

УДК 629.78

Н.М. ДРОНЬ, П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ, Л.Г. ДУБОВИК*Днепропетровский национальный университет, Украина*

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ДВУХ МАНЕВРОВ ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА КОСМИЧЕСКИМ ТРАЛЬЩИКОМ ПРИ РАЗНЫХ СПОСОБАХ ЕГО ВЫВЕДЕНИЯ НА ТРЕБУЕМУЮ ОРБИТУ

Рассмотрен способ очистки околоземного пространства от космического мусора космическим тральщиком (КТ), выполняющим один из двух маневров: одноразовый переход с высокой орбиты на низкую или циклическое движение между высокой и низкой орбитами. В зависимости от типа применяемых двигательных установок для выведения и спуска КТ дана сравнительная оценка эффективности этих маневров при использовании для выведения тральщиков на требуемые орбиты ракет-носителей различной грузоподъемности. В качестве критерия оценки рассмотрены площадь собирающей поверхности пассивного улавливающего элемента и суммарное время работы КТ на этапе очистки.

Ключевые слова: околоземное пространство, космический мусор, космический тральщик, маневр, пассивный улавливающий элемент, ракета-носитель, двигательная установка.

Введение

Вследствие образования на низких околоземных орбитах космического мусора (КМ) и его дальнейшего накопления задача очистки околоземного пространства, с целью обеспечения безопасности космических полетов, становится все более актуальной.

Анализ публикаций показывает, что удаление КМ с рабочих орбит в общем случае требует применения специальных мусорособирающих космических аппаратов, оснащенных ракетными двигательными установками (ДУ). В частности для очистки низких околоземных орбит от мелкого космического мусора может быть использован космический тральщик (КТ), в состав которого входит система сбора и удаления мелких частиц КМ в виде сферического пассивного улавливающего элемента (ПУЭ) [1 – 3].

Выведение такого тральщика на требуемую орбиту может быть выполнено двумя способами: либо с помощью ракеты-носителя (РН) посредством разгонного блока (РБ) с промежуточной орбиты, либо непосредственно ракетой-носителем с Земли. Эффективность дальнейшей его работы, во время которой происходит очистка космического пространства, зависит от маневра, выполняемого космическим тральщиком на этом этапе.

Целью данной статьи является сравнительная оценка двух маневров очистки околоземного пространства в зависимости от способа выведения космического тральщика на требуемую орбиту и использования сочетания разных типов ДУ на этапах выведения и очистки.

Результаты расчетов и их анализ

Оцениванию подвергались два маневра функционирования КТ на этапе очистки:

– одноразовый переход с высокой орбиты на низкую за счет работы тормозной ДУ, входящей в состав космического тральщика;

– циклическое движение КТ между высокой и низкой орбитами с использованием входящих в его состав тормозной и разгонной ДУ, продолжающееся до окончательной выработки их топлива и заканчивающееся обязательным выходом на низкую орбиту.

В качестве высокой орбиты принималась круговая орбита высотой 1200 км, в качестве низкой – круговая орбита высотой 500 км.

При этом были рассмотрены следующие варианты выведения КТ и использования типов ДУ:

– вариант 1 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение его на требуемую рабочую орбиту 1200 км посредством РБ с жидкостной ракетной двигательной установкой (ЖРДУ) и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной электроракетной двигательной установки (ЭРДУ);

– вариант 2 – вывод КТ двигателем верхней ступени РН непосредственно на орбиту 1200 км и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной ЭРДУ;

– вариант 3 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на требуемую орбиту 1200 км посредством РБ с

ЭРДУ и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной ЭРДУ;

– вариант 4 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на орбиту высотой 1200 км с помощью разгонного ЖРД малой тяги (ЖРДМТ) и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозной ЭРДУ;

– вариант 5 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на орбиту высотой 1200 км с помощью разгонного ЖРДМТ и перевод на орбиту высотой 500 км с помощью тормозного ЖРДМТ.

Сравнение эффективности двух предложенных маневров очистки околоземного пространства космическим тральщиком было проведено, исходя из обеспечения возможной площади собирающей поверхности пассивного улавливающего элемента и учета времени, необходимого на выполнение соответствующего маневра.

