

УДК 629.454.4

**П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ, С.Г. БОНДАРЕНКО***Днепропетровский национальный университет им. Олесь Гончара***АВТОНОМНЫЙ УВОД НА БЕЗОПАСНЫЕ ОРБИТЫ ОТДЕЛЯЮЩИХСЯ ЧАСТЕЙ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

*Статья посвящена решению одной из актуальных проблем современного этапа освоения космоса – уменьшению антропогенного засорения космоса. Возможным решением проблемы является увод отделяющихся частей средств выведения на орбиты захоронения или сведение их с орбиты и спуск в атмосферу. Рассмотрен вариант автономного выполнения этих маневров повторным запуском маршевого двигателя, в качестве которого рассмотрен вновь разрабатываемый двигатель на пастообразном топливе. Описаны схемы маневров, реализующих увод и сведение с исходной орбиты. Предложены методики расчета необходимых дополнительных запасов энергии и оценки эффективности применения двигательных установок различных типов, которые могут быть приняты за основу на начальных этапах проектирования.*

**Ключевые слова:** антропогенное загрязнение, средство выведения, отделяющаяся часть, двигатель на пастообразном топливе, энергетика, орбита захоронения, затраты топлива.

**Введение**

В настоящее время одной из актуальных проблем освоения космоса стало его антропогенное засорение, связанное в первую очередь с так называемым космическим мусором (КМ). Каждый пуск одноразового средства выведения (ракеты-носителя (РН)) увеличивает популяцию космических объектов (КО) КМ за счет его отделяющейся части.

Разрушение именно этих КО – один из наиболее существенных источников роста засорения космического пространства, который может в итоге отрезать человечеству выход в космос.

Анализ публикаций показывает, что путь решения проблемы – удаление КМ с эксплуатируемых орбит автономно (средствами РН) или посредством мусоросборщика [1]: маневрами увода на орбиты захоронения (с высоким временем существования) или на орбиты с малым временем существования для спуска в плотные слои атмосферы и последующего сгорания в ней или приземления.

Наиболее сложен увод РН из-за их больших весов и габаритов. В настоящее время приемлемое решение проблемы не найдено, чему нет примеров.

**1. Формулировка проблемы**

Для решения проблемы необходимо решение двух задач: выбор на этапе проектирования исполнительных органов и собственно формирование оптимального маневра (закона его исполнения). Очевидно, что практическое решение второй задачи определяется решением первой из них.

В [2] определена оптимальная ориентация тормозного импульса скорости, что справедливо для двигателей большой тяги (БТ).

Новизну постановки задачи здесь могут составлять особенности тормозящих устройств и новые критерии оптимизации. Так, сейчас разрабатывается ракетный двигатель нового типа – на пастообразном топливе (РДПТ) – и целью настоящего исследования является оценка целесообразности его применения для одного из указанных маневров.

Целесообразность применения РДПТ в общем случае может быть определена в сравнении с конкурирующими реактивными двигателями – жидкостными (ЖРД), твердотопливным (РДТТ) и газореактивным (ГРД).

**2. Решение проблемы**

Для достижения поставленной цели необходимо определить критерий целесообразности. Для такой сложной технической системы (СТС), как РН, искомым критерий должен соответствовать частному критерию, определяемому при декомпозиции общего критерия эффективности РН как СТС [3].

Сейчас на первое место вышла экономическая эффективность проекта. В [4] показано, что для РН она приводит к оптимизации массы выводимой полезной нагрузки.

Достоинствами РДПТ являются:

- глубокое и гибкое регулирование тяги;
- возможность повторного запуска двигателя в течение некоторого малого промежутка времени  $\Delta t$  без проведения дополнительных доработок.

Последняя особенность является очень важной для решения рассматриваемой задачи, если этот промежуток времени не превышает величины интервала времени  $\delta t$  от момента отделения полезной нагрузки до отхода от нее отделяющейся части на безопасное расстояние:

$$\Delta t \leq \delta t. \quad (1)$$

Следовательно, в таком случае исключается необходимость в дополнительных устройствах обеспечения запуска двигателя, которые требуются для РДТТ и ЖРД. Кроме того, что это обстоятельство снижает потребную массу двигателя и, соответственно, конструкции отделяющейся части (ОЧ) РН или разгонного блока (РБ), оно снижает его сложность и стоимость разработки и производства.

Выигрыш в массе за счет использования дополнительного тормозного двигателя массой  $\Delta m_2$  равен:

$$\Delta m = \begin{cases} \Delta m_1, & \text{если дополнительный двигатель;} \\ \Delta m_2, & \text{если повторный запуск двигателя.} \end{cases} \quad (2)$$

С другой стороны, если минимальный уровень тяги РДПТ соответствует малой тяге (МТ), то это также позволяет обеспечить выигрыш в энергетике  $\Delta m_3$ .

