

Проектно-баллистический анализ миссии по активному удалению космического мусора с геостационарной орбиты

В.Г. Петухов¹, А.А. Внуков^{2*}

¹ ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики»

Российская Федерация, 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, 4

² ООО «Научно-производственный центр «Малые космические аппараты»
Российская Федерация, 662971, Красноярский край, г. Железногорск, ул. Школьная, 33-25

*e-mail: vnukovalx@ya.ru

Рассмотрен вариант СКА с ЭРДУ для выполнения операций сближения с ОКМ и его транспортировки на орбиту захоронения. Предложен алгоритм функционирования СКА, а также средства для реализации этого алгоритма. Выведены уравнения движения СКА при оптимальном управлении, проведён проектно-баллистический анализ, вычислены необходимые запасы ресурсов для функционирования СКА.

Ключевые слова: космический аппарат, космический мусор, геостационарная орбита, сервисный космический аппарат, оптимальное управление, топливный бюджет.

Введение

Проблема предотвращения загрязнения околоземного космического пространства космическим мусором является одной из наиболее актуальных для обеспечения доступа в космическое пространство безопасности космических полетов в долгосрочной перспективе. Объектами космического мусора (ОКМ) становятся отработанные блоки средств выведения, прекратившие функционирование космические аппараты (КА), сбрасываемые элементы средств выведения, сопутствующие большинству космических пусков. Одной из наиболее заселенных КА и ОКМ околоземных орбит является геостационарная орбита (ГСО).

Для предотвращения загрязнения ГСО, международными правилами и национальными стандартами предусматривается ряд мер, включающий в себя увод средств выведения и отработавших КА из окрестности ГСО на орбиту захоронения. К сожалению, по техническим причинам, увод КА и средств выведения на орбиту захоронения не всегда возможен. За полувековой период использования ГСО, на этой орбите скопилось большое количество ОКМ и увод их на орбиту захоронения возможен только с помощью специально разработанных технических средств, например сервисных

космических аппаратов (СКА), осуществляющих сближение с ОКМ, их захват и транспортировку.

Защищаемой областью космического пространства в окрестности ГСО, в соответствии с межагентским соглашением по предотвращению загрязнения космического пространства, является область, ограниченная высотой ± 200 км от высоты ГСО и широтой $\pm 15^\circ$ [1, 2]. Безопасной орбитой захоронения, с учетом долговременной эволюции орбиты под действием естественных возмущающих факторов, обычно считается околокруговая орбита высотой на 300 км выше ГСО.

В статье рассматривается вариант СКА, оснащенного электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ) для выполнения операций сближения с ОКМ и его транспортировки на орбиту захоронения. Проводится предварительный проектно-баллистический анализ СКА в части оценки затрат времени и рабочего тела ЭРДУ на осуществление основных динамических операций и оценки возможностей последовательной транспортировки ряда ОКМ из окрестности ГСО на орбиту захоронения.

1 Схема функционирования СКА и исходные данные

Рассматривается следующая схема функционирования СКА:

1. СКА выводится на околокруговую орбиту ожидания, высота которой на 300 км выше высоты ГСО, а наклонение и долгота восходящего узла близки к наклонению и долготе восходящего узла первого ОКМ, который планируется уводить на орбиту захоронения. На данном этапе для определения пространственного положения СКА на орбите используются измерительные средства наземного комплекса управления (НКУ) СКА.

2. После некоторого времени ожидания, необходимого для осуществления фазирования СКА с ОКМ, СКА перелетает к ОКМ с помощью ЭРДУ. Также при помощи ЭРДУ осуществляется сближение СКА с ОКМ до расстояния в несколько километров, при этом взаимное положение СКА и ОКМ определяется по обобщенным данным НКУ СКА и системы контроля

околоземного космического пространства (например, АСПОС ОКП).

3. На участке ближнего маневрирования и при операциях захвата ОКМ специализированными средствами СКА задействуются однокомпонентные гидразиновые двигатели СКА, а координатная привязка осуществляется при помощи дальномерной аппаратуры, которой должен быть оснащён СКА (радиодальномер или лидар).

