

ИТЕРАЦИОННАЯ ПРОЦЕДУРА ВЫБОРА ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ С МАЛОЙ ТЯГОЙ В ЗАДАЧЕ УТИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

© 2017

Г. А. Филиппов аспирант кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
filippov@ssau.ru

Рассматривается задача управления сближением космического аппарата – сборщика мусора с фрагментом космического мусора на геостационарной орбите. Относительное движение рассматривается в орбитальной цилиндрической системе координат. Использована линеаризованная модель движения, на основе которой выполнено разделение относительного движения на периодические и вековые составляющие. Управление движением осуществляется переключением знака ускорения от тяги. Задача управления разделена на две итерации. Первая итерация – аналитическое определение номинальной программы управления с использованием линеаризованной модели движения. В основу этой программы положено управление вековыми составляющими относительного движения. Вторая итерация – уточнение ранее полученной программы управления на исходной модели с использованием аналитического решения, полученного на первой итерации. Выполнено численное моделирование сближения из различных начальных положений космического аппарата – сборщика мусора относительно фрагмента космического мусора. Установлено, что начинать сближение рационально, когда космический аппарат сборщик мусора находится ниже – справа или выше – слева относительно фрагмента космического мусора.

Космический мусор; геостационарная орбита; космический аппарат – сборщик мусора; задача сближения; управление; малая тяга.

Цитирование: Филиппов Г.А. Итерационная процедура выбора программы управления сближением с малой тягой в задаче утилизации космического мусора на геостационарной орбите // Вестник Самарского университета. Аэро-космическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 125-137. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-125-137

Введение

За долгие годы эксплуатации околоземного космического пространства на орбитах скопилось большое количество фрагментов космического мусора (ФКМ), которые мешают эксплуатации действующих спутников и запуску новых.

Особенно остро эта проблема стоит на геостационарной орбите (ГСО). Для очистки ГСО необходимо специальное транспортное средство – космический аппарат – сборщик мусора (КАСМ). Наиболее рациональным представляется КАСМ, который снабжён электроракетным двигателем малой тяги [1].

Сближение космических аппаратов удобно рассматривать в орбитальной цилиндрической системе координат [2]. Выделение вековых и периодических составляющих относительного движения позволяет упростить построение программы управления [3].

В [4] с использованием линеаризованной модели движения построена программа управления, состоящая из двух активных участков постоянства ускорения от тяги, которые разделены пассивным.

Продолжительности активных участков определяются аналитически, исходя из требований коррекции вековых составляющих движения. Продолжительность пассивного участка определяется требованием коррекции периодических составляющих относительного движения.

Линеаризация уравнений движения привела, с одной стороны, к их упрощению, что позволило построить программу управления аналитически, а с другой стороны – внесла методическую ошибку. Поэтому в настоящей статье ставится задача уточнения программы управления, полученной в [4].

Задача выбора программы управления разделена на две итерации. На первой итерации построена программа управления с использованием упрощённой (линеаризованной) модели движения. На второй итерации происходит уточнение программы управления. Для этого решается краевая задача на исходной (нелинеаризованной) модели, а в качестве начального приближения использовано решение, полученное на упрощённой модели.

Математическая модель движения

Движение КАСМ и ФКМ рассматривается в орбитальной цилиндрической системе координат. Уравнения движения для плоского случая имеют вид [2]:

$$\begin{aligned} \frac{d r}{d t} &= V_r, \\ \frac{d u}{d t} &= \frac{V_u}{r}, \\ \frac{d V_r}{d t} &= -\frac{\mu}{r^2} + \frac{V_u^2}{r} + a_s, \\ \frac{d V_u}{d t} &= -\frac{V_u \cdot V_r}{r} + a_T. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь r, u – координаты центра масс; V_r, V_u – скорость центра масс соответственно в радиальном и трансверсальном направлении; a_s, a_T – проекции ускорения от тяги на оси орбитальной цилиндрической системы координат.

В задаче сближения удобно перейти к объектоцентрической системе координат, начало которой расположено в центре масс ФКМ. Определим отклонения параметров движения КАСМ (индекс «к») от параметров движения ФКМ (индекс «ф»). Будем использовать линейную теорию возмущений.

Параметры движения КАСМ определяются как [2]:

$$\begin{aligned} r_k &= r_\phi + \Delta r, & V_r^k &= V_r^\phi + \Delta V_r, \\ u_k &= u_\phi + \Delta u, & V_u^k &= V_u^\phi + \Delta V_u. \end{aligned} \quad (2)$$

Вторые слагаемые, входящие в левые части (2), получаются в результате интегрирования системы уравнений:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{r} &= \Delta V_r, \\ \Delta \dot{L} &= \Delta V_u - \lambda \Delta r, \\ \Delta \dot{V}_u &= -\lambda \Delta V_r + a_T, \\ \Delta \dot{V}_r &= 2\lambda \Delta V_u + \lambda^2 \Delta r + a_s. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь Δr – смещение КАСМ вдоль радиуса орбиты ФКМ; ΔL – проекция расстояния между КАСМ и ФКМ на орбиту ФКМ (смещение КАСМ вдоль орбиты ФКМ); ΔV_r – разность радиальной скорости КАСМ и ФКМ; ΔV_u – разность трансверсальной

скорости КАСМ и ФКМ; $\lambda = \sqrt{\mu(1-e^2)^3} p^{-3}$ – средняя угловая скорость движения по орбите ФКМ; μ – гравитационный параметр Земли; p, e – соответственно фокальный параметр и эксцентриситет орбиты ФКМ.

Управление движением КАСМ осуществляется за счёт изменения знака трансверсальной составляющей ускорения от тяги и её выключением:

$$a_T = a\delta, \quad (4)$$

где $\delta = \{-1, 0, 1\}$ – функция включения тяги, радиальная составляющая a_r равна нулю.

В системе (3) можно выделить вековые и периодические составляющие относительного движения. Дифференциальные уравнения для них с учётом управления (4) примут вид [3]:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{r}_{cp} &= \frac{2}{\lambda} a_T, \\ \Delta \dot{L}_{cp} &= -1,5\lambda \Delta r_{cp}, \\ \dot{l} &= \frac{2}{\lambda} a_T \cos \varphi, \\ \dot{\varphi} &= \lambda - \frac{2}{\lambda l} a_T \sin \varphi. \end{aligned} \quad (5)$$

Здесь Δr_{cp} – среднее смещение КАСМ вдоль радиуса орбиты ФКМ; ΔL_{cp} – среднее смещение КАСМ вдоль орбиты ФКМ; l – малая полуось эллипса относительного движения; φ – угол, определяющий положение КАСМ на эллипсе относительного движения.

