

НОМИНАЛЬНАЯ ПРОГРАММА УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА – СБОРЩИКА МУСОРА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

© 2016 С.А. Ишков, Г.А. Филиппов, А.А. Храмов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Статья поступила в редакцию 09.12.2016

Решается задача управления сближением космического аппарата сборщика мусора, снабжённого электроракетным двигателем малой тяги, с фрагментом космического мусора на геостационарной орбите. Рассматривается задача выбора структуры управления движением на этапе ближнего сближения – приведение космического аппарата сборщика мусора в некоторую окрестность относительно фрагмента космического мусора. Движение космического аппарата – сборщика мусора относительно фрагмента космического мусора рассматривается в орбитальной цилиндрической системе координат. В явном виде выделены вековые и периодические составляющие относительного движения. Управление движением осуществляется посредством переключения знака трансверсального ускорения от тяги, радиальная составляющая принимается равной нулю. Сформулированы краевые условия задачи сближения для вековых и периодических составляющих относительного движения. Рассматривается наиболее простая структура управления – совместное управление вековыми и периодическими параметрами относительного движения. В основу программы управления движением положено приведение вековых составляющих относительного движения в заданное состояние. Программа управления вековыми составляющими относительного движения состоит из двух активных участков и пассивного между ними. Продолжительности активных участков определяются аналитически, как функции краевых условий для вековых составляющих относительного движения и продолжительностью пассивного участка (свободный параметр). Удовлетворение граничных условий для периодических составляющих движения осуществляется подбором продолжительности пассивного участка и момента времени, соответствующего началу первого активного участка (начальный фазовый угол). Сформулировано аналитическое решение задачи сближения для выбранной программы управления. Задача управления сведена к решению нелинейного тригонометрического уравнения, решение которого позволяет определить продолжительность пассивного участка. Начальный фазовый угол определяется по аналитической формуле. Совместная структура управления показала наличие ограничений на краевые условия для периодических составляющих относительного движения. Вследствие чего, предложена стратегия сближения, учитывающая данные ограничения. Проведено численное моделирование сближения. *Ключевые слова:* утилизация космического мусора, геостационарная орбита, космический аппарат – сборщик мусора, малая тяга, орбитальная цилиндрическая система координат, сближение, аналитическое решение.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время на околоземных орбитах скопилось большое количество фрагментов космического мусора (ФКМ). Под ФКМ понимаются различные объекты техногенного происхождения в околоземном космическом пространстве – отработавшие свой ресурс космические аппараты, обломки ступеней ракет носителей, разгонных блоков. Все перечисленные объекты имеют достаточно большую массу, параметры их орбиты доподлинно неизвестны. Что в совокупности

перечисленных факторов представляет опасность для действующих и вновь выводимых космических аппаратов.

Орбиты ФКМ можно условно расклассифицировать по типу наиболее востребованных орбит. Однако особенно остро эта проблема стоит для уникальной геостационарной орбиты (ГСО). По некоторым оценкам, среднее расстояние между двумя соседними космическими аппаратами на ГСО составляет величину порядка 500 км, что представляет угрозу для маневрирования действующих космических аппаратов и прохождения радиосигналов на Землю с космических аппаратов, расположенных на ГСО.

Существуют активные и пассивные способы утилизации ФКМ. К активным способам относят создание специальных транспортных средств, так называемых космических аппаратов – сборщиков мусора (КАСМ) [4]. Наиболее рациональным будет оснащение КАСМ электроракетным двига-

Ишков Сергей Алексеевич, доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения. E-mail: ishkov@ssau.ru

Филиппов Григорий Александрович, аспирант кафедры космического машиностроения. E-mail: filippov@ssau.ru
Храмов Андрей Александрович, кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры космического машиностроения. E-mail: hramovaa76@rambler.ru

телем малой тяги (ЭРД). Такой тип двигательных установок обладает высокой скоростью истечения реактивной струи и позволяет совершать транспортные операции в течение длительного времени.

КАСМ может быть как одноразового, так и многократного применения. КАСМ одноразового применения, после сбора одного ФКМ, затопливается в Мировом океане вместе с собранным ФКМ. Однако, с экономической точки зрения, наиболее рационально использовать КАСМ многократного применения. Такой тип КАСМ работает по следующей схеме.

КАСМ многократного применения выводится на низкую круговую орбиту ожидания. По мере поступления команд с Земли, КАСМ совершает перелёт на орбиту ФКМ. Как было отмечено выше, в статье рассматривается утилизация ФКМ с ГСО. Перелёт с низкой круговой орбиты на ГСО рассмотрен в статьях [5-7]. Затем следует этап сближения КАСМ с ФКМ. После того как КАСМ сблизился и зафиксировал ФКМ на своём борту, возможны два варианта дальнейших действий.

В первом случае КАСМ совершает перелёт на орбиту захоронения (круговая орбита выше ГСО). Параметры орбиты захоронения определяются согласно [10]. После чего КАСМ возвращается на ГСО, совершает сближение с другим ФКМ и уводит его с ГСО. Такой цикл повторяется и, по мере выработки топлива, КАСМ возвращается на орбиту ожидания.

Также существует второй вариант. В этом случае КАСМ совершает перелёт на эллиптическую спусковую орбиту с предельно малой высотой перигея. Там КАСМ отсоединяет от себя ФКМ и совершает перелёт на орбиту ожидания. ФКМ входит в плотные слои атмосферы Земли и затопливается в Мировом океане. Такой манёвр рассмотрен в статье [8].