4. После захвата ОКМ, СКА с ОКМ перелетает на околокруговую орбиту захоронения, имеющую высоту на 300 км выше ГСО. Перелёт осуществляется при помощи ЭРДУ, контроль траектории связки СКА-ОКМ возлагается на НКУ СКА.

5. На орбите захоронения ОКМ отделяется от СКА и СКА при помощи однокомпонентных гидразиновых двигателей уводится на безопасное расстояние в несколько километров от ОКМ, исключая вероятность их столкновения. Расстояние между СКА и ОКМ контролируется средствами НКУ СКА.

6. СКА повторяет операции начиная с п. 2 со следующим ОКМ до исчерпания рабочих запасов топлива или ресурса бортовой аппаратуры СКА.

Для проведения проектных оценок предполагается, что каждый ОКМ представляет собой прекративший функционирование КА, не увиденный собственной двигательной установкой на орбиту захоронения. Массу каждого такого ОКМ примем равной 2000 кг.

Начальная масса СКА принимается равной 1000 кг. Для дальнего сближения СКА с ОКМ используется ЭРДУ КА, которая включает в себя один электрореактивный двигатель СПД-100. Тяга ЭРДУ принимается равной 83 мН, удельный импульс – 1520 с.

Операции по ближнему сближению и захвату каждого ОКМ выполняются при помощи однокомпонентных гидразиновых двигателей, удельный импульс которых принимается равным 220 с, а требуемые затраты характеристической скорости оцениваются величиной 10 м/с.

2 Эволюция орбит ОКМ в окрестности ГСО и оценка орбитальных параметров ОКМ

Анализ долговременной эволюции ОКМ в окрестности ГСО под действием основных возмущающих факторов (притяжение Луны и Солнца, нецентральность гравитационного поля Земли, световое давление) позволяет утверждать, что при образовании ОКМ на ГСО его орбита остается околокруговой, а период – близким к звездным суткам [3]. Большая полуось орбиты ОКМ отклоняется не более чем на ± 20 км от высоты ГСО с периодом немного более 2 лет. Долгопериодические возмущения приводят к изменению эксцентриситета в диапазоне от 0.00002...0.00035 до 0.0015...0.0023 с годичным периодом, причем амплитуда этих колебаний

изменяется с периодом около 10 лет. Среднее значение эксцентриситета орбиты ОКМ на большом интервале времени можно принять равным 0.001.

На периоде прецессии окологеостационарной орбиты (~53.4 года) наклонение плоскости орбиты к плоскости экватора сначала увеличивается примерно до 15° , а затем уменьшается до околонулевых значений. Долгота восходящего узла на этом же периоде монотонно уменьшается с плюс 90° до минус 90° . Годограф вектора наклоения $(i_x, i_y) = \left(\tan \frac{i}{2} \cos \Omega, \tan \frac{i}{2} \sin \Omega \right)$, (где i – наклонение, а Ω – долгота восходящего узла орбиты ОКМ) на интервале 53.4 года при пассивном движении ОКМ, находящегося в начальный момент времени на ГСО представлен на рисунке 1.

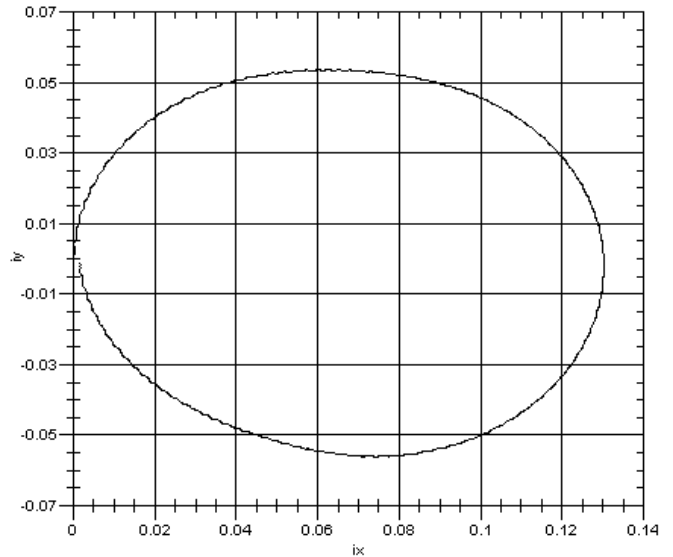


Рисунок 1 – Годограф вектора наклоения на интервале 53.4 года при пассивном движении ОКМ, находящегося в начальный момент времени на ГСО