Параметры $\Delta r_{cp}, \Delta L_{cp}$ будем считать вековыми составляющими движения, параметры l, φ – периодическими.

Запишем граничные условия решаемой задачи сближения:

$$\begin{aligned} t = 0: \quad \Delta r_{cp} &= \Delta r_{cp}^0, \quad \Delta L_{cp} = \Delta L_{cp}^0, \quad l = l^0; \\ t = t^k: \quad \Delta r_{cp} &= \Delta r_{cp}^k, \quad \Delta L_{cp} = \Delta L_{cp}^k, \quad l = l^k. \end{aligned} \quad (6)$$

Сформулируем задачу управления: для системы уравнений (5), граничных условий (6) и управления (4) определить зависимость функции включения тяги двигателя от времени.

Построение номинальной программы управления

На первой итерации построим номинальную программу управления для модели относительного движения (5). В основу номинальной программы положено управление вековыми составляющими относительного движения. Программа управления состоит из двух активных участков ускорения от тяги и пассивного между ними [3; 4].

Рассмотрим задачу управления вековыми составляющими относительного движения. Уравнения для Δr_{cp} и ΔL_{cp} могут быть приведены к системе стандартного вида:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= u, \\ \dot{x}_2 &= x_1, \end{aligned} \quad (7)$$

где $x_1 = -1,5\lambda \Delta r_{cp}$; $x_2 = \Delta L_{cp}$; $u = 3a\delta$.

Задача (7) имеет следующие решения:

- два активных участка разного знака, разделённые пассивным участком;
- два активных участка одного знака, разделённые пассивным участком.

Рассмотрим первое решение. Для варианта активных участков разных знаков их продолжительности определяются по формулам [3; 4]:

$$\begin{aligned} t_2 &= -\frac{t_{II}}{2} + \sqrt{\frac{t_{II}^2}{4} + \frac{\lambda^2 (\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k)^2}{8a^2} + \frac{(\Delta L_{cp}^0 - \Delta L_{cp}^k)}{3a} \delta}, \\ t_1 &= t_2 - \lambda \frac{(\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k)}{2a} \delta, \end{aligned} \quad (8)$$

где t_1 и t_2 – продолжительность первого и второго участков соответственно; t_{II} – заданная продолжительность пассивного участка.

Знак ускорения от тяги на первом участке определится как

$$\delta = \text{sign} \left(\frac{(\Delta L_{cp}^0 - \Delta L_{cp}^k)}{3a} - \lambda^2 \frac{(\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k) |\Delta L_{cp}^0 - \Delta L_{cp}^k|}{8a^2} \right). \quad (9)$$

На втором участке знак ускорения противоположный.

Если продолжительность пассивного участка будет слишком большой, то продолжительность первого участка t_1 станет меньше нуля. В этом втором случае следует использовать программу управления, содержащую два активных участка одного знака, которые разделены пассивным участком.

Таким образом, программа управления с двумя активными участками одного знака применяется, если выполнены следующие два условия:

$$\begin{aligned} \delta (\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k) &> 0, \\ t_{II} &\geq \frac{2(\Delta L_{cp}^0 - \Delta L_{cp}^k)}{3\lambda (\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k)} - \lambda \frac{(\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k)}{4a} \delta. \end{aligned} \quad (10)$$

Продолжительности активных участков определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} t_2 &= \frac{1}{t_{II}} \left(\frac{(\Delta L_{cp}^0 - \Delta L_{cp}^k)}{3a} \delta - \lambda^2 \frac{(\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k)^2}{8a^2} \right), \\ t_1 &= \lambda \frac{(\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k)}{2a} \delta - t_2. \end{aligned} \quad (11)$$

Программа управления (8) или (11) обеспечивает удовлетворение граничных условий (5) в части вековых составляющих в любой их комбинации.

Для удовлетворения граничного условия для малой полуоси эллипса относительного движения необходимо подобрать продолжительность пассивного участка и начальный фазовый угол φ_0 , при котором начинается сближение.

Продолжительность пассивного участка определим из уравнения [4]:

$$A^2 + B^2 = \frac{(l_0 - l_k)^2}{K^2}. \quad (12)$$

Здесь:

$$A = \begin{cases} \cos(\theta - \theta_1) - \cos \theta + \cos \theta_2 - 1 & \text{для (8),} \\ \cos(\theta - \theta_1) - \cos \theta - \cos \theta_2 + 1 & \text{для (11),} \end{cases}$$

$$B = \begin{cases} -\sin(\theta - \theta_1) + \sin \theta - \sin \theta_2 & \text{для (8),} \\ -\sin(\theta - \theta_1) + \sin \theta + \sin \theta_2 & \text{для (11),} \end{cases}$$

$\theta = \theta_1 + \theta_{II} + \theta_2$, $\theta_1 = \lambda t_1$, $\theta_{II} = \lambda t_{II}$, $\theta_2 = \lambda t_2$ – соответственно продолжительность первого активного, пассивного и второго активного участков в угловой мере.

Для увеличения l начальный фазовый угол φ_0 определится из выражения:

$$\varphi_0 = \frac{\pi}{2} - \theta - \xi, \quad (13)$$

для уменьшения:

$$\varphi_0 = -\frac{\pi}{2} - \theta - \xi, \quad (14)$$

где $\xi = \arctg\left(\frac{B}{A}\right)$.

Таким образом, получена номинальная программа управления для линеаризованной модели. Линеаризация уравнений, с одной стороны, приводит к упрощению уравнений, что позволяет построить номинальную программу управления без решения краевой задачи. С другой стороны, появляется методическая ошибка. Поставим задачу уточнения программ управления (8), (11).

Уточнение программы управления

На второй итерации выполним расчёт траектории относительного движения для исходной модели (1). Уравнения интегрировались отдельно для КАСМ и ФКМ. В каждой точке интегрирования рассчитывались параметры относительного движения Δr , ΔL , ΔV_r , ΔV_u в соответствии с (2), а затем определялись вековые и периодические составляющие относительного движения Δr_{cp} , ΔL_{cp} , l , φ .

Для устранения методической ошибки необходимо подобрать новые продолжительности активных участков t_1 , t_2 и пассивного t_{II} таким образом, чтобы функция невязок:

$$F(t_1^*, t_{II}^*, t_2^*) = c_1 (\Delta r_{cp}^H - \Delta r_{cp}^D)^2 + c_2 (\Delta L_{cp}^H - \Delta L_{cp}^D)^2 + c_3 (l^H - l^D)^2 \quad (15)$$

достигла своего минимума. Отметим, что начальный фазовый угол при этом остаётся прежним.

