

МЕТОДИКА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ТАКТИКО- ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКОГО ТРАЛЬЩИКА

П. Г. Хорольский

Кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник*

Институт энергетики

E-mail: horol09@mail.ru

Л. Г. Дубовик

Старший научный сотрудник*

*Институт энергетики

Днепропетровский национальный университет

им. Олеса Гончара

пр. Гагарина, 72, г. Днепропетровск, Украина, 49010

E-mail: dubovik_l.g@mail.ru

Ми представляємо методику, за допомогою якої можуть бути визначені тактико-технічні характеристики космічного апарата для збору й видалення дрібного космічного сміття – космічного тральщика, що забезпечать високу ефективність його роботи з очищення низьких навколоземних орбіт при здійсненні ним усіх досліджених нами можливих маневрів у зоні очищення та використанні різних типів рушійних установок

Ключові слова: низькі навколоземні орбіти, космічне сміття, космічний тральщик, висока ефективність

Мы представляем методику, с помощью которой могут быть определены тактико-технические характеристики космического аппарата для сбора и удаления космического мусора – космического тральщика, обеспечивающие высокую эффективность его работы по очистке низких околоземных орбит при осуществлении им всех исследованных нами возможных маневров в зоне очистки и использовании разных типов двигательных установок

Ключевые слова: низкие околоземные орбиты, космический мусор, космический тральщик, высокая эффективность

1. Введение

Одной из наиболее важных проблем использования космического пространства является образование и дальнейшее накопление на низких околоземных орбитах (НОО) неисправных и нефункционирующих искусственных объектов и их фрагментов, так называемого космического мусора (КМ). Уже сегодня количество КМ столь велико, что существует высокая вероятность столкновений функционирующих КА с отработанными космическими объектами (КО). При этом одинаково опасным является как крупный космический мусор, так и его мелкие фракции, вероятность столкновения с которыми значительно превосходит вероятность столкновения с крупными объектами. Существующая же тенденция дальнейшего роста концентрации КМ может привести к тому, что использование космического пространства вообще станет проблематичным.

В этой связи задача очистки низких околоземных орбит с целью обеспечения безопасности космических полетов и снижения опасности для Земли является весьма актуальной.

2. Анализ литературных данных и постановка проблемы

Анализ публикаций показывает, что удаление космического мусора с НОО в общем случае требует

применения специальных мусорособирающих космических аппаратов, оснащенных ракетными двигателями [1]. В частности для очистки рабочих орбит от мелкого КМ может быть использован космический тральщик (КТ), содержащий двигательную установку (ДУ) и систему сбора и удаления мелких частиц КМ в виде сферического мусороулавливающего устройства (МУУ) [2].

Такой КТ с помощью ракеты-носителя (РН) одним из известных способов [3] выводится на требуемую орбиту и, маневрируя в зоне очистки за счет работы входящей в его состав ДУ, посредством МУУ определенным образом взаимодействует с мелкими частицами космического мусора, встречающимися на его пути. При этом часть КМ улавливается МУУ, а оставшаяся часть теряет орбитальную скорость и затем, как и КТ с МУУ, сгорает в плотных слоях атмосферы Земли.

Космический тральщик может использовать одно МУУ, выводимое на требуемую орбиту вместе с ним, с которым он совершает одноразовый спуск с высокой на низкую орбиту [2, 3] или многоразовые циклы спуска-подъема между этими орбитами [4]. Также КТ может маневрировать с заранее выведенными независимо от него мусороулавливающими устройствами, снимая с исходной орбиты одно [5] или поочередно несколько МУУ [6].

В любом случае эффективность предлагаемого метода очистки увеличивается с увеличением площади поперечного сечения мусороулавливающего устрой-

ства и длительности пребывания тральщика в зоне контакта с космическим мусором, т.е. зависит от массы МУУ и запаса топлива на борту аппарата, в сумме определяющих массу КТ, которая и является критерием эффективности.

3. Цель и задачи исследования

Целью данной статьи является разработка методики прогнозирования тактико-технических характеристик (ТТХ) космического тральщика, которые обеспечили бы высокую эффективность его работы при очистке низких орбит от мелкого космического мусора.

В качестве основных тактико-технических характеристик космического тральщика принимаются:

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

Эффективность работы КТ предполагается оценивать площадью собирающей поверхности мусороулавливающего устройства, пересекающей заданный слой околоземного пространства

4. Описание методики прогнозирования ТТХ КТ

4.1. Исходные данные

Задаются высоты круговых орбит, определяющих зону очистки, выбираются типы РН, которые целесообразно использовать для выведения КТ на заданную высокую орбиту [7], а также типы используемых ракетных двигателей.