При выполнении первого маневра площадь собирающей поверхности ПУЭ определялась площадью поверхности сферы, радиус которой $R_{ПУЭ1}$ соответствовал предельной массе полезной нагрузки, выводимой КТ:

$$F_1 = 4\pi R_{ПУЭ1}^2, \quad (1)$$

при выполнении второго – это суммарная площадь поверхности сферы заданного радиуса $R_{ПУЭ2}$, пересекающей пространство между высокой и низкой орбитами:

$$F_2 = 4\pi R_{ПУЭ2}^2 n, \quad (2)$$

где F_1 , F_2 – площадь собирающей поверхности для первого и второго маневров очистки соответственно; n – число циклов при выполнении космическим тральщиком второго маневра очистки.

Для маневра однократного спуска КТ масса полезной нагрузки $M_{ПН}$ определялась из уравнения баланса массы тральщика [4].

Масса космического тральщика $M_{КТ}$ в случае первого варианта выведения его на требуемую орбиту находилась из выражения

$$M_{КТ} = M_0 - M_{ТЖРД} - M_{РБ_{сух}}, \quad (3)$$

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

$M_{ТЖРД}$ – запас топлива ЖРД, расходуемого на переход КТ 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 КТ на орбите 1200 км использовались справочные данные при предположении, что в идеальном случае

масса космического тральщика равна грузоподъемности РН на высоте 1200 км.

В третьем варианте при использовании ЭРДУ для перевода КТ на орбиту высотой 1200 км его масса определялась из равенства

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

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

$M_{РБ_{сух}}$ – сухая масса РБ, включающая массу конструкции разгонной ЭРДУ и массу системы электропитания.

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

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

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

Остальные составляющие уравнения баланса определялись согласно методике, приведенной в [4].

Определение радиуса ПУЭ для первого маневра очистки производилось, исходя из того, что масса полезной нагрузки КТ представляет собой сумму массы ПУЭ $M_{ПУЭ}$ и массы связанных с ним элементов $M_{ЭЛ}$, т.е.

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

Если предположить, что масса $M_{ЭЛ}$ входит в состав массы $M_{ПУЭ}$ ($M_{ЭЛ} = 0$), то в случае задания ПУЭ в виде сферы радиусом $R_{ПУЭ1}$:

$$M_{ПН} = M_{ПУЭ} = 4\pi R_{ПУЭ1}^2 \delta, \quad (7)$$

откуда

$$R_{ПУЭ1} = \sqrt{M_{ПН} / 4\pi\delta}, \quad (8)$$

где δ – плотность оболочки сферы [4].

На рис. 1 приведен радиус ПУЭ тральщика, для выведения которого на требуемую орбиту могут быть использованы некоторые РН различной грузоподъемности (от 1,4 т для РН «Космос» до 24,0 т для РН «Delta-4Н») при всех рассмотренных вариантах выведения КТ и используемых ДУ.

Как видно из представленных диаграмм, значение радиуса ПУЭ растет при увеличении грузоподъемности РН независимо от варианта выведения. Наибольший прирост радиуса ПУЭ наблюдается для варианта использования разгонного блока с ЭРДУ, наименьший – для варианта непосредственного выведения КТ на требуемую орбиту. Практически равный диапазон интенсивного роста радиуса ПУЭ соответствует вариантам 1 и 4, откуда следует, что применение ЖРД большой и малой тяги по эффек-

тивности почти не отличается. Интенсивность роста радиуса ПУЭ с увеличением грузоподъемности РН сохраняется и для варианта 5.

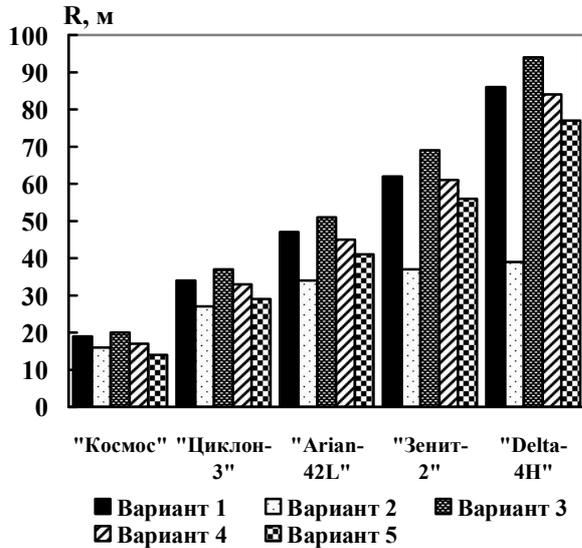


Рис. 1. Радиус ПУЭ

Время T на выполнение этого маневра при использовании ЭРДУ задавалось равным полгода, в случае применения ЖРДМТ оно рассчитывалось по формуле