Наиболее сложным является сближение КАСМ с ФКМ. Сближение двух космических аппаратов можно разделить на дальнейшее наведение, ближнее сближение, причаливание и стыковку.

В настоящей статье рассматривается задача выбора структуры управления сближением на этапе ближнего сближения. Задачей ближнего сближения является приведение КАСМ в некоторую окрестность ФКМ. Здесь важно не допустить столкновения КАСМ с ФКМ. Это означает, что траектория движения КАСМ должна лежать за пределами некоторой сферы безопасности и, кроме того, траектория сближения должна лежать на одной стороне относительно ФКМ.

С другой стороны, движение происходит на основании навигационной информации, поступающей с бортовой навигационной системы КАСМ. Точность этой информации напрямую зависит от расстояния между КАСМ и ФКМ. Поэтому необходимо предусмотреть последовательное приведение КАСМ к границам сферы безопасности.

Как известно, в относительном движении (сближении) можно выделить вековые и периодические составляющие. Задачу управления можно разделить на управление отдельно вековыми составляющими и отдельно периодическими (последовательное управление).

В [9] рассмотрен алгоритм последовательной коррекции вековых и периодических составляющих относительного движения. Сначала происходит коррекция вековых составляющих, затем периодических. В этой статье рассматривается алгоритм совместной коррекции вековых и периодических составляющих относительного движения.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СБЛИЖЕНИЯ

Движение КАСМ относительно ФКМ рассматривается в орбитальной цилиндрической системе координат [1]:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{r} &= \Delta V_r, \\ \Delta \dot{u} &= \frac{V_{u2}}{r_2} - \frac{V_{u1}}{r_1}, \\ \Delta \dot{V}_r &= \frac{V_{u2}^2}{r_2} - \frac{V_{u1}^2}{r_1} - \left(\frac{\mu}{r_2^2} - \frac{\mu}{r_1^2} \right) + a_S, \\ \Delta \dot{V}_u &= -\frac{V_{r2} \cdot V_{u2}}{r_2} + \frac{V_{r1} \cdot V_{u1}}{r_1} + a_T, \\ \dot{\vartheta} &= \sqrt{\frac{\mu}{p^3}} \cdot (1 + e \cos \vartheta)^2. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь Δr , Δu , ΔV_r , ΔV_u – разность параметров движения КАСМ (индекс 2) и ФКМ (индекс 1), $V_{r1}, V_{u1}, V_{r2}, V_{u2}$ – скорость КАСМ и ФКМ в радиальном и трансверсальном направлении, r_1, r_2 – радиус орбиты КАСМ и ФКМ, a_S и a_T – проекции управляющего ускорения на оси орбитальной цилиндрической системы координат, p, e – фокальный параметр и эксцентриситет опорной орбиты, ϑ – угол истинной аномалии ПКА, μ – гравитационный параметр Земли. Дифференцирование по времени обозначено точкой.

Смещение АКА относительно ПКА вдоль дуги орбиты ПКА ΔL через угол Δu можно определить:

$$\Delta L = r_1 \cdot \Delta u, \quad (2)$$

ФКМ расположен на Кеплеровой орбите, параметры его движения определяются как:

$$\begin{aligned} r_1 &= \frac{p}{1 + e \cdot \cos \vartheta}, \\ V_{r1} &= \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot e \cdot \sin \vartheta, \\ V_{u1} &= \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot (1 + e \cdot \cos \vartheta). \end{aligned} \quad (3)$$

Основываясь на близости орбит КАСМ и ФКМ, уравнения движения могут быть линеаризованы относительно опорной орбиты. Будем полагать, что в силу малости отклонения по параметрам движения, разностные возмущающие ускорения пренебрежимо малы. В качестве ускорений будем рассматривать проекции управляющего ускорения КАСМ на оси орбитальной цилиндрической системы координат a_S и a_T .

В результате линеаризации и введении допущения о том, что опорная орбита является круговой, уравнения движения примут вид [1, 2]:

$$\begin{aligned}\Delta \dot{r} &= \Delta V_r, \\ \Delta \dot{L} &= \Delta V_u - \lambda \cdot \Delta r, \\ \Delta \dot{V}_r &= 2 \cdot \lambda \cdot \Delta V_u + \lambda^2 \cdot \Delta r + a_S, \\ \Delta \dot{V}_u &= -\lambda \cdot \Delta V_r + a_T.\end{aligned}\quad (4)$$

Здесь $\lambda = \sqrt{\mu \cdot (1 - e^2)^3} \cdot p^{-3}$ – средняя угловая скорость движения по опорной орбите.

Для проекций управляющего ускорения в соответствии с постановкой задачи можно записать:

$$\begin{aligned}a_T &= a \cdot \delta, \\ a_S &= 0.\end{aligned}\quad (5)$$

Здесь δ – функция включения тяги двигателя в продольной плоскости, которая принимает значение $\{-1, 0, 1\}$, a – модуль ускорения от тяги.