Рассматриваются все возможные маневры космического тральщика на этапе очистки околоземного пространства с момента первоначальной доставки КТ на исходную орбиту:

- одноразовый спуск КТ с МУУ в его составе с высокой орбиты на низкую;

- многоразовые циклы спуска-подъема КТ с МУУ в его составе между высокой и низкой орбитами до полной выработки топлива на борту;

- стыковка КТ на высокой орбите с одним ранее выведенным МУУ и последующие циклы спуска-подъема связки «КТ-МУУ» между высокой и низкой орбитами до полной выработки топлива на борту;

- стыковка КТ на высокой орбите с одним из нескольких ранее выведенных МУУ, спуск связки «КТ-МУУ» на низкую орбиту, расстыковка КТ с МУУ, подъем КТ на высокую орбиту, стыковка со следующим МУУ, спуск связки «КТ-МУУ», расстыковка, подъем КТ и т.д. до полной выработки топлива на борту.

Для осуществления предложенных маневров исследуются различные варианты доставки КТ на исходную орбиту с использованием на этапах выведения и очистки следующих ДУ:

- вариант 1 – доставка КТ на исходную орбиту путем довыведения с промежуточной орбиты посредством разгонного блока (РБ), применение на этапе довыведения жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) большой тяги, на этапе

очистки – электроракетной двигательной установки (ЭРДУ);

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

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

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

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

Предполагается, что в случае раздельного выведения КТ и МУУ, запуск мусороулавливающего устройства на исходную орбиту, как и КТ, может осуществляться двумя способами:

- с промежуточной орбиты с помощью разгонного блока, оснащенного либо ЖРДУ большой тяги, либо ЭРДУ, либо ЖРДМТ;

- непосредственно на исходную орбиту двигателем верхней ступени РН.

За относительную массу полезной нагрузки принимается отношение массы мусороулавливающего устройства $M_{МУУ}$, входящего в состав КТ, к его массе $M_{КТ}$, а относительную массу топлива – $M_T / M_{КТ}$, где M_T – запас топлива на борту КТ.

Мусороулавливающее устройство представляется в виде сферы радиусом $R_{МУУ}$, при этом предполагается, что масса элементов его крепления, разворачивания и сохранения формы входит в массу полезной нагрузки КТ.

4.2. Определение массы выводимого космического тральщика

В вариантах использования РБ с ЖРДУ большой тяги и ЭРДУ масса КТ $M_{КТ}$ определяется из выражения

$$M_{КТ} = M_0 - M_{ТДУ} - M_{РБ_{сух}}, \quad (1)$$

где M_0 – грузоподъемность РН на промежуточной орбите; $M_{ТДУ}$ – запас топлива двигательной установки РБ, расходуемого на перевод КТ с промежуточной орбиты на высокую; $M_{РБ_{сух}}$ – сухая масса РБ.

Запас необходимого топлива ДУ рассчитывается по формуле

$$M_{ТДУ} = M \cdot \left(1 - \frac{1}{e^{W/J_{уд}}} \right), \quad (2)$$

где W – характеристическая скорость, рассчитанная для заданных высот [8]; $J_{уд}$ – удельный импульс используемого двигателя; $M = M_0$.

Величина сухой массы РБ с ЖРД определяется с учетом известного отношения α сухой массы РБ к массе топлива

$$M_{РБ_{сух}} = \alpha \cdot M_{ТЖРД}. \quad (3)$$

Для РБ с ЖРД на топливе АТ+НДМГ $\alpha = 0,124$, а для ЖРД на топливе «кислород+керосин» $\alpha = 0,284$ [8, 9].

Сухая масса РБ с ЭРДУ, включающая массу конструкции установки и массу системы электропитания, находится из выражения [10]:

$$M_{РБ_{сух}} = 0,15 \cdot M_{Т_{ЭРД}} + 50 \cdot N_{ЭРД}, \quad (4)$$

где $N_{ЭРД}$ – потребляемая мощность ЭРД.

При непосредственном выведении КТ (вариант 2) его масса находится с использованием справочных данных, приведенных в [11], исходя из предположения, что в идеальном случае масса выведенного на требуемую орбиту КТ равна грузоподъемности РН на этой орбите.

