

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, г. Днепропетровск*

## **К ВЫБОРУ МАНЕВРА МУСОРОСОБИРАЮЩЕГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЭТАПЕ ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА ОТ МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА**

*На основе сравнительной оценки эффективности двух маневров мусорособирающего космического аппарата (КА) на этапе очистки околоземного пространства при разных способах доставки на исходную орбиту аппарата и устройства, осуществляющего улавливание мелкого космического мусора, выданы рекомендации относительно выбора маневра КА и типов двигательных установок выведения и маневрирования. В качестве критерия эффективности рассмотрена площадь собирающей поверхности, пересекающая заданный высотный слой космического пространства.*

**Ключевые слова:** *космический мусор, мусорособирающий космический аппарат, улавливающее устройство, двигательная установка, ракета-носитель.*

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

Проблема засорения околоземного пространства космическим мусором (КМ), имеющим разную величину и массу, из года в год становится все более острой. Уже сегодня его количество столь велико, что создает реальную опасность для работающих там космических аппаратов (КА) и станций. По утверждению же американского ученого Кеслера, при существующих темпах роста КМ на низких околоземных орбитах возможно возникновение такой ситуации, когда вследствие спонтанных столкновений его фрагментов, КМ начнет размножаться в геометрической прогрессии. Это прекратит человечеству выход в космос и прекратит космическую деятельность. Поэтому возникшая проблема требует неотложных действий в поиске технологий и методов, с помощью которых можно обеспечить приемлемый уровень загрязнения космического пространства, и, как следствие, безопасность космических полетов.

### **2 Обзор публикаций и анализ нерешенных проблем**

Анализ публикаций показывает, что удаление с рабочих орбит мелкого космического мусора возможно применением специальных космических аппаратов, способных выполнять на этапе очистки соответствующие маневры за счет работы входящих в их состав двигательных установок (ДУ) [1, 2]. Доставка таких КА на требуемую орбиту осуществляется либо с помощью ракеты-носителя (РН) посредством разгонного блока (РБ) с промежуточной орбиты, либо непосред-

ственно РН с Земли [3]. Для сбора мелких частиц КМ аппараты оснащаются специальными улавливающими устройствами (УУ) [1–3], либо используют одно [4] или несколько [5] УУ, заранее выведенные на исходную орбиту отдельно от КА ракетой-носителем такого же типа. В процессе функционирования космического аппарата на этапе очистки эти устройства улавливают мелкие частицы КМ или поглощают их кинетическую энергию. Позже космический мусор падает в плотные слои атмосферы, тормозится и сгорает в ней под действием сил аэродинамического сопротивления.

Высокая целевая эффективность данного способа очистки, в основном определяемая площадью поперечного сечения улавливающего устройства, может быть достигнута за счет выбора такой схемы выведения и маневрирования мусорособирающего космического аппарата, которая максимизирует массу космического аппарата (массу УУ) на исходной орбите. К росту эффективности также приводит использование для маневрирования КА двигательных установок на базе ракетных двигателей малой тяги, обеспечивающих длительное время работы аппарата в зоне контакта с космическим мусором.

### **3 Цель работы**

Целью данной работы является сравнительная оценка эффективности двух маневров мусорособирающего КА на этапе очистки околоземного пространства от мелкого космического мусора при разных способах доставки КА и УУ на исходную орбиту и использовании сочетания разных типов двигательных установок выведения и маневрирования.

#### 4 Методика исследований

Оцениванию подвергались два маневра космического аппарата по очистке заданного высотного слоя между круговыми орбитами высотой 1200 и 500 км:

- одноразовый спуск КА с УУ в его составе с орбиты высотой 1200 км на орбиту высотой 500 км за счет работы тормозной ДУ, находящейся на его борту;

- циклическое движение КА между данными орбитами с использованием входящих в его состав тормозной и разгонной ДУ.

Эффективность второго маневра определялась при выведении УУ на исходную орбиту в составе КА, отдельном выведении УУ от КА и раздельном выведении КА и нескольких УУ, с которыми аппарат поочередно стыкуется на высокой орбите.

