

УДК 629.78

ПРОГРАММНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ С ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ТЯГИ В ОКРЕСТНОСТИ АСТЕРОИДА

О.Л. Старина*Самарский университет*

Россия, 443086, Самара, Московское шоссе, 34

E-mail: starinova.ol@ssau.ru

Е.А. Сергаева*Самарский университет*

Россия, 443086, Самара, Московское шоссе, 34

E-mail: nikolaevalizaveta@mail.ru

Д. Чень*Нанкинский университет науки и технологий*

Китай, 210094, Нанкин, Цзянсу, ул. Сяолинвэй, 200, район Сюаньбу

E-mail: juliachen@njnst.edu.ru

Ключевые слова: программное управление, астероид, космический аппарат, электроракетный двигатель.

Аннотация: В работе рассматривается программное управление движением центра масс космического аппарата с двигательной установкой малой тяги в окрестности астероида неправильной формы. Формирование программы управления движением при планировании миссии осложнено неполными знаниями о гравитации астероида. В качестве математической модели гравитационного потенциала астероида используется суперпозиция N притягивающих точек, вращающихся с собственной угловой скоростью астероида на неизменном расстоянии. Программное управление для целевых манёвров формируется на базе комбинации локально-оптимальных законов управления и разработанного алгоритма релейного переключения между ними с зоной нечувствительности и «гистерезисом». Представлены результаты моделирования движения КА в окрестности астероида 433 Эрос.

1. Введение

Исследования спутников планет, астероидов, межпланетного и околосолнечного пространства дают возможность получить ответы на многие фундаментальные вопросы и использовать достижения космонавтики при разработке практически неограниченных ресурсов Солнечной системы. Использование перспективных электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) позволяет значительно уменьшить расход рабочего тела на осуществление перелётов и тем самым повысить эффективность исследовательских миссий космических аппаратов (КА). Однако использование КА с ЭРДУ для миссий к малым телам Солнечной системы сдерживается слабой разработанностью методики формирования номинального управления в окрестности тел неправильной формы, к которым относятся множество малых тел Солнечной системы.

Отсутствие методики предварительного формирования номинального управления на объектоцентрическом участке движения приводит к значительным неопределённостям в определении запаса массы топлива, необходимого для выполнения запланированной программы миссии. Решению этой проблемы посвящена данная работа.

2. Математическая модель движения и методы решения

Объектоцентрическое движение КА описывается в системе координат, центр которой совпадает с центром масс объекта исследований, основная плоскость перпендикулярна вектору угловой скорости собственного вращения небесного тела, который считается постоянным. Для формирования математической модели движения КА в окрестности объекта исследования считается, что его притяжение эквивалентно притяжению системы массивных точек, вращающихся относительно барицентра с постоянной угловой скоростью на неизменном расстоянии. Уравнения движения КА в векторной форме имеют вид:

$$(1) \quad \begin{cases} \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{V}, \\ \frac{d\mathbf{V}}{dt} = \text{grad } U + \mathbf{a} + \mathbf{f}_S, \text{ где } \mathbf{a} = \begin{pmatrix} a_r \\ a_t \\ a_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{a_0}{(1-m)r_{\text{ГЕЛ}}^2} \cos\lambda_1 \cos\lambda_2 \\ \frac{a_0}{(1-m)r_{\text{ГЕЛ}}^2} \sin\lambda_1 \cos\lambda_2 \\ \frac{a_0}{(1-m)r_{\text{ГЕЛ}}^2} \sin\lambda_2 \end{pmatrix}, \\ \frac{dm}{dt} = \frac{a_0 \cdot \delta}{c \cdot r_{\text{ГЕЛ}}^2}. \end{cases}$$

Здесь $\mathbf{f}_S = -2 \frac{r_x^3 \mu_{Sun}}{r_{ast}^3 \mu_{ast}} \cos(\widehat{\mathbf{S}, \mathbf{r}}) \cdot \mathbf{S}$ - возмущающее ускорение от гравитационного воздействия Солнца, \mathbf{S} - вектор направления на Солнце от центра КА, i_s - наклонение плоскости эклиптики к «экватору» объекта исследования, ψ_s - угол между осью ox объектоцентрической системы координат и направлением на Солнце (отсчитывается в плоскости эклиптики и зависит от текущей даты). Гравитационный потенциал U рассчитывается, как сумма гравитационных потенциалов n точек с массой m_i и радиус-векторами относительно барицентра \mathbf{R}_i . В простейшем случае, когда небесное тело неправильной формы описывается суперпозицией двух гравитирующих точек, гравитационное ускорение, действующее на КА, определяется