В вариантах с применением ЖРДМТ масса КТ (пренебрегая массой обтекателя) находится из выражения

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

где $M_{Т_{ЖРДМТ}}$ – запас топлива ЖРДМТ, расходуемого на перевод КТ с промежуточной орбиты на требуемую, определяемый, как и $M_{Т_{ЭРД}}$ ($M_{Т_{ЭРД}}$) по формуле (2).

4.3. Определение основных характеристик КТ при одноразовом его спуске с высокой на низкую орбиту

Для всех рассмотренных вариантов и используемых РН из уравнения баланса массы КТ [8] определяется масса мусороулавливающего устройства $M_{МУУ}$, равная массе полезной нагрузки.

$$M_{МУУ} = M_{КТ} - M_{СПУ} - M_{д} - M_{СА} - M_{СЭП} - M_{СХИТ} - M_{К} - M_{Т}, \quad (6)$$

где $M_{СПУ}$ – масса системы преобразования и управления (принимается равной 10 кг [8]); $M_{д}$ – масса двигателя; $M_{СА}$ – масса служебной аппаратуры (принимается равной 264 кг [8]); $M_{СЭП}$ – масса системы электропитания; $M_{СХИТ}$ – масса системы хранения и подачи топлива; $M_{К}$ – масса конструкции КТ; $M_{Т}$ – масса топлива, необходимого на спуск с высокой орбиты на низкую.

$$M_{СЭП} = \beta \cdot N_{ЭРД}, \quad (7)$$

$$M_{К} = 0,7 + 0,8 \cdot (M_{СПУ} + M_{СЭП} + M_{д} + M_{СХИТ}) \quad (8)$$

$$M_{СХИТ} = \gamma_{Б} \cdot M_{Т}. \quad (9)$$

Значение β может быть принятым, например, 50 кг/кВт [10], $\gamma_{Б} = 0,15$ – для ЭРД и $\gamma_{Б} = 0,1$ – для ЖРДМТ [10].

Масса топлива, необходимого на спуск КТ с высокой орбиты на низкую рассчитывается по формуле (2) при $M = M_{КТ}$.

Для каждого вычисленного значения массы $M_{МУУ}$ находится соответствующее ему значение радиуса $R_{МУУ}$:

$$R_{МУУ} = \sqrt{\frac{M_{МУУ}}{4\pi\delta}}, \quad (10)$$

где δ – плотность оболочки улавливающего устройства (принимается равной 0,2 кг/м² [8]).

Используя полученные значения $R_{МУУ}$, вычисляется площадь собирающей поверхности мусороулавливающего устройства F , пересекающей межорбитальное пространство:

$$F = 4\pi R_{МУУ}^2. \quad (11)$$

4.3. Определение основных характеристик КТ при циклическом движении между высокой и низкой орбитами

Для всех рассмотренных вариантов и используемых РН рассчитывается число возможных циклов «спуск-подъем», которое может совершить КТ при имеющемся запасе топлива на его борту. Число циклов движения КТ определяется по достижению количества остающегося топлива, недостаточного для совершения следующего полного цикла.

Масса топлива ДУ, необходимого на спуск КТ с исходной высокой орбиты на низкую или обратный подъем, рассчитывается по формуле (2) при $M = \tilde{M}$.

Здесь \tilde{M} – переменная масса, начальная величина которой зависит от способа выведения мусороулавливающего устройства (в составе КТ или отдельно от него).

При выведении МУУ в составе КТ $\tilde{M} = \tilde{M}_{КТ}$, которая при первом спуске на низкую орбиту совпадает с начальной массой КТ. При подъеме и в каждом последующем цикле она уменьшается за счет выработки топлива используемой ДУ.

Остающийся запас топлива КТ для следующих циклов движения определяется из уравнения баланса массы КТ [8] при задании конкретного значения массы МУУ [4]:

$$M_{Т} = M_{КТ} - M_{СПУ} - M_{д} - M_{СА} - M_{СЭП} - M_{СХИТ} - M_{К} - M_{МУУ}. \quad (12)$$

При отдельном выведении МУУ и КТ $\tilde{M} = \tilde{M}_{\Sigma}$, где \tilde{M}_{Σ} – суммарная масса связки «КТ-МУУ» при спуске или подъеме, уменьшающаяся с каждым последующим спуском или подъемом на величину выработки топлива двигательной установки.

