

УДК 629.78

Н.М. Дронь, д-р техн. наук,  
П.Г. Хорольский, канд. техн. наук,  
Л.Г. Дубовик

## **ЭФФЕКТИВНОСТЬ ОДНОГО СПОСОБА СБОРА И УДАЛЕНИЯ МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА**

### **1. Формулирование проблемы**

Околоземной космос все больше насыщается искусственными орбитальными объектами техногенного происхождения (космическим мусором), имеющими разную величину и массу и создающими серьезную проблему при его использовании. В результате столкновения с действующими космическими аппаратами и орбитальными станциями как крупный, так и мелкий космический мусор может нанести им повреждения и вызвать сбой в работе. Не исключается и возможность падения его осколков на Землю. При этом из-за огромного количества на низких орбитах мелких частиц космического мусора вероятность столкновений с ними значительно выше, чем с крупными объектами, также затруднено их обнаружение и выполнение маневра по уводу космического аппарата или станции от столкновения. Отсюда следует назревшая необходимость сбора и удаления мелкого космического мусора из околоземного пространства.

Из анализа публикаций видно (см., например, [1]), что для решения данной задачи наиболее целесообразным является использование специального космического аппарата (КА) с двигательной установкой (ДУ) для его маневрирования и устройством для улавливания мелких частиц космического мусора. Схема полета КА такая:

- выведение КА на высокую рабочую орбиту с помощью ракеты-носителя (РН);
- развертывание улавливающего устройства (УУ) из сложенного под обтекателем РН положения;
- включение ДУ и спуск КА с УУ до конечной низкой орбиты.

В результате маневра, выполняемого КА в межорбитальном пространстве, мелкие частицы космического мусора, встречающиеся на его пути, попадают в улавливающее устройство либо теряют свою скорость при соударении с ним и в результате торможения КА с УУ оказываются в плотных слоях атмосферы, где впоследствии сгорают в ней.

Для повышения целевой эффективности предлагаемого способа сбора и удаления мелкого космического мусора необходимо увеличивать поперечную площадь и, как следствие, – массу улавливающего устройства, а с ним и массу всего КА, и время его работы в зоне сбора.

Масса выводимого КА может быть увеличена применением соответствующей РН, грузоподъемностью которой она определяется, выбором способа выведения и типа ДУ для его осуществления. Увеличение массы УУ обеспечивается минимальным расходом топлива на этапе сбора космического мусора.

В работах [2 – 3] приведены оценки энергомассовых характеристик КА, которые могут быть использованы для очистки околоземного пространства от мелких частиц космического мусора, при разных способах выведения их на требуемую орбиту и применении разных типов двигательных установок, когда улавливающее устройство входит в состав космического аппарата. Согласно этим оценкам УУ имеют значительную массу, поэтому дальнейшее ее увеличение и увеличение запаса топлива КА, который позволит увеличить время его работы в зоне сбора космического мусора, можно за счет отдельного выведения на рабочую орбиту космического аппарата и улавливающего устройства. Освобождающаяся в этом случае масса КА будет компенсирована дополнительной массой топлива.

## 2. Решение проблемы

Целью данной работы является оценка эффективности сбора и удаления мелкого космического мусора с низких околоземных орбит при отдельных запусках используемого космического аппарата и улавливающего устройства для разных вариантов выведения КА на требуемую орбиту и разных типов применяемых ДУ.

При этом запуск УУ на высокую исходную орбиту маневра сбора космического мусора предполагается осуществлять с помощью РН с промежуточной орбиты высотой 200 км с использованием разгонного ЖРД малой тяги (ЖРДМТ).

Космический аппарат, предназначенный для буксировки УУ, и само улавливающее устройство принятыми способами выводятся отдельными ракетами-носителями на исходную высокую орбиту, где впоследствии стыкуются друг с другом. После включения тормозной ДУ, входящей в состав КА, связка КА с УУ спускается до некоторой низкой орбиты, по достижении которой тормозная ДУ отключается и включается разгонная, также входящая в состав КА. Связка КА с УУ поднимается до исходной орбиты, отключается разгонная ДУ, включается тормозная ДУ и КА с УУ снова опускается до конечной орбиты. Спуск-подъем КА с УУ, во время которого мелкие частицы космического мусора захватываются УУ или теряют свою энергию, продолжается до полной выработки топлива ДУ с обязательным выходом связки на низкую орбиту.