Годографы векторов наклоения различных ОКМ близки, а текущее расположение ОКМ на годографе определяется интервалом времени от момента прекращения поддержания широты точки стояния КА, ставшего данным ОКМ. Поэтому можно считать, что большинство ОКМ, представляющих прекратившие функционирование геостационарные КА расположены вдоль годографа, представленного на рисунке 1, а угол между плоскостями орбит соседних ОКМ не превышает $1-2^\circ$.

Таким образом, будем рассматривать орбиты ОКМ с большой полуосью 42164 ± 20 км, с максимальным эксцентриситетом 0.0023, средним эксцентриситетом 0.001, наклонением в диапазоне от 0 до 15° и долготой восходящего узла от минус 90 до плюс 90° . При этом будем предполагать, что угол между плоскостями орбит последовательно транспортируемых ОКМ не превышает 2° .

3 Расчет траекторий перелета сервисного КА с орбиты ожидания к ОКМ

Как правило, траектории межорбитальных перелетов КА с ЭРДУ имеют большую угловую дальность. Для повышения скорости вычислений и точности численного интегрирования таких траекторий целесообразно использовать дифференциальные уравнения возмущенного движения КА, записанные в оскулирующих орбитальных элементах. Из множества вариантов наборов орбитальных элементов целесообразно использовать равноденственные орбитальные элементы, не имеющие особенностей в окрестности круговых и экваториальных орбит, в частности, в окрестности ГСО.

Дифференциальные уравнения невозмущенного управляемого движения КА с ЭРДУ в равноденственных элементах в инерциальной геоцентрической экваториальной системе координат J2000 записываются в виде [4]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dh}{dt} &= \delta \frac{T}{m} \frac{h}{\xi} h \cos \vartheta \cos \psi, \\ \frac{de_x}{dt} &= \delta \frac{T}{m} \frac{h}{\xi} \left\{ \xi \sin F \sin \vartheta \cos \psi + [(\xi+1) \cos F + e_x] \cos \vartheta \cos \psi - e_y \eta \sin \psi \right\}, \\ \frac{de_y}{dt} &= \delta \frac{T}{m} \frac{h}{\xi} \left\{ -\xi \cos F \sin \vartheta \cos \psi + [(\xi+1) \sin F + e_y] \cos \vartheta \cos \psi + e_x \eta \sin \psi \right\}, \\ \frac{di_x}{dt} &= \delta \frac{T}{m} \frac{h}{\xi} \frac{1}{2} \tilde{\varphi} \cos F \sin \psi, \\ \frac{di_y}{dt} &= \delta \frac{T}{m} \frac{h}{\xi} \frac{1}{2} \tilde{\varphi} \sin F \sin \psi, \\ \frac{dF}{dt} &= \frac{\xi^2}{h^3} + \delta \frac{T}{m} \frac{h}{\xi} \eta \sin \psi, \\ \frac{dm}{dt} &= -\delta \frac{T}{c}, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где ϑ - угол тангажа (угол между проекцией вектора тяги на плоскость оскулирующей орбиты КА и трансверсальным направлением), ψ - угол рысканья (угол между вектором тяги и плоскостью оскулирующей орбиты КА), $h = \sqrt{\frac{p}{\mu}}$, $e_x = e \cos(\Omega + \omega)$, $e_y = e \sin(\Omega + \omega)$,

$$i_x = \tan \frac{i}{2} \cos \Omega, \quad i_y = \tan \frac{i}{2} \sin \Omega \quad \text{и} \quad F = \nu + \omega + \Omega -$$

равноденственные элементы, p - фокальный параметр, e - эксцентриситет, ω - аргумент перицентра, i - наклонение, Ω - долгота восходящего узла, ν - истинная аномалия, $\xi = 1 + e_x \cos F + e_y \sin F$, $\eta = i_x \sin F - i_y \cos F$,

$\tilde{\varphi} = 1 + i_x^2 + i_y^2$. Проекция реактивного ускорения ЭРДУ на орты орбитальной системы координат имеют вид:

$$a_\tau = \delta \frac{P}{m} \cos \vartheta \cos \psi, \quad a_r = \delta \frac{P}{m} \sin \vartheta \cos \psi, \quad a_n = \delta \frac{P}{m} \sin \psi \quad (2)$$

где a_τ , a_r , a_n - соответственно трансверсальная, радиальная и бинормальная проекции реактивного ускорения.

