

МЕТОД РОЯ ЧАСТИЦ В ПОСТРОЕНИИ УПРАВЛЯЕМОЙ ТРАЕКТОРИИ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КА С МАГНИТНОЙ СИСТЕМОЙ ОРИЕНТАЦИИ

А.С. Охитина, Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

roldeginds@gmail.com

Основным препятствием в использовании магнитной системы ориентации является ограничение на направление управляющего момента: его невозможно создать вдоль вектора геомагнитной индукции. В результате существенно снижается точность стабилизации КА, особенно в окрестности требуемого режима движения из-за невозможности компенсации возникающих возмущающих моментов. Для обхода указанного ограничения вместо стабилизации в заданной (целевой) ориентации предлагается построение специального опорного движения в окрестности целевой ориентации и стабилизация спутника на нем. Для этого предлагается конкретная процедура, основанная на том, что вектор геомагнитной индукции при движении КА по орбите меняет свое направление. Поддержание опорного движения, в том числе компенсация возмущений, требует определенного управляющего момента в зависимости от положения спутника на орбите, его ориентации и момента времени. Правильным образом выбранное опорное движение может обеспечить относительно небольшую компоненту управляющего момента вдоль вектора геомагнитной индукции. Это позволит поддерживать такой режим ориентации с помощью магнитной системы с достаточно хорошей точностью. В итоге спутник стабилизируется в малой окрестности целевой ориентации с точностью несколько градусов вместо стабилизации непосредственно в целевой ориентации с невысокой точностью (10-15 градусов). Это позволяет использовать магнитную систему в задачах, где достаточно обеспечить точность 2-5 градусов.

Рассмотрим задачу ориентации КА в орбитальных осях под действием гравитационного, аэродинамического и возмущающего момента неизвестной природы. Введем целевую систему координат OX . В требуемом режиме движения оси связанной системы Ox , совпадающие с главными центральными осями инерции, должны ориентироваться по осям целевой системы. В качестве целевой может быть задана орбитальная система, связанная с радиус-вектором КА, некоторое косоое положение в орбитальных осях, инерциальная система. Для демонстрации базовых примеров в работе используется целевая система, совпадающая с орбитальной, при этом стабилизация КА должна обеспечиваться в неустойчивом в гравитационном поле положении равновесия. Введем также опорную систему OY . Ее оси близки к осям целевой системы. Задачу стабилизации КА в целевой системе заменим на две задачи: поиск опорной системы, близкой к целевой, и стабилизация КА в опорной системе. Первую задачу – розыск опорной системы – параметризуем углами ориентации опорной системы относительно целевой,

$$\alpha_{ref} = a_1 \sin u + a_2 \cos u + a_3 \sin 2u + a_4 \cos 2u$$

$$\beta_{ref} = b_1 \sin u + b_2 \cos u + b_3 \sin 2u + b_4 \cos 2u$$

$$\gamma_{ref} = g_1 \sin u + g_2 \cos u + g_3 \sin 2u + g_4 \cos 2u$$

где необходимо определить коэффициенты. Вторую задачу – стабилизацию КА в опорной системе – будем решать с помощью Ляпуновского управления [1–3]. Запишем уравнения движения в виде

$$J\dot{\omega}_{rel} = -\omega_{abs} \times J\omega_{abs} + J(\omega_{rel} \times D\omega_0) - JD\dot{\omega}_0 + M,$$

$$\dot{D} = -[\omega_{rel}]_{\times} D,$$

где D – матрица перехода от целевой к связанной системе координат, ω_0 – скорость целевой системы относительно инерциальной, J – тензор инерции. Управление имеет вид

$$M_{ctrl} = -k_{\omega}\omega_{rel} - k_d S + \omega_{abs} \times J\omega_{abs} - J(\omega_{rel} \times D\omega_0) + JD\dot{\omega}_0 - M_{dist}$$

Вектор S задает отклонение текущей ориентации КА от опорной. Реализация этого управления с помощью магнитной системы приводит к уравнению управляемого движения в виде

$$J\dot{\omega}_{rel} = -k_{\omega}\omega_{rel} - k_d S - \frac{DB((DB)^T M_{ctrl})}{B^2}$$

В случае непосредственной реализации управления последнее слагаемое в этом выражении, связанное с ориентацией вектора геомагнитной индукции B , отсутствует и при любом выборе положительных коэффициентов усиления обеспечивается асимптотическая устойчивость. Невозможность выдачи управляющего момента приводит к паразитному последнему слагаемому, и выбор коэффициентов усиления должен проводиться с помощью специальной процедуры.

