Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова
Российской академии наук

УСТОЙЧИВОСТЬ И КОЛЕБАНИЯ НЕЛИНЕЙНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

(*конференция Пятницкого*)

Материалы
XVII Международной научной конференции
(*3–5 июня 2026 г., Москва*)

Под общей редакцией д.ф.-м.н., профессора
В. Н. Тхай

НАУЧНОЕ ЭЛЕКТРОННОЕ ИЗДАНИЕ

Москва
ИПУ РАН
2026

УДК 681.51
ББК 32.96
У81

Устойчивость и колебания нелинейных систем управления (конференция Пятницкого) : материалы XVII Междунар. научн. конфер. (3–5 июн. 2026 г., Москва) / под общ. ред. В. Н. Тхай; Ин-т проблем упр. им. В. А. Трапезникова Рос. акад. наук. – Электрон. текстовые дан. (1 файл: 7,7 Мб). – Москва : ИПУ РАН, 2026. – 1 электрон. опт. диск (CD-R). – Мин. систем. требования: Pentium 4; 1,3 ГГц и выше; Windows 7/8 и выше; Acrobat Reader 4.0 или выше. – Загл. с экрана. – ISBN 978-5-91450-286-4. – № госрегистрации 0322602782. – Текст: электронный.

В научное электронное издание включены материалы XVII Международной конференции «Устойчивость и колебания нелинейных систем управления» (конференция Пятницкого). Рассматриваются вопросы устойчивости, стабилизации, управления, колебаний, нелинейной динамики в различных областях.

Сборник материалов конференции предназначен для научных работников и специалистов в области фундаментальной теории управления, теории устойчивости, теории колебаний, прикладных задач управления.

Утверждено к изданию Программным комитетом конференции

Программный комитет конференции:

А. Ю. Александров, И. М. Ананьевский, А. С. Андреев, И. Н. Барабанов, Н. Н. Болотник, С. Н. Васильев, А. А. Галяев, Ю. Ф. Голубев, М. И. Гусев, С. А. Краснова, А. П. Крищенко, Е. Я. Рубинович, А. А. Тихонов, В. Н. Тхай, Ф. Л. Черноусько, П. С. Щербаков

ISBN 978-5-91450-286-4 **© ИПУ РАН, 2026**

УДК 517.977:531.36:521.1

О модификации электродинамического метода трехосной стабилизации спутника на полярных орбитах

М. В. Максименко, А. А. Тихонов

СПбГУ, Санкт-Петербург, Россия
m.v.maksimenko@spbu.ru, a.tikhonov@spbu.ru

Рассматривается спутник (ИСЗ), движущийся по кеплеровой круговой полярной орбите. Для трехосной стабилизации ИСЗ применяется электродинамическая система управления (ЭДСУ). Ранее выполненные исследования показали ограниченность возможностей и трудности реализации ЭДСУ для ИСЗ, движущихся по околополярным и полярным орбитам. Предлагается модификация ЭДСУ, позволяющая преодолеть отмеченные трудности.

Ключевые слова: спутник, лоренцев момент, магнитный момент, трехосная стабилизация, оптимизация, полярная орбита

1. Введение

Для трехосной стабилизации ИСЗ в орбитальной системе координат, в том числе в непрямом положении равновесия и в более сложных программных режимах углового движения может применяться электродинамический метод управления, основанный на одновременном использовании двух моментов, оказывающих влияние на динамику вращательного движения ИСЗ в магнитном поле Земли (МПЗ), а именно — лоренцева момента и момента магнитного взаимодействия [1]. Ранее выполненные исследования показали ограниченность возможностей ЭДСУ для ИСЗ, движущихся по полярным и околополярным орбитам в силу наличия в этом случае таких областей в околоземном пространстве, в которых возможно совпадение линий действия вектора геомагнитной индукции и вектора скорости ИСЗ относительно МПЗ. Поэтому актуальна рассматриваемая далее задача преодоления отмеченных трудностей. Исследование проводится без ограничений на точность аппроксимации модели МПЗ. Предлагается модификация ЭДСУ, основанная, во-первых, на оптимизации управления угловым движением ИСЗ и, во-вторых, на ограничении максимальной величины модуля вектора центра заряда относительно центра масс ИСЗ, который необходимо создавать в процессе управления. Рекомендован способ выбора параметров для модифицированной ЭДСУ. Результаты компьютерного моделирования демонстрируют работоспособность

предложенной модификации ЭДСУ и свидетельствуют о возможности технической реализации модифицированной ЭДСУ.

2. Основной результат

Концепция построения ЭДСУ опирается на возможность управляемого изменения двух ключевых векторных параметров, а именно $\vec{P}$ и $\vec{I}$ для создания управляющих моментов — лоренцева $\vec{M}_L = \vec{P} \times \vec{T}$ и момента магнитного взаимодействия $\vec{M}_M = \vec{I} \times \vec{B}$, обеспечивающих программное угловое движение ИСЗ [1]. Здесь $\vec{P} = Q\vec{\rho}_0$, Q – заряд ИСЗ, $\vec{\rho}_0$ — радиус-вектор центра заряда ИСЗ относительно центра масс ИСЗ, $\vec{T} = \mathbf{A}^\top \left(\vec{v}_C \times \vec{B}\right)$, векторы $\vec{v}_C$ (скорость центра масс ИСЗ относительно геомагнитного поля) и $\vec{B}$ (вектор магнитной индукции) заданы в орбитальной системе координат $C\xi\eta\zeta$, а $\mathbf{A}$ — матрица направляющих косинусов для перехода от главных центральных осей инерции ИСЗ к осям $C\xi\eta\zeta$. При заданных параметрах орбиты и выбранной модели геомагнитного поля $\vec{v}_C$ и $\vec{B}$ являются известными функциями времени.