В (15) введены обозначения: c_i – весовые коэффициенты; верхний индекс «Н» (номинальный) указывает на то, что параметр получен для линеаризованной модели, верхний индекс «Д» (действительный) указывает на то, что параметр получен для исходной модели. Весовые коэффициенты выбираются таким образом, чтобы функция (15) при номинальных продолжительностях участков была равна единице.

Поиск минимума функции (15) выполнен методом покоординатного спуска, поиск минимума по каждой переменной осуществлён методом золотого сечения [5].

Результаты расчёта

ФКМ расположен на геостационарной орбите со следующими параметрами: фокальный параметр $p = 42164,16$ км; эксцентриситет $e \approx 0$; аргумент широты $u = 72^\circ$; аргумент перигея $\omega = 72^\circ$. Ускорение от тяги примем равным 10^{-4} м/с². Выполним моделирование сближения КАСМ с ФКМ из четырёх координатных четвертей плоскости $\Delta r_{cp} - \Delta L_{cp}$.

Введём граничные условия:

При сближении из первой координатной четверти:

$$\begin{aligned} t = 0: \quad \Delta r_{cp} &= 300 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = 3000 \text{ км}, \quad l = 100 \text{ км}; \\ t = t^k: \quad \Delta r_{cp} &= 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = 100 \text{ км}, \quad l = 20 \text{ км}. \end{aligned} \quad (16)$$

При сближении из второй координатной четверти:

$$\begin{aligned} t = 0: \quad \Delta r_{cp} &= 300 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = -3000 \text{ км}, \quad l = 100 \text{ км}; \\ t = t^k: \quad \Delta r_{cp} &= 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = -100 \text{ км}, \quad l = 20 \text{ км}. \end{aligned} \quad (17)$$

При сближении из третьей координатной четверти:

$$\begin{aligned} t = 0: \quad \Delta r_{cp} &= -300 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = -3000 \text{ км}, \quad l = 100 \text{ км}; \\ t = t^k: \quad \Delta r_{cp} &= 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = -100 \text{ км}, \quad l = 20 \text{ км}. \end{aligned} \quad (18)$$

При сближении из четвёртой координатной четверти:

$$\begin{aligned} t = 0: \quad \Delta r_{cp} &= -300 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = 3000 \text{ км}, \quad l = 100 \text{ км}; \\ t = t^k: \quad \Delta r_{cp} &= 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = 100 \text{ км}, \quad l = 20 \text{ км}. \end{aligned} \quad (19)$$

Результаты моделирования приведены на рис. 1 – 6. Показаны траектории относительного движения и параметры движения КАСМ в конечный момент времени, стрелкой обозначено направление движения.

На рис. 1 – 6 цифрами обозначено: 1 – траектория движения КАСМ, полученная на первой итерации (номинальная); 2 – траектория движения КАСМ, полученная на второй итерации; 3 – траектория движения КАСМ с методической ошибкой; 4 – эллипс относительного движения в конце траектории, полученный на первой итерации (номинальный); 5 – эллипс относительного движения в конце траектории, полученный на второй итерации; 6 – эллипс относительного движения в конце траектории с методической ошибкой; 7 – траектория движения центра эллипса относительного движения, полученная на первой итерации (номинальная); 8 – траектория движения центра эллипса относительного движения, полученная на второй итерации; 9 – траектория движения центра эллипса с методической ошибкой; 10 – эллипс относительного движения в начальный момент времени.

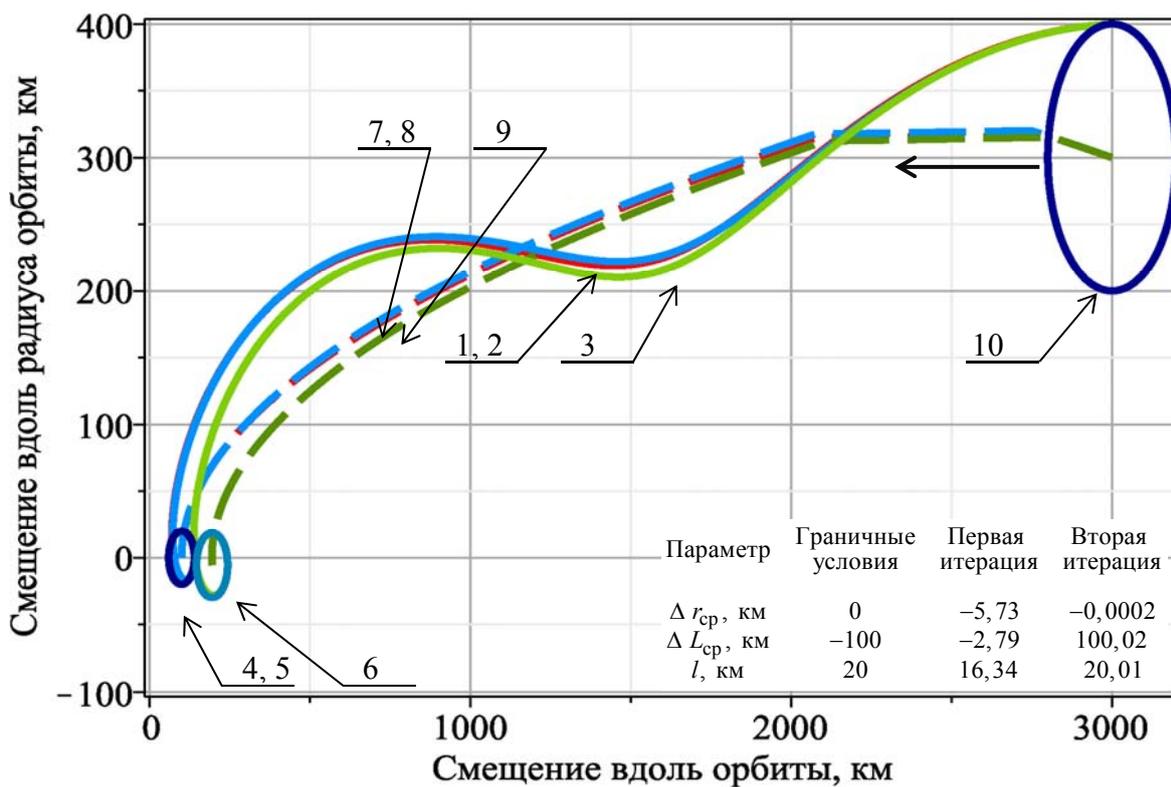


Рис. 1. Траектория относительного движения при сближении из первой координатной четверти, граничные условия (16), знак ускорения от тяги на активных участках разный

