

# **ПРИКЛАДНА МЕХАНІКА**

УДК 629.78

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

## **К ВЫБОРУ ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ МАНЕВРИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРОСБОРЩИКА НА ЭТАПЕ ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА**

**Постановка проблемы.** Техногенное загрязнение околоземного космоса уже сегодня является серьезной проблемой для развития современной космонавтики, так как создает реальную опасность для работающих в космосе космических аппаратов (КА) и орбитальных станций. Существующая же тенденция дальнейшего роста концентрации космического мусора (КМ) на низких околоземных орбитах (НОО) может и во все привести к тому, что использование космического пространства вообще станет проблематичным. Поэтому возникшая проблема потребовала поиска технических решений, с помощью которых можно очистить НОО от накопившегося мелкого и крупногабаритного космического мусора и обеспечить безопасность космических полетов.

**Анализ последних достижений и публикаций.** Из анализа литературных источников видно, что наиболее эффективным способом удаления с низких околоземных орбит мелких фракций КМ является использование космического мусоросборщика (КМС) на основе тонкостенной крупногабаритной сферической конструкции [1]. Такой КМС со сложенной под обтекателем ракеты-носителя (РН) мусорособирающей сферой выводится РН на требуемую орбиту, а затем, совершая маневр по спиральной траектории, снижается вплоть до плотных слоев атмосферы. При этом он захватывает развернутой в рабочее состояние сферой встречающиеся на его пути мелкие частицы космического мусора и, оказавшись в атмосфере Земли, сгорает в ней под действием сил аэродинамического сопротивления вместе с собранным КМ. Непопавшие при столкновении внутрь используемой конструкции частицы космического мусора либо испаряются, либо тормозятся и позже также сгорают в земной атмосфере.

Проведенными исследованиями [2] установлено, что для маневрирования мусоросборщика на этапе очистки целесообразно использовать электроракетные двигатели (ЭРД). Применение ЭРД позволит существенно повысить энергомассовую эффективность аппарата, в частности, увеличить размеры мусорособирающей конструкции и, как следствие, повысить вероятность ее столкновения с частицами космического мусора. При этом при выборе типа ЭРД необходимо учитывать следующие рекомендации:

– двигатель должен иметь удельный импульс тяги от 14000 до 3000 м/с [2]. Только тогда он может обеспечить высокую экономичность и позволит уменьшить необходимый запас рабочего тела для маневра;

– тяга двигателя должна быть не менее 40 мН, поскольку масса предлагаемого мусоросборщика может достигать свыше 20 т [2] и их следует отнести к классу «тяжелых» КА, для маневра которых требуются маршевые ЭРД;

– суммарный импульс тяги двигателя должен составлять от 500 до 1000 кН·с, что позволит выполнять при очистке орбитального простора маневр циклического движения [3];

– ресурс работы двигателя должен находиться в диапазоне от 5000 до 10000 ч [2] и обеспечивать проведение необходимого маневра.

Поиск и систематизация существующих электроракетных двигателей, которые могут обеспечить работу КМС на НОО [4], показали, что в КА для сбора мелкого космического мусора не могут быть использованы электротермические двигатели, поскольку имеют низкий удельный импульс (от 2100 до 2700 м/с). По причине достаточно низкого суммарного импульса (максимум 500 кН·с) не могут найти применения и импульсные плазменные двигатели. Эффективную работу космического мусоросборщика могут обеспечить лишь ионные холловские двигатели, из которых наиболее предпочтительными являются стационарные плазменного двигателя (СПД), обладающие высокой надежностью, простотой в эксплуатации, достаточно продолжительным ресурсом работы и большим опытом космического применения.

**Цель работы.** Целью данной статьи является оценка эффективности работы космического мусоросборщика при использовании для маневрирования его на этапе очистки разных типов СПД с возможной разработкой последующих рекомендаций по выбору двигателя. За критерий эффективности работы КМС принималась площадь поперечного сечения мусорособирающей сферы.