Для осуществления предложенных маневров были исследованы различные способы доставки КА на исходную орбиту с использованием на этапах выведения и очистки следующих ДУ:

- вариант 1 — доставка КА на исходную орбиту путем довыведения с промежуточной орбиты высотой 200 км посредством РБ, применение на этапе довыведения жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) большой тяги, на этапе очистки — электроракетной двигательной установки (ЭРДУ);

- вариант 2 — доставка КА непосредственно на исходную орбиту с Земли двигателем верхней ступени РН, применение на этапе очистки ЭРДУ;

- вариант 3 — доставка КА на исходную орбиту довыведением с промежуточной, применение на этапах довыведения и очистки ЭРДУ;

- вариант 4 — доставка КА на исходную орбиту довыведением с промежуточной, применение на этапе довыведения жидкостного ракетного двигателя малой тяги (ЖРДМТ), этапе очистки — ЭРДУ;

- вариант 5 — доставка КА на исходную орбиту довыведением с промежуточной, применение на этапах довыведения и очистки ЖРДМТ.

Предполагалось, что в случае раздельного выведения КА и УУ, запуск УУ на исходную орбиту, как и КА, может осуществляться двумя способами:

- с промежуточной орбиты с помощью РБ, снабженного либо ЖРДУ, либо ЭРДУ, либо ЖРДМТ;

- непосредственно на исходную орбиту двигателем верхней ступени РН.

Сравнение эффективности двух предложенных маневров очистки околоземного пространства мусорособирающим КА было проведено, исходя из обеспечения возможной площади собирающей поверхности улавливающего устройства.

#### 4.1 Маневр одноразового спуска

Схема маневра следующая. КА принятым способом выводится ракетой-носителем на исходную орбиту высотой 1200 км. Затем разворачивается улавливающее устройство, выполненное в виде сферы и находящееся в сложенном состоянии под обтекателем РН, включается расположенная на борту КА тормозная ДУ и аппарат, выполняя большое количество оборотов по орбите, высота которой постоянно уменьшается, снижается до орбиты высотой 500 км. В процессе спуска КА встречающиеся частицы мелкого космического мусора захватываются УУ и сгорают вместе с ним под действием сил аэродинамического сопротивления, оказавшись в плотных слоях атмосферы. Некоторые пробивают сферу насквозь и оставляют УУ, теряя при этом часть своей энергии. Часть мелкого космического мусора при соударении с улавливающим устройством не проникает внутрь УУ, однако за счет удара также теряет скорость. Позже они попадают в атмосферу Земли и также сгорают в ней.

При выполнении этого маневра площадь собирающей поверхности улавливающего устройства  $F_1$  определялась площадью поверхности сферы, радиус которой  $R_{\text{УУ}}$  соответствовал предельной массе полезной нагрузки, выводимой КА:

$$F_1 = 4\pi R_{\text{УУ}}^2. \quad (1)$$

Масса полезной нагрузки определялась из уравнения баланса массы КА [6]

$$M_{\text{ПН}} = M_{\text{КА}} - M_{\text{СПУ}} - M_{\text{Д}} - M_{\text{СА}} - M_{\text{ЭУ}} - M_{\text{СХИТ}} - M_{\text{К}} - M_{\text{Т}}, \quad (2)$$

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

Масса КА для первого варианта его выведения определялась из выражения

$$M = M_0 - M_{\text{Т ЖРД}} - M_{\text{РБсух}}, \quad (3)$$

где  $M = M_{\text{КА}}$  — масса выводимого космического аппарата;  $M_0$  — грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км;  $M_{\text{Т ЖРД}}$  — запас топлива ЖРД, расходуемого на переход с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км;  $M_{\text{РБсух}}$  — сухая масса РБ.

Во втором варианте для определения массы КА на орбите 1200 км использовались справочные данные, приведенные в [7], при предположении, что в идеальном случае масса аппарата равна грузоподъемности РН на высоте 1200 км.