$$(4) \quad \text{grad}U = \begin{pmatrix} \text{grad}U_r \\ \text{grad}U_f \\ \text{grad}U_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\mu_{ast} \cdot \frac{r_{r1}}{r_1^3} + (-1 + \mu_{ast}) \cdot \frac{r_{r2}}{r_2^3} \\ -\mu_{ast} \cdot \frac{r_{f1}}{r_1^3} + (-1 + \mu_{ast}) \cdot \frac{r_{f2}}{r_2^3} \\ -\mu_{ast} \cdot \frac{r_{n1}}{r_1^3} + (-1 + \mu_{ast}) \cdot \frac{r_{n2}}{r_2^3} \end{pmatrix},$$

где $\mu_{ast} = \frac{m_1}{m_1 + m_2}$, $r_{1,2} = \sqrt{r_{r1,2}^2 + r_{f1,2}^2 + r_{n1,2}^2}$, $\eta = \eta_0 + \omega_{ast} t$, $\mathbf{R}_1, \mathbf{R}_2$ - радиус-векторы притягивающих центров, $\mathbf{r}_1 = \mathbf{r} - \mathbf{R}_1$ и $\mathbf{r}_2 = \mathbf{r} - \mathbf{R}_2$ - расстояния от КА до притягивающих центров.

На рис. 1 показаны проекции безразмерного гравитационного ускорения, действующего на КА со стороны астероида Эрос при использовании моделей с одной, двумя и тремя притягивающими точками. В работе [1] показано, что точность определения ускорений от гравитационного поля объекта исследования в случае использования модели с двумя притягивающими точками не превосходит 10%.

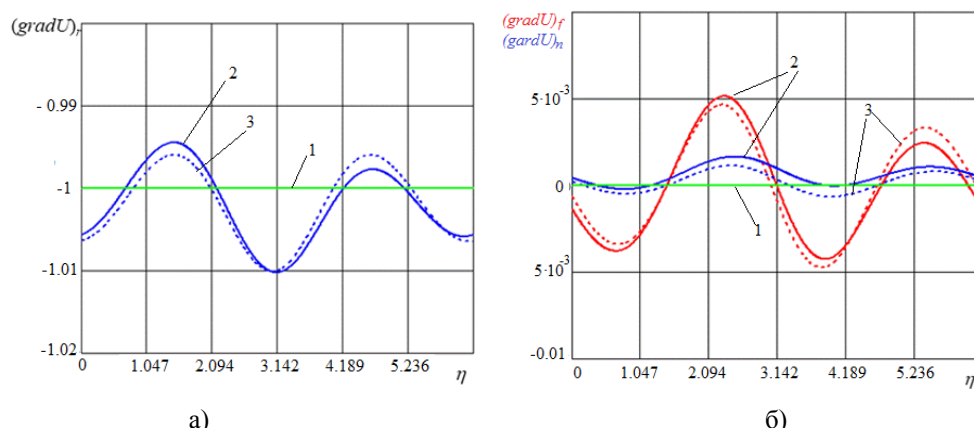


Рис. 1. Радиальная (а), нормальная и тангенциальная компоненты (б) безразмерного гравитационного ускорения в случае использования моделей с одной (1), двумя (2) и тремя (3) притягивающими точками для астероида Эрос.

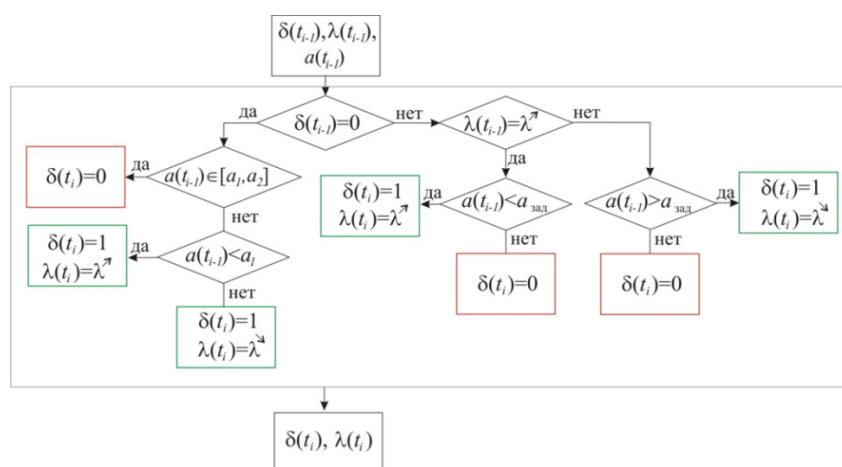


Рис. 2. Алгоритм выбора значений функций управления и результаты моделирования манёвра поддержания орбиты на объектоцентрическом участке движения.

Номинальная программа управления для манёвров межорбитальных переходов на объектоцентрическом участке движения рассчитывается на основе скорректированных законов управления, полученных на базе локально-оптимальных законов управления В.Н. Лебедева. Корректировка проводится на величину гравитационных возмущений со стороны притягивающих точек и со стороны Солнца.

Программа управления при поддержании заданной объектоцентрической орбиты может выбираться двумя способами:

- с использованием локально-оптимальных законов направленных на сохранение одного из оскулирующих элементов орбиты (при этом двигательная установка работает без выключений);
- с использованием релейных законов с зоной нечувствительности и «гистерезисом» (направление управляющего ускорения обеспечивает наискорейшее возвращение контролируемого параметра в заданный диапазон, двигательная установка работает с выключениями). Алгоритм выбора значений функций управления во втором случае представлен на рис. 2.

К достоинствам первого способа относятся простота формулировки программы управления и отсутствие большого количества включений-выключений двигателя. К недостаткам – большой расход рабочего тела по сравнению со вторым способом.

При использовании второго способа число включений-выключений двигателя существенно больше и, при длительном поддержании орбиты, может превысить техническое ограничение на число включений используемой ЭРДУ. Моделирование и визуализация объектоцентрического участка движения реализованы в программном комплексе «Моделирование движения КА с ЭРДУ, предназначенным для исследования малых тел Солнечной системы» [2].

3. Обсуждение результатов моделирования

Продемонстрируем применение разработанной методики для проектирования миссии по исследованию в течение пяти лет потенциально-опасного астероида Эрос с околокруговой объектоцентрической орбиты радиусом 90 км. Считалось, что КА имеет стартовую массу 500 кг и ЭРДУ тягой 90 мН и скоростью истечения 16600 м/с. Рассмотрены два варианта баллистического расчёта миссии: с использованием традиционной модели, где астероид рассматривается, как шарообразное тело и с использованием уточнённой модели гравитационного поля (астероид рассматривается как суперпозиция двух массивных точек).

На рис. 3 показаны результаты моделирования манёвра формирования околокруговой рабочей объектоцентрической орбиты. Результаты моделирования манёвра поддержания рабочей орбиты с использованием с использованием скорректированного локально-оптимального закона управления показаны на рис. 4.

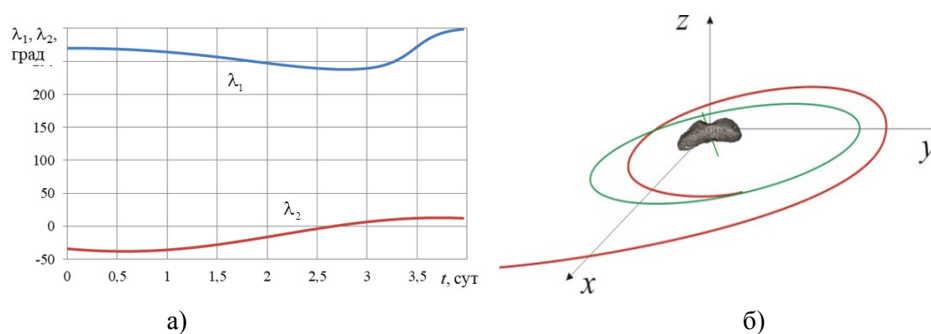


Рис. 3. Программа управления (а) и соответствующая траектория движения (б) для манёвра формирования рабочей объектоцентрической орбиты относительно астероида 433 Эрос.