**Результаты исследований.** Для выполнения очистки предлагаемым мусоросборщиком рассматривался высотный слой околоземного пространства между круговыми орбитами высотой 1200 и 500 км. Доставку КМС на высокую орбиту предполагалось осуществлять с промежуточной круговой орбиты посредством разгонного блока (РБ) с двигательной установкой на базе жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). При этом, чтобы избежать добавочного к имеющемуся на орбите мусору отработавшего РБ, разгонный блок без выработанного топлива остается в составе мусоросборщика. Высота промежуточной орбиты составляла 200 км.

Для запуска КМС на промежуточную орбиту предусматривалось использовать РН «Зенит-2» грузоподъемностью на высоте 200 км 13 т и РН «Протон-М» грузоподъемностью 21 т. Оценка эффективности очистки заданного высотного слоя производилась с применением трех типов СПД: СПД-70, СПД-100 и СПД-140. Основные характеристики применяемых двигателей приведены в табл. 1.

*Таблица 1*

Параметры СПД

Параметры	СПД-70	СПД-100	СПД-140
Тяга, Н	0,04	0,083	0,28
Удельный. импульс, м/с	14500	15800	19000
Мощность, кВт	0,65	1,35	4,5
Масса, кг	1,5	3,8	8,5
КПД	0,45	0,49	0,55
Цена тяги, кВт/Н	16,25	16,2	16,1

Расчет эффективности работы КМС на этапе очистки с применением указанных типов СПД проводился по методике, описанной в [5].

Для каждого из рассмотренных двигателей вычислялись запас рабочего тела  $M_{РТ}$ , необходимый на выполнение заданного маневра очистки (спуска с орбиты высотой 1200 км на орбиту высотой 500 км) и время работы электроракетной двигательной установки (ЭРДУ)  $\tau_{ЭРДУ}$

$$M_{PT} = M_{MC} \left( 1 - \frac{1}{e^{W_{харЭРД} / J_{удЭРД}}} \right); \quad (1)$$

$$\tau_{ЭРДУ} = \frac{J_{удЭРД}^2 \cdot M_{PT}}{2\eta_T N}, \quad (2)$$

где  $M_{MC}$  – масса мусоросборщика, выводимого на орбиту высотой 12000 км, включая массу разгонного блока;  $W_{ЭРД}$  – характеристическая скорость спуска КМС с орбиты высотой 1200 км на орбиту высотой 500 км с помощью ЭРД;  $J_{удЭРД}$  – удельный импульс ЭРД;  $\eta_T$  – тяговый КПД ЭРД;  $N$  – мощность ЭРД.

Масса мусоросборщика  $M_{MC}$  рассчитывалась по формуле

$$M_{MC} = M_0 - M_{T_{ЖРД}}, \quad (3)$$

где  $M_0$  – грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км;  $M_{T_{ЖРД}}$  – запас топлива ЖРД, расходуемого на переход с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км;

$$M_{T_{ЖРД}} = M_0 \left( 1 - \frac{1}{e^{W_{ЖРД} / J_{удЖРД}}} \right), \quad (4)$$

где  $W_{ЖРД}$ ,  $J_{удЖРД}$  – характеристическая скорость перехода и удельный импульс используемого ЖРД.

Исходя из необходимого запаса рабочего тела СПД, его массы, а также массовых характеристик служебной и целевой аппаратуры, определялись масса и радиус мусорособирающей сферы.

Масса сферы  $M_{сф}$  рассматривалась как одна из составляющих уравнения баланса мусоросборщика [5] и находилась из следующего выражения:

$$M_{сф} = M_{MC}^* - M_{СЭП} - M_{констр} - M_{СПУ} - M_{СА} - M_{Д} - M_{РТ} - M_{СХПРТ}, \quad (5)$$

