



ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 56 за 2014 г.



Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С.,
Пеньков В.И., Ткачев С.С.,
Маштаков Я.В.

Скользящее управление для
трехосной магнитной
ориентации спутника

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Скользящее управление для трехосной магнитной ориентации спутника / М.Ю.Овчинников [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2014. № 56. 14 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2014-56>

**Ордена Ленина
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В.Келдыша
Российской академии наук**

**М.Ю. Овчинников, Д.С. Ролдугин,
В.И. Пеньков, С.С. Ткачев, Я.В. Маштаков**

**Скользящее управление для трехосной
магнитной ориентации спутника**

Москва — 2014

**Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С., Пеньков В.И., Ткачев С.С.,
Маштаков Я.В.**

Скользящее управление для трехосной магнитной ориентации спутника

Рассматривается малый спутник, оснащенный магнитной системой управления, обеспечивающей его трехосную ориентацию. Управление формируется на основе скользящего режима. Строится алгоритм, реализующий подпространство скользящего режима, что позволяет перевести спутник в требуемую ориентацию по реализуемой фазовой траектории. Конечная ориентация является асимптотически устойчивой. Таким образом, решается проблема отсутствия управляемости при использовании магнитной системы.

Ключевые слова: магнитная система ориентации, трехосная ориентация, скользящее управление

**Michael Ovchinnikov, Dmitry Roldugin, Vladimir Penkov, Stepan Tkachev,
Yaroslav Mashtakov**

Sliding mode control for three-axis magnetic attitude

Satellite equipped with magnetic attitude control system is considered. Sliding mode control is used to ensure three-axis satellite attitude. Sliding manifold construction is discussed. This manifold is achievable at any time using only magnetic control system. Necessary attitude is asymptotically stable. This solves the underactuation problem.

Key words: magnetic attitude control system, three-axis attitude, sliding mode control

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 13-01-00665.

Содержание

Введение	3
1. Постановка задачи	4
2. Построение управления	6
3. Построение матрицы скользящего режима	8
4. Численное моделирование	10
Заключение	13
Библиография	14

Введение

Основной проблемой при использовании магнитных систем ориентации являются ограничения, налагаемые на управляющий механический момент. Этот момент, создаваемый с помощью магнитных катушек, перпендикулярен вектору геомагнитной индукции. Управление, построенное на основе широко распространенных подходов, например, ПД-регулятора (пропорционально-дифференциальный регулятор), не может, строго говоря, быть реализовано с помощью магнитных катушек. Поэтому они обычно применяются для гашения угловой скорости спутника, после чего управление передается другим исполнительным элементам; либо же используются для обеспечения специфических режимов движения, например для одноосной ориентации спутников, стабилизируемых собственным вращением.

Чаще всего магнитные катушки применяются в качестве дополнительных исполнительных элементов. Эти подходы хорошо отработаны на крупных аппаратах. Однако развитие малых спутников, в особенности кубсатов, делает типичные решения неприемлемыми или нежелательными. Так, использование маховиков на этих аппаратах не всегда целесообразно из-за их сложности, стоимости и ненадежности (либо еще больше стоимости), а двигательной установки – из-за расхода топлива. Магнитные катушки имеют ряд преимуществ перед другими исполнительными элементами – они относительно недорогие, надежные, небольшие, потребляют мало энергии и не потребляют рабочее тело.

В свете все большего числа запусков микро- и наноспутников обеспечение трехосной ориентации с помощью только магнитных катушек становится актуальной задачей. Стандартным подходом здесь является конструирование некоторого требуемого механического момента, после чего катушками реализуется та его часть, которая перпендикулярна вектору геомагнитной индукции. При некоторых предположениях относительно параметров управления [1] или спутника [2]-[3] можно показать, что такое управление способно обеспечить требуемую ориентацию. Проблема неуправляемости, однако, остается неразрешенной – небольшое изменение параметров спутника или управления может сделать требуемую ориентацию недостижимой.

Проблема ограниченности направления управляющего момента, однако, имеет в случае использования магнитной системы ориентации важную особенность. Вектор геомагнитной индукции вращается в пространстве, так что нет выделенного направления, вдоль которого ни в какой момент времени

нельзя было бы создать механический момент. Это позволяет надеяться, что можно построить траекторию, приводящую спутник к требуемой ориентации, то есть в заданное положение и с заданной скоростью, причем в каждый момент времени управляющий механический момент должен быть перпендикулярен вектору геомагнитной индукции. Для этого в настоящей работе используется *скользящее управление* [4], основная идея которого будет описана ниже. Скользящее управление для ориентации спутников уже было предложено, например, в [5]. В работе [6] рассматривается применение этого подхода для неуправляемой системы, но при этом в теле спутника фиксируется один недоступный канал управления. Основным недостатком этих работ является использование скользящей поверхности с постоянными коэффициентами. Именно поиск переменных параметров скользящей поверхности, по которой должен двигаться спутник, является целью данной работы.