РДПТ находится на ранней стадии разработки и количественные оценки выигрыша в массе пока невозможны. Имеет смысл оценить лишь потребный запас топлива на совершение маневра свода с орбиты торможением РН. При этом предполагается следующий алгоритм действий:

– повторный запуск маршевого РДПТ через время  $t = \min(\Delta t, \delta t)$ ;

– разворот РН для подачи тормозного импульса.

Для круговой орбиты величина тормозного импульса  $\Delta V_T$  находится из условия [2]:

$$\Delta V_T = V_0 \sqrt{3 - 2 \frac{r_0}{r_{атм}}}, \quad (3)$$

где  $V_0$  – скорость на орбите выведения;

$r_0, r_{атм}$  – радиусы орбиты выведения и границы атмосферы.

Необходимая на торможение дополнительная масса топлива равна:

$$\Delta m_4 = m_k \exp(-\Delta V_T / J_{уд}), \quad (4)$$

где  $m_k$  – масса РН на момент отделения полезной нагрузки;

$J_{уд}$  – удельный импульс тяги двигателя.

Критерий целесообразности и правило выбора двигателя для рассматриваемого маневра таковы:

$$i^{opt} = \arg \min_i \left( \sum_{j=1}^4 \Delta m_{ji} \right), \quad (5)$$

где  $i \in \{ЖРД, РДТТ, РДПТ, ГРД, ЭРД, ЭДТС\}$  – тип двигателя; ЭРД – электроракетный двигатель; ЭДТС – электродинамическая тросовая система.

Заметим, что ГРД, ЭРД и ЭДТС включены в (5) с целью обеспечения общности выражения.

При уводе РН на орбиты захоронения требуется от двух до трех импульсов скорости [5]. Таким образом, необходим двигатель с не менее чем двух-, трехкратным включением.

Оценки потребных запасов характеристической скорости для выполнения этих маневров определяются величинами соответствующих (минимум двух) импульсов скорости и для перелета между круговыми орбитами равны [5]:

$$V_T = \Delta V_I + \Delta V_{II}, \Delta V_I = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \left( \sqrt{\frac{2}{1+r_0/r_k}} - 1 \right),$$

$$\Delta V_{II} = \sqrt{\frac{\mu}{r_k}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2}{1+r_k/r_0}} \right), \quad (6)$$

где  $\mu$  – коэффициент, равный произведению гравитационной постоянной на массу Земли;

$r_k$  – радиус конечной орбиты.

Применительно к РДПТ для приложения II-го импульса скорости необходимо обеспечение еще одного включения или переход на движение в режиме малой тяги, либо периодические, с интервалом не более  $\Delta t$ , включения на том же режиме МТ в течение полупериода переходной орбиты до выхода в апсидальную точку орбиты захоронения.

Если затраты топлива на движение с МТ –  $\Delta m_5$  – окажутся меньше приращения массы на конструктивное обеспечение включения для обеспечения подачи II-го импульса скорости –  $\Delta m_6$ , то предпочтительным будет первый режим. Тогда критерий целесообразности примет вид:

$$i^{opt} = \arg \min_i \left( \sum_{j=1}^6 \Delta m_{ji} \right). \quad (7)$$

Получение количественных оценок возможно при наличии весовых сводок РН с ЖРД, РДТТ, РДПТ и, в общем случае, ГРД, ЭРД, ЭДТС. Если таковых нет, то ограничимся получением общего выражения для определения предпочтительного выбора двигателя из числа ЖРД, РДТТ, РДПТ.

Для этого воспользуемся уравнением для определения границы областей рационального применения космических аппаратов (КА) с разными двигательными установками (ДУ) [6]:

$$\frac{\Delta m_i}{m_0} = f(a_1, a_2), a_j = \left\{ \mu_i, \hat{\alpha}_j, A_{\dot{\alpha}_j}, \alpha_j, \gamma_{\dot{\alpha}_j}, \gamma_{\ddot{\alpha}_j}, \right. \\ \left. \gamma_i \delta_j, n_{0j}, B_{\dot{\alpha}_j}, B_{\ddot{\alpha}_j}, B_{\ddot{\alpha}_j}, B_{\dot{\alpha}_j} \right\}, j = 1, 2, \quad (8)$$

где  $\frac{\Delta m_{\Pi}}{m_0}$  – относительный выигрыш в массе полезной нагрузки КА с ДУ, которой присвоен номер 2, по отношению к таковому с номером 1;

$m, \Delta m$  – масса и ее приращение элемента КА, определяемого индексом;

$\mu_{\Pi\_yVi} = m_{\Pi\_yVi}/m_{0\_yVi}, i = 1, 2$  – относительная масса элементов системы увода – «автономной системы для сообщения КА или его части дополнительной характеристической скорости с целью посадки, коррекции орбиты ... и т. д.» – для сравниваемых 1-го и 2-го КА;