Выделим в системе (4) в явном виде периодические и вековые составляющие относительного движения ПКА и АКА. Введём переменные [9]:

$$\begin{aligned}\Delta r_{cp} &= 2 \cdot \left(\Delta r + \frac{\Delta V_u}{\lambda} \right), \\ \Delta L_{cp} &= \Delta L - \frac{2}{\lambda} \cdot \Delta V_r, \\ l &= \sqrt{\frac{(\Delta L - \Delta L_{cp})^2}{4} + (\Delta r - \Delta r_{cp})^2}, \\ \tan \varphi &= \frac{\Delta V_r}{\lambda \cdot \Delta r + 2 \cdot \Delta V_u}.\end{aligned}\quad (6)$$

Здесь Δr_{cp} – среднее смещение АКА вдоль радиуса орбиты ПКА, ΔL_{cp} – среднее смещение АКА вдоль орбиты ПКА, l – малая полуось эллипса относительного движения КА в плоскости орбиты, φ – угол, характеризующий положение АКА на эллипсе относительного движения в продольной плоскости.

Дифференциальные уравнения относительного движения в рассматриваемых переменных (6) для принятого управления (5) запишутся в виде:

$$\begin{aligned}\Delta \dot{r}_{cp} &= \frac{2}{\lambda} \cdot a_T, \\ \Delta \dot{L}_{cp} &= -1,5 \cdot \lambda \cdot \Delta r_{cp} - \frac{2}{\lambda} \cdot a_S, \\ \dot{l} &= \frac{1}{\lambda} \cdot (a_S \cdot \sin \phi + 2 \cdot a_T \cdot \cos \phi), \\ \dot{\phi} &= \lambda + \frac{1}{\lambda \cdot l} \cdot (a_S \cdot \cos \phi - 2 \cdot a_T \cdot \sin \phi).\end{aligned}\quad (7)$$

Граничные условия для задачи сближения АКА с ПКА примут вид:

$$\begin{aligned}t = 0: \quad \Delta r_{cp} &= \Delta r_{cp}^0, \quad \Delta L_{cp} = \Delta L_{cp}^0, \quad l = l^0, \quad \varphi = \varphi^0; \\ t = t^k: \quad \Delta r_{cp} &= 0, \quad \Delta L_{cp} = 0, \quad l = 0, \quad \varphi = \varphi^k.\end{aligned}\quad (8)$$

Здесь индексы «0» и «k» обозначают, соответственно, начальное и конечное значение рассматриваемого параметра относительного движения.

Сформулируем задачу управления. Для системы уравнений (7) и граничных условий сближения (8), требуется определить зависимость функций включения тяги двигателей (5) от времени.

АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ СБЛИЖЕНИЯ С МАЛОЙ ТРАНСВЕРСАЛЬНОЙ ТЯГОЙ

Система (7) для управляющего ускорения (5) допускает решение [2]:

$$\begin{aligned}\Delta r(\theta) &= \Delta r_{cp}^0 - l^0 \cdot \cos(\theta + \phi^0) + \frac{2}{\lambda^2} \cdot a \cdot \int_0^\theta \delta \cdot (1 - \cos(\theta - \psi)) d\psi, \\ \Delta L(\theta) &= \Delta L_{cp}^0 + 2 \cdot l^0 \cdot \sin(\theta + \phi^0) - 1,5 \cdot \Delta r_{cp}^0 \cdot \theta - \frac{1}{\lambda} \cdot a \cdot \int_0^\theta \delta \cdot (3 \cdot \lambda \cdot (\theta - \psi) - 4 \cdot \sin(\theta - \psi)) d\psi, \\ \Delta V_r(\theta) &= \lambda \cdot l^0 \cdot \cos(\theta + \phi^0) + \frac{2}{\lambda} \cdot a \cdot \int_0^\theta \delta \cdot \sin(\theta - \psi) d\psi, \\ \Delta V_u(\theta) &= \lambda \cdot (l^0 \cdot \cos(\theta + \phi^0) - 0,5 \cdot \Delta r_{cp}^0) - \frac{1}{\lambda} \cdot a \cdot \int_0^\theta \delta \cdot (1 - 2 \cdot \cos(\theta - \psi)) d\psi,\end{aligned}\quad (9)$$

где $\theta = \lambda \cdot t$ – продолжительность сближения в угловой мере.

Для переменных Δr_{cp} , ΔL_{cp} и l уравнения движения примут вид:

$$\begin{aligned}\Delta r_{cp}(\theta) &= \Delta r_{cp}^0 + \frac{2}{\lambda^2} \cdot a \cdot \int_0^\theta \delta d\psi, \\ \Delta L_{cp}(\theta) &= \Delta L_{cp}^0 - 1,5 \cdot \Delta r_{cp}^0 \cdot \theta - \frac{3}{\lambda^2} \cdot a \cdot \int_0^\theta \delta \cdot (\theta - \psi) d\psi, \\ l^2(\theta) &= \left(l_0 \cdot \sin(\theta + \phi^0) + \frac{2}{\lambda^2} \cdot a \cdot \int_0^\theta \delta \cdot \sin(\theta - \psi) d\psi \right)^2 + \\ &+ \left(l_0 \cdot \cos(\theta + \phi^0) + \frac{2}{\lambda^2} \cdot a \cdot \int_0^\theta \delta \cdot \cos(\theta - \psi) d\psi \right)^2,\end{aligned}\quad (10)$$