1. Постановка задачи

В работе используются три системы координат:

инерциальная система $O_a Y_1 Y_2 Y_3$, где O_a – центр масс Земли, ось $O_a Y_3$ направлена по оси вращения Земли, $O_a Y_1$ лежит в плоскости земного экватора и направлена в восходящий узел орбиты спутника, $O_a Y_2$ дополняет систему до правой;

орбитальная система $O_a X_1 X_2 X_3$, где O – центр масс спутника, ось $O_a X_3$ направлена по радиус-вектору, $O_a X_2$ по нормали к плоскости орбиты, $O_a X_1$ дополняет систему до правой (в случае круговой орбиты направлена вдоль вектора скорости поступательного движения спутника);

связанная система $O x_1 x_2 x_3$, ее оси совпадают с главными центральными осями инерции спутника.

Ориентация спутника в инерциальном пространстве описывается с помощью динамических уравнений Эйлера и кинематических соотношений, основанных на кватернионах или элементах матрицы направляющих косинусов. Вектор состояния спутника описывается с помощью компонент угловой скорости $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ и кватерниона (\mathbf{q}, q_0) или матрицы направляющих косинусов \mathbf{A} и ее компонент a_{ij} . Динамические уравнения движения спутника с тензором инерции $\mathbf{J}_x = \text{diag}(A, B, C)$ в связанных осях представлены в виде

$$\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{abc} + \boldsymbol{\omega}_{abc} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_{abc} = \mathbf{M},$$

причем механический момент может содержать как управление $\mathbf{M}_{упр} = \mathbf{m} \times \mathbf{B}$, так и возмущающие моменты, например, гравитационный или аэродинамический, то есть $\mathbf{M} = \mathbf{M}_{упр} + \mathbf{M}_{гр} + \mathbf{M}_{возм}$. Гравитационный момент выделен, так как далее учитывается в контуре управления. Точкой обозначена операция дифференцирования по времени. Динамические уравнения дополняются кинематическими соотношениями. При численном моделировании используется кватернион, описывающий ориентацию спутника, и соотношение

$$\begin{pmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{q}_0 \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega} \begin{pmatrix} \mathbf{q} \\ q_0 \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где \mathbf{q} – векторная часть кватерниона, q_0 – скалярная,

$$\boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix}.$$

При построении управления используется матрица направляющих косинусов и соотношение

$$\dot{\mathbf{A}} = \mathbf{W} \mathbf{A}, \quad (2)$$

где

$$\mathbf{W} = \begin{pmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{pmatrix}.$$

Рассмотрим теперь движение спутника относительно орбитальной системы координат. В этом случае матрица \mathbf{A} и кватернион (\mathbf{q}, q_0) задают его ориентацию относительно орбитальных осей,

$$\boldsymbol{\omega}_{abc} = \boldsymbol{\omega}_{отн} + \mathbf{A} \boldsymbol{\omega}_{orb},$$

где $\boldsymbol{\omega}_{orb}$ – угловая скорость вращения орбитальной системы координат, $\boldsymbol{\omega}_{отн}$ – скорость спутника относительно орбитальной системы координат. Динамические уравнения для относительной угловой скорости записываются в виде

$$\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{отн} + \boldsymbol{\omega}_{отн} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_{отн} = \mathbf{M},$$

где

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_{упр} + \mathbf{M}_{гр} + \mathbf{M}_{возм} + \mathbf{M}_{отн},$$

и $\mathbf{M}_{отн} = -\mathbf{J}\mathbf{W}\mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_{орб} - \boldsymbol{\omega}_{отн} \times \mathbf{J}\mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_{орб} - \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_{орб} \times \mathbf{J}(\boldsymbol{\omega}_{отн} + \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_{орб})$.

Последнее выражение включается в управление так же, как $\mathbf{M}_{эр}$ в случае ориентации в инерциальном пространстве. Далее будем опираться на динамические уравнения

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M} + \mathbf{M}_{упр} + \mathbf{M}_{возм}, \quad (3)$$

в которых в зависимости от опорной системы координат выбирается абсолютная или относительная скорость и вид \mathbf{M} .