Для решения поставленной задачи были рассмотрены такие варианты выведения космического аппарата и маневрирования КА с УУ:

- вариант 1 – вывод КА с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение его на требуемую рабочую орбиту 1200 км посредством разгонного блока с жидкостной ракетной двигательной установкой (ЖРДУ) большой тяги, стыковка с УУ, затем циклы спуска связки КА с УУ на орбиту высотой 500 км и последующего их подъема на орбиту высотой 1200 км с помощью ЭРДУ;

- вариант 2 – вывод КА двигателем верхней ступени РН непосредственно на орбиту 1200 км, стыковка с УУ и циклы спуска-подъема связки КА с УУ на орбиты высотой 500 и 1200 км с помощью ЭРДУ;

- вариант 3 – вывод КА с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на требуемую орбиту 1200 км посредством РБ с ЭРДУ, стыковка с УУ и циклы спуска-подъема связки КА с УУ на орбиты высотой 500 и 1200 км с помощью ЭРДУ;

- вариант 4 – вывод КА с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на орбиту высотой 1200 км с помощью разгонного ЖРД малой тяги (ЖРДМТ), стыковка с УУ и циклы спуска-подъема связки КА с УУ на орбиты высотой 500 и 1200 км с помощью ЭРДУ;

- вариант 5 – вывод КА с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на орбиту высотой 1200 км с помощью разгонного ЖРДМТ, стыковка с УУ и циклы спуска связки КА с УУ на орбиты высотой 500 и 1200 км также с помощью ЖРДМТ.

Запас рабочего тела ЭРДУ (варианты 1-4) или запас топлива ЖРДМТ (вариант 5), необходимый на спуск связки КА с УУ с орбиты высотой 1200 км на орбиту высотой 500 км или подъем обратно, определялся по формуле

$$M_{T_n} = \tilde{M}_{\Sigma} \left( 1 - \frac{1}{e^{W/J_{y\delta}}} \right), \quad (1)$$

где  $M_{T_n}$  – запас топлива, необходимый на спуск или подъем связки КА с УУ;  $\tilde{M}_{\Sigma}$  – суммарная масса КА и УУ при спуске или подъеме;  $W$  – характеристическая скорость перехода с орбиты высотой 1200 км на орбиту высотой 500 км и обратно;  $J_{y\delta}$  – удельный импульс ЭРД или ЖРДМТ;

$$W = V_0 \cdot \left( 1 - \frac{1}{\sqrt{\bar{r}_K}} \right), \quad (2)$$

где  $V_0$  – круговая скорость КА на рабочей орбите [5];  $\bar{r}_K$  – отношение радиусов высокой и низкой орбит.

В первом цикле движения при спуске на орбиту высотой 500 км  $\tilde{M}_\Sigma$  – начальная суммарная масса КА, включая массу разгонного блока (в случае его использования), и улавливающего устройства.

Масса КА  $M_{КА}$  для первого варианта его выведения определялась из выражения

$$M_{КА} = M_0 - M_{РТ_{ЖРД}} - M_{РБ_{сух}}, \quad (3)$$

где  $M_0$  – грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км;  $M_{Т_{ЖРД}}$  – запас топлива ЖРД, расходуемого на переход КА 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 КА на орбите 1200 км использовались справочные данные, приведенные в [4], в предположении, что в идеальном случае масса КА 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 уравнения

$$M_{КА} = M_0 - M_{РТ_{ЭРДр}} - M_{РБ_{сух}}, \quad (4)$$

где  $M_{РТ_{ЭРДр}}$  – запас топлива ЭРД для перевода КА с орбиты 200 км на орбиту высотой 1200 км;  $M_{РБ_{сух}}$  – сухая масса разгонного блока, включающая в себя массу конструкции разгонной ЭРДУ и массу системы электропитания.

В четвертом и пятом вариантах с применением ЖРДМТ масса КА (пренебрегая массой обтекателя) рассчитывалась с использованием выражения

$$M_{КА} = M_0 - M_{Т_{ЖРДМТ}}, \quad (5)$$

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

Во всех вариантах запас топлива, необходимого на выведение КА на требуемую орбиту, вычислялся согласно методике, изложенной в [5].

