

ПРИКЛАДНА МЕХАНІКА

УДК 629.78

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

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОДНОГО ИЗ МАНЕВРОВ КОСМИЧЕСКОГО ТРАЛЬЩИКА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ОПЕРАЦИИ ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА

Постановка проблемы. Околоземной космос все более насыщается искусственными орбитальными объектами техногенного происхождения (космическим мусором), имеющими разную величину и массу. В основном космический мусор сконцентрирован на высотах от 850 до 1500 км над поверхностью Земли, но много его и на высотах полета космических кораблей и Международной космической станции. Поэтому проблема засоренности космического пространства является актуальной для всех государств, космические аппараты которых работают на орбите. Эта проблема заставляет инженеров и ученых заниматься поиском технологий и методов, с помощью которых можно очистить околоземное пространство от накопившегося мусора и таким образом сохранить космическую среду для будущих поколений. При этом одинаково опасным считается как крупный космический мусор (размером свыше 10 см), так и его мелкие фракции (величиной до 1 см), численность которых на низких орбитах превышает десятки миллионов.

Анализ последних достижений и публикаций. Как один из методов решения задачи сбора мелкого мусора с низких орбит можно рассматривать применение космических тральщиков (КТ), использующих двигательные установки (ДУ) и специальное устройство для улавливания мелких частиц космического мусора (УУ) [1-4]. Такое устройство может быть выполнено в виде поллой сферы, исходно сложенной под обтекателем ракеты-носителя (РН) и выводимой на требуемую орбиту либо совместно с космическим тральщиком одной РН [1-4], либо в свернутом состоянии доставляемой на орбиту в качестве полезного груза другой ракетой-носителем [5]. В результате маневра, выполняемого КТ между высокой и низкой орбитами, мелкие частицы космического мусора, встречающиеся на его пути, попадают в улавливающее устройство и теряют скорость при соударении с ним. Оказавшись в плотных слоях атмосферы, они, а также КТ и УУ, сгорают в ней под действием сил аэродинамического сопротивления.

Целевая эффективность данного метода определяется площадью поперечного сечения улавливающего устройства и длительностью пребывания КТ в зоне контакта с космическим мусором. При этом она растет с увеличением массы УУ (и, как следствие, массы космического тральщика в целом) и ростом времени работы КТ в зоне очистки. В этой связи предлагаются к реализации различные маневры космического тральщика на этапах выведения и очистки околоземного пространства.

В работах [1-3] при совместном выведении КТ и сферообразного УУ рассмотрен маневр одноразового перехода космического тральщика с высокой орбиты на низкую за счет работы тормозной двигательной установки, входящей в его состав. Также для совместного выведения КТ и УУ в работе [4] приведена оценка эффективности другого маневра очистки околоземного пространства – циклического движения КТ между высокой и низкой орбитами, продолжающегося до окончательной выработки топлива входящих в его состав тормозной и разгонной ДУ. Маневр циклического движения КТ

с УУ при раздельном их выведении на исходную орбиту, описан в работе [5]. Во всех случаях в качестве критерия эффективности рассмотрена максимально возможная площадь собирающей поверхности улавливающего устройства, пересекающей пространство между высокой и низкой орбитами за время моторного полета космического тральщика на этапе очистки.

Цель работы. Целью данной статьи является оценка эффективности работы космического тральщика при раздельном запуске КТ и нескольких УУ, разных способах выведения КТ, использовании разных типов двигательных установок на этапах выведения и очистки и предлагаемом маневре очистки космического пространства

Запуск УУ на исходную орбиту предполагается осуществить с промежуточной круговой орбиты высотой 200 км посредством разгонного блока (РБ) с жидкостной ракетной двигательной установкой большой тяги (ЖРДУ).

Для выведения КТ и УУ на исходные орбиты используются однотипные ракеты-носители.