2. Построение управления

Перейдем к построению управления на основе скользящего режима. Управление строится в два этапа. Вначале необходимо построить поверхность в фазовом пространстве $\mathbf{x}(\boldsymbol{\omega}, \mathbf{A}, t) = 0$, по которой должна двигаться изображающая точка¹. Если движение спутника удовлетворяет этому соотношению, требуемая ориентация оказывается асимптотически устойчивой. На втором этапе построения управления необходимо обеспечить движение по этой поверхности. Заметим, что обычно ее уравнение представляется в виде

$$\mathbf{x} = \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\Lambda}\mathbf{S}(\mathbf{A}) = 0,$$

где $\boldsymbol{\Lambda}$ – положительно-определенная постоянная матрица, вектор \mathbf{S} характеризует отклонение спутника от требуемой ориентации. Вектор \mathbf{S} имеет тот же вид, что при построении ПД-регулятора [1],

$$\mathbf{S} = \begin{pmatrix} a_{23} - a_{32} \\ a_{31} - a_{13} \\ a_{12} - a_{21} \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Положение $\mathbf{S} = 0$ соответствует диагональной матрице направляющих косинусов. Уравнение поверхности не зависит от времени, а матрица $\boldsymbol{\Lambda}$ не зависит от вектора состояния спутника. Однако при движении спутника в магнитном поле важна ориентация вектора геомагнитной индукции, так как от нее зависит доступное направление управляющего механического момента. Поэтому уравнение поверхности должно допускать изменение ее ориентации так, чтобы механический момент оказался перпендикулярен вектору геомагнитной индукции. Зададим более общую поверхность,

¹ Точка, характеризующая состояние системы, называется изображающей точкой. При движении системы изображающая точка описывает в фазовом пространстве некоторую кривую, называемую фазовой траекторией.

$$\mathbf{x} = \lambda(\boldsymbol{\omega}, \mathbf{S}, t)\boldsymbol{\omega} + \Lambda(\boldsymbol{\omega}, \mathbf{S}, t)\mathbf{S} = 0, \quad (5)$$

где Λ также положительно-определенная, но уже переменная матрица. λ – положительное число, характеризующее вклад «демпфирующей» части в управление. Использование вместо числа матрицы λ позволило бы учитывать отдельный вклад демпфирования вдоль каждой из связанных осей. Такой подход может быть оправдан в случае специфической динамической конфигурации аппарата, однако здесь такие варианты не рассматриваются. Матрица Λ характеризует вклад «позиционной» части. Покажем, что если движение спутника удовлетворяет $\mathbf{x} = 0$, то положение $\boldsymbol{\omega} = 0$, $\Lambda = \mathbf{E}$ является асимптотически устойчивой (\mathbf{E} – единичная матрица). Можно показать, что $\mathbf{S} = 4q_0\mathbf{q}$.

В этом случае (5) примет вид

$$\mathbf{x} = \lambda\boldsymbol{\omega} + 4q_0\Lambda\mathbf{q} = 0. \quad (6)$$

Используя (1), можно получить

$$\dot{\mathbf{q}} = \mathbf{Q}\boldsymbol{\omega}, \quad (7)$$

где

$$\mathbf{Q} = q_0\mathbf{E} + \begin{pmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{pmatrix}.$$

С учетом (6) уравнение (7) переписывается в виде

$$\dot{\mathbf{q}} = -4\lambda^{-1}q_0\mathbf{Q}\Lambda\mathbf{q}$$

или

$$\dot{\mathbf{q}} = -4\lambda^{-1}q_0^2\Lambda\mathbf{q} - 4\lambda^{-1}q_0\mathbf{q} \times \Lambda\mathbf{q}.$$

Умножая скалярно обе части этого выражения на \mathbf{q} , получаем

$$\mathbf{q}^T \dot{\mathbf{q}} = -4\lambda^{-1}q_0^2\mathbf{q}^T \Lambda\mathbf{q}$$

или

$$\frac{1}{2} \frac{d}{dt} (\mathbf{q}^T \mathbf{q}) = -4\lambda^{-1}q_0^2\mathbf{q}^T \Lambda\mathbf{q} \leq 0.$$

Таким образом, модуль векторной части кватерниона, а согласно (6) и угловая скорость, при движении по скользящей плоскости уменьшается. В результате изображающая точка спутника, двигаясь по скользящей поверхности, придет в положение равновесия, а спутник – к требуемой ориентации. Задача управления при таком подходе сводится к обеспечению движения точки по поверхности. В случае же использования магнитной системы ориентации дополнительно возникает задача построения такой

скользящей поверхности, движение по которой может быть обеспечено ограниченным по направлению управлением.