В третьем варианте при использовании ЭРДУ для перевода КА на орбиту высотой 1200 км его масса находилась из выражения

$$M = M_0 - M_{PT\ \text{ЭРД}} - M_{PB_{\text{сух}}}, \quad (4)$$

где  $M_{PT\ \text{ЭРД}}$  – запас рабочего тела ЭРД для перевода КА с орбиты 200 км на орбиту высотой 1200 км;  $M_{PB_{\text{сух}}}$  – сухая масса разгонного блока, включающая массу конструкции разгонной ЭРДУ и массу системы электропитания.

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

$$M = M_0 - M_{T\ \text{ЖРДМТ}}, \quad (5)$$

где  $M_{T\ \text{ЖРДМТ}}$  – запас топлива ЖРДМТ, расходуемого на переход с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км.

Остальные составляющие уравнения (2) определялись согласно методике, приведенной в [6].

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

$$M_{ПН} = M_{УУ} + M_{ЭЛ}. \quad (6)$$

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

$$M_{ПН} = M_{УУ} = 4\pi R^2 \delta, \quad (7)$$

откуда

$$R_{УУ} = \sqrt{M_{ПН} / 4\pi\delta}, \quad (8)$$

где  $\delta$  – плотность оболочки сферы [6].

#### 4.2 Циклическое движение КА между высокой и низкой орбитами

При выполнении второго маневра в качестве площади собирающей поверхности улавливающего устройства  $F_2$  рассматривалась суммарная площадь поверхности сферы заданного радиуса  $R_{УУ}$ , пересекающая пространство между высокой и низкой орбитами:

$$F_2 = 4\pi R_{УУ}^2 n, \quad (9)$$

где  $n$  – число циклов при выполнении мусорособирающим КА маневра циклического движения.

##### 4.2.1 УУ в составе КА

Как и при выполнении предыдущего маневра, КА с УУ ракетой-носителем выводится на исходную орбиту высотой 1200 км и после разворачивания УУ спускается тормозной ДУ до орбиты высотой 500 км. Опустив аппарат на конечную орбиту, тормозная ДУ отключается и включается разгонная ДУ. КА постепенно переходит на исходную орбиту, после чего разгонная ДУ отключается и включается тормозная. В процессе движения между орбитами УУ как захватывает частицы мелкого космического мусора, так и гасит их скорость. Позже те частицы, которые не были захвачены УУ или потеряли свою скорость, сгорают в атмосфере Земли. Цикл спуска-подъема и обратно повторяется до выработки топлива ДУ и оканчивается обязательным выходом КА на низкую конечную орбиту, с которой он продолжает пассивное движение до полного окончания своего существования.

Число циклов движения КА определялось по достижению количества остающегося топлива, недостаточного для совершения следующего цикла.

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

$$M_T = \tilde{M} \cdot \left( 1 - \frac{1}{e^{W/J_{y0}}} \right), \quad (10)$$

где  $\tilde{M} = \tilde{M}_{КА}$  – масса КА при спуске или при подъеме;  $W = [W_{\text{ЭРД}}; W_{\text{ЖРДМТ}}]$  – характеристическая скорость перехода с орбиты на орбиту [6];  $J_{y0}$  – удельный импульс ЭРД или ЖРДМТ.

В первом цикле движения при спуске на низкую орбиту  $\tilde{M}_{КА}$  – начальная масса КА, включая массу разгонного блока (в случае его использования). При подъеме и в каждом последующем цикле она уменьшалась за счет выработки рабочего тела ЭРДУ или топлива ЖРДМТ. После первого спуска на низкую орбиту РБ отделяется.

Остающийся запас топлива для следующих циклов движения определялся из уравнения баланса массы КА (2) при задании конкретного значения массы полезной нагрузки [7].

##### 4.2.2 Раздельное выведение КА и УУ

В данном случае на орбиту 1200 км вначале выводится УУ, а затем РН такого же типа – КА,

который имеет на своем борту тормозную и разгонную ДУ. Пристыковавшись к УУ, космический аппарат за счет включения тормозной ДУ снижается вместе с ним до орбиты 500 км, захватывая при этом частицы мелкого космического мусора или замедляя их движение, ускоряя тем самым процесс попадания в атмосферу. На этой высоте тормозная ДУ отключается, включается разгонная, и связка КА с УУ снова поднимается до высоты 1200 км, разгонная ДУ отключается, включается тормозная, и процесс очистки повторяется как в случае применения УУ в составе КА.

