ			ДУ выведения – ЖРДУ		
	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>
«Зенит-2»	8,85	10,29	0,98	7,19	10,29	0,87
«Зенит-3»	12,15	14,51	1,45	9,94	14,51	1,31
«Протон Д-1»	14,90	17,31	1,73	12,64	17,31	1,64
«Delta-4Н»	17,31	19,90	2,09	14,69	19,90	1,89

Таблица 8

Характеристики СКА для маневра циклического  
движения при отдельном выведении нескольких  
МСУ РБ с ЭРДУ

РН	ДУ выведения – ЭРДУ			ДУ выведения – ЖРДУ		
	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>
«Зенит-2»	8,85	12,66	1,14	7,19	12,66	1,01
«Зенит-3»	12,15	16,89	1,52	9,94	16,89	1,35
«Протон Д-1»	14,90	20,35	1,93	12,64	20,35	1,73
«Delta-4Н»	17,31	23,15	2,20	14,69	23,15	2,08

Таблица 9

Характеристики СКА для маневра циклического  
движения при отдельном выведении нескольких  
МСУ разгонным ЖРДМТ

РН	ДУ выведения – ЭРДУ			ДУ выведения – ЖРДУ		
	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>
«Зенит-2»	8,85	8,85	1,00	7,19	9,97	0,85
«Зенит-3»	12,15	12,15	1,41	9,94	14,13	1,27
«Протон Д-1»	14,90	14,90	1,77	12,64	16,89	1,61
«Delta-4Н»	17,31	17,31	2,00	14,69	19,00	1,81

Таблица 10

Характеристики СКА для маневра циклического  
движения при выведении нескольких МСУ  
двигателем РН

РН	ДУ выведения – ЭРДУ			ДУ выведения – ЖРДУ		
	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-6</sup> , м <sup>2</sup>	М <sub>т</sub> , т	М <sub>МСУ</sub> , т	F·10 <sup>-8</sup> , м <sup>2</sup>
«Зенит-2»	8,85	4,22	0,55	7,19	4,22	0,51
«Зенит-3»	12,15	8,74	1,05	9,94	8,74	0,96
«Протон Д-1»	14,90	4,02	0,62	12,64	4,02	0,60
«Delta-4Н»	17,31	4,22	0,68	14,69	4,22	0,65

Из представленных результатов расчетов следует, что эффективность сбора мелкого космического мусора с низких околоземных орбит увеличивается с ростом грузоподъемности РН. Наибольшая эффективность очистки заданного слоя околоземного пространства, с точки зрения обеспечения наибольшей собирающей поверхности МСУ, может быть достигнута при доставке СКА на исходную орбиту РН «Delta-4Н» способом доведения с промежуточной орбиты разгонным блоком с ЭРДУ. Использование РБ с ЭРДУ предусматривается и для отдельного выведения МСУ от СКА. Наиболее эффективным маневром аппарата на этапе очистки является его циклическое движение, обеспечиваемое работой ЭРДУ, при отдельном выведении мусорособирающего устройства.

На основании исследований, изложенных в [10], показано, что для эффективного сбора мелкого космического мусора предпочтительно использовать ЭРД с максимальным ресурсом работы, высоким удельным импульсом и максимальным суммарным импульсом тяги. Исходя из этого, для маневрирования СКА в качестве базового двигателя предлагается СПД-140.

Результаты, соответствующие наибольшей эффективности применения СКА для сбора мелкого КМ, были использованы для прогнозирования его тактико-технических характеристик. При этом в качестве основных ТТХ СКА были приняты:

- масса СКА;
- относительная масса полезной нагрузки
- относительная масса топлива на борту;
- удельный импульс или удельная тяга;
- тип двигательной установки.

Ожидаемые характеристики СКА приведены в табл. 11.

Таблица 11

ТТХ СКА для сбора мелкого космического мусора

Наименование	Значения
Масса СКА, т	11,0-20,00
Относительная масса полезной нагрузки	0
Относительная масса топлива на борту	0,80-0,87
Удельный импульс или удельная тяга, м/с	20000
Тип двигательной установки	ЭРДУ

## Заключение

Приведенные прогнозируемые тактико-технические характеристики специализированного космического аппарата указывают на реальную воз-

можность использования предложенного метода очистки низких околоземных орбит от мелкого космического мусора, так как существующие РН и РБ способны вывести на нужную орбиту СКА требуемой массы, а предлагаемые ЭРДУ обеспечить их эффективную работу непосредственно на этапе очистки.