$$T = I_{сум} / P, \tag{9}$$

где $I_{сум}$ – суммарный импульс тяги тормозного ЖРДМТ; P – тяга ЖРДМТ.

Для второго маневра очистки запас рабочего тела ЭРДУ (варианты 1 – 4) или запас топлива ЖРДМТ (вариант 5), необходимый на переход как с высокой орбиты на низкую, так и с низкой на высокую, определялся по формуле:

$$M_T = \tilde{M}_{КТ} \left(1 - \frac{1}{e^{W/J_{уд}}} \right), \tag{10}$$

где $\tilde{M}_{КТ}$ – масса космического тральщика при спуске с высокой на низкую орбиту или при подъеме с низкой на высокую;

W – характеристическая скорость перехода с высокой орбиты на низкую и обратно;

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

$$W = V_0 \cdot \left(1 - \frac{1}{\sqrt{\bar{r}_k}} \right), \tag{11}$$

где V_0 – круговая скорость тральщика на рабочей орбите [4]; \bar{r}_k – отношение радиусов высокой и низкой орбит.

В первом цикле движения при спуске на низкую орбиту $\tilde{M}_{КТ}$ – начальная масса космического тральщика, включая массу разгонного блока (в слу-

чае его использования). При подъеме и в каждом последующем цикле она уменьшалась за счет выработки рабочего тела ЭРДУ или топлива ЖРДМТ. Остающийся запас топлива для следующих циклов движения определялся из уравнения баланса массы тральщика [4] при задании конкретного значения массы полезной нагрузки, в качестве которой принималась масса ПУЭ. Число циклов движения космического тральщика определялось по достижению количества оставшегося топлива, недостаточного для совершения следующего цикла.

Расчеты при выполнении этого маневра были проведены для массы ПУЭ, соответствующей его минимальному радиусу, который может иметь улавливающий элемент с учетом рассмотренных вариантов выведения КТ, типов используемых ДУ и выбранных РН. Как видно из рис. 1, величина такого радиуса составляет 14 м, что соответствует массе ПУЭ, равной 492 кг.

Число циклов, которое может совершить космический тральщик в этом случае, приведено на рис. 2.

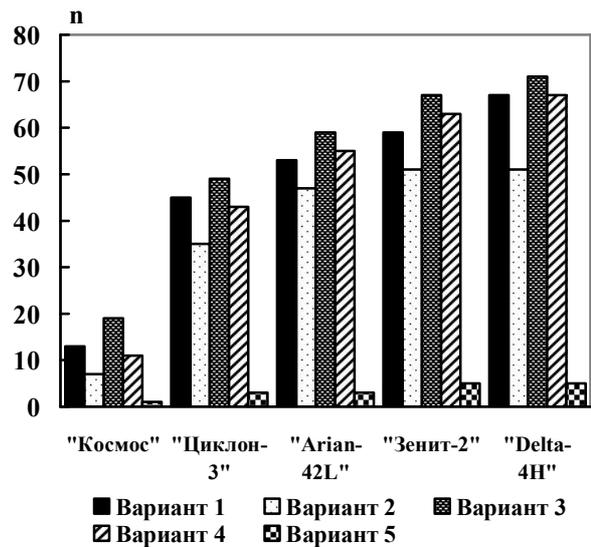


Рис. 2. Число циклов, которое может совершить на этапе очистки КТ с $R_{ПУЭ_2} = 14$ м

Как видно из рис. 2, число циклов, которое может совершить на этапе очистки космический тральщик разной массы при постоянной массе полезной нагрузки растет с увеличением грузоподъемности ракеты-носителя. При этом наибольшее число циклов, а, следовательно, и наибольшая суммарная площадь поверхности ПУЭ, пересекающей пространство между высокой и низкой орбитами, соответствуют варианту 3, хотя преимущество этого варианта ощутимо по сравнению с вариантом 2 и незначительно по сравнению с вариантами 1, 4. В случае применения

ЖРДМТ (вариант 5) даже самая мощная из рассмотренных РН «Delta-4Н» на этапе очистки может совершить не более 5 циклов.