Масса топлива, необходимого на спуск или подъем связки КА с УУ рассчитывалась по формуле (10) при  $\tilde{M} = \tilde{M}_\Sigma$ , где  $\tilde{M}_\Sigma$  – суммарная масса КА и УУ при спуске или подъеме, включающая при первом спуске массу РБ (в случае его использования) и уменьшающаяся с каждым последующим спуском на величину выработки рабочего тела ЭРДУ или топлива ЖРДМТ.

Масса КА и УУ определялась в зависимости от способа выведения по формулам (3–5) и с использованием справочных данных [8] при  $M = M_{КА}$  и  $M = M_{УУ}$  соответственно.

Запас топлива на борту на КА, использующийся для расчета циклов движения КА с УУ, определялся из уравнения (2) при отсутствии массы полезной нагрузки.

#### 4.2.3 Раздельное выведение КА и нескольких УУ

В этом случае на исходную орбиту постепенно выводятся и разворачиваются УУ – сферы одинакового радиуса, который отвечает принятому способу выведения, а потом отдельной РН такого же типа – КА. Аппарат стыкуется с одним из УУ и после включения тормозной ДУ, которая находится на борту КА, снижается вместе с ним до высоты 500 км, захватывая элементы мелкого космического мусора или уменьшая их скорость. На этой высоте тормозная ДУ отключается, УУ отделяется от КА и спустя некоторое время сгорает в плотных слоях атмосферы вместе с мелкими частицами мелкого космического мусора, ранее взаимодействующими с ним. КА за счет работы уже разгонной ДУ, которая также находится на его борту, снова поднимается до исходной орбиты. Там он стыкуется со следующим УУ и снова опускается на низкую орбиту. Процесс спуска-подъема КА со снятием очередного УУ с высокой орбиты продолжается до полной выработки топлива, запас которого на борту КА, как и в предыдущем случае, определялся из уравнения баланса массы КА (2) при отсутствии массы полезной нагрузки.

Запас топлива, необходимый на подъем КА без УУ на исходную орбиту, рассчитывался по фор-

муле (10) при  $\tilde{M} = \tilde{M}_n$ , где  $\tilde{M}_n$  – масса КА (без УУ) при подъеме, уменьшающаяся с каждым разом на величину массы выработанного топлива.

Суммарная площадь собирающей поверхности улавливающего устройства  $F_2$ , пересекающей межорбитальное пространство, рассчитывалась по формуле (9) при  $n = n_c$ , где  $n_c$  – число спусков КА с УУ, определяемое по достижению количества топлива, недостаточного для совершения следующего цикла подъем-спуск.

Запас топлива, необходимый на спуск КА вместе с УУ с орбиты высотой 1200 км на орбиту высотой 500 км, определялся по формуле (10) при  $\tilde{M} = \tilde{M}_c$ , где  $\tilde{M}_c$  – суммарная масса КА и УУ при спуске, включающая при первом спуске массу РБ (в случае его использования) и уменьшающаяся с каждым последующим спуском на величину выработки рабочего тела ЭРДУ или топлива ЖРДМТ.

Запас топлива, необходимый на подъем КА без УУ на исходную орбиту, рассчитывался по формуле (10) при  $\tilde{M} = \tilde{M}_n$ , где  $\tilde{M}_n$  – масса КА (без УУ) при подъеме, уменьшающаяся с каждым разом на величину массы выработанного топлива.

Суммарная площадь собирающей поверхности улавливающего устройства  $F_2$ , пересекающей межорбитальное пространство, рассчитывалась по формуле (9) при  $n = n_c$ , где  $n_c$  – число спусков КА с УУ, определяемое по достижению количества топлива, недостаточного для совершения следующего цикла подъем-спуск.