3. Итерационное построение матрицы скользящего режима

Для обеспечения движения изображающей точки по скользящей поверхности будем искать управление, реализующее соотношение

$$\dot{\mathbf{x}} = -\mathbf{J}^{-1}\mathbf{P}\mathbf{x}, \quad (8)$$

где \mathbf{P} – положительно-определенная матрица. Это матрица характеризует быстродействие алгоритма приведения изображающей точки к скользящей поверхности управления. Тензор инерции введен в (8) для удобства дальнейших выкладок. Обращаясь к (5), получаем из (8)

$$\dot{\lambda}\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \lambda\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\Lambda}}\mathbf{S} + \mathbf{J}\boldsymbol{\Lambda}\dot{\mathbf{S}} = -\lambda\mathbf{P}\boldsymbol{\omega} - \mathbf{P}\boldsymbol{\Lambda}\mathbf{S}.$$

Выражение для $\dot{\mathbf{S}}$ определяется с помощью (4) и (2),

$$\dot{\mathbf{S}} = \begin{pmatrix} -\omega_3 a_{13} + \omega_1 a_{33} - \omega_2 a_{12} + \omega_1 a_{22} \\ \omega_2 a_{11} - \omega_1 a_{21} - \omega_3 a_{23} + \omega_2 a_{33} \\ \omega_3 a_{22} - \omega_2 a_{32} - \omega_1 a_{31} + \omega_3 a_{11} \end{pmatrix}.$$

Принимая во внимание динамические уравнения (3), получаем

$$\lambda\mathbf{m} \times \mathbf{B} = -\dot{\lambda}\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \lambda(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} - \mathbf{M}) - \dot{\boldsymbol{\Lambda}}\mathbf{J}\mathbf{S} - \boldsymbol{\Lambda}(\mathbf{J}\dot{\mathbf{S}} + \mathbf{P}\mathbf{S}) - \lambda\mathbf{P}\boldsymbol{\omega}. \quad (9)$$

Выражение (9) указывает, какой дипольный момент катушек следует задавать. При этом необходимо задать выражения для λ и $\boldsymbol{\Lambda}$. Коэффициент, задающий вклад демпфирующей компоненты, будем считать известным. В большинстве случаев это может быть постоянное значение, либо выражение, задающее увеличенный вклад демпфирования скорости вблизи требуемой ориентации. Основная задача – поиск матрицы $\boldsymbol{\Lambda}$. Далее рассматривается итерационный подход к ее конструированию.

Представим производную матрицы $\boldsymbol{\Lambda}$ в виде

$$\dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \frac{\boldsymbol{\Lambda}(k+1) - \boldsymbol{\Lambda}(k)}{\Delta t},$$

где Δt – шаг расчета выдачи управляющего воздействия магнитными катушками. Будем считать, что на $k+1$ шаге известна матрица прошлого шага $\boldsymbol{\Lambda}(k)$, вектор состояния системы и ориентация вектора геомагнитной индукции. Необходимо найти матрицу $\boldsymbol{\Lambda}(k+1)$. Подставляя

аппроксимирующую формулу в (9), получим, опуская индексы везде кроме $\Lambda(k+1)$,

$$\lambda \Delta t \mathbf{m} \times \mathbf{B} = \left(-\dot{\lambda} \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \lambda (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} - \mathbf{M}) - \Lambda (\mathbf{J} \dot{\mathbf{S}} + \mathbf{P} \mathbf{S}) - \lambda \mathbf{P} \boldsymbol{\omega} \right) \Delta t - \Lambda(k+1) \mathbf{J} \mathbf{S} + \Lambda \mathbf{J} \mathbf{S}. \quad (10)$$

Введем обозначения

$$\mathbf{a} = \left(-\dot{\lambda} \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \lambda (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} - \mathbf{M}) - \Lambda (\mathbf{J} \dot{\mathbf{S}} + \mathbf{P} \mathbf{S}) - \lambda \mathbf{P} \boldsymbol{\omega} \right) \Delta t + \Lambda \mathbf{J} \mathbf{S},$$

$$\mathbf{b} = -\mathbf{J} \mathbf{S},$$

$$\mathbf{d} = \lambda \Delta t \mathbf{B}$$

и перепишем (10) в виде

$$\mathbf{a} + \Lambda(k+1) \mathbf{b} = \mathbf{m} \times \mathbf{d}. \quad (11)$$

Чтобы определить вид матрицы $\Lambda(k+1)$, перейдем в новую систему координат, задаваемую базисом

$$\mathbf{e}_1 = \frac{\mathbf{d}}{|\mathbf{d}|}, \quad \mathbf{e}_3 = \frac{\mathbf{d} \times \mathbf{b}}{|\mathbf{d} \times \mathbf{b}|}, \quad \mathbf{e}_2 = \mathbf{e}_3 \times \mathbf{e}_1.$$