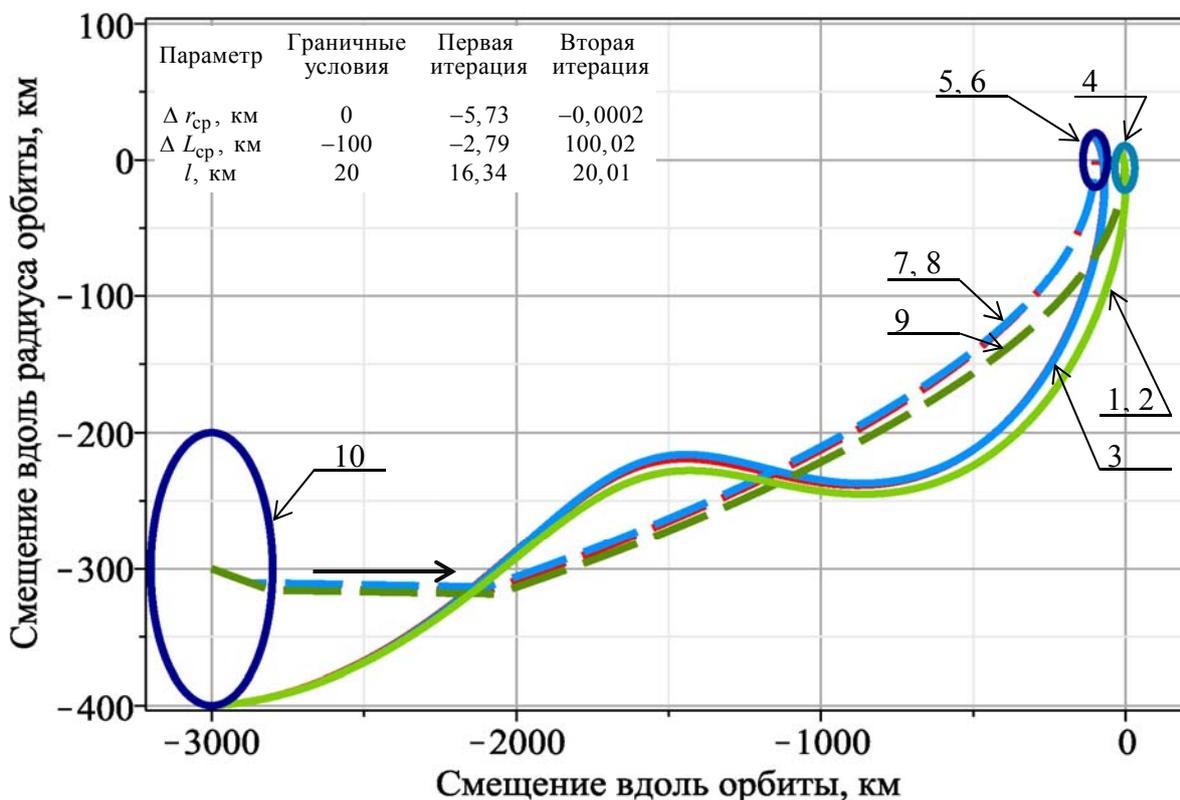


Рис. 2. Траектория относительного движения при сближении из третьей координатной четверти, граничные условия (18), знак ускорения от тяги на активных участках разный

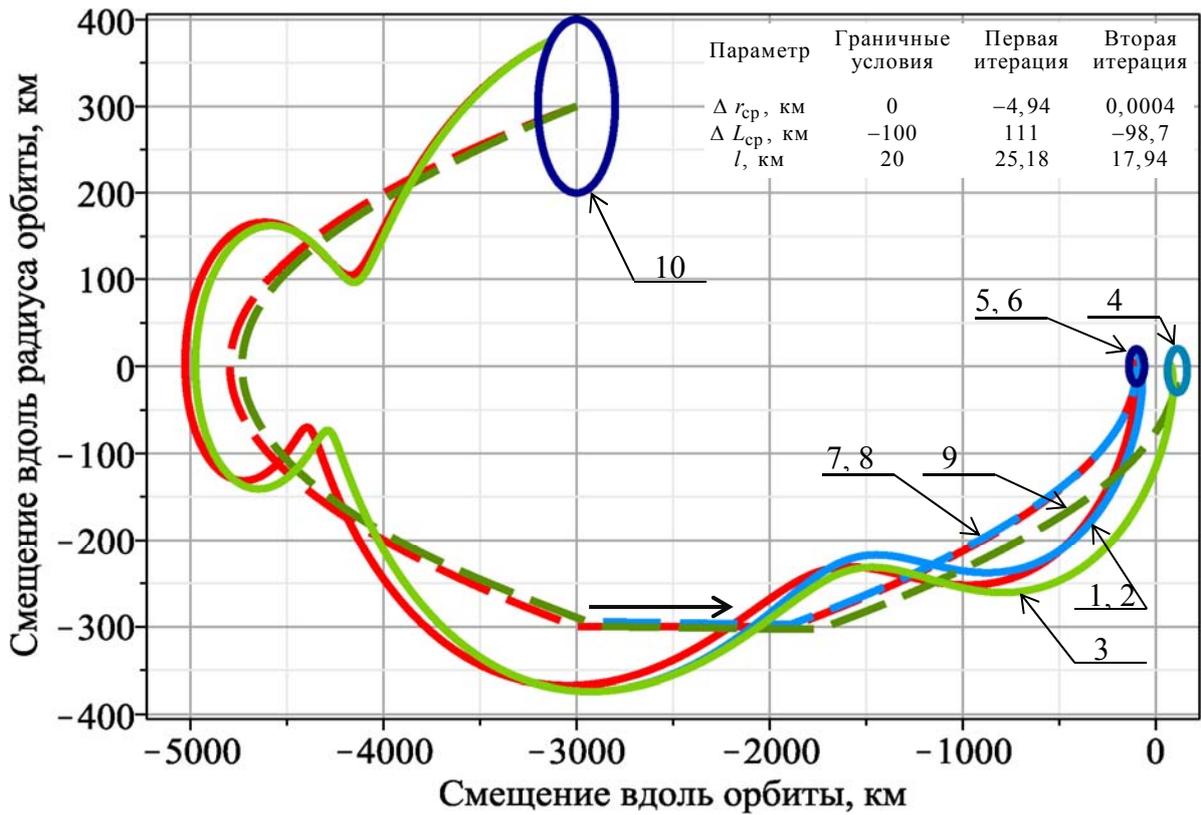


Рис. 3. Траектория относительного движения при сближении из второй координатной четверти, граничные условия (17), знак ускорения от тяги на активных участках разный