### 5 Результаты исследований

В табл. 1 для рассмотренных маневров КА на этапе очистки заданного высотного слоя околоземного пространства (маневр 1 – одноразовый спуск, маневр 2 – циклическое движение) и выбранных ракет-носителей различной грузоподъемности [8] представлены радиус улавливающего устройства  $R_{УУ}$ , его масса  $M_{УУ}$  и площадь собирающей поверхности  $F$  при доставке на исходную орбиту КА и УУ различными способами.

Как видно из таблицы, эффективность маневров космического аппарата при сборе мелкого космического мусора увеличивается с ростом грузоподъемности РН. Наибольшая эффективность очистки, с точки зрения обеспечения наибольшей площади собирающей поверхности УУ, может быть достигнута при доставке КА на исходную орбиту самой мощной РН способом довыведения с промежуточной орбиты разгонным блоком с ЭРДУ и ее использовании на этапе сбора КМ. Использование РБ с ЭРДУ предусматривается и для отдельного запуска УУ от КА. Однако, как показали исследования, время на выведение КА (УУ) с помощью ЭРДУ доста-

точно длительное, поэтому с учетом этого фактора имеет смысл применение в качестве ДУ выведения КА и УУ жидкостной ракетной двигательной установки большой тяги.

Для наглядности на рис. 1 приведена площадь собирающей поверхности УУ при выполнении космическим аппаратом маневров одноразового

спуска с орбиты высотой 1200 км на орбиту высотой 500 км и циклического движения между этими орбитами в случае применения на этапах выведения КА и УУ и той, и другой двигательных установок. Предполагалось, что доставка КА и УУ на исходную орбиту осуществляется одной из самых мощных РН «Delta-4Н».