Предлагаемый маневр очистки межорбитального пространства состоит в следующем. Предполагается, что на круговую орбиту высотой 1200 км выводятся УУ – сферы одинакового радиуса, соответствующего принятому способу выведения, а затем отдельной РН такого же типа – космический тральщик. Пристыковавшись к одному из УУ, тральщик за счет включения имеющейся на его борту тормозной двигательной установки снижается вместе с УУ до орбиты высотой 500 км, захватывая при этом элементы космического мусора или уменьшая их скорость. На этой высоте тормозная ДУ отключается, УУ отделяется от аппарата и впоследствии сгорает в плотных слоях атмосферы вместе с захваченными и потерявшими скорость мелкими частицами мусора, а космический тральщик уже за счет работы входящей в его состав разгонной ДУ снова поднимается до исходной орбиты. Здесь он стыкуется со следующим УУ и опять опускается на низкую орбиту. Процесс спуска-подъема КТ со съемом УУ с высокой орбиты продолжается до полной выработки топлива ДУ из расчета обязательного выхода тральщика на низкую орбиту, с которой он продолжает пассивное движение до полного прекращения своего существования.

Результаты исследований. Для выведения КТ на требуемую орбиту и функционирования на этапе очистки были рассмотрены следующие варианты:

- вариант 1 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение его на требуемую орбиту 1200 км посредством РБ с ЖРДУ большой тяги, стыковка с УУ, спуск вместе с УУ на орбиту высотой 500 км за счет работы тормозной электроракетной двигательной установки (ЭРДУ), расстыковка с УУ и подъем на орбиту высотой 1200 км с помощью ЭРДУ для стыковки со следующим УУ и дальнейшим спуском на низкую орбиту;

- вариант 2 – вывод КТ двигателем верхней ступени РН непосредственно на орбиту 1200 км, спуск с УУ на орбиту высотой 500 км и подъем без УУ на орбиту высотой 1200 км с помощью ЭРДУ;

- вариант 3 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на требуемую орбиту 1200 км посредством РБ с ЭРДУ, спуск с УУ на орбиту высотой 500 км и подъем без УУ на орбиту высотой 1200 км с помощью 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), спуск с УУ на орбиту высотой 500 км и подъем без УУ на орбиту высотой 1200 км с помощью ЭРДУ;

- вариант 5 – вывод КТ с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение на орбиту высотой 1200 км с помощью разгонного ЖРДМТ, спуск

с УУ на орбиту высотой 500 км и подъем без УУ на орбиту высотой 1200 км также с помощью ЖРДМТ.

Для каждого из рассмотренных вариантов вычислялось число спусков, которое может совершить на этапе очистки КТ с УУ при имеющемся запасе топлива, и суммарное время моторного полета комического тральщика на этом этапе.

В случае раздельного выведения КТ и УУ запас топлива M_T определялся из уравнения баланса массы космического тральщика $M_{КТ}$ [6] при отсутствии массы полезной нагрузки.

$$M_T = M_{КТ} - M_{СПУ} - M_D - M_{СА} - M_{ЭУ} - M_{СХПТ} - M_K, \quad (1)$$

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 тральщика.

Число спусков КТ определялось по достижению количества топлива, недостаточного для совершения следующего подъема или спуска.

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

$$M_{T_c} = \tilde{M}_c \left(1 - \frac{1}{e^{W/J_{y\delta}}} \right), \quad (2)$$

где M_{T_c} – запас топлива, необходимый на спуск КТ с УУ; \tilde{M}_c – суммарная масса космического тральщика и улавливающего устройства при спуске, включающая при первом спуске массу разгонного блока (в случае его использования) и уменьшающаяся с каждым последующим спуском на величину выработки рабочего тела ЭРДУ или топлива ЖРДМТ; $W = [W_{ЭРД}; W_{ЖРДМТ}]$ – характеристическая скорость перехода КТ с орбиты высотой 1200 км на орбиту высотой 500 км и обратно с помощью ЭРД или ЖРДМТ; $J_{y\delta}$ – удельный импульс ЭРД или ЖРДМТ;

$$W_{ЭРД} = V_0 \cdot \left(1 - \frac{1}{\sqrt{\bar{r}_k}} \right), \quad (3)$$

$$W_{ЖРДМТ} = V_0 \cdot \left(\frac{\sqrt{2}(\bar{r}_k - 1)}{\sqrt{\bar{r}_k}(1 + \bar{r}_k)} - \frac{1 - \sqrt{\bar{r}_k}}{\sqrt{\bar{r}_k}} \right), \quad (4)$$

где V_0 – круговая скорость тральщика на рабочей орбите [6]; \bar{r}_k – отношение радиусов высокой и низкой орбит.