Требуется перевести КА начальной массы m_0 с начальной орбиты

$$h=h_0, e_x=e_{x0}, e_y=e_{y0}, i_x=i_{x0}, i_y=i_{y0} \quad (3)$$

на конечную

$$h=h_k, e_x=e_{xk}, e_y=e_{yk}, i_x=i_{xk}, i_y=i_{yk} \quad (4)$$

за минимальное время t_f .

Рассматривается задача минимизации функционала

$$J = \int_0^{t_f} dt \rightarrow \min \quad (5)$$

Для решения задачи (1), (3)-(5) используется формализм принципа максимума.

Гамильтониан рассматриваемой задачи оптимального управления имеет вид [5]

$$H = -1 + \frac{\xi^2}{h^3} p_F + \delta \frac{T}{m} \frac{h}{\xi} (A_\tau \cos \vartheta \cos \psi + A_r \sin \vartheta \cos \psi + A_n \sin \psi) - \delta \frac{T}{c} p_m \quad (6)$$

где

$$A_\tau = hp_h + [(\xi+1) \cos F + e_x] p_{ex} + [(\xi+1) \sin F + e_y] p_{ey},$$

$$A_r = \xi (\sin F \cdot p_{ex} - \cos F \cdot p_{ey}),$$

$$A_n = \eta (-e_y p_{ex} + e_x p_{ey}) + \frac{1}{2} \tilde{\varphi} (\cos F \cdot p_{ix} + \sin F \cdot p_{iy}) + \eta \cdot p_F,$$

а p_h , p_{ex} , p_{ey} , p_{ix} , p_{iy} , p_F , p_m - переменные, сопряженные к фазовым координатам h , e_x , e_y , i_x , i_y , F и m соответственно.

Оптимальное управление $\delta(t)$, $\vartheta(t)$, $\psi(t)$ определяется из условия максимума гамильтониана (6):

$$\cos \vartheta = \frac{A_\tau}{\sqrt{A_\tau^2 + A_r^2}}, \quad \sin \vartheta = \frac{A_r}{\sqrt{A_\tau^2 + A_r^2}} \quad (7)$$

$$\cos \psi = \frac{\sqrt{A_\tau^2 + A_r^2}}{\sqrt{A_\tau^2 + A_r^2 + A_n^2}}, \quad \sin \psi = \frac{A_n}{\sqrt{A_\tau^2 + A_r^2 + A_n^2}}, \quad (8)$$

$$\delta = \begin{cases} 1, & \psi_s > 0 \\ 0, & \psi_s \leq 0, \end{cases} \quad (9)$$

$$\text{где } \psi_s = -\frac{p_m}{c} + \frac{h}{m\xi} (A_\tau^2 + A_r^2 + A_n^2)^{1/2} - \text{ функция}$$

переключения. В задаче о перелете за минимальное время, с учетом условия трансверсальности $p_m(t_f) = 0$ и неотрицательности dp_m/dt , условие (9) приводит к тождеству

$$\delta \equiv 1, \quad (10)$$

поэтому дифференциальные уравнения для переменных m и p_m можно исключить из рассмотрения, используя явную зависимость массы КА m от времени:

$$m = m_0 - (T/c) \cdot t. \quad (11)$$

Подстановка выражений для оптимального управления (7), (8) и (10) в (6) с учетом (11) приводит к выражению для оптимального гамильтониана:

$$H = -1 + \frac{T}{m(t)} \frac{h}{\xi} (A_\tau^2 + A_r^2 + A_n^2) + \frac{\xi^2}{h^3} p_F = kTA + H_F, \quad (12)$$

$$\text{где } k = \frac{1}{m(t)} \frac{h}{\xi}, \quad A = (A_\tau^2 + A_r^2 + A_n^2)^{1/2}, \quad H_F = \frac{\xi^2}{h^3} p_F.$$

