

УДК 629.78

П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ, Л.Г. ДУБОВИК, В.В. КУРИННОЙ*Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск, Украина***К ВЫБОРУ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ДЛЯ ДОСТАВКИ НА ИСХОДНУЮ ОРБИТУ МУСОРОСОБИРАЮЩЕГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

Приведена оценка энергетических возможностей известных ракет-носителей, которые могут быть использованы для доставки на исходную орбиту космического аппарата (КА), предназначенного для очистки околоземного пространства от мелкого космического мусора. Предложены несколько вариантов доставки и функционирования КА с применением разных типов двигательных установок на этапах выведения и очистки. В качестве критерия оценки рассмотрены масса КА, совершающего на этапе очистки маневр одноразового спуска с высокой орбиты на низкую, и относительная масса его полезной нагрузки. За массу полезной нагрузки принята система сбора мелкого космического мусора, входящая в состав КА в виде сферического мусорособирающего элемента с устройствами крепления, разворачивания в космосе и удержания при маневрировании аппарата.

Ключевые слова: *ракета-носитель, космический аппарат, околоземное пространство, космический мусор, двигательная установка, масса полезной нагрузки.*

Введение

Наличие в космическом пространстве искусственных объектов привело к тому, что в настоящее время особенно актуальной для экологии околоземного космоса стала проблема космического мусора (КМ), имеющего разную величину и массу. Возникшая проблема потребовала поиска технических решений, с помощью которых можно очистить низкие околоземные орбиты от накопившегося КМ.

Как один из методов очистки околоземного пространства от мелких фракций космического мусора предложено использовать специальный космический аппарат (КА), оснащенный системой сбора КМ и двигательными установками (ДУ) выведения и маневрирования [1]. Такой КА с помощью ракеты-носителя (РН) одним из известных способов выводится на исходную орбиту и, маневрируя заданным образом [1-3] в зоне очистки, осуществляет улавливание мелких частиц КМ, с которыми впоследствии сгорает в плотных слоях атмосферы.

Целевая эффективность данного метода очистки зависит от массы КА, увеличиваясь с ее ростом. Поэтому при прогнозировании тактико-технических характеристик аппарата следует стремиться к обеспечению максимального значения его массы, исходя из которой производится выбор ракеты-носителя для выведения КА на требуемую орбиту.

Целью данной статьи является решение задачи оценки энергетических возможностей известных РН, которые могут быть использованы для доставки мусорособирающего КА на исходную орбиту.

Решение поставленной задачи

Как известно, существуют два возможных способа доставки космического аппарата на заданную орбиту:

- первоначальное выведение КА с помощью РН на промежуточную орбиту с последующим довыведением его на требуемую орбиту посредством разгонного блока (РБ) или собственными ДУ;
- непосредственное выведение КА на требуемую орбиту двигателем верхней ступени РН.

Ранее проведенными исследованиями [2] была установлено, что при втором способе выведения мусорособирающего КА имеет место слабая зависимость его массы от типа используемой РН. Поэтому для решения поставленной задачи рассматривался способ доставки космического аппарата на исходную орбиту посредством гипотетического РБ с применением разных типов двигательных установок.

Предполагалось, что используемый КА осуществляет очистку слоя космического пространства в диапазоне круговых орбит высотой от 500 до 1200 км. При этом он совершает маневр одноразового перехода с высокой орбиты на низкую за счет работы тормозной ДУ, входящей в его состав [1].

В качестве ДУ выведения были рассмотрены жидкостная ракетная двигательная установка большой тяги (ЖРДУ), электроракетная двигательная установка (ЭРДУ) и жидкостной ракетный двигатель малой тяги (ЖРДМТ). Переход КА с высокой орбиты на низкую осуществлялся ЭРДУ и ЖРДМТ.

Для РН широкого диапазона грузоподъемности

(от 1,4 до 35 т) [4] были рассчитаны масса выводимого КА и масса полезной нагрузки.

В качестве полезной нагрузки, масса которой при отсутствии требований к точности выведения и наклонению орбиты является конечным результатом исследования, была выбрана система сбора мелкого КМ, входящая в состав КА в виде сферического мусорособирающего элемента с устройствами крепления, разворачивания в космосе и удержания при эксплуатации аппарата. Принималось, что масса этих устройств условно входит в массу мусорособирающего элемента.

При использовании для доставки КА ЖРДУ большой тяги масса аппарата $M_{КА}$ находилась из выражения

$$M_{КА} = M_0 - M_{Т_{ЖРД}} - M_{РБ_{сух}},$$

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

$M_{Т_{ЖРД}}$ – запас топлива ЖРД, расходуемого на переход КА с промежуточной орбиты высотой 200 км на исходную орбиту высотой 1200 км;

$M_{РБ_{сух}}$ – сухая масса РБ [5].

В случае применения ЭРДУ масса КА определялась из равенства

$$M_{КА} = M_0 - M_{РТ_{ЭРД}} - M_{РБ_{сух}},$$

где $M_{РТ_{ЭРД}}$ – запас рабочего тела ЭРД для перевода аппарата с орбиты 200 км на орбиту высотой 1200 км;

$M_{РБ_{сух}}$ – сухая масса РБ, включающая массу конструкции ЭРДУ выведения и массу системы электропитания [5].