Матрицу перехода от этой системы координат к связанной обозначим \mathbf{D} . Тогда $\mathbf{D} = [\mathbf{e}_1 \ \mathbf{e}_2 \ \mathbf{e}_3]$. Умножим (11) скалярно на \mathbf{d} ,

$$(\Lambda(k+1) \mathbf{b}) \mathbf{d} = -\mathbf{a} \mathbf{d}.$$

Учитывая, что в новом базисе $\mathbf{d} = (d_1, 0, 0)^T$ и $\mathbf{b} = (b_1, b_2, 0)^T$, получаем

$$\Lambda_{11}(k+1) b_1 + \Lambda_{12}(k+1) b_2 = -a_1. \quad (12)$$

Для построения матрицы $\Lambda(k+1)$ сначала выбираем $\Lambda_{11}(k+1) > 0$, например,

$$\Lambda_{11}(k+1) = \Lambda_{11}(k).$$

$$\Lambda_{12}(k+1) = \Lambda_{21}(k+1) = (-a_1 - \Lambda_{11}(k+1) b_1) / b_2.$$

Величина $\Lambda_{22}(k+1)$ должна удовлетворять соотношению

$$\Lambda_{11}(k+1) \Lambda_{22}(k+1) - \Lambda_{12}^2(k+1) > 0. \quad (13)$$

Например, $\Lambda_{22}(k+1) = \Lambda_0 + \frac{\Lambda_{12}^2(k+1)}{\Lambda_{11}(k+1)}$, Λ_0 – положительная величина. Однако

если $\Lambda_{22}(k)$ удовлетворяет (13), можно использовать значение прошлого шага.

Наконец, $\Lambda_{33}(k+1) = \Lambda_{33}(k)$. В результате получаем матрицу $\Lambda(k+1)$, которая

переводится в связанную систему, и с помощью (11) определяется

управляющий механический и дипольный моменты. На первом шаге можно

считать, что $\Lambda(k+1) = \Lambda(k) = \Lambda_0 \mathbf{E}$.

Приведенный способ построения $\Lambda(k+1)$ неприменим в окрестности требуемой ориентации, так как b_1 и b_2 близки к нулю. Поэтому для поиска $\Lambda_{12}(k+1)$ используется выражение

$$\Lambda_{12}(k+1) = -\frac{a_1 + \Lambda_{11}(k+1)b_1}{b_2 + \delta b_2},$$

где δb_2 – небольшая положительная величина. Внесение этой ошибки в конструирование матрицы $\Lambda(k+1)$ приводит к тому, что механический момент, определяемый согласно (11), отклоняется от плоскости, перпендикулярной вектору геомагнитной индукции. Магнитная система реализует проекцию этого момента на плоскость.

В настоящем разделе была построена процедура расчета управляющего дипольного момента магнитных катушек на каждом шаге управления, связанная с вычислением только по конечным формулам. Отличие такой практической реализации от идеального случая заранее известного вида $\Lambda(\omega, \mathbf{S}, t)$ приводит к возникновению неточности в обеспечении ориентации спутника.

4. Численное моделирование

Реализация управления, описанного в предыдущем разделе, сопряжена с подбором коэффициента (или функции) λ , величины вклада позиционной части управления Λ_0 и матрицы \mathbf{P} . При подборе необходимо принимать во внимание примерную величину реализуемого магнитными катушками дипольного момента и соотношение между позиционной и демпфирующей частями управления. На рис. 1 приведен результат моделирования для спутника «Чибиc-M» с тензором инерции $\mathbf{J} = \text{diag}(1.0255, 1.5393, 1.8172)$ кг·м² – типичного микроспутника массой в несколько десятков килограмм. Параметры управления $\Lambda_0 = 10^{-4}$, $\delta b_2 = 0.001$, $\lambda = 0.07$, $\mathbf{P} = 10^{-3}\mathbf{E}$, магнитные катушки создают дипольный момент не более 3.2 Ам², шаг расчета и выдачи управляющих воздействий $\Delta t = 0.1$ с, высота круговой орбиты 400 км, наклонение 60 градусов, модель геомагнитного поля – наклонный диполь. В управлении учитывается действие возмущающего гравитационного момента. На спутник также действует аэродинамический момент, не учтенный в управлении.