Уравнения оптимального движения при этом примут вид:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\mathbf{x}}{dt} &= \frac{\partial H}{\partial \mathbf{p}} = \delta T \left[k \left(A_r \frac{\partial A_r}{\partial \mathbf{p}} + A_r \frac{\partial A_r}{\partial \mathbf{p}} + A_n \frac{\partial A_n}{\partial \mathbf{p}} \right) A^{-1} \right], \\ \frac{dF}{dt} &= \frac{\partial H}{\partial p_f} = \delta T \left[k \left(A_r \frac{\partial A_r}{\partial p_f} + A_r \frac{\partial A_r}{\partial p_f} + A_n \frac{\partial A_n}{\partial p_f} \right) A^{-1} \right] + \frac{\partial H_f}{\partial p_f}, \\ \frac{d\mathbf{p}}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{x}} = -\delta T \left[\frac{\partial k}{\partial \mathbf{x}} A + k \left(A_r \frac{\partial A_r}{\partial \mathbf{x}} + A_r \frac{\partial A_r}{\partial \mathbf{x}} + A_n \frac{\partial A_n}{\partial \mathbf{x}} \right) A^{-1} \right] - \frac{\partial H_f}{\partial \mathbf{x}}, \\ \frac{dp_f}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial F} = -\delta T \left[\frac{\partial k}{\partial F} A + k \left(A_r \frac{\partial A_r}{\partial F} + A_r \frac{\partial A_r}{\partial F} + A_n \frac{\partial A_n}{\partial F} \right) A^{-1} \right] - \frac{\partial H_f}{\partial F}. \end{aligned} \right\} (13)$$

где

$$\mathbf{x} = (h, e_x, e_y, i_x, i_y)^T, \mathbf{p} = (p_h, p_{e_x}, p_{e_y}, p_{i_x}, p_{i_y})^T.$$

Так как рассматривается межорбитальный перелет со свободной угловой дальностью, значение истинной долготы F на конечной орбите не фиксировано, поэтому $p_f(t_f) = 0$. Оптимальный гамильтониан (12) после осреднения по истинной долготе не зависит от F , поэтому $\frac{dp_f}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial F} = 0$. Следовательно, на осредненном решении $p_f \equiv 0$. Оптимальный гамильтониан (12), учитывая предполагаемое осреднение принимает вид

$$H = -1 + kTA, \quad (14)$$

а уравнения движения (13) при этом можно переписать в виде

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\mathbf{x}}{dt} &= \frac{\partial H}{\partial \mathbf{p}} = T \left[k \left(A_r \frac{\partial A_r}{\partial \mathbf{p}} + A_r \frac{\partial A_r}{\partial \mathbf{p}} + A_n \frac{\partial A_n}{\partial \mathbf{p}} \right) A^{-1} \right], \\ \frac{d\mathbf{p}}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{x}} = -T \left[\frac{\partial k}{\partial \mathbf{x}} A + k \left(A_r \frac{\partial A_r}{\partial \mathbf{x}} + A_r \frac{\partial A_r}{\partial \mathbf{x}} + A_n \frac{\partial A_n}{\partial \mathbf{x}} \right) A^{-1} \right]. \end{aligned} \right\} (15)$$

Благодаря малости отношения величины реактивного ускорения к гравитационному, возможно эффективное использование осреднения дифференциальных уравнений оптимального движения. Осреднение позволяет существенно увеличить длину шага численного интегрирования и снизить тем самым вычислительную трудоемкость задачи. Однако, главным аспектом применения метода осреднения в данной задаче является его регуляризирующая роль: осредненная система дифференциальных уравнений оптимального движения численно устойчивее неосредненной.

Используется осреднение по времени на орбитальном периоде КА, что соответствует известной в небесной механике схеме осреднения по средней аномалии КА [6]. Асимптотическое обоснование этой схемы хорошо известно: решение осредненных по этой схеме дифференциальных уравнений является нулевым членом разложения решения неосредненных уравнений в ряд Фурье по кратным средней аномалии КА. Интуитивное обоснование применения этой схемы осреднения заключается в малости изменения «медленных» элементов орбиты КА под воздействием реактивного ускорения за один виток.