При стабилизации ИСЗ в системе $C\xi\eta\zeta$ в заданной ориентации $\mathbf{A} = \mathbf{A}_0$ управляемые векторы $\vec{P}$ и $\vec{I}$ содержат три компоненты: восстанавливающую, диссипативную и компенсирующую

$$\vec{P} = \vec{P}_{rest} + \vec{P}_{diss} + \vec{P}_{comp}, \quad \vec{I} = \vec{I}_{rest} + \vec{I}_{diss} + \vec{I}_{comp}$$

для создания одноименных компонент управляющих моментов.

Актуальным является вопрос о практической реализуемости построенного управления. Вопрос о реализуемости управляемого вектора $\vec{I}$ достаточно хорошо изучен. В то же время вопрос о реализуемости вектора $\vec{P}$ требует особого внимания ввиду наличия конструктивных ограничений на величины Q и $|\vec{\rho}_0|$. Анализ результатов компьютерного моделирования показывает, что, во-первых, по мере приближения наклонения орбиты i к 90° значения $|\vec{\rho}_0|$ стремительно нарастают и оказываются недопустимо большими по сравнению с размерами ИСЗ, и, во-вторых, наибольший вклад в длину вектора $\vec{\rho}_0$ вносит компонента $\vec{P}_{rest}$. Поэтому требуется модификация метода, и в первую очередь она должна быть направлена на ограничение составляющей $\vec{P}_{rest}$.

Рассмотрены два варианта модификации ЭДСУ. Первый вариант направлен на синтез такого управления, при котором вместо вектора $\vec{P}_{rest} = Qk_L\vec{T}_0$, где $\vec{T}_0 = \mathbf{A}_0^\top \vec{T}$, будет создаваться только составляющая $\vec{P}_{rest}^{\perp}$, ортогональная вектору $\vec{T}$ и определяемая по формуле

$$\vec{P}_{rest}^{\perp} = \vec{P}_{rest} - \vec{P}_{rest}^{||} = Qk_L\left(\vec{T}_0 - (\vec{T}_0 \cdot \vec{T})\frac{\vec{T}}{|\vec{T}|^2}\right).$$

Как показывают численные эксперименты, предложенная модификация позволяет существенно (для околополярных орбит — в среднем на порядок) уменьшить $|\vec{P}|$. Однако, величина $|\vec{\rho_0}|$ может достигать неприемлемо больших значений. Это обстоятельство связано с тем, что при наклонениях орбиты, близких к 90°, имеются такие точки на орбите ИСЗ, в которых возможно совпадение линий действия векторов $\vec{B}$ и $\vec{v}_C$. В результате, в этих точках вектор $\vec{T}$ становится близком к нулевому, а эффективность управляющего момента $\vec{M}_L$ резко падает.

Учитывая, что упомянутые падения являются кратковременными, предлагается модифицировать закон управления таким образом, чтобы вместо величины $|\vec{T}|$ в него входила модифицированная норма $|\vec{T}|_{mod}$, вычисляемая по формуле $|\vec{T}|_{mod} = \dfrac{1}{2}\big(|\delta - |\vec{T}|| + \delta + |\vec{T}|\big)$, где $\delta = \min\limits_{t}(|\vec{T}|_{i=0}) \approx 0.12$. Установлено, что предложенная модификация управления с нормой $|\vec{T}|_{mod}$ позволяет гарантированно ограничить $|\vec{\rho_0}|$ в процессе генерирования управляющего лоренцева момента и тем самым обеспечить реализуемость лоренцева момента для ИСЗ, движущихся, в том числе, по полярным и околополярным орбитам.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (Проект № 24-41-02031), https://rscf.ru/project/24-41-02031/.

Список литературы

1. *Tikhonov A.A., Giri D.K., Maksimenko M.V., Klyushin M.A.* Combining Magnetic and Lorentz Attitude Control Systems to Solve Five Satellite Stabilization Problems // Cybernetics and Physics. 2025. V. 14. No. 1. P. 74–82.

On Modification of the Electrodynamic Method of Triaxial Satellite Attitude Stabilization in Polar Orbits

M. V. Maksimenko, A. A. Tikhonov

Saint Petersburg State University, Russia
m.v.maksimenko@spbu.ru, a.tikhonov@spbu.ru

A satellite moving in a Keplerian circular polar orbit is considered. An electrodynamic control system (EDCS) is used for the three-axis attitude stabilization of the satellite. Previous studies have shown the limited possibilities and difficulties of implementing EDCS for satellites moving in circumpolar and polar orbits. A modification of the EDCS is proposed to overcome these difficulties.