В случае отдельного выведения КТ и нескольких МУУ запас топлива, необходимый на спуск связки «КТ-МУУ», определяется при $\tilde{M} = \tilde{M}_{\Sigma}$, где \tilde{M}_{Σ} – суммарная масса космического тральщика и одного МУУ. Ее величина уменьшается с каждым последующим спуском на величину выработки топлива двигательной установки, необходимого на спуск связки «КТ-МУУ» и подъем КТ без МУУ.

Запас топлива, необходимый на подъем КТ без МУУ, рассчитывается при $\tilde{M} = \tilde{M}_{п}$, где $\tilde{M}_{п}$ – масса КТ, уменьшающаяся с каждым подъемом на величину массы выработанного топлива на предыдущем цикле.

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

Масса МУУ рассчитывается в зависимости от выбранных способов его выведения по формуле (1) при $M_{КТ} = M_{МУУ}$ или с учетом справочных данных, приведенных в [11].

Запас топлива на борту КТ, использующийся для расчета циклов движения КТ с МУУ при отдельном их выведении, определяется из уравнения баланса массы КТ [8] при отсутствии массы полезной нагрузки:

$$M_{Т} = M_{КТ} - M_{СПУ} - M_{д} - M_{СА} - M_{СЭП} - M_{СХИТ} - M_{К}. \quad (13)$$

Полученное для каждого варианта выведения МУУ число циклов n используется для вычисления суммарной площади собирающей поверхности мусороулавливающего устройства $F_{\text{сум}}$, пересекающей пространство между высокой и низкой орбитами:

$$F_{\text{сум}} = 4\pi R_{\text{МУУ}}^2 n, \quad (14)$$

где $R_{\text{МУУ}}$ соответствует заданной массе МУУ при выведении мусороулавливающего устройства в составе КТ или определенной в зависимости от способа выведения и используемой РН при раздельном запуске МУУ и КТ.

4.4. Обобщение полученных данных

Исходя из обеспечения максимальной площади собирающей поверхности МУУ, выбирается оптималь-

ный вариант выведения и маневрирования КТ при использовании всех рассмотренных РН.

В соответствии с этим вариантом определяются возможные тактико-технические характеристики КТ.

5. Выводы

Предложенная методика позволяет с учетом принятых ракет-носителей, рассмотренных способов выведения и маневрирования космического тральщика и использования двигательных установок разных типов прогнозировать тактико-технические характеристики КТ, обеспечивающие создание эффективного космического аппарата для сбора мелкого космического мусора.

Литература

1. Хорольский, П. Г. Анализ методов удаления космического мусора [Текст] / П. Г. Хорольский, В. А. Безуглый // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – Д.: Пороги, 2011. – Т. XI. – С. 128-135.
2. Дронь, Н. М. Космический тральщик для очистки околоземного пространства от космического мусора [Текст] / Н. М. Дронь, А. И. Кондратьев, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Збірник доповідей учасників шостої всеукраїнської науково-практичної конференції «Інноваційний потенціал української науки – ХХІ сторіччя» (1-15 квітня 2010 р.). – 2010. – Запоріжжя: Вид-во ПГА. – С.134-136.
3. Дронь, Н. М. 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. Хитко, П. Г. Хорольский // Космічна наука і технологія. – 2010. – Т. 16, № 5. – С. 59-61.
4. Дронь, Н. М. 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.
5. 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 // Сборник докладов научной конференции «Информационные технологии в управлении сложными системами». – Д.: изд-во «Свидлер А. Л.», 2011. – С. 202-205.
6. 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. – Д.: «Пороги», 2011. – Т. XII. – С. 36-45.
7. Хорольский, П.Г. К выбору ракеты-носителя для доставки на исходную орбиту мусорособирающего космического аппарата [Текст] / П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик, В.В. Куриной // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 9/96. – С. 142-145.
8. Кондратьев, А. И. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с электродвигательной установкой [Текст] / А. И. Кондратьев, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 10(67). – С. 82-84.
9. Уманский, С. П. Ракеты-носители, космодромы [Текст] / С. П. Уманский. – М.: Рестард+, 2001. – 216 с.
10. Разработка УТЭП для околоземных межорбитальных перелетов [Текст]: научно-технический отчет / ГKB «Южное»; рук. Г.В. Тарасов. – № УТЭП 1.1-1.3 ТО. – Д., 2004. – 150 с.
11. Isakowitz, S. J. International Reference Guide to Space Launch Systems [Text] / S. J. Isakowitz. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991. – 341 p.