Таблица 1 – Основные характеристики УУ мусорособирающих КА

Маневр КА на этапе очистки	Запуск УУ	Вариант выведения КА	Тип РН											
			«Циклон-3»			«Arian-42L»			«Зенит-2»			«Delta-4Н»		
			$M_{yy}, \text{т}$	$R_{yy}, \text{м}$	$F\eta 10^{-4}, \text{м}^2$	$M_{yy}, \text{т}$	$R_{yy}, \text{м}$	$F\eta 10^{-4}, \text{м}^2$	$M_{yy}, \text{т}$	$R_{yy}, \text{м}$	$F\eta 10^{-4}, \text{м}^2$	$M_{yy}, \text{т}$	$R_{yy}, \text{м}$	$F\eta 10^{-4}, \text{м}^2$
1	в составе КА	Вариант 1	2,85	34,00	0,02	5,45	47,00	0,03	9,77	62,00	0,05	18,60	86,00	0,09
		Вариант 2	1,73	27,00	0,01	2,99	34,00	0,02	3,77	39,00	0,02	3,79	39,00	0,02
		Вариант 3	3,46	37,00	0,02	6,56	51,00	0,03	11,91	69,00	0,07	22,25	94,00	0,11
		Вариант 4	2,69	33,00	0,01	5,16	45,00	0,03	9,43	61,00	0,05	17,66	84,00	0,09
		Вариант 5	2,15	29,00	0,01	4,23	41,00	0,02	7,83	56,00	0,04	14,76	77,00	0,08
2	в составе КА	Вариант 1	0,49	14,00	0,11	0,49	14,00	0,13	0,49	14,00	0,15	0,49	14,00	0,17
		Вариант 2			0,09			0,12			0,13			
		Вариант 3			0,12			0,15			0,17			
		Вариант 4			0,11			0,14			0,16			
		Вариант 5			0,007			0,007			0,01			
	отдельный от КА ЖРДУ	Вариант 1	3,2	36,00	0,24	6,0	49,00	0,63	10,3	64,00	1,20	19,9	89,00	2,50
		Вариант 2			0,12			0,33			0,46			
		Вариант 3			0,28			0,89			1,40			
		Вариант 4			0,21			0,57			1,20			
		Вариант 5			0,05			0,09			0,15			
	отдельный от КА двигателями РН	Вариант 1	2,3	30,00	0,19	3,6	38,00	0,49	4,2	41,00	0,78	4,2	41,00	1,12
		Вариант 2			0,10			0,27			0,36			
		Вариант 3			0,24			0,56			0,91			
		Вариант 4			0,19			0,45			0,74			
		Вариант 5			0,03			0,05			1,08			
	отдельный от КА ЭРДУ	Вариант 1	3,8	39,00	0,25	7,06	53,00	0,60	12,7	71,00	1,20	19,9	89,00	2,66
		Вариант 2			0,10			0,32			0,44			
		Вариант 3			0,29			0,74			1,46			
		Вариант 4			0,21			0,60			1,20			
		Вариант 5			0,02			0,04			0,06			
отдельный от КА ЖРДМТ	Вариант 1	3,1	35,30	0,21	5,8	48,00	0,55	10,0	63,00	1,15	19,0	87,00	2,38	
	Вариант 2			0,08			0,26			0,45				
	Вариант 3			0,27			0,67			1,35				
	Вариант 4			0,21			0,55			1,05				
	Вариант 5			0,02			0,03			0,05				
отдельный запуск нескольких УУ ЖРДУ	Вариант 1	3,2	36,00	0,16	6,0	49,00	0,42	10,3	64,00	0,87	19,9	89,00	1,89	
	Вариант 2			0,07			0,24			0,36				
	Вариант 3			0,20			0,48			0,98				
	Вариант 4			0,16			0,42			0,87				
	Вариант 5			0,03			0,06			0,10				
отдельный запуск нескольких УУ двигателями РН	Вариант 1	2,3	30,00	0,12	3,6	38,00	0,33	4,2	41,00	0,51	4,2	41,00	0,65	
	Вариант 2			0,06			0,18			0,25				
	Вариант 3			0,16			0,36			0,55				
	Вариант 4			0,12			0,31			0,51				
	Вариант 5			0,02			0,04			0,06				
отдельный запуск нескольких УУ ЭРДУ	Вариант 1	3,8	39,00	0,17	7,06	53,00	0,46	12,7	71,00	1,01	19,9	89,00	2,08	
	Вариант 2			0,08			0,25			0,38				
	Вариант 3			0,21			0,53			1,08				
	Вариант 4			0,17			0,46			1,01				
	Вариант 5			0,02			0,07			0,13				
отдельный запуск нескольких УУ ЖРДМТ	Вариант 1	3,1	35,30	0,16	5,8	48,00	0,43	10,0	63,00	0,85	19,0	87,00	1,80	
	Вариант 2			0,08			0,23			0,35				
	Вариант 3			0,19			0,19			1,00				
	Вариант 4			0,14			0,41			0,90				
	Вариант 5			0,03			0,06			0,10				

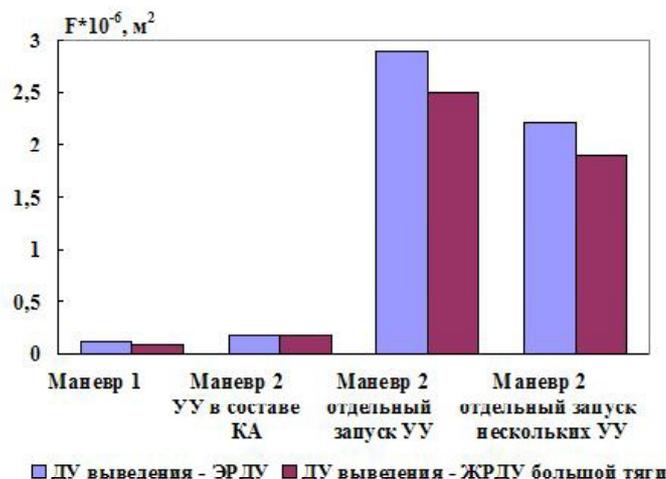


Рис. 1. Площадь собирающей поверхности УУ при двух маневрах КА для сбора мелкого космического мусора, выводимого РН «Delta-4Н»

Из рисунка следует, что из двух рассмотренных маневров мусорособирающего КА наиболее эффективным является маневр его циклического движения в заданном высотном слое при отдельном выведении улавливающего устройства, запуск которого на исходную орбиту, как и КА, осуществляется с промежуточной орбиты РБ с ЭРДУ. Использование для выведения КА и УУ жидкостной ракетной двигательной установки приводит к уменьшению собирающей поверхности приблизительно на 13 %.