$B \in [0,1] \subset R^1$  – коэффициент, определяющий какая часть соответствующего элемента основной системы подлежит уводу;

$A$  – доля превышения 1 заправляемого запаса топлива над его рабочим запасом;

$$\alpha = V_T/J_{уд};$$

$\gamma$  – удельный вес элемента, определяемого индексом;

$n_{0i}, i = 1, 2$  – коэффициент начальной тяговооруженности;

«П», «0», «Т», «ТО», «Д», «пр» – индексы ответственности полезной нагрузке, средству выведения (в нашем случае – РН, РБ, ОЧ), топливу, топливному отсеку, двигательной установке, прочим элементам.

Примем, что в нашем случае дополнительно уводимых элементов нет, т. е.  $\mu_{\Pi\_yVi} = 0, B_{ki} = 0,$

$$k = \{ \langle \text{П}, \langle 0 \rangle, \langle \text{Т} \rangle, \langle \text{ТО} \rangle, \langle \text{Д} \rangle, \langle \text{пр} \rangle \}.$$

Тогда уравнение (8) можно записать в следующем виде:

$$\frac{\Delta m_{\Pi}}{m_0} = \sum_{i=1}^2 (-1)^{i-1} (\gamma_{Дi} n_{0i} + (1 - \exp(-\alpha_i)) + \gamma_{ТОi} + \gamma_{при}), \quad (9)$$

при  $\gamma_{при} = 0, i = 1, 2$  оно еще больше упростится:

$$\frac{\Delta m_{\Pi}}{m_0} = \sum_{i=1}^2 (-1)^{i-1} (\gamma_{Дi} n_{0i} - \exp(-\alpha_i) + \gamma_{ТОi}). \quad (10)$$

Выше в роли КА выступают средство выведения или его ОЧ.

Запас характеристической скорости для перехода между круговыми орбитами может быть оценен по следующим формулам [6]:

– для перелетов с МТ –

$$(\Delta V_{\Pi})_{MT} = V_0 \left( 1 - \tilde{r}_k^{-1/2} \right), \quad (11)$$

где  $\tilde{r}_k = \frac{r_k}{r_0}$  – соотношение радиусов конечной и начальной орбит;

– для перелетов с БТ –

$$(\Delta V_{\Pi})_{MT} = V_0 \left\{ \sqrt{2} \left[ \frac{(\tilde{r}_k - 1)}{\sqrt{\tilde{r}_k (1 + \tilde{r}_k)}} + \frac{(1 - \sqrt{\tilde{r}_k})}{\sqrt{\tilde{r}_k}} \right] \right\}. \quad (12)$$

Для случая перелета уводимого средства выведения с РДПТ с эллиптической орбиты, переходной к орбите захоронения и образованной первым импульсом после отделения полезной нагрузки, на упомянутую конечную орбиту в режиме минимальной тяги или в периодическом режиме оценки  $\Delta V_T, V_T$  могут быть получены по формулам (3), (6) в зависимости от уровня начальной тяговооруженности. Периодическому режиму соответствует эквивалентное уменьшение минимальной тяги не менее чем в  $(\Delta t + \min\{t_{дв}\})/\min\{t_{дв}\}$  раз, где  $\{t_{дв}\}$  – диапазон времен работы двигателя. При этом в качестве  $r_0$  следует выбрать средний радиус орбиты.

Иначе, для рассматриваемого случая может быть использована справедливая для малых времен полета оценка, учитывающая для импульсного решения соответствующие ему гравитационные потери [7]:

$$(\Delta V_{\Pi})_{MT} = \Delta V_{\Pi} \left[ 1 + \frac{J_{уд}^2 \mu r_0^{-3/2} \left( 1 - \exp \left[ -\Delta V_{\Pi} / J_{уд} \right] \right)^2}{c g_0^2 n_0^2} \right], \quad (13)$$

где  $c = 24 \sqrt{48}$  – коэффициент, соответствующий постоянной или изменяющейся по линейному закону программе изменения ориентации вектора тяги;

$g_0 = 9,81$  – ускорение свободного падения на уровне Земли.

Итоговая оценка потребного запаса характеристической скорости будет такова:

$$V_T = \Delta V_I + (\Delta V_{\Pi})_{MT}. \quad (14)$$

### Заключение

Предложен способ возвращения отделяющихся частей одноразовых средств выведения полезной нагрузки на безопасные околоземные орбиты за счет использования достоинств РДПТ в части возможности его повторного запуска без использования дополнительных средств обеспечения такового.

Определены критерии и условия выбора двигателя для этой цели среди имеющихся альтернатив.