Массу КА с ЖРДМТ рассчитывали по формуле

$$M_{КА} = M_0 - M_{Т_{ЖРДМТ}},$$

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

Необходимый запас топлива на переход КА с промежуточной на исходную орбиту определялся по формуле

$$M_T = M_0 \left(1 - \frac{1}{e^{W/J_{уд}}} \right),$$

где $M_T = [M_{Т_{ЖРД}}, M_{РТ_{ЭРД}}, M_{Т_{ЖРДМТ}}]$;

$W = [W_{ЖРД}, W_{ЭРД}]$ – характеристическая скорость перехода КА;

$J_{уд}$ – удельный импульс ЭРД или ЖРД;

$$W_{ЖРД} = A \cdot \sqrt{\frac{\mu}{r_0}};$$

$$W_{ЭРД} = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \left(1 - \frac{1}{\sqrt{\tilde{r}_k}} \right);$$

где $A = \frac{\sqrt{2}(\tilde{r}_k - 1)}{\sqrt{\tilde{r}_k}(1 + \tilde{r}_k)} + \frac{1 - \sqrt{\tilde{r}_k}}{\sqrt{\tilde{r}_k}};$

μ – гравитационная постоянная Земли;

$$\tilde{r}_k = \frac{r_k}{r_0};$$

$$r_k = H_k + R_3,$$

$$r_0 = H_0 + R_3;$$

r_0 – радиус промежуточной орбиты;

H_0 – высота промежуточной орбиты;

R_3 – радиус Земли;

r_k – радиус исходной орбиты;

H_k – высота исходной орбиты.

Масса полезной нагрузки определялись из уравнения баланса массы КА согласно методике, приведенной в [5].

На рис. 1 приведена зависимость массы выводимого аппарата $M_{КА}$ от грузоподъемности рассмотренных ракет-носителей M_0 при использовании предложенных типов двигательных установок выведения.

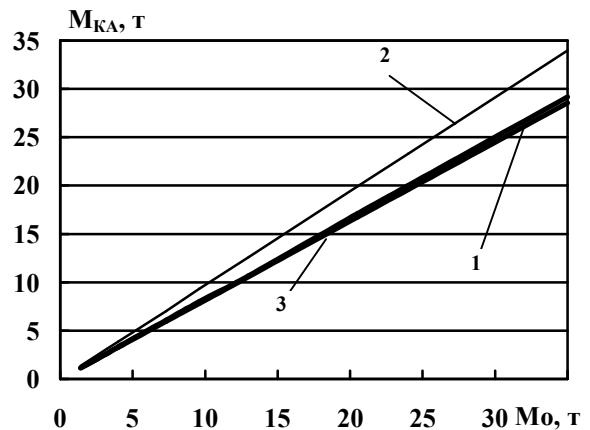


Рис. 1. Зависимость массы выводимого КА от грузоподъемности РН для различных типов ДУ выведения:
1 – ЖРДУ; 2 – ЭРДУ; 3 – ЖРДМТ

Как видно из рисунка, существующие РН способны обеспечить доставку на исходную орбиту мусорособирающие аппараты, масса которых изменяется в широком диапазоне.

При этом она увеличивается с ростом грузоподъемности ракеты-носителя для всех используемых ДУ выведения, оставаясь большей в случае применения ЭРДУ и практически одинаковой при

использовании ЖРД большой и малой тяги. Причем, для легких РН («Космос», «Titan-2SL», «Молния») преимущество использования ЭРДУ выражено гораздо слабее, чем для мощных («Протон-М», «Delta-4Н», «Ангара»).

Зависимость массы полезной нагрузки КА от грузоподъемности РН носит аналогичный характер.

Для всех рассмотренных типов двигательных установок выведения и маневрирования также была рассчитана относительная масса полезной нагрузки КА, равная отношению массы полезной нагрузки к массе аппарата, и построены графики ее зависимости от грузоподъемности РН (рис. 2).

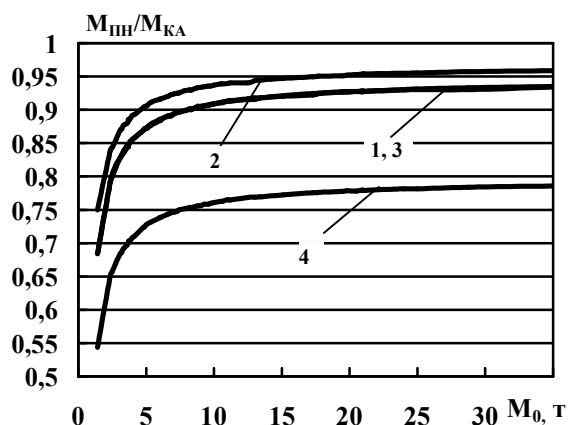


Рис. 2. Зависимость относительной массы полезной нагрузки КА от грузоподъемности РН для различных типов ДУ выведения/маневрирования:

1 – ЖРДУ/ЭРДУ; 2 – ЭРДУ/ЭРДУ;
3 – ЖРДМТ/ЭРДУ; 4 – ЖРДМТ/ЖРДМТ

Из рисунка следует, что относительная масса полезной нагрузки $M_{пн}/M_{ка}$ мусорособирающего аппарата увеличивается с ростом грузоподъемности применяемых РН при использовании ракет-носителей малой мощности и практически остается неизменной для мощных РН.