Введём обозначения $K = 2 \cdot \frac{a}{\lambda^2}$,

$$A = \int_0^\theta \delta \cdot \sin(\theta - \psi) d\psi, \quad (11)$$

$$B = \int_0^\theta \delta \cdot \cos(\theta - \psi) d\psi, \quad (12)$$

$$C = \int_0^\theta \delta d\psi, \quad (13)$$

$$D = \int_0^\theta \delta \cdot (\theta - \psi) d\psi, \quad (14)$$

После интегрирования (10), получим аналитическое решение системы (7):

$$\begin{aligned} \Delta r_{cp}(\theta) &= \Delta r_{cp}^0 + K \cdot C, \\ \Delta L_{cp}(\theta) &= \Delta L_{cp}^0 - 1,5 \cdot \Delta r_{cp}^0 \cdot \theta - 1,5 \cdot K \cdot D, \\ l^2(\theta) &= l_0^2 + 2 \cdot K \cdot l_0 \cdot \sqrt{A^2 + B^2} \cdot \sin(\theta + \phi^0 + \xi) + K^2 \cdot (A^2 + B^2). \end{aligned} \quad (15)$$

где $\tan \xi = \frac{B}{A}$.

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

Анализ уравнений (7) показывает, что параметры относительного движения Δr_{cp} и ΔL_{cp} связаны с параметрами l и ϕ только через управляющее ускорение, что позволяет разделить продольное движение на вековое и периодическое. Вековыми составляющими движения будем считать параметры характеризующие положение центра эллипса относительного движения (Δr_{cp} и ΔL_{cp}), а периодическими размер малой полуоси эллипса относительного движения и положение КА на нём (l и ϕ).

В основу рассматриваемого алгоритма управления положено управление вековыми составляющими относительного движения. Алгоритм управления состоит из двух активных участков ускорения от тяги разного знака и пассивного между ними.

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

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= u, \\ \dot{x}_2 &= x_1. \end{aligned} \quad (16)$$

Здесь $x_1 = -1,5 \cdot \lambda \cdot \Delta r_{cp}$, $x_2 = \Delta L_{cp}$, $u = 3 \cdot a \cdot \delta$, a – модуль ускорения от тяги, $\delta = \{-1, 0, 1\}$ функция включения тяги.

Задача определения оптимального управления для данной системы является классической [3]. Продолжительности активных участков определяются как:

$$\begin{aligned} t_2 &= -\frac{t_n}{2} + \sqrt{\frac{t_n^2}{4} + \frac{\lambda^2 \cdot \Delta r_{cp}^0{}^2}{8 \cdot a^2} + \frac{\Delta L_{cp}^0}{3 \cdot a} \cdot \delta}, \\ t_1 &= t_2 - \lambda \cdot \frac{\Delta r_{cp}^0}{2 \cdot a} \cdot \delta, \end{aligned} \quad (17)$$

где t_1 и t_2 – продолжительность первого и второго участков соответственно, t_n – заданная продолжительность пассивного участка. Знак ускорения от тяги на первом участке определится как:

$$\delta = \text{sign} \left(\frac{\Delta L_{cp}^0}{3 \cdot a} - \lambda^2 \cdot \frac{\Delta r_{cp}^0 \cdot |\Delta r_{cp}^0|}{8 \cdot a^2} \right). \quad (18)$$

на втором участке знак ускорения от тяги противоположный [9].

Величина продолжительности пассивного участка ограничена. Если она будет слишком большой, то продолжительность первого участка t_1 станет меньше нуля, что невозможно. Предельную продолжительность пассивного участка определим из уравнения $t_1 \geq 0$, и после преобразований получим:

$$t_n^{\max} = \frac{2 \cdot \Delta L_{cp}^0}{3 \cdot \lambda \cdot \Delta r_{cp}^0} - \lambda \cdot \frac{\Delta r_{cp}^0}{4 \cdot a} \cdot \delta. \quad (19)$$

Программа управления (17) обеспечивает удовлетворение граничных условий (8) в части вековых составляющих относительного движения в любом их сочетании. Для удовлетворения граничного условия для малой полуоси эллипса относительного движения, необходимо подобрать такую продолжительность пассивного участка t_n и начальный фазовый угол ϕ^0 , равные своим оптимальным значениям, которые обеспечивают выполнение условия

$$l(\theta) = l_K.$$

Для определения t_n и ϕ^0 воспользуемся аналитическим решением (15). Для программы управления с двумя активными участками знакопостоянства ускорения от тяги и пассивным между ними (17), интегралы (11) – (14) примут вид:

$$A = \cos(\theta - \theta_1) - \cos \theta + \cos \theta_2 - 1, \quad (20)$$

$$B = -\sin(\theta - \theta_1) + \sin \theta - \sin \theta_2, \quad (21)$$

$$C = \theta_1 - \theta_2, \quad (22)$$

$$D = \frac{\theta_1^2 - \theta_2^2}{2} + \theta_n \cdot \theta_1 + \theta_2 \cdot \theta_1. \quad (23)$$

где $\theta = \theta_1 + \theta_n + \theta_2$, $\theta_1 = \lambda \cdot t_1$, $\theta_n = \lambda \cdot t_n$ и

$\theta_2 = \lambda \cdot t_2$ – продолжительность первого, пассивного и второго участков в угловой мере.