## Литература

1. Оценка основных характеристик космических тральщиков, используемых для очистки околоземного пространства [Текст] / Н.М. Дронь, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Техническая механика*. – 2010. – № 2. – С. 87-92.
2. Дронь, Н.М. Эффективность очистки околоземного пространства при раздельном выведении космического тральщика и улавливающего устройства [Текст] / Н.М. Дронь, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Информационные технологии в управлении сложными системами: тез. докл. научн. конф.* – Днепропетровск: Изд-во «Свидлер А. Л.», 2011. – С. 202-205.
3. Дронь, Н.М. Эффективность очистки низких орбит космическим тральщиком при использовании нескольких устройств для улавливания космического мусора [Текст] / Н.М. Дронь, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки*. – Дніпропетровськ: Пороги, 2011. – Т. XII. – С. 36-45
4. 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.
5. 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 [Текст] // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 10 (67). – С. 82-84.
6. Isakowitz, S.J. *International Reference Guide to Space Launch Systems. Second Edition [Text]* / S.J. Isakowitz. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991. – 341 p.
7. Дронь, Н.М. Сравнительная оценка эффективности двух маневров очистки околоземного пространства космическим тральщиком при разных способах его выведения на требуемую орбиту / Н.М. Дронь, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик [Текст] // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 4/81. – С. 22-26.
8. Хорольский, П.Г. К выбору ракеты-носителя для доставки на исходную орбиту мусорособирающего космического аппарата [Текст] / П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик, В.В. Куринной // *Авиационно-*

космическая техника и технология. – 2012. – № 9/96. – С. 142-145.

9. Оценка характеристик мусоросборщиков с ЭРД при двух вариантах маневров их выведения на требуемую орбиту [Текст] / Н.М. Дронь, Л.Г. Дубовик, А.И. Кондратьев, А.В. Хитько, П.Г. Хорольский // *Космічна наука і технологія*. – 2010. – Т. 16, № 5. – С. 59-61.

10. Хитько, А.В. Поиск и систематизация электрических ракетных двигателей космического тральщика для улавливания мелкого космического мусора [Текст] / А. В. Хитько, А. М. Черкун. // *Проблемы высокотемпературной техники*. – Днепропетровск: «Пороги», 2012. – С. 157-160.

Поступила в редакцию 30.05.2013, рассмотрена на редколлегии 14.06.2013

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

### ПРОГНОЗУВАННЯ ХАРАКТЕРИСТИК СПЕЦІАЛІЗОВАНОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТА ДЛЯ ЗБИРАННЯ ДРІБНОГО КОСМІЧНОГО СМІТТЯ

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

Наведені можливі характеристики спеціалізованого космічного апарата (СКА) для збирання дрібного космічного сміття, котрі одержані на основі використання розробленої методики прогнозування тактико-технічних характеристик запропонованих апаратів. Виходячи із забезпечення високої ефективності застосування СКА, враховувалися вид маневру, який може здійснити космічний апарат на етапі очищення навколоземного простору, способи виведення СКА та його сміттєзбирального пристрою на потрібну орбіту, типи ракет-носіїв, що використовуються для цього, і типи рушійних установок на етапах виведення й очищення. Як критерій ефективності розглянуто площу збиральної поверхні сміттєзбирального пристрою, що перетинає заданий висотний шар космічного простору.

**Ключові слова:** спеціалізований космічний апарат, сміттєзбиральний пристрій, дрібне космічне сміття, ракета-носіїв, рушійна установка, ефективність.

### FORECASTING OF CHARACTERISTICS OF THE SPECIALIZED SPACECRAFT FOR THE GATHERING SMALL SPACE DEBRIS

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

Possible characteristics of a specialized spacecraft (SSC) for the assembly of small space debris received on the basis of application of the developed technique of forecasting of tactic-technical characteristics of given crafts are resulted. Proceeding from maintenance of high operational effectiveness SSC, were considered a kind of maneuver which can execute a space craft at a stage of clearing of a near space, ways of SSC injection and it's debris-gathering device into a demanded orbit, types of launch vehicles used for this purpose and types of propulsion systems at injecting and clearing stages. As criterion of efficiency the area of a collecting surface of the debris-gathering device, crossing the set high-rise layer of a space was considered.

**Key words:** a specialized space craft, the debris-gathering device, small space debris, the launch vehicle, a propulsion system, efficiency.

**Дронь Николай Михайлович** – д-р техн. наук, проф., профессор каф. проектирования и конструкций летательных аппаратов Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: nord@mail.dsu.dp.ua.

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

**Дубовик Людмила Григорьевна** – ст. науч. сотр. НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: dubovik\_l.g@mail.ru.