Масса улавливающего устройства  $M_{уу}$  для принятого способа выведения его на требуемую орбиту определялась по формуле (5) при  $M_{КА} = M_{уу}$ .

При подъеме и в каждом последующем цикле  $\tilde{M}_\Sigma$  уменьшалась за счет выработки рабочего тела ЭРДУ или топлива ЖРДМТ. Остающийся запас топлива  $M_T$  для следующих циклов движения определялся из

уравнения баланса массы космического аппарата  $M_{КА}$  [5] при отсутствии массы полезной нагрузки.

$$M_T = M_{КА} - M_{СПУ} - M_D - M_{СА} - M_{ЭУ} - M_{СХПТ} - M_K, \quad (6)$$

где  $M_{СПУ}$  – масса системы преобразования и управления;  $M_D$  – масса двигателей;  $M_{СА}$  – масса служебной аппаратуры;  $M_{ЭУ}$  – масса энергоустановки (в случае ее наличия);  $M_{СХПТ}$  – масса системы хранения и подачи топлива;  $M_K$  – масса конструкции КА.

Для каждого из рассмотренных вариантов вычислялось число циклов «спуск-подъем»  $n$ , которое может совершить КА в связке с УУ при соответствующем запасе топлива, рассчитанном для случая отдельного выведения космического аппарата и улавливающего устройства. Число циклов движения КА рассчитывалось из условия достижения количества оставшегося топлива, недостаточного для совершения следующего полного цикла. Полученное число циклов использовалось для вычисления суммарной площади собирающей поверхности улавливающего устройства  $F$ .

При задании формы УУ в виде сферы

$$F = 4\pi R_{УУ}^2 n, \quad (7)$$

где  $R_{УУ}$  – радиус улавливающего устройства;

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

где  $\delta$  – плотность оболочки сферы.

Суммарное время, необходимое на выполнение этапа сбора мелкого космического мусора, складывалось из времени, необходимого на спуск связки КА с УУ с орбиты высотой 1200 км на орбиту высотой 500 км в первом цикле [5], и времени на обратный подъем-спуск в каждом следующем.

### 3. Результаты исследований

Для рассмотренных вариантов выведения КА представлены результаты расчетов числа циклов «спуск-подъем»  $n$ , которое может совершить между орбитами высотой 1200 и 500 км космический аппарат в связке с УУ радиусом  $R_{УУ}$ , суммарного времени  $T$ , необходимого на осуществление данного маневра (таблица), и суммарной площади собирающей поверхности УУ (рисунок).

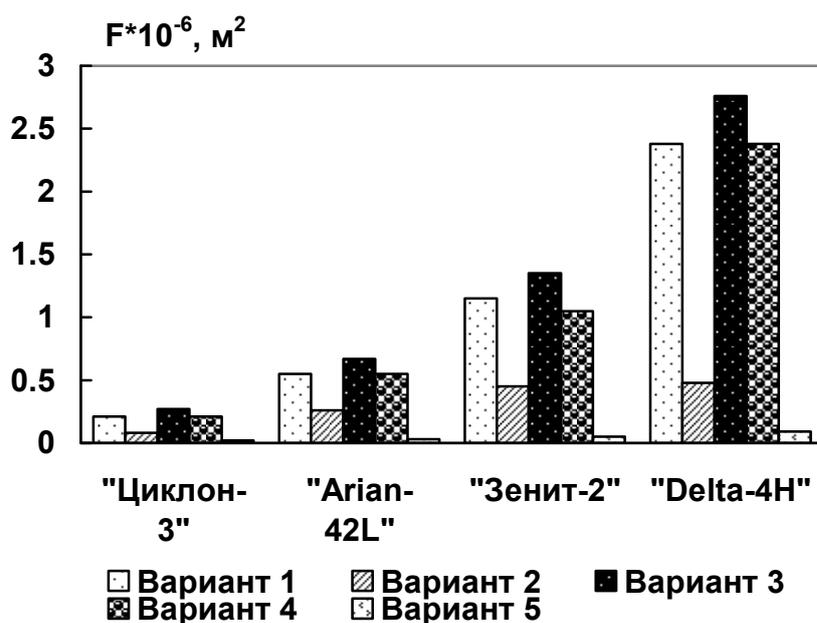
Расчеты выполнены для РН различной грузоподъемности  $M_0$  («Циклон-3», «Arian-42L», «Зенит-2», «Delta-4H»), которые могут быть использованы для отдельного запуска КА и УУ. Предполагалось, что КА и УУ выводят однотипные РН.