При этом для всех рассмотренных РН наибольшие значения $M_{пн}/M_{ка}$ соответствуют варианту использования ЭРДУ как в качестве двигательной установки выведения, так и в качестве тормозной ДУ на этапе очистки. Применение для этих целей ЖРДМТ приводит к проигрышу по величине относительной массы полезной нагрузки и, как следствие, к снижению эффективности предлагаемого метода очистки.

Поскольку при проектировании КА для сбора мелкого космического мусора необходимо обеспечить максимум относительной массы полезной нагрузки, то из приведенного рисунка также видно, что для доставки аппарата на исходную орбиту рас-

смотренным способом независимо от типа используемых ДУ на этапах выведения и очистки целесообразным является применение РН грузоподъемностью выше 13 т.

Заключение

Таким образом, можно сделать следующие выводы.

1. Полученные результаты указывают на возможность проектирования КА для сбора мелкого космического мусора, масса которых, а, следовательно, и масса их мусорособирающих элементов изменяются в широком диапазоне.

2. В качестве двигательных установок выведения и маневрирования мусорособирающих космических аппаратов предпочтительным является выбор ЭРДУ.

3. Для доставки этих КА на исходную орбиту целесообразно использовать мощные ракеты-носители. Это могут быть такие РН как «Atlas-5», «Titan-404В», «Titan-403А», «Delta-4Н» (США), «Зенит-3LSВ», (Украина), «Протон-М», «Ангара» (Россия).

Предметом дальнейших исследований может быть учет при выборе ракеты-носителя экономических затрат на выведение мусорособирающего КА на требуемую орбиту, в частности стоимости пуска используемых РН.

Литература

1. 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 // *Механика та машинобудування*. – 2010. – № 1. – С. 8-12.
2. Дронь, Н.М. Сравнительная оценка эффективности двух маневров очистки околоземного пространства космическим тральщиком при разных способах его выведения на требуемую орбиту [Текст] / Н.М. Дронь, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 4/81. – С. 22-26.
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: зб. наук. праць – Д.: «Пороги», 2011. – Т. XII. – С. 36-45.*
4. 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.

5. Кондратьев, А.И. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с электроракетной двигательной установкой [Текст] / А.И. Кон-

дратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 10 (67). – С.82-84.

Поступила в редакцию 30.05.2012

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

ДО ВИБОРУ РАКЕТИ-НОСІЯ ДЛЯ ДОСТАВКИ НА ВИХІДНУ ОРБИТУ СМІТТЄЗБИРАЛЬНОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТА

П.Г. Хорольський, Л.Г. Дубовик, В.В. Курінний

Наведено оцінку енергетичних можливостей відомих ракет-носіїв, які можуть бути використані для доставки на вихідну орбіту космічного апарата (КА), призначеного для очищення навколосезного простору від дрібного космічного сміття. Запропоновано декілька варіантів доставки й функціонування КА із застосуванням різних типів рушійних установок на етапах виведення й очищення. Як критерій оцінки розглянуто масу КА, який здійснює на етапі очищення маневр одноразового спуску з високої орбіти на низьку, і відносну масу його корисного навантаження. За масу корисного навантаження прийнято систему збору дрібного космічного сміття, що входить до складу КА у вигляді сферичного сміттєзбирального елемента з пристроями кріплення, розгортання в космосі й утримання при маневруванні апарата.

Ключові слова: ракета-носій, космічний апарат, космічне сміття, сміттєзбиральний елемент, рушійна установка, маса корисного навантаження.

TO SELECTION OF THE LAUNCH VEHICLE FOR INJECTION TO THE INITIAL ORBIT DEBRIS COLLECTOR SPACE VEHICLE

P.G. Horolsky, L.G. Dubovik, V.V. Kurinnoy

The estimation of power capabilities of known launch vehicles which can be used for injection to an initial orbit of a space vehicle (SV) which intended for clearing of a near space from small space debris is resulted. Some versions of injection and functioning of SV with application of different types of propulsion systems at injecting and clearing stages are offered. As criterion of estimation are considered weight of the space vehicle making at a stage of clearing maneuver of disposable descent from a high-altitude orbit on low, and relative weight of its payload. For weight of a payload the system of the assembly of the small space debris, a part of SV in the form of spherical debris collector element with devices of attachment, deployment in space and deduction at vehicle maneuvering is adopted.

Key words: the launch vehicle, a space vehicle, space debris, debris collector element, a propulsion system, weight of a payload.

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

Дубовик Людмила Григорьевна – с.н.с. НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: dubovik_l.g@mail.ru.

Куринной Валерий Валериевич – ст. преподаватель каф. САУ физико-технического факультета Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: kvalera@ua.fm.