Запас топлива M_{T_n} , необходимый на подъем КТ без УУ на исходную орбиту высотой 1200 км, рассчитывался по формуле:

$$M_{T_n} = \tilde{M}_n \left(1 - \frac{1}{e^{W/J_{y\delta}}} \right), \quad (5)$$

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

Масса космического тральщика $M_{КТ}$ для первого варианта его выведения определялась из выражения

$$M_{КТ} = M_0 - M_{Т_{ЖРД}} - M_{РБ_{сух}}, \quad (6)$$

где M_0 – грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км; $M_{Т_{ЖРД}}$ – запас топлива ЖРД, расходуемого на переход с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км; $M_{РБ_{сух}}$ – сухая масса РБ.

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

В третьем варианте при использовании ЭРДУ для перевода КТ на орбиту высотой 1200 км масса космического тральщика находилась из уравнения

$$M_{КТ} = M_0 - M_{РТ_{ЭРДр}} - M_{РБ_{сух}}, \quad (7)$$

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

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

$$M_{КТ} = M_0 - M_{Т_{ЖРДМТ}}, \quad (8)$$

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 КТ на требуемую орбиту, вычислялся согласно методике, изложенной в [6].

Масса улавливающего устройства $M_{УУ}$ для принятого способа выведения его на исходную орбиту определялась по формуле (6) при $M_{КТ} = M_{УУ}$.

Полученное число спусков n_c использовалось для вычисления суммарной площади собирающей поверхности улавливающего устройства F , пересекающей межорбитальное пространство:

$$F = 4\pi R_{УУ}^2 n_c, \quad (9)$$

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

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

где δ – плотность оболочки сферы.

Суммарное время моторного полета космического тральщика T_{Σ} складывалось из времени, необходимого на спуск-подъем [6], начиная с первого спуска КТ с исходной орбиты до прекращения его существования.

В нижеприведенной таблице для выбранных ракет-носителей различной грузоподъемности M_0 , используемых для выведения КТ и УУ, представлены радиус улавливающего устройства $R_{УУ}$, соответствующий его массе $M_{УУ}$, число спусков n_c , которое может совершить космический тральщик в результате выполнения предложенного маневра очистки и суммарное время моторного полета КТ, необходимое на осуществление данного маневра.

Таблица

Результаты расчетов при раздельном выведении КТ и нескольких УУ

РН	M_0 , т	$R_{УУ}$, м	Варианты									
			1		2		3		4		5	
			n_c	T , год	n_c	T , год	n_c	T , год	n_c	T , год	n_c	T , год
Циклон-3	4,0	36	10	1,2	5	0,5	12	1,5	10	1,1	2	17
Arian-42L	7,3	49	14	2,8	8	1,2	16	3,4	14	2,8	2	31,5
Зенит-2	13,0	64	17	5,6	7	1,6	19	6,9	17	5,6	2	55
Delta-4Н	24,0	89	19	11,6	4	1,5	21	13,8	19	11,4	2	104

Как видно из таблицы, в случае выведения КТ на исходную орбиту посредством разгонного блока с промежуточной орбиты и применения на этапе очистки ЭРДУ (варианты 1, 3, 4) запаса топлива на борту космического тральщика достаточно, чтобы снять с высокой орбиты от десяти УУ и более, число которых растет с ростом грузоподъемности используемых для выведения КТ ракет-носителей. При непосредственном выведении КТ на требуемую орбиту РН такого же типа (вариант 2), когда масса КТ увеличивается для РН небольшой грузоподъемности («Циклон-3», «Arian-42L») и остается практически постоянной для РН «Зенит-2» и «Delta-4Н [7], число спусков КТ с УУ растет для малых РН за счет массы КТ и уменьшается для более мощных за счет преобладающего влияния радиуса УУ. В варианте 5 число совершаемых КТ с УУ спусков не зависит ни от грузоподъемности РН, ни от радиуса УУ. Суммарное время моторного полета КТ на этапе очистки увеличивается с ростом грузоподъемности РН практически для всех рассмотренных вариантов.

Для всех вариантов с увеличением грузоподъемности РН растет и рассчитанная суммарная площадь собирающей поверхности УУ, приведенная на рисунке.