Осреднение дифференциальных уравнений проводится по формуле

$$\frac{dy}{dt} = \frac{1}{T_p} \int_{t_0}^{t_0+T_p} \mathbf{f}_e(\mathbf{y}, F, t) dt = \frac{n}{2\pi} \int_0^{2\pi} \mathbf{f}_e(\mathbf{y}, F, t) \frac{dt}{dF} dF, \quad (16)$$

где T_p – оскулирующий период, $\mathbf{y} = (\mathbf{x}^T, \mathbf{p}^T)^T$ для задачи оптимального быстрогодействия, $\mathbf{y} = (\mathbf{x}^T, m, \mathbf{p}^T, p_m)^T$ для задачи с фиксированным временем, $\mathbf{f}_e(\mathbf{y}, F, t)$ – правые части неосредненных дифференциальных уравнений (15), $n = \frac{1}{\mu} \left[\sqrt{1 - e_x^2 - e_y^2} / h \right]^3$ – среднее движение, $dt/dF = h^3 / \xi^2$.

В результате интегрирования уравнений (15) с применением схемы осреднения (16) определяются значения фазового вектора (в данном случае – вектора оскулирующих равноденственных элементов и массы КА) \mathbf{x} и вектора сопряженных переменных \mathbf{p} в конечный момент времени t_f и значения невязок решения краевой задачи:

$$\mathbf{f} = \begin{pmatrix} h(t_f) - h_k \\ e_x(t_f) - e_{xk} \\ e_y(t_f) - e_{yk} \\ i_x(t_f) - i_{xk} \\ i_y(t_f) - i_{yk} \\ H(t_f) \end{pmatrix} = 0. \quad (17)$$

Уравнения (17) необходимо решить относительно вектора неизвестных параметров краевой задачи, который для задачи оптимального быстрогодействия имеет вид

$$\mathbf{z} = \begin{pmatrix} \mathbf{p} \\ t_f \end{pmatrix}. \quad (18)$$

Для рассматриваемой задачи увода ОКМ из окрестности ГСО представляет интерес перелет между круговыми орбитами. Для случая, если начальная и конечная орбиты компланарны, оптимальное направление вектора тяги в осредненной задаче совпадает с трансверсальным направлением (углы тангажа и рысканья равны нулю на всей траектории перелета), а характеристическая скорость перелета равна разности величин орбитальной скорости на начальной и конечной орбитах. Если орбиты некомпланарны, но угол между плоскостями начальной и конечной орбит Δi невелик, то оптимальный угол тангажа равен нулю, а угол рысканья – периодическая функция истинной долготы. При $\Delta i < 5^\circ$ и в рассматриваемом диапазоне радиусов начальной и конечной орбит (± 1000 км от радиуса ГСО), амплитуда колебаний по углу рысканья практически не меняется за время перелета.

Осредненные уравнения дают большую ошибку при вычислении быстрой переменной – истинной долготы КА в конце перелета. Поэтому, для вычисления угловой дальности перелета интегрируются неосредненные уравнения движения в виде (13). В качестве начальных значений для сопряженных переменных \mathbf{p} используются их осредненные значения, полученные из решения краевой задачи оптимального управления для

осредненных уравнений движения, а начальное значение для p_F устанавливается равным 0.

4 Оценка возможности увода нескольких ОКМ из окрестности ГСО на орбиту захоронения