Для решения обеих задач – розыска параметров опорной траектории и коэффициентов усиления – используется метод роя частиц [4]. Метод основан на модели принятия решений о перемещениях каждой частицей роя. Положение частицы в рое задает возможное решение оптимизационной задачи. Решение о перемещении частица принимает на основе трех факторов: ее текущего направления поиска, знания о собственном лучшем положении за все предыдущие шаги поиска и знания о лучшем положении всего роя. Координаты частицы являются искомыми параметрами оптимизационной задачи. Так, при поиске опорной траектории это ее коэффициенты. Каждая частица на каждой итерации метода проводит расчет целевой функции. При поиске траектории это проекция потребного управляющего момента, поддерживающего движение на траектории, на вектор геомагнитной индукции. Соответственно, для каждого положения – набора коэффициентов траектории – проводится численное моделирование движения КА. На этом движении формируется история потребного управляющего момента на каждой итерации t_i и история направления вектора индукции. Зная их, можно сформировать конкретную целевую функцию, характеризующую угол между потребным управляющим моментом и вектором индукции. Варианты формализации задачи приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Функционалы в задаче построения опорного движения

ϕ_1	$\left\ \frac{C(t_i)B(t_i)}{ B(t_i) } \frac{(C(t_i)B(t_i))^T M_{ctrl}(t_i)}{ B(t_i) } \right\ _2$
ϕ_2	$(C(t_i)B(t_i))^T M_{ctrl}(t_i)$
ϕ_3	$\left\ \frac{C(t_i)B(t_i)}{ B(t_i) } \frac{(C(t_i)B(t_i))^T M_{ctrl}(t_i)}{ B(t_i) } \right\ _{\infty}$

Ставится задача нелинейной оптимизации с функционалом

$$\Phi_k = \max|\phi_k(t_i)| \rightarrow \min, a_k, b_k, g_k \in [c_{min}, c_{max}]$$

При поиске коэффициентов усиления управления, стабилизирующего КА на заданной траектории, ставится задача

$$\Phi_k = \max|\lambda_i| \rightarrow \min, k_{\omega} \in [5 \cdot 10^{-5}, 10^{-3}], \text{Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}, \quad k_a \in [10^{-8}, 5 \cdot 10^{-5}] \text{Н} \cdot \text{м}$$

Здесь проводится минимизация мультипликаторов линеаризованной системы управляемого движения. Пример работы схемы приведен на рисунке 1.

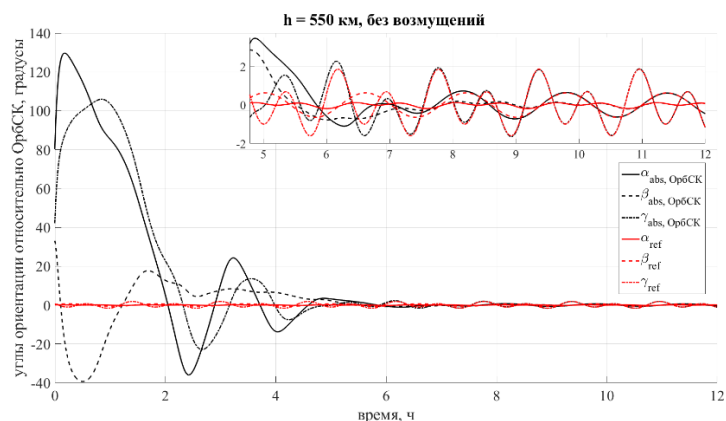


Рисунок 1 – Стабилизация КА на опорной траектории

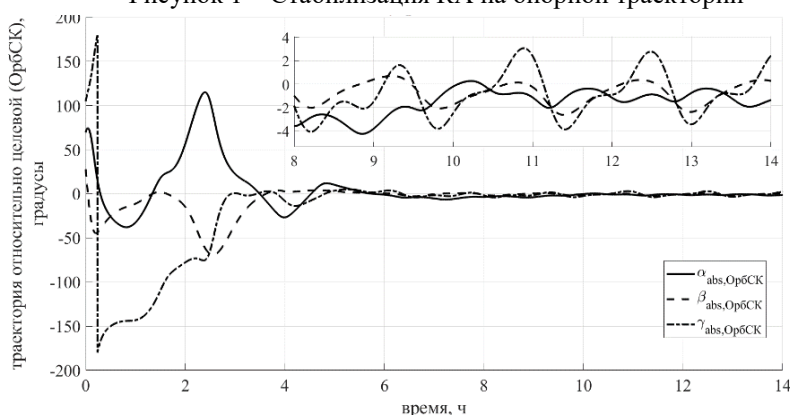


Рисунок 2 – Стабилизация КА с учетом возмущений

На рисунке 2 приведен пример стабилизации с учетом типовых возмущающих факторов. При этом возникают дополнительные модификации метода, которые здесь подробно не обсуждаются.

Поддержка

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-71-10009, <https://rscf.ru/project/22-71-10009/>.

Список литературы:

1. Зубов В.И. Лекции по теории управления. М.: Наука, 1975. 495 с.
2. Tsiotras P. New Control Laws for the Attitude Stabilization of Rigid Bodies // IFAC Proceedings Volumes. 1994. V. 27, No 13. pp. 321–326.
3. Овчинников М.Ю., Ткачев С.С., Карпенко С.О. Исследование углового движения микроспутника Чибис-М с трехосным маховичным управлением // Космические исследования. 2012. Т. 50, No 6. с. 462–471.
4. Kennedy J., Eberhart R. Particle swarm optimization // Proceedings of International Conference on Neural Networks. IEEE, 1995. V. 4. pp. 1942–1948.