где  $M_{MC}^*$  – масса КМС за вычетом сухой массы выбранного разгонного блока, определяемой с учетом известного отношения ее к массе топлива [5];  $M_{СЭП}$  – масса системы энергопитания;  $M_{констр}$  – масса конструкции КМС;  $M_{СПУ}$  – масса системы преобразования и управления (принималась равной 10 кг [6]);  $M_{СА}$  – масса служебной аппаратуры (принималась равной 264 кг [7]);  $M_{Д}$  – масса используемого СПД;  $M_{РТ}$  – масса рабочего тела;  $M_{СХПРТ}$  – масса системы хранения и подачи рабочего тела;

$$M_{СЭП} = \beta \cdot N; \quad (6)$$

$$M_{СХПРТ} = \gamma_6 \cdot M_{РТ}; \quad (7)$$

$$M_{констр} = 0,75 \cdot (M_{СПУ} + M_{СЭП} + M_{Д} + M_{СХПРТ}). \quad (8)$$

Значения коэффициентов  $\beta$  и  $\gamma_\delta$  принимались 50 кг/ кВт и 0,15 [6] соответственно.

С другой стороны масса мусорособирающей сферы вместе с элементами крепления может быть определена из соотношения

$$M_{сф} = 4\pi R_{сф}^2 \delta, \quad (9)$$

где  $R_{сф}$  – радиус сферы;  $\delta$  – плотность оболочки сферы.

Задаваясь значением  $\delta$ , равным 0,2 кг/м<sup>2</sup> [8], радиус сферы вычислялся по формуле

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

Рассчитанная на орбите 1200 км масса мусоросборщика при данном способе его выведения составила 10,7 т для РН «Зенит-2» и 17,5 т для РН «Протон-М». Остальные результаты расчетов сведены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристики ЭРДУ и параметры мусорособирающей сферы

Тип СПД	Тип РН	$M_{РТ}$ , кг	$M_{СЭП}$ , кг	$M_{СХПРТ}$ , кг	$M_{констр}$ , кг	$M_{сф}$ , т	$R_{сф}$ , м	$\tau_{ЭРДУ}$ , год
СПД-70	«Зенит-2»	268,0	32,5	40,0	63,0	10,0	63,0	3,10
	«Протон-М»	428,0		64,0	81,3	16,6	81,3	4,90
СПД-100	«Зенит-2»	246,0	67,4	37,0	88,5	10,0	63,0	1,50
	«Протон-М»	393,0		59,0	105,0	16,8	81,3	2,40
СПД-140	«Зенит-2»	205,0	82,5	30,0	206,0	9,7	62,2	0,47
	«Протон-М»	328,0		49,0	220,0	16,0	80,8	0,75

Как видно из приведенной таблицы, СПД-140, имеющий удельный импульс в 1,3 раза больший, чем СПД-70, требует на выполнение маневра спуска мусоросборщика с высокой орбиты на низкую во столько же раз меньший запас рабочего тела, однако и в 2,5 раза более мощную энергоустановку. При этом масса конструкции ЭРДУ с СПД-140 превышает массу ЭРДУ с СПД-70 более чем в три раза, несмотря на то, что масса системы хранения и подачи рабочего тела для СПД-140 также в 1,3 раза меньше массы СХПРТ для СПД-70. В итоге масса полезной нагрузки КМС (масса мусорособирающей сферы) остается практически неизменной. Не меняется она и при использовании для маневрирования мусоросборщика СПД-100. Это означает, что радиус мусорособирающей сферы, а, следовательно, и площадь ее поперечного сечения во всех рассмотренных случаях будут одинаковыми.

Как и следовало ожидать, время работы ЭРДУ с СПД-70, имеющим более низкую тягу, значительно превосходит время работы двигательной установки с другими рассмотренными СПД, и может явиться одним из факторов при выборе типа двигателя.

**Выводы.** Таким образом, можно сделать вывод, что эффективность работы космического мусоросборщика на этапе очистки заданного высотного слоя от мелкого космического мусора, определяемая площадью поперечного сечения мусорособирающей сферы, входящей в состав КМС, практически не зависит от тяги и мощности СПД, используемого для выполнения маневра спуска мусоросборщика с высокой орбиты на

низкую. Выбор типа двигателя должен определяться другими критериями качества разрабатываемой миссией, как-то: обеспечением необходимого времени спуска, ресурса работы, стоимостью и др.