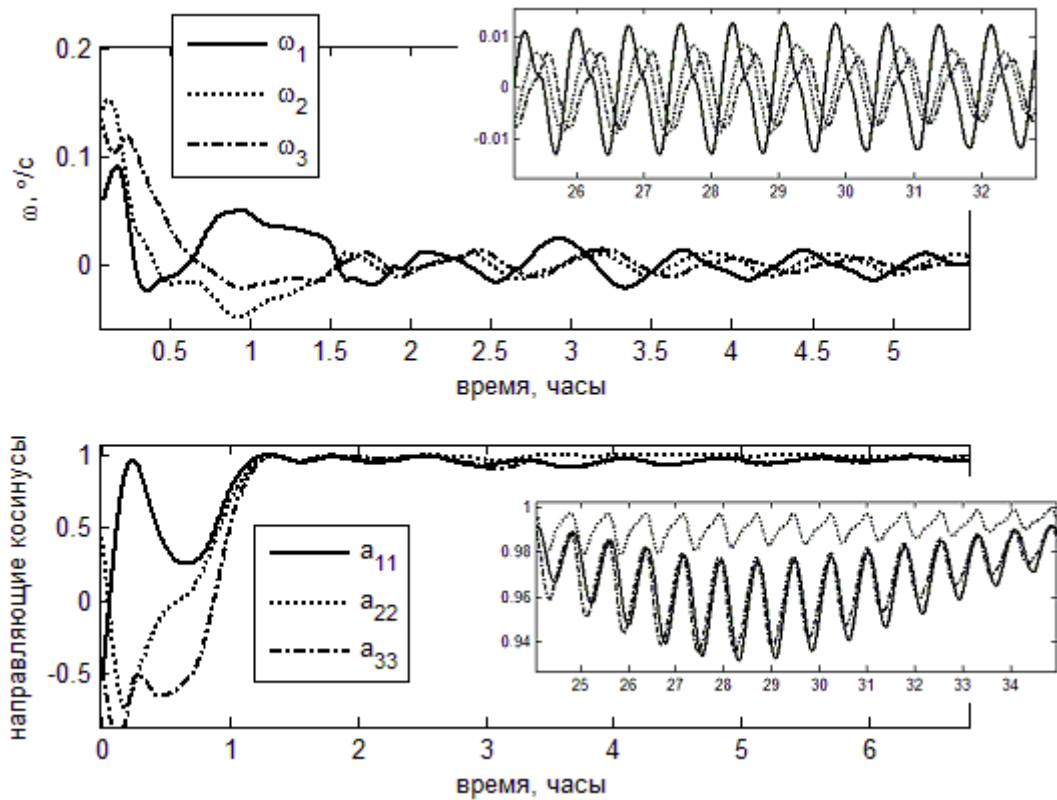


Рис. 1. Приведение микроспутника в инерциальную ориентацию

Итерационный метод поиска матрицы Λ и ее производной не позволяет добиться точности выше 15-20 градусов для микроспутника с шагом управления 0.1с. При использовании такого подхода для ориентации наноспутников, однако, достигается точность в несколько градусов. Для наноспутника «ТаблетСат-Аврора» с тензором инерции $\mathbf{J} = \text{diag}(0.52, 0.58, 0.705)$ кг·м² при $\mathbf{P} = 5 \cdot 10^{-4} \mathbf{E}$, $\lambda = 0.15$, шаге $\Delta t = 1$ с и ограничении на величину дипольного момента катушек 1 Ам² достигается точность не хуже 5 градусов (рис. 2). Наконец, для кубсата с тензором инерции $\mathbf{J} = \text{diag}(0.09, 0.011, 0.007)$ кг·м² при $\mathbf{P} = 10^{-5} \mathbf{E}$, $\lambda = 0.1$ шаге $\Delta t = 1$ с и ограничении на величину дипольного момента катушек 0.1 Ам² в течение нескольких часов также достигается точность не хуже пяти градусов (рис. 3).