Третье уравнение системы (15), с учётом (20) и (21) перепишем в виде:

$$\left(\frac{l_k}{l_0}\right)^2 = 1 + 2 \cdot \frac{K}{l_0} \cdot \sqrt{A^2 + B^2} \cdot \sin(\theta + \varphi^0 + \xi) + \frac{K^2}{l_0^2} \cdot (A^2 + B^2), \quad (24)$$

Для $l(\theta) = l_k$, оптимальная продолжительность пассивного участка t_n определится из нелинейного уравнения:

$$A^2 + B^2 = \frac{(l_0 - l_k)^2}{K^2}. \quad (25)$$

Для увеличения l_0 начальный фазовый угол φ_0 определится из уравнения:

$$\varphi^0 = \frac{\pi}{2} - \theta - \xi, \quad (26)$$

для уменьшения:

$$\varphi^0 = -\frac{\pi}{2} - \theta - \xi. \quad (27)$$

Из уравнения (22) можно определить продолжительность пассивного участка, а из уравнения (23) или (24), для известной продолжительности пассивного участка, начальный фазовый угол, при котором необходимо начинать коррекцию.

АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННОЙ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ

Возникает вопрос при всех ли комбинациях граничных условий возможна коррекция параметров l_0 , Δr_{cp}^0 и ΔL_{cp}^0 . Параметры Δr_{cp}^0 и ΔL_{cp}^0 могут быть скорректированы при любых граничных условиях и продолжительность коррекции не зависит от l_0 .

С l_0 дело обстоит несколько сложнее. Граничные условия по l_0 ограничены как сверху, так и снизу в зависимости от комбинации Δr_{cp}^0 и ΔL_{cp}^0 .

Рассмотрим вариант малых отклонений по Δr_{cp}^0 и ΔL_{cp}^0 и малой l_0 . Определим приближённо границу снизу – l_0^{\min} . Малость l_0 обуславливает необходимость вводить пассивный участок, по продолжительности близкий к 2π . Это позволяет максимально уменьшить изменение l_0 . Тогда можно записать:

$$\theta = 2\pi + \varepsilon + \theta_1 + \theta_2, \quad (28)$$

где θ_1 , θ_2 и ε – малые величины, так как Δr_{cp}^0 и ΔL_{cp}^0 – малы. Получим $A = 0$, $B = \theta_1 - \theta_2$. Тогда:

$$l(\theta) = l_0 - K \cdot B. \quad (29)$$

Для l_0^{\min} можно записать:

$$l_0^{\min} = K \cdot (\theta_1 - \theta_2). \quad (30)$$

С другой стороны θ_1 и θ_2 определяются исходя из требований коррекции Δr_{cp}^0 и ΔL_{cp}^0 . Подставив (21) в (29), получим:

$$l_0^{\min} \approx \left| \Delta r_{cp}^0 \right|. \quad (31)$$

СТРАТЕГИЯ ПРИВЕДЕНИЯ КАСМ В ОКРЕСТНОСТЬ ФКМ

Так как ФКМ является неуправляемым объектом и параметры его орбиты точно неизвестны, то необходимо предусмотреть пошаговый алгоритм сближения. Таким образом, задача сближения КАСМ с ФКМ с малой тягой сводится к следующей стратегии.

Проверка выполнения условия:

$$l_0 > l_0^{\min}. \quad (32)$$

Если условие (32) выполнено, то происходит уменьшение малой полуоси эллипса относительного движения. Если условие (32) не выполнено, то происходит увеличение малой полуоси эллипса относительного движения.

Независимо от выполнения условия (32), происходит уменьшение Δr_{cp} до нуля, с целью исключения смещения эллипса относительного движения с течением времени. Осуществляется уменьшение ΔL_{cp} .

Так как $\Delta r_{cp} \equiv 0$, то $l_0^{\min} \equiv 0$, следовательно условие (32) выполнено для любой начальной малой полуоси эллипса относительного движения. На втором шаге происходит уменьшение ΔL_{cp} и l .

На третьем шаге осуществляется сближение на расстояние безопасности.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

Ускорение от тяги примем равным $a = 10^{-4} \text{ м/с}^2$. Примем, что КАСМ находится на орбите – большая полуось $A = 42489 \text{ км}$, эксцентриситет $e = 0,005$. Орбиты КАСМ и ФКМ рассогласованы по аргументу широты на $\Delta u = 5^\circ$.

Переход от параметров орбиты в оскулирующих элементах к орбитальной цилиндрической системе координат осуществим по формулам:

$$\begin{aligned} \Delta r_{cp} &= \Delta A, \\ l &= e \cdot \Delta r_{cp}, \\ \Delta L_{cp} &= r_1 \cdot \Delta u, \\ \varphi &= \vartheta, \end{aligned} \quad (33)$$

где ϑ – угол истинной аномалии КАСМ (подбираемый параметр).

Запишем краевые условия сближения на стыковочных участках траектории сближения:

$$\begin{aligned}
 \text{Шаг 1: } & \Delta r_{\text{ср}} = 327 \text{ км}, \quad \Delta L_{\text{ср}} = -3680 \text{ км}, \quad l = 1,6 \text{ км}, \\
 & \Delta r_{\text{ср}} = 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{\text{ср}} = -500 \text{ км}, \quad l = 39 \text{ км}, \\
 \text{шаг 2: } & \Delta r_{\text{ср}} = 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{\text{ср}} = -500 \text{ км}, \quad l = 39 \text{ км}, \\
 & \Delta r_{\text{ср}} = 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{\text{ср}} = -100 \text{ км}, \quad l = 1 \text{ км}, \\
 \text{шаг 2.1: } & \Delta r_{\text{ср}} = 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{\text{ср}} = -100 \text{ км}, \quad l = 1 \text{ км}, \\
 & \Delta r_{\text{ср}} = 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{\text{ср}} = -5 \text{ км}, \quad l = 0,05 \text{ км}, \\
 \text{шаг 3: } & \Delta r_{\text{ср}} = 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{\text{ср}} = -5 \text{ км}, \quad l = 0,05 \text{ км}, \\
 & \Delta r_{\text{ср}} = 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{\text{ср}} = -1 \text{ км}, \quad l = 0,05 \text{ км}.
 \end{aligned}
 \tag{33}$$