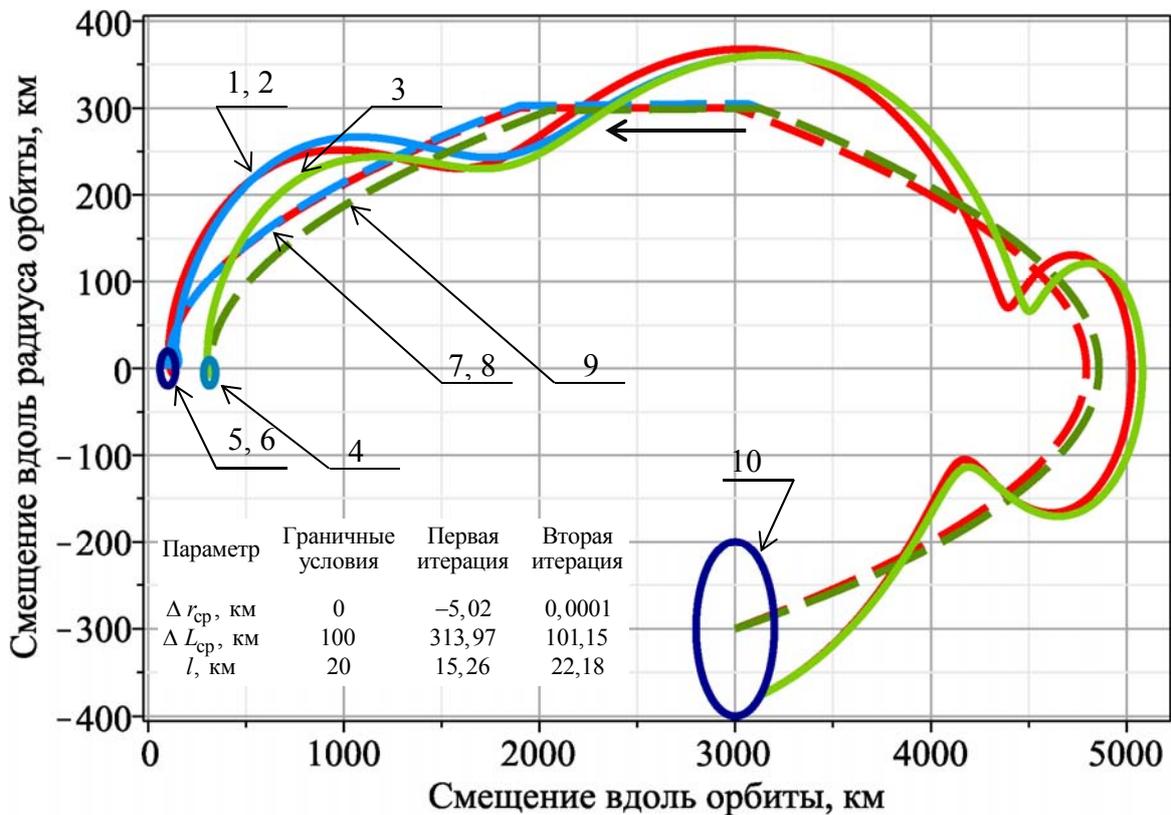


Рис. 4. Траектория относительного движения при сближении из четвёртой четверти, граничные условия (19), знак ускорения от тяги на активных участках разный

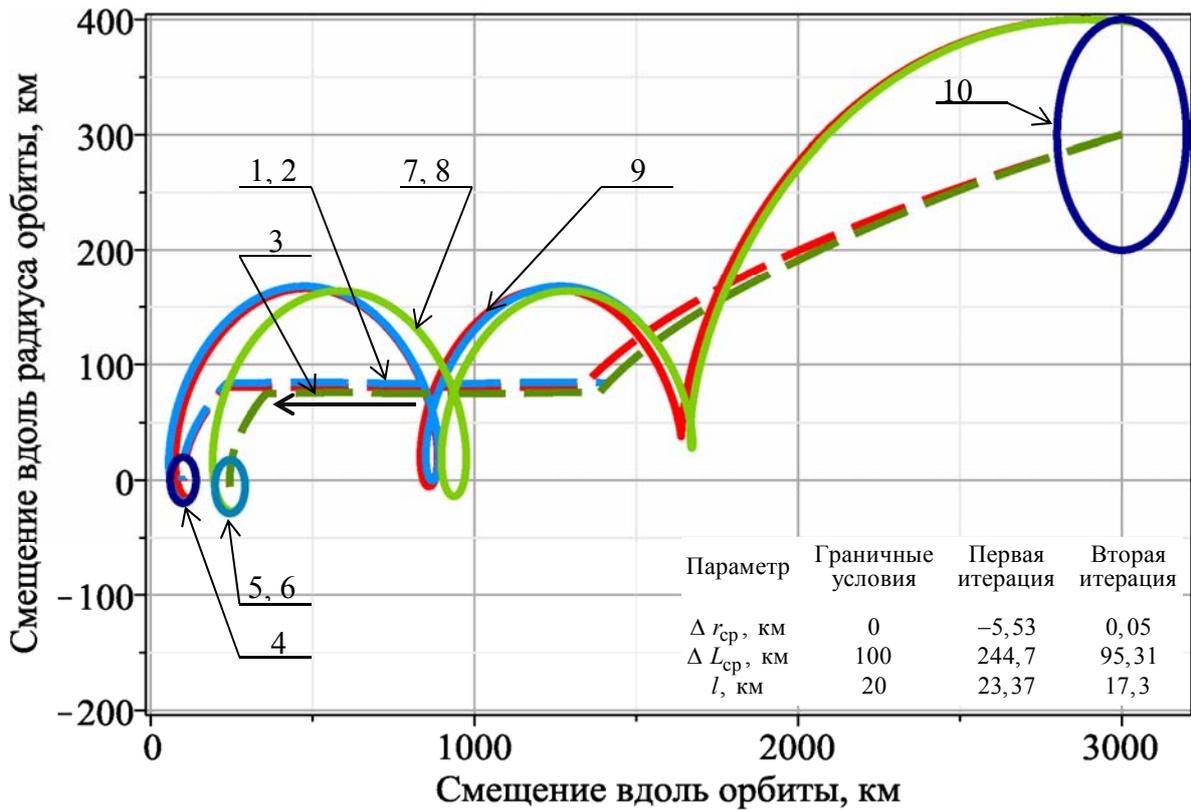


Рис. 5. Траектория относительного движения при сближении из первой координатной четверти, граничные условия (16), знак ускорения от тяги на активных участках одинаковый