**Литература:** 1. Дронь Н.М. Массовая эффективность космических мусоросборщиков с электроракетной двигательной установкой / Н.М. Дронь, А.В. Хитько, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Техническая механика*. – Д. – 2010. – № 1. – С. 89–93. 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 // *Механика та машинобудування*. – 2010, № 1. – С. 8–12. 3. 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»: тез. докл.* – Д., 2011. – С. 33. 4. Хитько А.В. Поиск и систематизация электрических ракетных двигателей космического тральщика для улавливания космического мусора / А.В. Хитько, А.М. Черкун // *Проблемы высокотемпературной техники*. – Д.: «Пороги», 2012. – С. 157–160. 5. Кондратьев А.И. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с ЭРДУ / А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: «ХАИ», 2009. – № 10 (67). – С. 82–84. 6. Разработка УТЭП для околоземных межорбитальных перелетов: научно-технический отчет /ГКБ «Южное»; рук. Г.В. Тарасов. – № УТЭП.1-1.3 ТО. – Д., 2004. – 150 с. 7. Konstantinov M. The analysis of influence of electrical propulsion characteristics on efficiency of transport maneuvers / M. Konstantinov // *The 30-th International Electrical Propulsion Conference, 17-20 September 2007*. – Florence, Italy, 2007. – JEPC-2007-212. – 18 p. 8. Alpatov A.P. Space vehicle with an electric thruster for gathering fine space debris / A.P. Alpatov, V.P. Gusynin, N.N. Slyunyayev, A.V. Khitko // *Proc. 59-th Int. Astronautical congress*. – Glasgow, Scotland, 2008.

**Bibliography (transliterated):** 1. Dron' N.M. Massovaja jeffektivnost' kosmicheskikh musorosborwikov s jelektroraket-noj dwigatel'noj ustanovkoj / N.M. Dron', A.V. Hit'ko, A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skij, L.G. Dubovik // *Tehnicheskaja mehanika*. – D. – 2010. – № 1. – S. 89–93. 2. Dron' N.M. Massovye harakteristiki kosmicheskikh musorosobirajuwih apparatov, vyvodimyh izvestnymi raketami-nositeljami s ispol'zovaniem jelektroraketnoj dwigatel'noj ustanovki / N.M. Dron', L.G. Dubovik, A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skij // *Mehanika ta mashinobuduwannja*. – 2010, № 1. – S. 8–12. 3. Dron' N.M. Jeffektivnost' kosmicheskikh tral'wikov pri ciklicheskom dzvizhenii mezhdu vysokoj i nizkoj orbitami / N.M. Dron', P.G. Horol'skij, L.G. Dubovik // *III Mezhdunarodnaja konferencija «Kosmicheskije tehnologii: nastojawee i buduwee»: tez. dokl.* – D., 2011. – S. 33. 4. Hit'ko A.V. Poisk i sistematiczacija jelektricheskikh raketnyh dwigatelej kosmicheskogo tral'wika dlja ulavlivanija kosmicheskogo musora / A.V. Hit'ko, A.M. Cherkun // *Problemy vysokotemperaturnoj tehniki*. – D.: «Porogi», 2012. – S. 157–160. 5. Kondrat'ev A.I. Metodika rascheta t'jagovyh i jenergomassovyh harakteristik musorosobirajuwego kosmicheskogo apparata s JeRDU / A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skij, L.G. Dubovik // *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*. – H.: «HAI», 2009. – № 10 (67). – S. 82–84. 6. Razrabotka UTJeP dlja okolozemnyh mezhorbi-tal'nyh pereletov: nauchno-tehnicheskij otchet /GKB «Juzhnoe»; ruk. G.V. Tarasov. – № UTJePI.1-1.3 TO. – D., 2004. – 150 s. 7. Konstantinov M. The analysis of influence of electrical propulsion characteristics on efficiency of transport maneuvers / M. Konstantinov // *The 30-th International Electrical Propulsion Conference, 17-20 September 2007*. – Florence, Italy, 2007. – JEPC-2007-212. – 18 r. 8. Alpatov A.P. Space vehicle with an electric thruster for gathering fine space debris / A.P. Alpatov, V.P. Gusynin, N.N. Slyunyayev, A.V. Khitko // *Proc. 59-th Int. Astronautical congress*. – Glasgow, Scotland, 2008.