Траектория относительного движения показана на рис. 1, на рис. 2 – 3 покажем траекторию движения на втором и третьем шаге сближения. Расчёт параметров управления осуществлялся численно. Про-

должительность пассивного участка определялась из (25) методом хорд и касательных. В качестве начального интервала локализации корня принимался интервал $[0, t_{\text{п}}^{\text{max}}]$. На рис. 4. покажем циклограмму включения двигателя. Начальный фазовый угол определялся по формулам (26) или (27).

Как видно из рис. 1 – 3, траектория сближения расположена строго левее ФКМ. Как видно из рис. 3, на заключительном этапе ближнего сближения возможная траектория КАСМ (эллипс справа) расположена на достаточном удалении от ФКМ.

Как видно из рис. 4, по мере приближения КАСМ к ФКМ, продолжительности активных

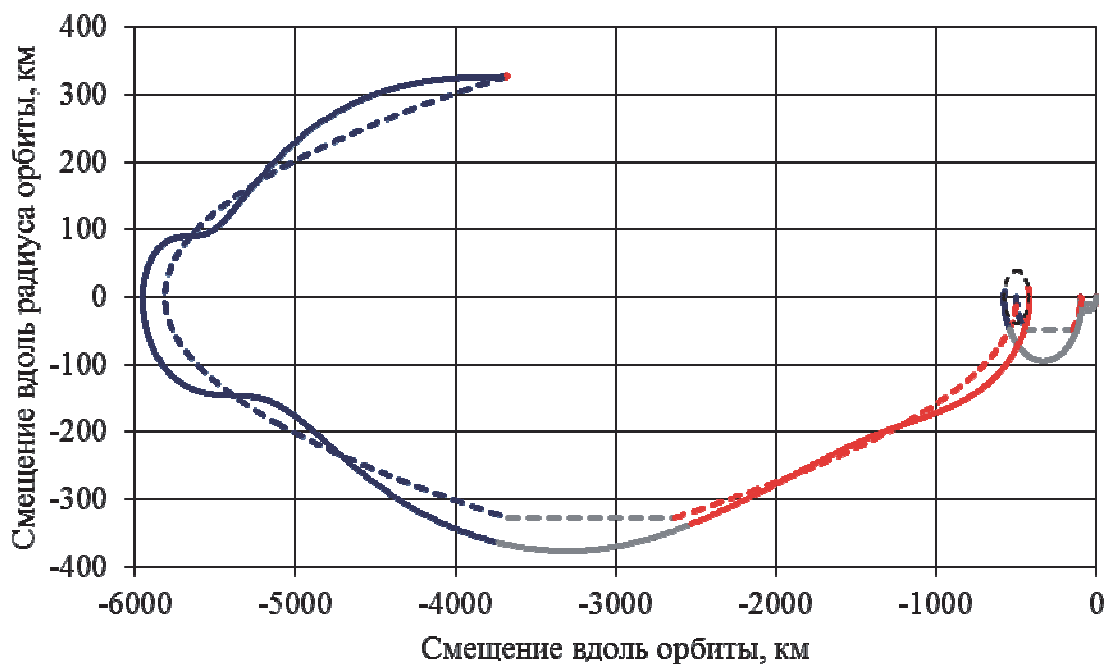


Рис. 1. Траектория относительного движения (шаги 1 – 2)