Рассмотрим возможность последовательного увода одним СКА нескольких ОКМ из окрестности ГСО на околокруговую орбиту захоронения высотой на 300 км выше орбиты ГСО. Принимается, что перелет СКА с орбиты захоронения (она же орбита ожидания) к ОКМ проводится в три этапа. На первом этапе СКА с использованием ЭРДУ перелетает с орбиты ожидания на круговую орбиту с большой полуосью, наклонением и долготой восходящего узла, совпадающими с соответствующими орбитальными параметрами ОКМ. Для приведения СКА в окрестность ОКМ необходимо совпадение средних долгот СКА и ОКМ в конце первого этапа перелета. Выполнение этого условия обеспечивается фазированием СКА на орбите ожидания в течение необходимого интервала времени (средняя скорость дрейфа СКА относительно ОКМ, находящимся на орбите с суточным периодом, составляет 3.819° в сутки). Для определения параметров перелета решается краевая задача оптимального управления, описанная в предыдущем параграфе. На втором этапе СКА с помощью ЭРДУ выравнивает эксцентриситет и долготу перигея. Для этого вектор тяги ЭРДУ СКА ориентируется в плоскости орбиты ортогонально линии апсид орбиты ОКМ. Направление вектора тяги ЭРДУ остается неизменным в инерциальном пространстве и ЭРДУ работает на апогейном и перигейном участках с равной угловой дальностью по эксцентрической аномалии. В конце второго этапа СКА сближается с ОКМ на расстояние нескольких километров. Дальнейшее сближение СКА с ОКМ вплоть до его захвата (третий этап) осуществляется с помощью однокомпонентной гидразиновой двигательной установки. Требуемая характеристическая скорость на осуществление третьего этапа оценивается 10 м/с, а длительность этапа – 10 сутками. После захвата ОКМ СКА переводит его на орбиту захоронения, лежащую в плоскости начальной орбиты ОКМ (четвертый этап). Перевод осуществляется с помощью непрерывно работающей ЭРДУ СКА, тяга ЭРДУ направлена в трансверсальном направлении.

В таблице 1 приведены основные характеристики первого этапа перелета СКА с орбиты ожидания к первому ОКМ в зависимости от наклона плоскости орбиты ОКМ к плоскости орбиты ожидания СКА (начальная масса СКА равна 1000 кг). Под начальным фазовым углом в этой таблице понимается разность между средними долготами ОКМ и СКА в начале перелета, обеспечивающую их равенство в конце перелета. Моторное время ЭРДУ равно минимальной длительности первого этапа перелета (реализуется в случае равенства начального фазового угла требуемому значению). Максимальное время перелета включает в себя

время фазирования на 360° и время перелета с работающей ЭРДУ (моторное время).

Таблица 1 – Основные характеристики первого этапа перелета СКА с орбиты ожидания к первому ОКМ в зависимости от наклона плоскости орбиты ОКМ к плоскости орбиты ожидания СКА

| Наклонение плоскости орбиты ОКМ к плоскости орбиты ожидания СКА, градусы | Начальный фазовый угол ОКМ, градусы | Моторное время ЭРДУ, сутки | Максимальное время перелета, сутки | Характеристическая скорость, м/с |
|--|-------------------------------------|----------------------------|------------------------------------|----------------------------------|
| 0 | -2.795 | 1.517 | 95.791 | 10.879 |
| 1 | -21.653 | 11.750 | 106.024 | 84.499 |
| 2 | -43.032 | 23.351 | 117.625 | 168.399 |

Характеристическая скорость второго этапа составляет 4.714 м/с при максимальном эксцентриситете орбиты ОКМ (0.0023) и 2.050 м/с при среднем эксцентриситете (0.001). Длительность второго этапа не превышает 2 суток.

Характеристическая скорость третьего этапа, как указывалась выше, принята равной 10 м/с, а длительность – 10 суткам.

Характеристическая скорость четвертого этапа составляет 10.880 м/с, продолжительность – менее 4.6 суток.

В таблице 2 приведены требуемые затраты ксенона, гидразина и времени на первый цикл работы СКА (перелет с орбиты ожидания к ОКМ и транспортировка его на орбиту захоронения) в зависимости от наклона плоскости орбиты ОКМ к плоскости орбиты ожидания СКА. Эксцентриситет орбиты ОКМ принят равным среднему значению (0.001).