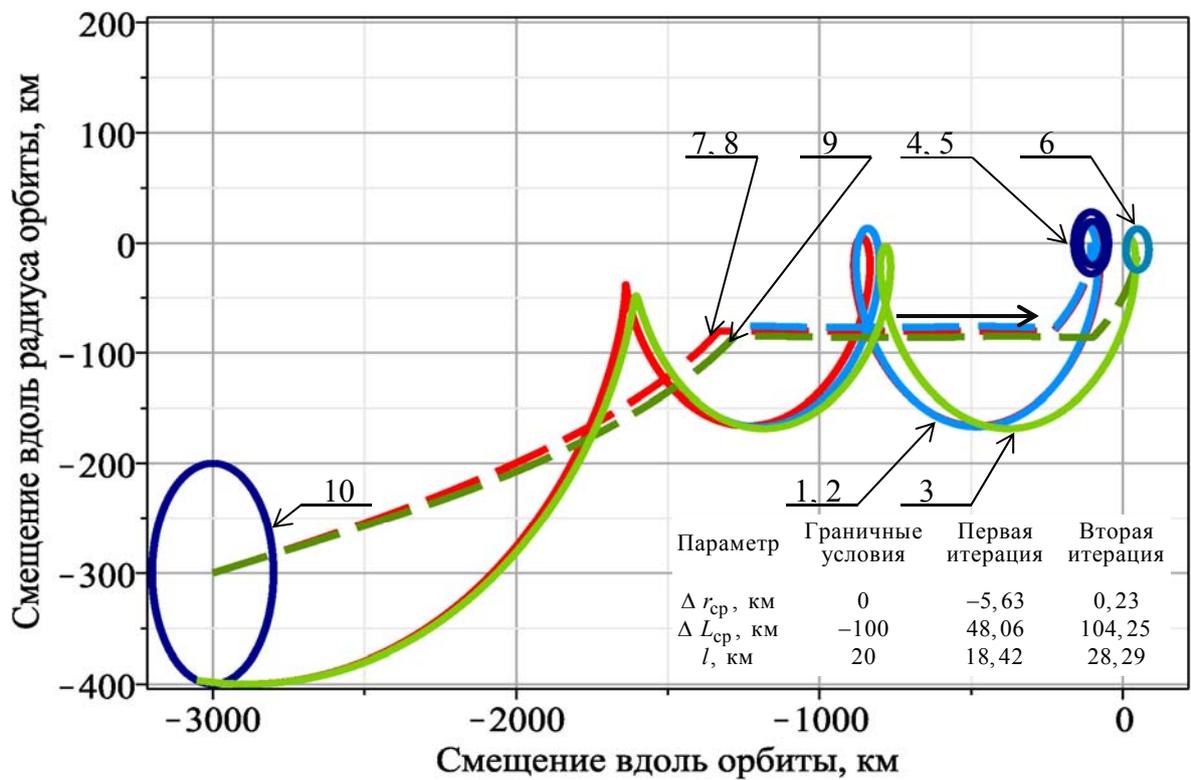


Рис. 6. Траектория относительного движения при сближении из третьей координатной четверти, граничные условия (18), знак ускорения от тяги на активных участках одинаковый

Как видно из рис. 1 – 4, лучшая точность решения краевой задачи достигается при сближении из первой (рис. 1) и третьей (рис. 2) координатной четверти. Это объясняется тем, что здесь имеет место «естественное» приближение КАСМ к ФКМ, обусловленное разницей в направлении их скоростей. При сближении из первой четверти ФКМ «догоняет» КАСМ, а из третьей – КАСМ «догоняет» ФКМ, при этом расстояние между КАСМ и ФКМ монотонно сокращается.

При сближении из второй (рис. 3) и четвертой (рис. 4) координатной четверти расстояние между КАСМ и ФКМ сначала увеличивается, так как КАСМ движется медленнее, а затем уменьшается. Это приводит к увеличению продолжительности манёвра и, как следствие, к увеличению методической ошибки.

Как видно из рис. 5 и 6, программу управления с активными участками одного знака применять не следует, так как здесь ошибки выполнения краевых условий (16), (18) большие, чем при использовании программы с разными знаками ускорения от тяги на активных участках.

Построение траектории последовательного приведения КАСМ к ФКМ

Изложенный подход позволяет решить практически важную задачу построения траектории пошагового приближения КАСМ к ФКМ [4]. Предположим, что КАСМ выведен на круговую орбиту ниже ГСО и отстаёт от него по аргументу широты на несколько градусов. Ставится задача дальнего сближения КАСМ с ФКМ – выведение КАСМ в зону, где возможно автономное ближнее наведение, поскольку ФКМ находится в зоне видимости навигационных устройств КАСМ [6; 7].

Траекторию сближения разобьём на четыре шага, между каждым из шагов расположен пассивный участок. Таким образом, количество пассивных участков между шагами равно количеству переменных, на которые наложены граничные условия.

Задачу выбора программы управления будем решать в три этапа:

- 1) рассчитывается номинальная программа управления на каждом шаге сближения с использованием линеаризованной модели;
- 2) уточняется номинальная программа управления на каждом шаге сближения путём минимизации функции (15);
- 3) определяются продолжительности пассивных участков между шагами сближения.

Примем следующие граничные условия:

$$\begin{array}{lll}
 \text{для шага 1 начальные: } \Delta r_{cp} = -227 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -3680 \text{ км,} & l = 0 \text{ км,} \\
 \text{для шага 1 конечные: } \Delta r_{cp} = 0 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -1471 \text{ км,} & l = 50 \text{ км,} \\
 \text{для шага 2 начальные: } \Delta r_{cp} = 0 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -1471 \text{ км,} & l = 50 \text{ км,} \\
 \text{для шага 2 конечные: } \Delta r_{cp} = 0 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -736 \text{ км,} & l = 20 \text{ км,} \\
 \text{для шага 3 начальные: } \Delta r_{cp} = 0 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -736 \text{ км,} & l = 20 \text{ км,} \\
 \text{для шага 3 конечные: } \Delta r_{cp} = 0 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -74 \text{ км,} & l = 5 \text{ км,} \\
 \text{для шага 4 начальные: } \Delta r_{cp} = 0 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -74 \text{ км,} & l = 5 \text{ км,} \\
 \text{для шага 4 конечные: } \Delta r_{cp} = 0 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -7,4 \text{ км,} & l = 1 \text{ км.}
 \end{array} \quad (20)$$

На рис. 7 показана траектория относительного движения при сближении целиком, на рис. 8 показана траектория относительного движения на заключительном, четвертом шаге сближения. Обозначения линий сохранены принятыми для рис. 1 – 6.