В качестве ЭРД рассматривалось применение двигателя с тягой 0,775 Н, ЖРДМТ – двигателя РН «Циклон-3» с тягой 100 Н.

Как видно, для вариантов 1, 3, 4 число совершаемых связкой КА и УУ циклов движения увеличивается с ростом грузоподъемности РН на высоте 200 км. Для варианта 2 (непосредственное выведение КА на орбиту 1200 км) зависимость числа циклов от грузоподъемности РН носит иной характер. Это объясняется тем, что в первом случае масса выводимого КА пропорциональна грузоподъемности РН на высоте 200 км [2], во втором она определяется грузоподъемностью РН на высоте 1200 км [4]. Поскольку РН «Зенит-2» и «Delta-4Н» способны вывести на требуемую орбиту КА практически одинаковой массы [4], а радиусы выводимых ими УУ отличаются почти в два раза, то число циклов для РН «Delta-4Н» будет меньшим, чем для «Зенит-2». Аналогичным образом можно объяснить и равное число циклов при использовании РН «Arian-42L» и «Зенит-2». В варианте 5 КА в связке с УУ может совершить лишь спуск на низкую орбиту для всех рассмотренных РН.

Число циклов и время работы КА в связке с УУ на этапе сбора мелкого космического мусора при отдельном выведении КА и УУ

РН	$M_0$ , т	$R_{УУ}$ , м	Варианты									
			1		2		3		4		5	
			$n$	$T$ , год	$n$	$T$ , год	$n$	$T$ , год	$n$	$T$ , год	$n$	$T$ , ч
Циклон-3	4,0	35,3	13	1,1	5	0,4	17	1,5	13	1,1	1	8,0
Arian-42L	7,3	48,0	19	2,7	9	1,1	23	3,4	19	2,7	1	15,0
Зенит-2	13,0	63,0	23	5,6	9	1,7	27	6,9	21	5,1	1	26,0
Delta-4Н	24,0	87,0	23	11,2	5	1,6	29	14,0	25	11,0	1	48,0



Площадь собирающей поверхности УУ

Время работы КА в связке с УУ увеличивается с ростом грузоподъемности РН практически для всех вариантов. Для всех вариантов выведения КА растет и суммарная площадь собирающей поверхности улавливающего устройства, причем преобладающим фактором, влияющим на ее величину, является радиус УУ.

### Выводы

Анализируя полученные результаты, можно сделать вывод о том, что наибольшую эффективность предложенного способа сбора мелкого космического мусора при отдельном запуске улавливающего устройства с помощью ЖРДМТ можно достичь выведением КА с промежуточной орбиты посредством разгонного блока с ЖРДУ или ЭРДУ при использовании РН большой грузоподъемности. Применение ЖРДМТ на этапах выведения КА и маневрирования с УУ малоэффективно, кроме этого, экономически невыгодно, так как практически не обеспечивает заметного преимущества по сравнению одноразовым спуском КА и УУ в его составе.

#### Список использованных источников

1. Шевцов, А. В. Мелкий космический мусор. Анализ развития и способы борьбы [Текст] / А. В. Шевцов, А. С. Макарова // Космічна наука і технологія. Додаток до журналу. – Д.: ДНУ, 2002. – Т. 8, № 1. – С. 176–179.
2. Сравнительная оценка характеристик космических тральщиков при трех вариантах маневра их выведения [Текст] / Н.М. Дронь, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: НАУ «ХАИ», 2010. – № 10 (77). – С. 21-23.
3. Массовая эффективность космических тральщиков при использовании жидкостных ракетных двигателей малой тяги [Текст] / Н.М. Дронь, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Техническая механика. – 2010. – № 3. – С. 100-105.
4. Isakowitz, S.J. International Reference Guide to Space Launch Systems. Second Edition [Текст] / S.J. Isakowitz.– Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991. – 341 p.
5. Кондратьев, А. И. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с ЭРДУ [Текст] / А. И. Кондратьев, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: «ХАИ», 2009. – № 10 (67). – С. 82 – 84.

*Поступила в редакцию 15.06.2011 г.*

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Н. Кобрин,  
Национальный аэрокосмический университет  
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков*