

Управление движением космического аппарата наблюдения с электроракетной двигательной установкой в гравитационном поле с нерегулярной структурой

О.Л. Старинова
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
solleo@mail.ru

Р. М. Хабибуллин
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
khabibullin.roman@gmail.com

Д. Чень
Нанкинский университет науки и
технологий
Нанкин, Китай
julichen@njjust.edu.cn

И.В. Чернякина
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
gorbunovairina88@mail.ru

Е.А. Сергеаева
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
nikolaevalizaveta@mail.ru

Аннотация—В работе описывается подход к решению задачи управления движением космического аппарата наблюдения с электроракетной двигательной установкой основанный итерационном уточнении модели гравитационного поля объекта исследования с нерегулярной структурой на базе дистанционных оценок.

Ключевые слова— программа управления движением, электроракетный двигатель, гравитационное поле, астероид иррегулярной формы

1. ВВЕДЕНИЕ

Исследования проблем управления космическими аппаратами (КА) с электроракетными двигательными установками (ЭРДУ) совершающими исследовательские миссии с целью наблюдения поверхности малых тел Солнечной системы в основном направлены на изучение проблем, связанных выбором оптимального программного управления на межпланетных траекториях[1-2]. Однако методики предварительного системного проектно-баллистического синтеза миссии, направленной на исследование астероидов, комет и спутников планет разработаны слабо, что связано с существенными неопределённостями в математических моделях, описывающих движение КА вблизи объекта исследования, собственно на этапе выполнения миссии. Эти трудности возникают из-за неполноты знаний о гравитационном поле исследуемого объекта. Малые тела Солнечной системы часто имеют неправильную форму, продуцирующую гравитационное поле сложной конфигурации, параметры которого не могут быть определены заранее, до осуществления миссии. Отсутствие методики предварительного формирования программного управления может привести к существенным неопределённостям в определении запаса рабочего тела, необходимого для проведения запланированной миссии заданной продолжительности.

Разработанные авторами [3-5] математические модели гравитационных полей объектов различных форм являются громоздкими при использовании их с целью оптимизации программ управления. Кроме того,

разработчиков реальных миссий к астероидам и кометам [6] ставит в тупик необходимость заранее знать физические свойства ещё неизвестного до полёта объекта исследования, его геометрию и распределение масс, в том числе внутреннее. В статьях [7-9] описываются трудности возникшие при определении программ управления реальными КА Dawn и Rosetta, которые привели к существенному увеличению затрат рабочего тела на маневрирование около объекта исследования, что в свою очередь, снизило длительность наблюдения небесного тела.

2. МЕТОДИКА ВЫБОРА ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ

А. Математическая модель гравитационного поля

В данной работе для описания гравитационного потенциала небесного тела U неправильной формы используется суперпозиция гравитационных потенциалов n гравитирующих точек, масса m_i и радиус вектор \mathbf{r}_i относительно барицентра которых определяется из условия наибольшего соответствия гравитационному потенциалу реального объекта:

$$U = \frac{G}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{\substack{j=1 \\ (j \neq i)}}^n \frac{m_i^2 m_j^2}{\left| \sum_{k=1}^n \mathbf{r}_k m_k (m_j - m_i) + m_i m_j (\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i) \right|}. \quad (1)$$

Такая постановка задачи позволяет определять оптимальное программное управление известными методами с достаточной для задач предварительного синтеза миссии точностью. В работе [10] показано, что модель (1) позволяет добиться любой заданной точности в зависимости от количества выбранных точечных гравитирующих концентраторов, то есть обладает регулируемой точностью. В простейшем случае на основании дистанционных оценок характеристик объекта исследования может быть использована модель на основе двух притягивающих центров.

Б. Выбор программ управления для этапов миссии

С точки зрения проектно-баллистического синтеза, миссия может быть разделена на перелёт к объекту

исследования, маневрирование и функционирование в его поле притяжения и, при необходимости, возвращения КА на Землю. Методика расчёта гелиоцентрических участков известна и осуществима на этапе планирования. Необходимые манёвры КА вблизи объекта наблюдения определяются программой научных исследований и обычно предусматривают: поддержание заданной орбиты наблюдения, уменьшение или увеличение высоты и изменение плоскости орбиты.

Мы предлагаем определять программное управление движением КА с ЭРДУ относительно исследуемого тела согласно локально-оптимальным законам управления: для поддержания или изменения высоты орбиты – законы сохранения или наискорейшего изменения большой полуоси, для изменения плоскости орбиты – закон наискорейшего изменения наклона [11]. При проведении расчётов учитывалось, что поддержание орбиты наблюдения происходит при постоянно включённом двигателе, а при изменении орбиты двигатель отключается после завершения манёвра.

В. Результаты моделирования

Данная методика апробировалась для синтеза миссии КА с ЭРДУ массой 50 кг по наблюдению потенциально-опасного астероида Апофис в течение пяти лет с заданной орбиты радиусом 90 км. Анализ проектных параметров КА показал, что наименьшие затраты рабочего тела даст использование ЭРДУ с тягой 9 мН и удельным импульсом 2000 с. Результаты синтеза миссии представлены в таблице I. На рисунке 1 представлена траектория КА на этапе проведения наблюдения за поверхностью астероида.

Таблица I. РЕЗУЛЬТАТЫ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО СИНТЕЗА МИССИИ НАБЛЮДЕНИЯ АСТЕРОИДА АПОФИС

	Длительность манёвра, суток	Расход рабочего тела, кг
Перелёт Земля - Апофис	141,3	5,522
Формирование орбиты наблюдения	4,38	0,017
Поддержание орбиты наблюдения	1826	7,108

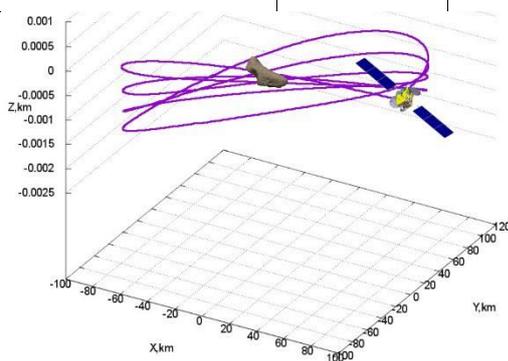


Рис. 1. Траектория КА на этапе поддержания орбиты наблюдения

Можно отметить, что использование закона управления, направленного на поддержание постоянного значения большой полуоси эффективно стабилизирует рабочую орбиту. Наблюдаются незначительные колебания расстояния от центра астероида в пределах $\pm 1,7$ км и наклона орбиты в пределах $\pm 2,8 \cdot 10^{-3}$ град, что является допустимым для целей данной миссии.

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Использование в качестве математической модели гравитационного потенциала небесного тела суперпозиции гравитирующих точек для формирования программного управления движением КА наблюдения с ЭРДУ эффективно при синтезе миссий к небесным телам с гравитационным полем нерегулярной структуры. На этапе планирования миссии тело может быть описано как суперпозиция двух массивных точек, массы и расстояние между которыми определяются из астрометрических данных, полученных с Земли. Затем, при получении дополнительных данных, модель гравитационного потенциала может уточняться. Такая модель позволяет решать задачу поиска программ управления в рамках задачи n тел известными методами, исследовать эффективность полученных схем управления и рассчитывать запасы рабочего тела на все необходимые для выполнения миссии манёвры.

БЛАГОДАРНОСТИ

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 22-29-01092.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Энеев, Т.М. К вопросу об астероидной опасности / Т.М. Энеев, Р.З. Ахметшин, Г.Б. Ефимов // Космические исследования. – 2012. – Т. 50, № 2. – С. 99-106.
- [2] Шустов, Б.М. Астрономические аспекты построения системы обнаружения и мониторинга опасных космических объектов / Б.М. Шустов, С.А. Нароенков, В.В. Емельяненко, А.С. Шугаров // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. – 2013. – Т. 47, № 4. – С. 312-316.
- [3] Ren, Y. On tethered sample and mooring systems near irregular asteroids / Y. Ren, J. Shan // Advances in Space Research. – 2014. – Vol. 54(8). – P. 1608-1618.
- [4] Hu, X. A numerical comparison of spherical, spheroidal and ellipsoidal harmonic gravitational field models for small non-spherical bodies: examples for the Martian moons / X. Hu, C. Jekeli // Journal of Geodesy. – 2015. – Vol. 89(2). – P. 159-177.
- [5] Wang, X. Analysis of the potential field and equilibrium points of irregular-shaped celestial bodies / X. Wang, Y. Jiang // Astrophysics and Space Science. – 2014. – Vol. 353(1). – P. 105-121.
- [6] Кульков, В.М. К вопросу проектирования малых космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой для исследования малых тел Солнечной системы / В.М. Кульков, Ю.Г. Егоров, А.М. Крайнов, А.Е. Шаханов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2015. – Т. 27, № 1. – С. 48-54.
- [7] Grebow, D. Stability and targeting in dawn's final orbit / D. Grebow, N. Bradley, B. Kennedy // Advances in the Astronautical Sciences. – 2019. – Vol. 168. – P. 1055-1074.
- [8] Grebow, D. Design and execution of Dawn HAMO to LAMO transfer at Ceres / D.J. Grebow, B.M. Kennedy, D. Han, G.J. Whiffen // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. – 2016. – P. 5427.
- [9] Abrahamson, M.J. Dawn orbit determination team: Trajectory modeling and reconstruction processes at Vesta / M.J. Abrahamson, A. Arditto, D. Han, R. Haw, B. Kennedy, N. Mastrodemos, S. Nandi, R. Park, B. Rush, A. Vaughan // Advances in the Astronautical Sciences. – 2013. – Vol. 148. – P. 2271-2290.
- [10] Шорников, А.Ю. Оптимальное управление движением космического аппарата в поле притяжения астероида Эрос 433 / А.Ю. Шорников // Вестник Самарского университета. – 2019. – Т. 18, № 4. – С. 146-156.
- [11] Yelnikov, R.V. Use of the Lyapunov Functions for Calculating the Locally Optimal Control of a Thrust Vector during Low-Thrust Interorbital Transfer / R.V. Yelnikov // Cosmic Research. – 2021. – Vol. 59(3). – P. 212-221.