Суммарное время на выполнение данного маневра (рис. 3) складывалось из времени спуска с высокой орбиты на низкую в первом цикле движения и времени подъема-спуска в каждом последующем.

В случае использования ЭРДУ (варианты 1 – 4) время спуска КТ в первом цикле задавалось равным 0,25 года, для варианта использования ЖРДМТ (вариант 5) оно рассчитывалось по формуле (9).

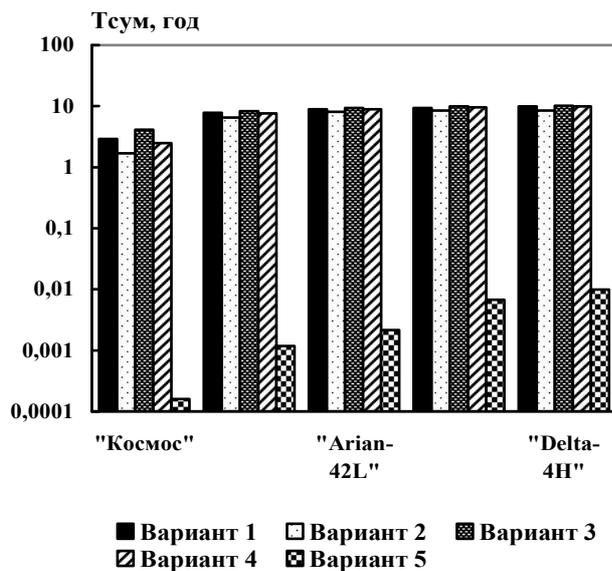


Рис. 3. Суммарное время работы КТ с $R_{ПУЭ} = 14$ м при циклическом движении между орбитами

Из рис. 3 видно, что при использовании на этапе очистки ЭРДУ (варианты 1-4), суммарное время работы КТ на этом этапе изменяется от 1,7 до 4 лет для РН «Космос» и от 7 до 10 лет для всех остальных РН независимо от их грузоподъемности. Для варианта 5 максимальное моторное время работы космического тральщика на этапе очистки составляет всего 87 ч.

На рис. 4 приведены значения площади собирающей поверхности ПУЭ для двух маневров очистки околоземного пространства космическим тральщиком, выводимым на требуемую орбиту ракетой-носителем «Delta-4Н», с использованием рассмотренных вариантов.

Из рис. 4 видно, что площадь собирающей поверхности ПУЭ для второго маневра очистки при всех рассмотренных вариантах (кроме варианта 5) больше, чем для маневра 1. Особенно это очевидно для варианта непосредственного выведения космического тральщика на требуемую орбиту.

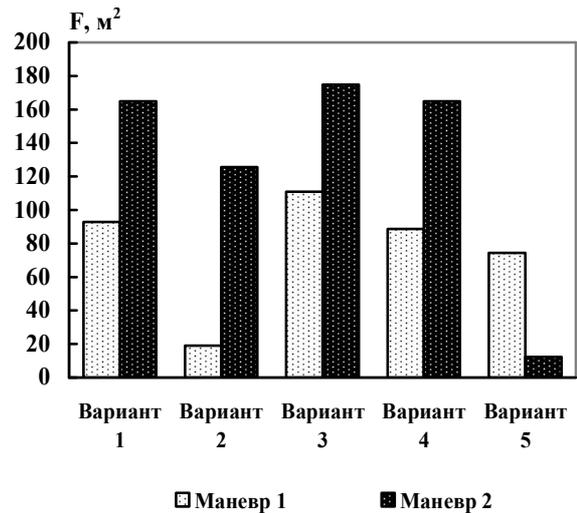


Рис. 4. Площадь собирающей поверхности ПУЭ космического тральщика, выводимого на требуемую орбиту РН «Delta-4Н»

Заключение

Таким образом, анализируя полученные результаты, можно сделать следующие выводы.