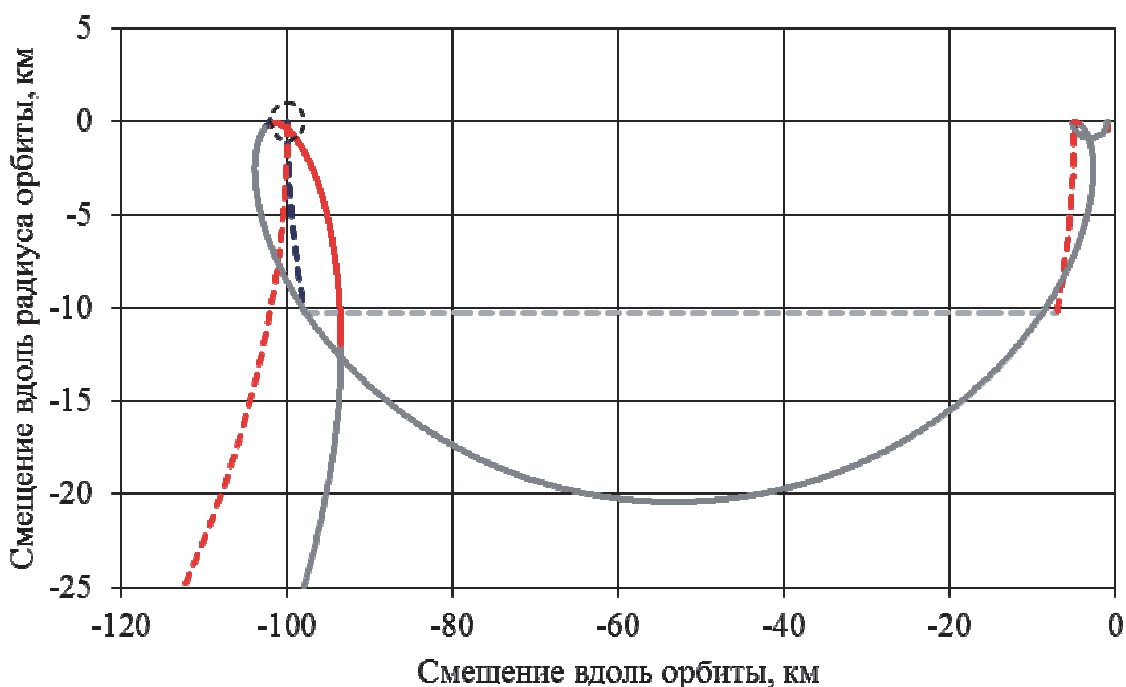


Рис. 2. Траектория относительного движения (шаги 2.1 – 3)

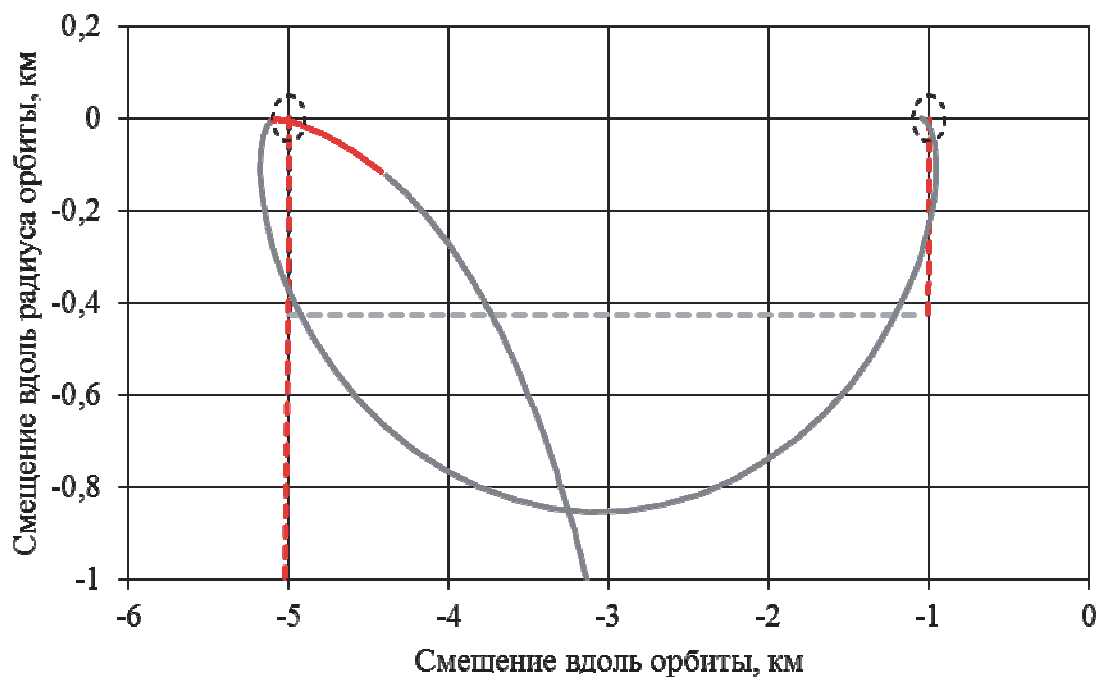
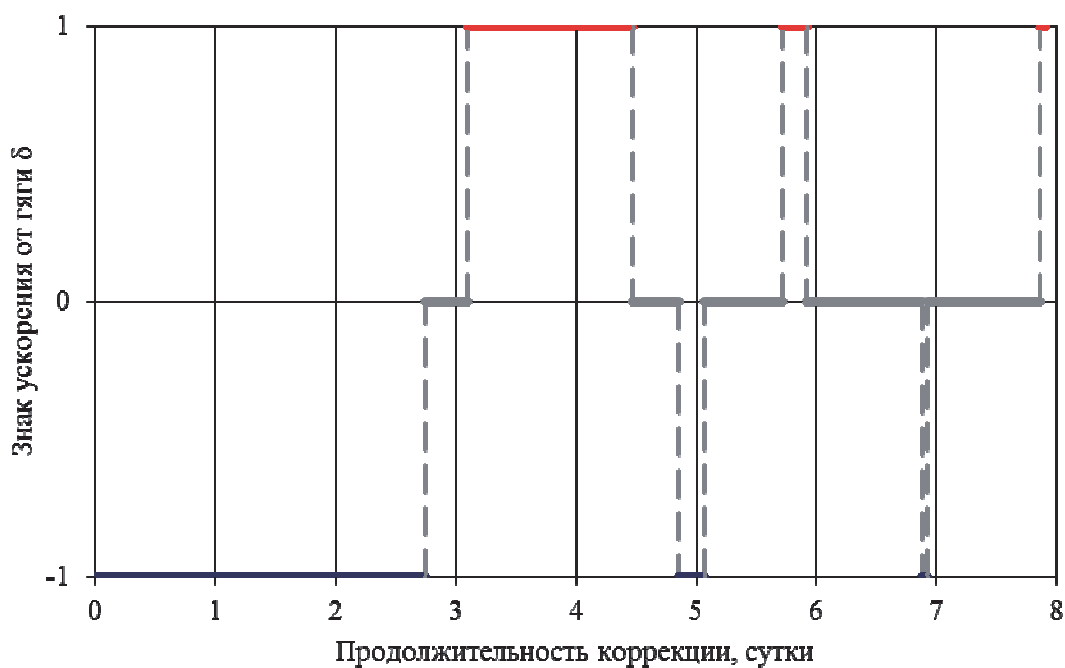