#### Заключение

Анализируя результаты расчетов, полученные при разных маневрах КА для сбора мелкого космического мусора на этапе очистки, можно сделать вывод в пользу выбора маневра циклического движения при отдельном выведении улавливающего устройства. В качестве ДУ выведения КА и УУ в зависимости от характера поставленной задачи предпочтительно использовать ЭРДУ или ЖРДУ, ДУ маневрирования – ЭРДУ. Однако, целесообразность применения раздельного выведения КА и УУ требует детальной проработки с учетом экономических затрат, поскольку раздельное выведение космического аппарата и улавливающего устройства априори дороже выведения УУ в составе КА. Предметом дальнейших исследований может быть рассмотрение и других критериев эффективности.

#### Список литературы

1. Расчет характеристик космического аппарата для сбора мелкого космического мусора / [Н. М. Дронь, Л. Г. Дубовик, А. И. Кондратьев, П. Г. Хорольский] // Вестник двигателестроения. – 2010. – № 1. – С. 24–28.
2. Оценка основных характеристик космических тралыщиков, используемых для очистки

околоземного пространства / [Н. М. Дронь, А. И. Кондратьев, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик] // Техническая механика. – 2010. – № 2. – С. 87–92.

3. Оценка характеристик мусоросборщиков с ЭРД при двух вариантах маневров их выведения на требуемую орбиту / [Н. М. Дронь, Л. Г. Дубовик, А. И. Кондратьев и др.] // Космічна наука і технологія. – 2010. – Т. 16. – № 5. – С. 59–61.
4. Дронь Н. М. Эффективность очистки околоземного пространства при раздельном выведении космического тралыщика и улавливающего устройства / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Сборник докладов научной конференции «Информационные технологии в управлении сложными системами». – Д. : Изд-во «Свидлер А.Л.», 2011. – С. 202–205.
5. Дронь Н. М. Эффективность очистки низких орбит космическим тралыщиком при использовании нескольких устройств для улавливания космического мусора / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – Д. : «Пороги», 2011. – Т. XII. – С. 36–45.
6. 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.
7. Дронь М. М. Оцінка ефективності циклічного руху космічного тралыщика між високою й низькою орбітами / М. М. Дронь, П. Г. Хорольський, Л. Г. Дубовик // Проблеми створення, випробування, застосування

та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. – Житомир : ЖВІ НАУ, 2011. – Вип. 5. – С. 158–165.

8. 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 редакцію 17.09.2012*

**Дронь М.М., Хорольський П.Г., Дубовик Л.Г. До вибору маневру сміттєзбирального космічного апарата на етапі очищення навколоземного простору від дрібного космічного сміття**

*На основі порівняльної оцінки ефективності двох маневрів сміттєзбирального космічного апарата (КА) на етапі очищення навколоземного простору при різних способах доставки на вихідну орбіту апарата і пристрою, що здійснює уловлювання дрібного космічного сміття, видано рекомендації щодо вибору маневру КА й типів рушійних установок виведення та маневрування. За критерій ефективності розглянуто площу збиральної поверхні уловлюваного пристрою, яка перетинає заданий висотний шар космічного простору.*

**Ключові слова:** космічне сміття, сміттєзбиральний космічний апарат, уловлювальний пристрій, рушійна установка, ракета-носіє.

**Dron N., Horolskyi P., Dubovik L. Selection of maneuver of debris scavenging space vehicle at the stage of clearing near-earth space from small space debris**

*Based on comparative assessment of efficiency of two maneuvers of debris collecting space vehicle (SV) at the stage of debris removal from near-earth space, with different ways of delivery of vehicle and space debris collecting device into original orbit, the recommendation is given on selection of SV maneuvers and types of propulsion systems orbiting and maneuvering. As a criterion of efficiency the area of collecting surface crossing a preset altitude space layer is considered.*

**Key words:** space debris, debris collector space vehicle, catching device, propulsion system, carrier rocket.