Дронь М.М., Хорольський П.Г., Хитько А.В., Дубовик Л.Г.

ДО ВИБОРУ ДВИГУНА ДЛЯ МАНЕВРУВАННЯ  
КОСМІЧНОГО СМІТТЄЗБИРАЧА НА ЕТАПІ ОЧИЩЕННЯ  
НАВКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТОРУ

Розглянуто ефективність роботи космічного сміттєзбирача при використанні для маневрування його на етапі очищення різних типів стаціонарних плазмових двигунів.

За критерій ефективності прийнято площу поперечного перерізу сферичної сміттєзбиральної конструкції, що входить до складу сміттєзбирача.

Дронь Н.М., Хорольский П.Г., Хитько А.В., Дубовик Л.Г.

К ВЫБОРУ ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ МАНЕВРИРОВАНИЯ  
КОСМИЧЕСКОГО МУСОРОСБОРЩИКА НА ЭТАПЕ ОЧИСТКИ  
ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА

Рассмотрена эффективность работы космического мусоросборщика при использовании для маневрирования его на этапе очистки различных типов стационарных плазменных двигателей. В качестве критерия эффективности принята площадь поперечного сечения сферической мусоросборочной конструкции, входящей в состав мусоросборщика.

Dron N., Horolsky P., Khitko V., Dubovik L.

TO SELECTION OF THE THRUSTER FOR MANEUVERING  
SPACE DEBRIS-GATHERER AT THE CLEARING STAGE NEAR SPACE

The efficiency of space debris-gatherer at use for its maneuvering at a stage of clearing of different types of stationary plasma thrusters is considered. As criterion of efficiency the cross-sectional area spherical debris-gathering construction which is a part of debris-gatherer is adopted.

---

УДК 539.3:534.1

*Ольшанский В.П., д-р ф.-м. наук, Ольшанский С.В., канд. ф.-м. наук*

**ФУНКЦИЯ ЛАМБЕРТА И ТРАЕКТОРИЯ ПОЛЁТА МАТЕРИАЛЬНОЙ ТОЧКИ  
В СОПРОТИВЛЯЮЩЕЙСЯ СРЕДЕ**

**Введение.** В курсах теоретической механики [1, 2, 3], при расчёте траектории полёта материальной точки в газообразной среде с линейным сопротивлением движению, традиционно используют параметрические уравнения:  $x = x(t)$ ,  $y = y(t)$ , в которых  $t$  – время;  $x$ ,  $y$  – соответственно абсцисса и ордината движущейся точки или рассматривают явную зависимость  $y = y(x)$ , которую получают исключением  $t$  в параметрических уравнениях. При этом не рассматривают обратную зависимость  $x = x(y)$ , которая является неоднозначной и не выражается в элементарных функциях. Однако наличие выражения  $x = x(y)$  существенно упрощает вычисление дальности полёта материальной точки, что важно с позиции технических приложений. Поэтому в данной работе поставлена цель получить аналитическое выражение  $x = x(y)$  и разработать удобный способ расчёта горизонтальной протяжённости траектории полёта точки с применением этого выражения.

**Основная часть работы.** Исходим из известных параметрических уравнений траектории [4]:

$$x = \frac{v_1}{\alpha} (1 - e^{-\alpha t}); \quad y = \frac{1}{\alpha} \left( v_2 + \frac{g}{\alpha} \right) (1 - e^{-\alpha t}) - \frac{gt}{\alpha}, \quad (1)$$