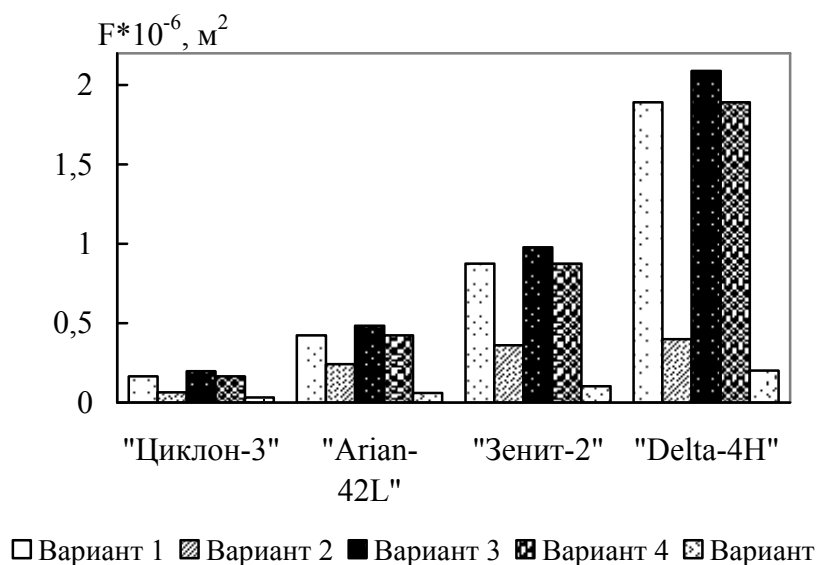


Рис. Суммарная площадь собирающей поверхности УУ

Выводы. Таким образом, можно сделать вывод, что при раздельном запуске КТ и нескольких УУ эффективность рассмотренного маневра космического тральщика растет с ростом грузоподъемности используемых для их выведения ракет-носителей. Наибольшая эффективность работы КТ может быть достигнута при выведении его наиболее мощной РН на промежуточную орбиту с последующим довыведением на требуемую орбиту разгонным блоком с ЭРДУ и использованием ее же на этапе очистки. При этом тип ДУ выведения определяется характером поставленной задачи. Применение других способов выведения КТ нецелесообразно.

Предметом дальнейших исследований должна быть сравнительная оценка эффективности различных маневров космического тральщика на этапе очистки.

Литература: 1. Дронь Н.М. Космический тральщик для очистки околоземного пространства от космического мусора / 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.)*. – 2010. – Запоріжжя: Вид-во ПГА. – С.134-136. 2. Дронь Н.М. Массовые характеристики космических мусорособирающих аппаратов, выводимых известными ракетами-носителями с использованием электроракетной двигательной установки / Н.М. Дронь, Л.Г. Дубовик, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский // *Механіка та машинобудування*. – 2010, № 1. – С. 8-12. 3. Дронь, Н.М. Массовая эффективность космических тральщиков при использовании жидкостных ракетных двигателей малой тяги / Н.М. Дронь, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Техническая механика*. – 2010. – № 3. – С. 100-105. 4. Дронь Н.М. Эффективность космических тральщиков при циклическом движении между высокой и низкой орбитами / Н.М. Дронь, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *III Международная конференция «Космические технологии: настоящее и будущее»*. Тезисы докладов. – Д, 2011. – С. 33. 5. Дронь Н.М. Эффективность очистки околоземного пространства при раздельном выведении космического тральщика 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. 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. 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.