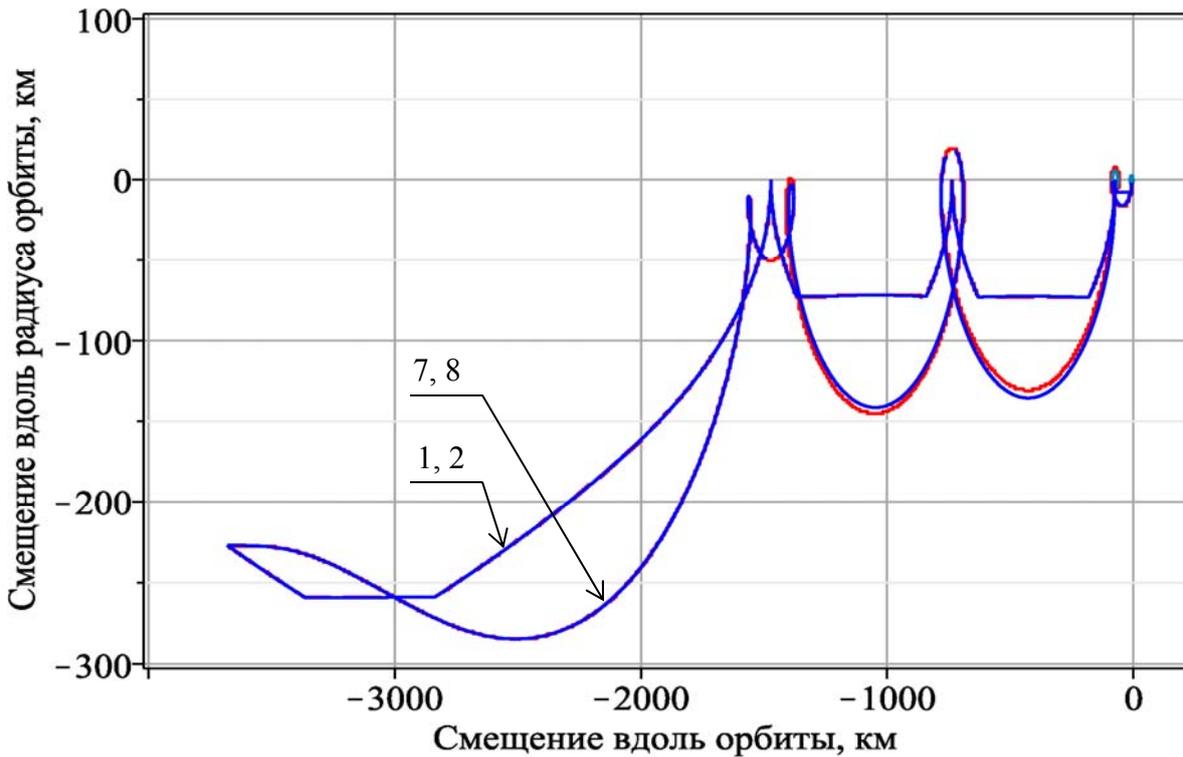


Рис. 7. Траектория относительного движения при сближении

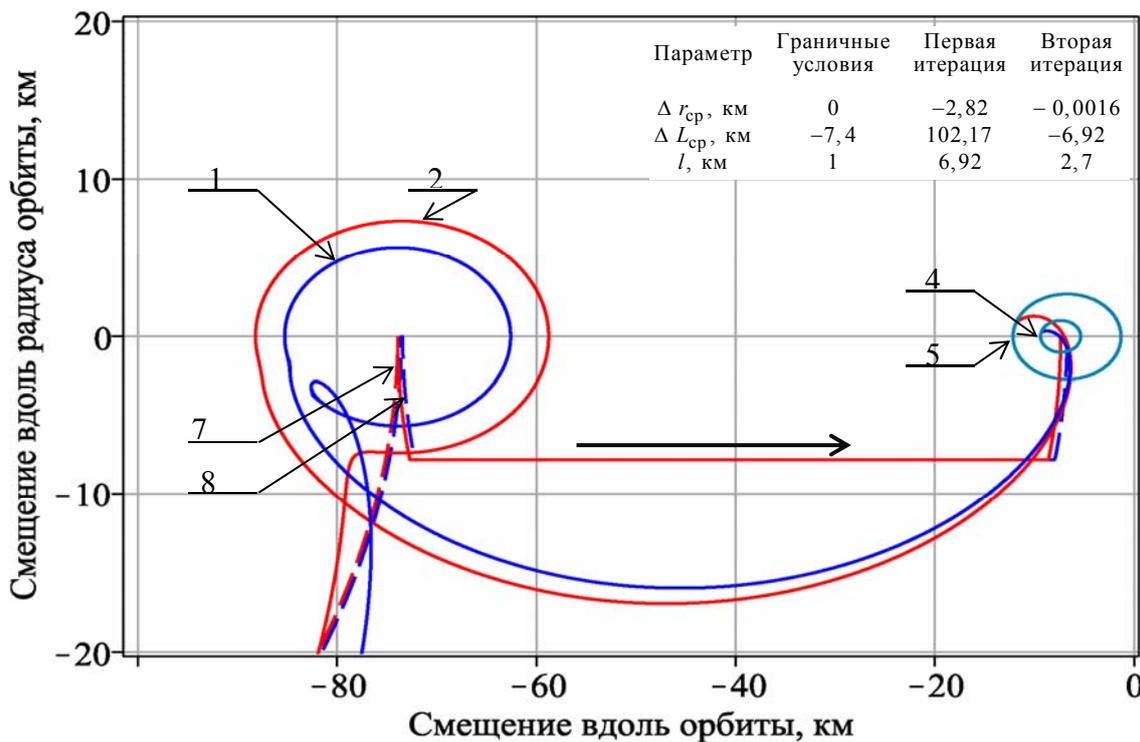


Рис. 8. Траектория относительного движения на заключительном четвёртом шаге

Из рис. 7 видно, что расстояние между КАСМ и ФКМ по мере сближения уменьшается. Из результатов расчётов следует, что КАСМ приведён в окрестность ФКМ. Он находится на орбите, большая полуось которой равна большой полуоси орбиты ФКМ (составляющая относительного движения $\Delta r_{cp} = -1,6$ м), отстаёт от него (составляющая относительного движения $\Delta L_{cp} = -6,92$ км) и в ходе пассивного движения по эллипсу

(линия 5 на рис. 8) КАСМ не столкнётся с ФКМ. Полученный результат хорошо совпадает с результатами, приведёнными в [8].