1. Эффективность рассмотренных маневров очистки околоземного пространства растет с ростом грузоподъемности РН для всех вариантов выведения и спуска КТ.

2. Для обоих маневров очистки наиболее эффективным является вариант использования ЭРДУ как на этапе выведения, так и на этапе спуска. Однако с учетом ограничения на время выведения космического тральщика на исходную орбиту, которое в случае применения ЭРДУ может оказаться неприемлемо высоким, целесообразным является вариант выведения КТ посредством разгонного блока с ЖРД и спуска с помощью ЭРДУ.

3. Вариант использования на этапе спуска ЖРДМТ может найти применение для первого маневра очистки и совершенно неэффективен для второго. С другой стороны, использование ПУЭ меньших размеров при циклическом движении КТ между орбитами не исключает самый простой способ непосредственного выведения КТ на рабочую орбиту, который является наименее эффективным для первого маневра очистки.

4. Несмотря на то, что суммарная площадь собирающей поверхности ПУЭ для второго маневра очистки выше, чем для первого, время для достижения данного эффекта слишком велико, поэтому при принятии решения на использование того или другого маневра нужно исходить из поставленной задачи.

Предметом дальнейших исследований может быть рассмотрение других маневров очистки космического пространства.

Литература

1. 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 – XXI сторіччя» (1-15 квітня 2010 р.). – Запоріжжя: Вид-во ПГА, 2010. – С. 134-136.

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

3. Оценка характеристик космических мусоросборщиков, выводимых на требуемую орбиту непосредственно ракетами-носителями [Текст] / Н.М. Дронь, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1 (61). – Х., 2010. – С. 100-103.

4. Кондратьев, А.И. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с электроракетной двигательной установкой [Текст] / А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 10 (67). – С. 82-84.

Поступила в редакцию 30.05.2011

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

ПОРІВНЯЛЬНА ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ ДВОХ МАНЕВРІВ ОЧИЩЕННЯ НАВКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТОРУ КОСМІЧНИМ ТРАЛЬЩИКОМ ПРИ РІЗНИХ СПОСОБАХ ЙОГО ВИВЕДЕННЯ НА ПОТРІБНУ ОРБИТУ

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

Розглянуто спосіб очищення навколоземного простору від космічного сміття космічним тральщиком (КТ), який виконує один з двох маневрів: одноразовий перехід з високої орбіти на низьку або циклічний рух між високою й низькою орбітами. Залежно від типу рушійних установок, що застосовуються для виведення та спуску КТ, надана порівняльна оцінка ефективності цих маневрів при використанні для виведення тральщиків на потрібні орбіти ракет-носіїв різної вантажопідйомності. Як критерій оцінки розглянуто площу збиральної поверхні пасивного уловлюваного елемента й сумарний час роботи КТ на етапі очищення.

Ключові слова: навколоземний простір, космічне сміття, космічний тральщик, маневр, пасивний уловлювальний елемент, ракета-носіє, рушійна установка.

COMPARATIVE ESTIMATION OF EFFICIENCY TWO MANEUVERS CLEARING OF EARTH SPACE BY THE SPACE TRAWLER AT DIFFERENT WAYS OF ITS INJECTION ON DEMANDED ORBIT

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

The way of clearing earth space from space debris by a space trawler (ST), carrying out one of two maneuvers is considered: disposable transition from a high orbit on low or cyclic movement between high and low orbits. Depending on type of applied propulsion systems for injection and descent of KT the comparative estimation of efficiency of these maneuvers is given at use for injection of trawlers into demanded orbits of launch vehicles of various load-carrying capacity. As criterion of estimation the area of a collecting surface of a passive catching element and total operating time ST at a stage of clearing are considered.

Key words: earth space, space debris, a space trawler, maneuver, a passive catching element, a launch vehicle, propulsion system.

Дронь Николай Михайлович – д-р техн. наук, проф., проректор по научной работе Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

Хорольский Петр Георгиевич – канд. техн. наук, ст. научн. сотр., ведущий научный сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

Дубовик Людмила Григорьевна – ст. научн. сотр. НИИ энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.