Разработаны два варианта методики оценки эффективности удаления с целевых орбит сравни-

ваемых вариантов средств выведения с различными химическими двигателями для маневров свода с орбиты и увода на орбиты захоронения.

Перспективы дальнейших поисков в данном направлении таковы. В дальнейшем предполагается проведение с помощью разработанных методик оценок целевой эффективности удаления с рабочих орбит средств выведения с РДПТ, что станет возможным при разработке соответствующих весовых сводок.

## Литература

1. Шевцов А. В. Мелкий космический мусор. Анализ развития и способы борьбы / А. В. Шевцов, А. С. Макарова // Космічна наука і технологія. Додаток. – 2002. – Т. 8, № 1. – С. 176-179.
2. Сихарулидзе Ю. Г. Баллистика летательных аппаратов / Ю. Г. Сихарулидзе. – М.: Наука, ГФМЛ, 1982. – 352 с.

3. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) / В. П. Мишин и др.; под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.

4. Мащенко А. Н. Основные этапы проектирования ракет-носителей по критерию экономической эффективности / А. Н. Мащенко, А. И. Федякин // Техническая механика. – 2001. – № 2. – С. 134-138.

5. Компанієць Е. П. Основи балістичного проектування космічних буксирів / Е. П. Компанієць, М. М. Дронь: Навч. посіб. – Д.: Вид-во ДНУ, 2005. – 336 с. – Бібліогр.: С. 215-221.

6. Сафронович В. Ф. Энергетическая эффективность межорбитальных перелетов КА различных типов / В. Ф. Сафронович, А. А. Чинарев, Л. М. Эмдин // Космические исследования. – 1977. – № 4. – С. 540-544.

7. Эмдин Л. М. Аналитическое определение оптимальной тяги маршевых двигателей при межорбитальных перелетах / Л. М. Эмдин // Космические исследования. – 1976. – № 6. – С. 951-954.

Поступила в редакцию 29.05.2009

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой В. А. Габриец, Государственный региональный институт государственного управления, Днепрпетровск, Украина.

## АВТОНОМНЕ УВЕДЕННЯ НА БЕЗПЕЧНІ ОРБИТИ ЧАСТИН, ЩО ВІДОКРЕМЛЮЮТЬСЯ, ЗАСОБІВ ВИВЕДЕННЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

*П. Г. Хорольський, С. Г. Бондаренко*

Статтю присвячено вирішенню однієї із актуальних проблем сучасного етапу освоєння космосу – зменшенню його антропогенного засмічення. Можливим вирішенням проблеми є уведення частин, що відокремлюються, засобів виведення на орбіти поховання або зведення з орбіти та спуск в атмосфері. Розглянуто варіант автономного виконання цих маневрів повторним запуском маршового двигуна, в якості якого запропоновано використовувати двигун на пастоподібному паливі, що знов розроблюється. Описані схеми маневрів, що реалізують уведення та зведення з вихідної орбіти. Запропоновані методики розрахунку необхідних додаткових запасів енергетики та оцінки ефективності застосування рушійних установок різних типів, які можуть бути прийняті за основу на початкових етапах проектування.

**Ключові слова:** антропогенне засмічення, засіб виведення, частина, що відокремлюється, двигун на пастоподібному паливі, енергетика, орбіта поховання, витрати палива.

## ANALYSIS OF RESEARCHES ON DRILLING THE MIXED STACKS FROM COMPOSITE AND TITANIUM ALLOYS

*P. G. Horolsky, S. G. Bondarenko*

The paper is devoted to an urgent problem of space development – decreasing the anthropogenic pollution of space. Each space launch increases such pollution. Destruction of separating parts of launching vehicles contributes greatly to increasing the size of space debris. Launcher stage part deorbiting to burying orbits or reentry to the atmosphere are possible ways of solving this problem. A version of autonomous execution of such maneuvers by restart of a main engine is considered, a new propulsion with paste-like fuel being developed now is suggested to be used as the main engine. Schemes of maneuvers providing deorbiting from an initial orbit are described. Methods of calculating the necessary additional power resources and valuing the efficiency of using power plants of different types are proposed, such methods can be regarded as a basis at the initial stages of design work

**Key words:** anthropogenic pollution, deorbiting, separating part, propulsion with paste-like fuel, energy, burying orbit, fuel expenseses.

**Хорольський Петр Георгиевич** – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., вед. науч. сотр. НИИ энергетики Днепрпетровского национального университета им. Олесь Гончара, Днепрпетровск, Украина, e-mail: horol09@mail.ru.

**Бондаренко Сергей Григорьевич** – канд. техн. наук, доц., вед. науч. сотр. НИИ энергетики Днепрпетровского национального университета им. Олесь Гончара, Днепрпетровск, Украина, e-mail: serg\_bondarenko@mail.ru.