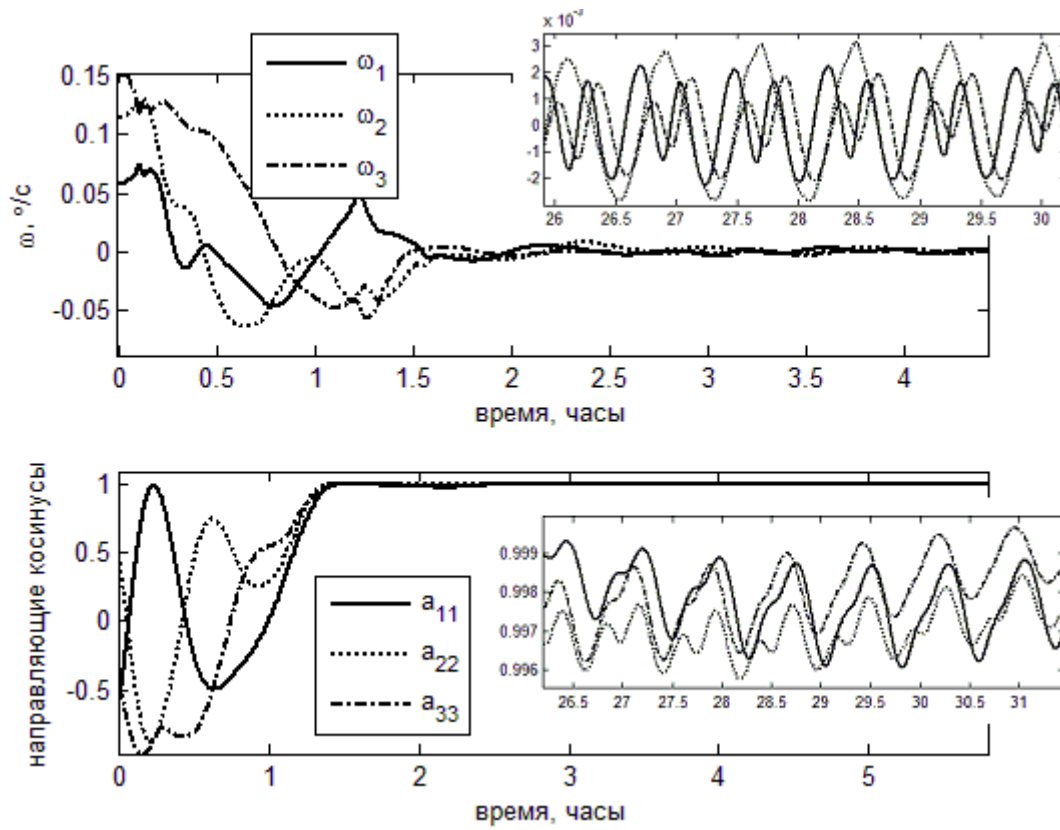


Рис. 2. Приведение наноспутника в инерциальную ориентацию

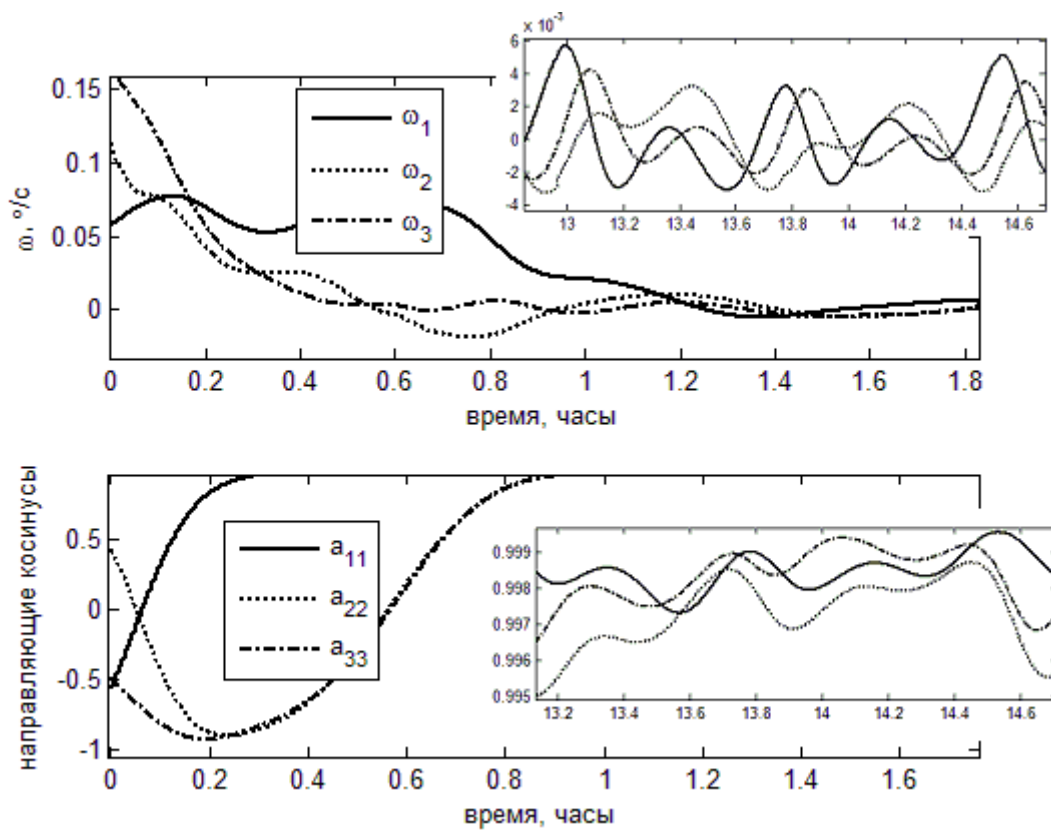


Рис. 3. Приведение кубсата в инерциальную ориентацию

В случае кубсата на рис. 4 также представлен результат приведения к орбитальной системе координат.