Заключение

В статье предложена итерационная процедура построения программы управления сближением космического аппарата – сборщика мусора с фрагментом космического мусора на геостационарной орбите. Выбор программы управления связан с решением краевой задачи. Особенностью предложенного подхода является разделение процесса решения краевой задачи на две итерации.

В качестве исходной использована модель относительного движения в орбитальной цилиндрической системе координат, приведена линеаризованная модель движения. Выделены вековые и периодические составляющие относительного движения.

Управление движением осуществляется изменением знака трансверсальной составляющей ускорения от тяги. Структура управления состоит из двух активных участков ускорения от тяги, которые разделены пассивным участком. На первой итерации с использованием линеаризованной модели получено приближённое решение для управления вековыми и периодическими составляющими относительного движения – начальное приближение для решения краевой задачи на исходной модели.

Краевая задача на исходной модели решена методом минимизации функции невязок. Найденное начальное приближение подставлялось в исходную модель сближения, определялось отклонение параметров движения от найденных на первой итерации. Поиск минимума осуществлён методом покоординатного спуска, поиск минимума по каждой неизвестной выполнен методом золотого сечения.

Результаты расчётов показали, что предложенная итерационная процедура построения программы управления сближением может быть применена для решения практических задач управления дальним сближением.

Библиографический список

1. Ишков С.А., Филиппов Г.А. Выбор проектных характеристик космического аппарата – сборщика мусора с электроракетным двигателем малой тяги // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 4 (46). С. 30-38.
2. Константинов М.С., Каменков Е.Ф., Перельгин Б.П., Безвербый В.К. Механика космического полёта. М.: Машиностроение, 1989. 406 с.
3. Ишков С.А. Сближение космических аппаратов с малой тягой на околокруговых орбитах // Космические исследования. 1992. Т. 30, № 2. С. 165-179.
4. Ишков С.А., Филиппов Г.А., Храмов А.А. Номинальная программа управления сближением космического аппарата – сборщика мусора с электроракетным двигателем малой тяги на геостационарной орбите // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Т. 18, № 4-6. С. 1215-1222.
5. Бахвалов Н.С., Жидков Н.П., Кобельков Г.М. Численные методы. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2008. 636 с.
6. Творческое наследие Сергея Павловича Королёва. Избранные труды и документы / под ред. М.В. Келдыша. М.: Наука, 1980. 592 с.
7. Козлов В.В. Принцип итерационного сближения в космическом телевидении // Информация и космос. 2012. № 1. С. 82-84.
8. Дзесов Р.А., Жуков В.Н., Мельников Е.К., Павлов В.П. Баллистический анализ схемы быстрого сближения транспортных кораблей с международной космической станцией // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21, № 3. С. 73-79.

ITERATION PROCEDURE OF CHOOSING A LOW-THRUST RENDEZVOUS TRANSFER CONTROL PROGRAM IN PROBLEMS OF SPACE DEBRIS DISPOSAL IN THE GEOSTATIONARY ORBIT

© 2017

G. A. Philippov post-graduate student of the Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
filippov@ssau.ru

The problem of controlling rendezvous between a “debris collector” spacecraft and fragments of space debris in the geostationary orbit is studied. Relative motion in the orbital cylindrical coordinate system is considered. A linearized model of motion is used; relative motion is divided into periodic and secular components on the basis of the model. Motion control is carried out by thrust acceleration reversal. The problem of control is divided into two parts. The first iteration implies analytical determination of a control program using a linearized motion model. The program is based on the control of secular components of relative motion. The second iteration consists in refining the control program obtained earlier using the original math model and the analytical solution obtained in the first iteration. Numerical simulation of motion is carried out. We established that it is rational to start the rendezvous transfer at the moment when the “debris collector” spacecraft is positioned below and to the right or above and to the left relative to the space debris fragment.

Control program in problems of rendezvous transfer; geostationary orbit; low thrust; space debris.

Citation: Philippov G.A. Iteration procedure of choosing a low-thrust rendezvous transfer control program in problems of space debris disposal in the geostationary orbit. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 125-137. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-125-137

References

1. Ishkov S.A., Filippov G.A. Choice of design characteristics of «garbage collector» spacecraft with a low-thrust electrojet engine. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 4 (46). P. 30-38. (In Russ.)
2. Konstantinov M.S., Kamenkov E.F., Perelygin B.P., Bezverbyy V.K. *Mekhanika kosmicheskogo poleta* [Mechanics of space flight]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 406 p.
3. Ishkov S.A. Rendezvous transfer of spacecraft with low thrust at near-circular orbits. *Cosmic research*. 1992. V. 30, Iss. 2. P. 165-179.
4. Ishkov S.A., Filippov G.A., Khramov A.A. Nominal control program for rendezvous transfer of spacecraft debris collector with electro rocket engine of low thrust at geostationary orbit. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2016. V. 18, no. 4-6. P. 1215-1222. (In Russ.)
5. Bakhvalov N.S., Zhidkov N.P., Kobel'kov G.M. *Chislennyye metody* [Numerical methods]. Moscow: BINOM. Laboratoriya Znaniy Publ., 2008. 636 p.
6. *Tvorcheskoe nasledie Sergeya Pavlovicha Koroleva. Izbrannyye Trudy i dokumenty / pod red. M.V. Keldysha* [Creative heritage of Sergey Pavlovich Korolyov / ed. by Keldysh]. Moscow: Nauka Publ., 1980. 592 p.
7. Kozlov V.V. The iterative convergence principle in space television. *Information and Space*. 2012. No. 1. P. 82-84. (In Russ.)
8. Dzesov R.A., Zhukov V.N., Melnikov E.K., Pavlov V.P. Ballistic analysis of fast scheme for rendezvous between transport vehicles and the International Space Station. *Vestnik Moskovskogo Aviatzionnogo Instituta*. 2014. V. 21, no. 3. P. 73-79. (In Russ.)