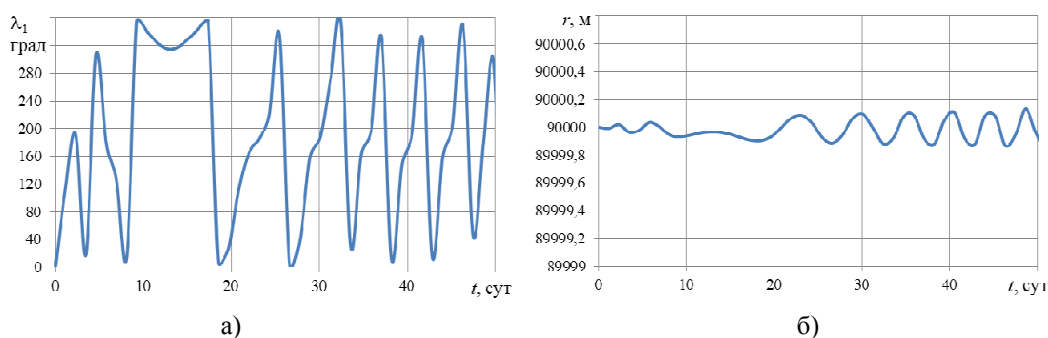


Рис. 4. Поддержание орбиты с помощью скорректированного локально-оптимального закона управления: а) стабилизирующее орбиту управление, б) изменение радиуса орбиты.

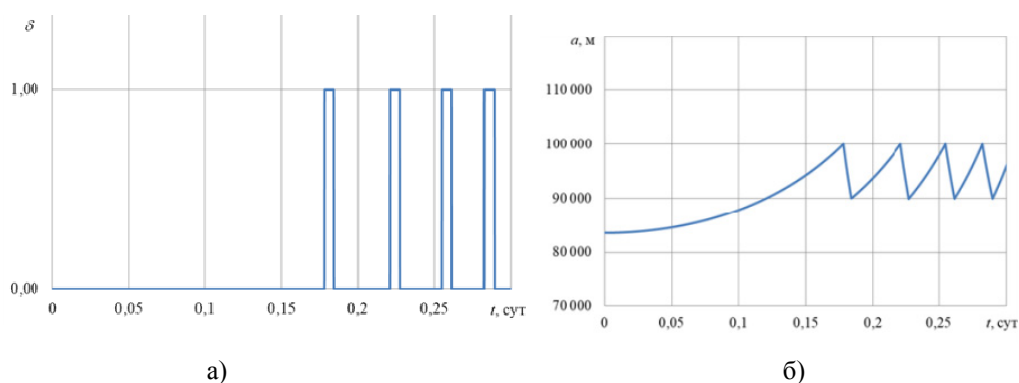


Рис. 5. Поддержание орбиты с помощью скорректированного локально-оптимального закона управления: а) программа включений-выключений двигательной установки, б) изменение большой полуоси орбиты.

Поскольку при поддержании орбиты контролируется только величина большой полуоси, в процессе движения наблюдаются незначительные колебания радиуса орбиты ± 500 м, координаты z КА в пределах $\pm 1,7$ км и наклона орбиты в пределах $\pm 2,8 \cdot 10^{-3}$ градусов, что является допустимым для целей данной миссии. На рис. 5 показаны результаты работы алгоритма поддержания рабочей орбиты вторым способом.

Результаты баллистического синтеза миссии с использованием традиционной и уточнённой гравитационной модели астероида показывают, что учёт массы Земли и астероида на гелиоцентрическом участке движения приводит к незначительному увеличению расхода рабочего тела КА. Параметры манёвра формирования рабочей объектоцентрической орбиты также изменяются не существенно. Сильнее всего неправильная форма астероида влияет на этап поддержания рабочей орбиты. Суммарный расход рабочего тела на этот манёвр превышает даже затраты на гелиоцентрическое движение. Суммарно, затраты рабочего тела на миссию, полученные по уточнённой модели, более, чем в два раза превышают полученные по традиционной модели, что, конечно, неприемлемо даже на самом предварительном этапе баллистического проектирования миссии и подтверждает необходимость использования уточнённой модели движения на объектоцентрическом участке движения.

4. Заключение

Разработанные математические модели, методики и вычислительные процедуры имеют конкретное приложение к задачам по исследованию малых тел Солнечной системы с помощью космических аппаратов с двигателями малой тяги, в частности, могут быть использованы при баллистическом проектировании миссий по исследованию астероидов, включённых в «Проект стратегии развития космической деятельности России до 2030 года и на дальнейшую перспективу».

Список литературы

1. Старинова О.Л., Шорников А.Ю. Моделирование гравитационного поля сложной конфигурации // Известия СНЦ РАН. 2015. Т. 17, № 2. С. 166-170.
2. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ: «Моделирование движения КА с ЭРДУ, предназначенных для исследования малых тел Солнечной системы» № 2022612731. Дата патентования 28.02.2022.