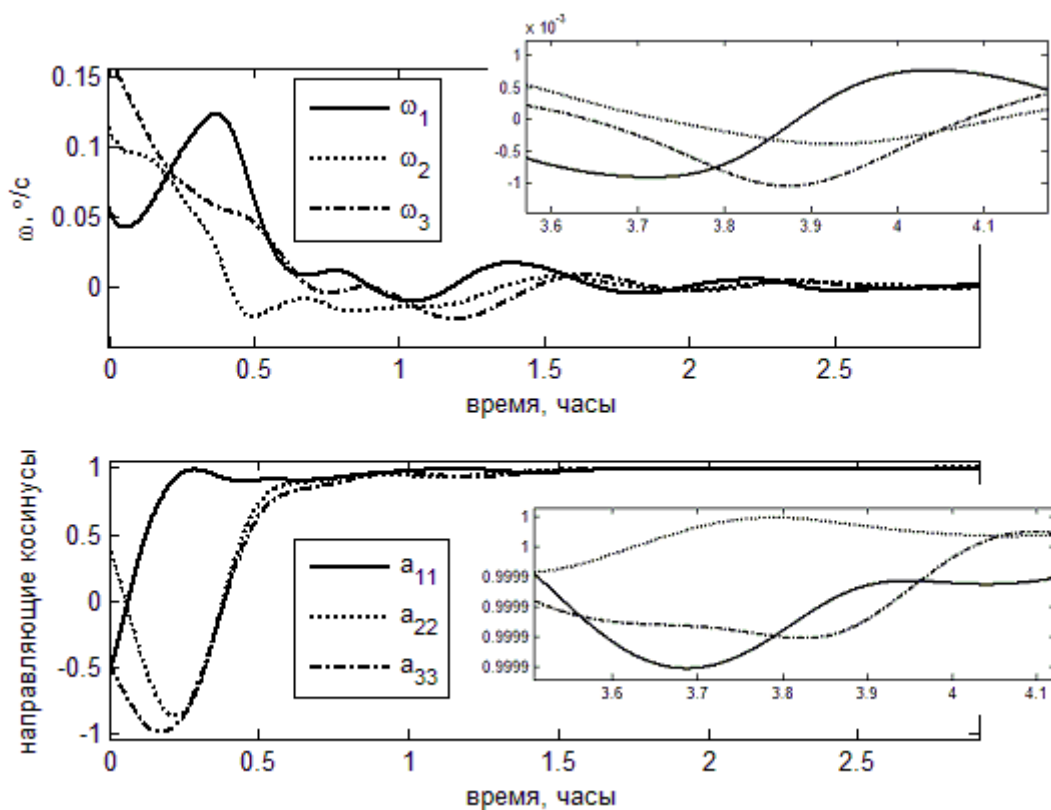


Рис. 4. Приведение кубсата в орбитальную ориентацию

В этом случае точность оказывается лучше одного градуса, так как гравитационный момент практически перестает действовать в требуемом положении (хотя оно и не является устойчивым в гравитационном поле).

Заключение

В работе рассмотрено применение скользящего управления для обеспечения трехосной ориентации спутника с помощью токовых катушек. За счет использования переменных параметров скользящей поверхности удалось построить траекторию, переводящую спутник из любого положения в требуемую ориентацию. При этом в каждый момент времени механический момент может быть реализован магнитной системой. Представлен итерационный подход к поиску параметров скользящей поверхности. Метод позволяет добиться для наноспутников точности ориентации в несколько градусов в инерциальном пространстве и менее градуса в орбитальных осях.

Библиография

1. Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д.С. Трехосная магнитная система ориентации спутника в инерциальном пространстве // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2013. № 74. 24 с.
<http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2013-74>
2. Smirnov G., Ovchinnikov M., Miranda F. On the magnetic attitude control for spacecraft via the epsilon-strategies method // Acta Astronautica. 2008. Т. 63, № 5-6. с. 690–694.
3. Wang P., Shtessel Y., Wang Y. -q. Satellite attitude control using only magnetorquers // Proc. Thirtieth Southeast. Symp. Syst. Theory. Morgantown, West Virginia, 1998. с. 500–504.
4. Slotine J.-J., Li W. Applied nonlinear control. Englewood Cliffs: Prentice Hall, 1991. 461 с.
5. Wisniewski R. Linear time varying approach to satellite attitude control using only electromagnetic actuation // J. Guidance Control and Dynamics. 2000. Т. 23, № 4. с. 640–647.
6. Kumar K.D. Robust attitude stabilization of spacecraft subject to actuator failures // Acta Astronautica. 2011. Т. 68, № 7-8. с. 1242–1259.