Bibliography (transliterated): 1. Dron' N.M. Kosmicheskij tral'wik dlja ochistki okolozemnogo prostranstva ot kosmicheskogo musora / N.M. Dron', A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skij, L.G. Dubovik // *Zbirnik dopovidej uchasnikiv shostoї vseukraїns'koї naukovopraktichnoї konferencії «Innovacijnij potencial ukraїns'koї nauki – XXI storichchja» (1-15 kvitnja 2010 r.)*. – 2010. – Zaporizhzhja: Vid-vo PGA. – S.134-136. 2. Dron' N.M. Massovye ha-rakteristiki kosmicheskikh musorosobirajuwih apparatov, vyvodimyh izvestnymi ra-кетami-nositeljami s ispol'zovaniem jelektroraketnoj dvigatel'noj ustanovki / N.M. Dron', L.G. Dubovik, A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skij // *Mehanika ta mashino-buduvannja*. – 2010, № 1. – S. 8-12. 3. Dron', N.M. Massovaja jeffektivnost' kosmicheskikh tral'wikov pri ispol'zovanii zhidkostnyh raketnyh dvigatelej maloj tjagi / N.M. Dron', A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skij, L.G. Dubovik // *Tehnicheskaja mehanika*. – 2010. – № 3. – S. 100-105. 4. Dron' N.M. Jeffektivnost' kosmicheskikh tral'wikov pri ciklicheskom dvizhenii mezhdju vysokoj i nizkoj orbitami / N.M. Dron', P.G. Horol'skij, L.G. Dubovik // *III Mezhdunarodnaja konferencija «Kosmicheskie teh-nologii: nastojawee i buduwee»*. Tezisy dokladov. – D, 2011. – S. 33. 5. Dron' N.M. Jeffektivnost' ochistki okolozemnogo prostranstva pri razdel'nom vyvedenii kosmi-cheskogo tral'wika i ulavlivajuwego ustrojstva / N.M. Dron', P.G. Horol'skij, L.G. Dubovik // *Sbornik dokladov nauchnoj konferencii «Informacionnye tehnolo-gii v upravlenii slozhnymi sistemami»*. – D.: izd-vo «Svidler A.L.», 2011. – S. 202-205. 6. Kondrat'ev A.I. Metodika rascheta tjagovyh i jenergomassovyh harakteristik musorosobirajuwego kosmicheskogo apparata s jelektrodvigatel'noj ustanovkoj / A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skij, L.G. Dubovik // *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*. – H.:

"НАІ", 2009. – № 10 (67). – С. 82-84. 7. 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.

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

АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ ОДНОГО З МАНЕВРІВ КОСМІЧНОГО ТРАЛЬЩИКА ПРИ ВИКОНАННІ ОПЕРАЦІЇ ОЧИЩЕННЯ НАВКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТОРУ

Розглянуто ефективність роботи космічного тральщика (КТ), який використовує декілька уловлюваних пристроїв, по чергово знімаючи їх з вихідної орбіти, на яку вони виводяться окремо від КТ ракетою-носієм такого самого типу.

Dron N., Horolsky P, Dubovik L.

EFFICIENCY OF ONE SPACE TRAWLER MANEUVER AT CARRING OUT CLEANING OPERATION OF EARTH SPACE

The efficiency of work space trawler (ST) which uses some catching devices, serially removing them from an initial orbit, on which they are injecting separately from ST by launch vehicle of the same type, is considered.

УДК 519.3

Радиевский А. Е., канд. тех. наук

РАЗВИТИЕ ОБЩЕЙ СХЕМЫ ФОРМАЛИЗМА ДУБОВИЦКОГО-МИЛЮТИНА В ТЕОРЕТИЧЕСКОМ АСПЕКТЕ. I

Введение. Из всего многообразия проблематики проектирования современных систем управления (СУ) техническими системами, проблема оптимальности является определяющей [1]. Особенности реализации проблемы оптимальности в отмеченных СУ указывают на необходимость использования "неклассических" методов вариационного исчисления [2], одним из которых является формализм Дубовицкого-Милютина [3,4], и который явился источником многочисленных исследований как теоретической, так и прикладной направленности. В настоящей статье исследуются работы отечественных и зарубежных ученых по теоретической направленности развития формализма Дубовицкого-Милютина. В методологическом аспекте исследуемые работы базируются на методологии формализма Дубовицкого-Милютина, а их основные результаты аналогичны основным положениям общей схемы формализма Дубовицкого-Милютина

Цель исследования. Целью настоящего исследования является анализ вклада отечественных и зарубежных ученых в развитие "неклассических" методов вариационного исчисления в рамках общей схемы формализма Дубовицкого-Милютина.

Особенности развития формализма Дубовицкого-Милютина в трудах отечественных и зарубежных ученых. *Концептуальные особенности задач вариационного исчисления.* Показано [5], что достаточные условия сильного экстремума в классическом вариационном исчислении носят нелокальный характер. Новые (по сравнению с [3]) конические аппроксимации и обобщения основной теоремы формализма Дубовицкого-Милютина исследуются в [6,7].