Таблица 2 – Требуемые затраты ксенона, гидразина и времени на первый цикл работы СКА

| Наклонение плоскости орбиты ОКМ к плоскости орбиты ожидания СКА, градусы | Требуемые затраты ксенона, кг | Требуемые затраты гидразина, кг | Максимальное время операции, сутки |
|--|-------------------------------|---------------------------------|------------------------------------|
| 0 | 3.052 | 4.620 | 112.4 |
| 1 | 7.971 | 4.598 | 122.6 |
| 2 | 13.547 | 4.572 | 134.2 |

На каждом новом цикле начальная масса СКА уменьшается за счет расхода ксенона и гидразина,

поэтому требуемые затраты рабочего топлива и времени в каждом последующем цикле работе СКА уменьшаются. Для увода 20 ОКМ требуется менее 7.35 лет функционирования СКА. Требуемая заправка ксенона в этом случае изменяется от 61.04 до 270.94 кг, а гидразина – от 92.4 до 104.4 кг, в зависимости от ориентации орбитальных плоскостей ОКМ и выбора очередности их обслуживания. Минимальная заправка рабочего тела обеспечивается при совпадении орбитальных плоскостей СКА и ОКМ, а максимальная – при разнице наклонений орбит СКА и каждого последующего ОКМ в 2° .

Выводы

В рамках предварительного проектно-баллистического анализа функционирования СКА по активному удалению космического мусора с геостационарной орбиты предложена схема функционирования СКА, предусматривающая пять основных этапов, для каждого из которых определены средства контроля траекторий СКА и ОКМ, а также тип двигательной установки, используемой для маневрирования.

Путём анализа долговременной эволюции окологеостационарных орбит определён диапазон орбит ОКМ, подходящих для работы СКА. Большая полуось этих орбит находится в пределах 42164 ± 20 км, максимальный эксцентриситет составляет 0.0023, средний эксцентриситет – 0.001, а наклонение должно быть в диапазоне от 0° до 15° . Расчёты затрат рабочего тела на увод ОКМ на орбиту захоронения проводились с учётом предположения, что угол между плоскостями орбит последовательно транспортируемых ОКМ не превышает 2° .

Используя формализм принципа максимума, из дифференциальных уравнений невозмущенного управляемого движения КА с ЭРДУ в равноденственных элементах в инерциальной геоцентрической экваториальной системе координат получена система уравнений оптимального управления, позволяющего минимизировать затраты рабочего тела на маневрирование СКА, как при самостоятельном движении, так и при движении в связке с ОКМ.

Предварительный проектно-баллистический анализ движения СКА с оптимальным управлением показывает возможность увода из окрестности ГСО на орбиты захоронения около 20 ОКМ массой по 2000 кг каждый, при этом срок активного существования СКА должен составлять не менее 7,5 лет. Большой срок активного существования позволит иметь перерывы в эксплуатации СКА, которые могут быть потрачены на парирование нештатных ситуаций, возникающих за время орбитальной эксплуатации.

Благодарности. Работа выполнена в рамках прикладных научных исследований по теме «Разработка концепции сервисного космического аппарата для

очистки области геостационарной орбиты (ГСО) от объектов космического мусора техногенной природы» при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, уникальный идентификатор соглашения RFMEFI57617X0093.

Библиографические ссылки

1. IADC Space Debris Mitigation Guidelines // Inter-agency Space Debris Coordination Committee site. IADC-02-01, 2007. URL: <http://www.iadc-online.org/Documents/IADC-2002-01,%20IADC%20Space%20Debris%20Guidelines,%20Revision%201.pdf> (дата обращения: 30.05.2018)
2. ГОСТ Р 52925-2008. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. Введ. 2009-01-01. М., 7 с.
3. Александрова, А. Г. Исследование долговременной орбитальной эволюции объектов космического мусора геостационарной зоны : дис. кандидата физико-математических наук : 01.03.01 / С.-Петербург. гос. ун-т. - Санкт-Петербург, 2012
4. Дубошин, Г.Н. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука. Глав. ред. физ.-мат. лит., 1976
5. Приближенные методы расчета оптимальных перелетов космических аппаратов с двигателями малой тяги / Салмин В.В., Васильев В.В., Ишков С.А. и др. // Вестник СГАУ №1 (11).-2007. – С. 37-52.
6. Петухов, В. Г. Оптимизация траекторий и эволюция движения космических аппаратов с двигательными установками малой тяги : дис. кандидата технических наук : 05.07.09 / Моск. авиационный ин-т. - Москва, 1996.