Рис. 3. Траектория относительного движения (шаг 3)



участков уменьшаются, а пассивного увеличивается и стремится к 2-п.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрена задача ближнего сближения космического аппарата – сборщика мусора с фрагментом космического мусора. Относительное движение рассмотрено в орбитальной цилиндрической системе координат. На основании разделения движения на вековые и периодические составляющие, составлен алгоритм управления, состоящий из двух участков постоянства ускорения от тяги, разделённых пассивным. Продолжительности участков и момент подачи первого импульса определяются аналитически.

Для реализации программы управления составлена стратегия сближения. Стратегия предполагает последовательное приведение космического аппарата – сборщика мусора в окрестность фрагмента космического мусора.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полёта искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965.
2. Аптазов Р.Ф., Сытин О.Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. М.: Наука, 1987.
3. Математическая теория оптимальных процессов / Л.С. Понтрягин, В.Г. Болтянский, Р.В. Гамкрелидзе, Б.Ф. Мищенко. М.: Наука, 1969.

4. Ишков С.А., Филиппов Г.А. Выбор проектных характеристик космического аппарата – сборщика мусора с электроракетным двигателем малой тяги // Вестник Самарского университета. 2015. № 4(46). С. 30-38.
5. Ишков С.А., Фадеенков П.В., Балакин В.Л. Оценка эффективности перелётов на высокие околоземные орбиты с использованием разгонных блоков с химическими и электроракетными двигателями // Вестник Самарского университета. 2012. № 2(33). С. 48-55.
6. Фадеенков П.В., Ишков С.А. Оптимальная программа управления малой непрерывной тягой при перелёте между некомпланарными эллиптической и геостационарной орбитами // Вестник Самарского университета. 2011. № 1(25). С. 31-37.
7. Фадеенков П.В. Оптимизация перелётов между некомпланарными круговыми орбитами с двухступенчатым разгонным блоком с химическими и электроракетными двигателями // Вестник Самарского университета. 2007. № 1(12). С. 116-122.
8. Ishkov S.A., Filippov G.A. A disposal of the space debris with special spacecraft debris collector using low thrust // Engineering Letters. 2015. Т. 23. № 2, С. 98-109.
9. Ишков С.А. Сближение космических аппаратов с малой тягой на околокруговых орбитах // Космические исследования. 1992. Т. 30. № 2. С. 165-179.
10. ГОСТ Р 52925-2008 Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. М. Стандартинформ. 2008. 8 с.

NOMINAL CONTROL PROGRAM FOR RENDEZVOUS TRANSFER OF SPACECRAFT DEBRIS COLLECTOR WITH ELECTRO ROCKET ENGINE OF LOW THRUST AT GEOSTATIONARY ORBIT

© 2016 S.A. Ishkov, G.A. Filippov, A.A. Kharamov

Samara National Research University named after Academician S.P. Korolev

The problem of rendezvous transfer control of spacecraft debris collector, equipped with electro rocket engines of low-thrust, with fragment of space debris at geostationary orbit is studied. The problem of control program structure formation at near approach area of rendezvous transfer – spacecraft debris collector casting to safety area above fragments of space debris – is considered. The motion of spacecraft debris collector above the fragment of space debris is considered in orbital cylindrical reference frame. The secular and periodic components of relative motion gave off in implicit form. Motion control is carried out by transversal component of acceleration from thrust sign switching, radial component of acceleration is equal to zero. Boundary conditions for secular and periodic components of relative motion are formulated. The simplest structure of control program – joined control of secular and periodic components of relative motion – is studied. The base of motion control program is secular components reduction to determined state. Control program for secular components contained two active areas and passive area between them. Active area durations determined analytical as functions of boundary conditions for secular components and passive area duration (free parameter). Satisfying of boundary conditions for periodic components is carried out by passive area duration choosing and choosing of time moment correspond to first active area start moment (initial phase angle). The analytical solution for rendezvous transfer problem for chosen control program structure is formulated. The control problem reduces to non-linear trigonometric equation solving, this solution propose to determine passive area duration. Initial phase angle determine analytical by simple formula. Joined control program have limitations to boundary conditions for periodic components of relative motion. Whereupon, the rendezvous transfer strategy, takes into account limitations, is development. Numerical simulation is carried out.

Keywords: space debris recovery, geostationary orbit, spacecraft debris collector, rendezvous transfer, low-thrust, orbital cylindrical reference frame, secular and periodic components of relative motion, analytical solution.

Sergey Ishkov, Doctor of Technical Science, Professor at the Spacecraft Design Department. E-mail: ishkov@ssau.ru
Gregory Filippov, Post-Graduate Student, Spacecraft Design Department. E-mail: filippov@ssau.ru
Andrew Hramov, Candidate of Technical Science, Senior Lecturer at the Spacecraft Design Department.
E-mail: hramovaa76@rambler.ru