УДК 531.381:629.78 DOI 10.26732/2618-7957-2019-2-73-86

СОВРЕМЕННЫЕ АЛГОРИТМЫ АКТИВНОЙ МАГНИТНОЙ ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКОВ

М. Ю. Овчинников , Д. С. Ролдугин

Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН, г. Москва, Российская Федерация

В работе приводится обзор основных последних достижений в области алгоритмов активной магнитной ориентации спутников. Выделены три режима работы такой системы. В первую очередь рассматривается вспомогательная задача гашения угловой скорости спутника. Вторая часть посвящена краткому описанию работы магнитной системы совместно с другими управляющими устройствами или с использованием пассивных средств обеспечения ориентации. Управляющий момент, создаваемый магнитной системой, ограничен по направлению: нет возможности создать момент вдоль вектора магнитной индукции. Добавление других исполнительных элементов или использование свойств внешней среды может снять это ограничение, обеспечивая момент вдоль вектора индукции. Возникает, однако, ограничение на реализуемый режим движения. Выделены стабилизация в гравитационном поле с использованием штанги, спутник с тангажным маховиком, стабилизация собственным вращением. В этих случаях достигаются практически важные режимы движения – орбитальная ориентация и инерциальная одноосная стабилизация. Третья часть посвящена наиболее перспективной теме – чисто магнитной системе ориентации, обеспечивающей произвольно заданную трехосную ориентацию космического аппарата. Рассмотрены различные подходы к преодолению ограничения в реализации управляющего момента, с разделением на локальные и оптимизационные методы. В таком подходе возможна реализация любого режима движения аппарата, но точность и быстродействие системы ориентации оказываются невелики.

Ключевые слова: ориентация спутника, угловое движение, магнитная ориентация, магнитное управление, магнитная система ориентации, магнитная катушка.

Введение

Магнитные системы управления используются на спутниках с начала эры освоения космического пространства. Первым спутником с пассивной магнитной системой стал Transit 1В [1], запущенный 13 апреля 1960 года. Первая активная магнитная система использовалась на аппарате Tiros II [2], запущенном 23 ноября 1960 года. Реконструкция движения по данным измерений магнитного поля была впервые проведена для Спутника-3 [3], запущенного 15 мая 1958 года.

Пассивные системы приобрели особую популярность в первые десятилетия освоения космоса. Такие системы включают в себя постоянный магнит и демпфирующее устроиство – гистерезисные стержни, сферический магнитный демпфер, нутационные демпферы с вязким трением. Постоянный магнит ориентируется примерно по вектору индукции магнитного поля. Демпферы используются для рассеяния энергии. Такие системы просты и надежны, они не требуют бортовых вычислений и не расходуют энергию. Эти особенности были важны, когда возможности спутников и опыт их создания были невелики. Пассивные системы используются и сейчас, если не предъявляются высокие требования по точности и быстродействию системы ориентации.

Активные магнитные системы оказываются предпочтительными в большинстве случаев. Благодаря успехам в области микроэлектроники и общей миниатюризации, такие системы стали особенно востребованными на малых аппаратах, возможности которых возросли по схожим причинам. Активная магнитная система состоит из магнитных катушек (обычно трех), расположенных перпендикулярно друг другу. Катушка представляет собой множество витков провода, обычно на металлическом сердечнике. При протекании тока по катушке создается дипольный момент **m**, который, взаимодействуя с внешним магнитным полем (определяемым в основном геомагнитным полем) с вектором индукции **b**, приводит к управ-

[🖂] ovchinni@keldysh.ru

[©] Овчинников М. Ю., Ролдугин Д. С., 2019



ляющему механическому моменту $\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{b}$. Вектор индукции **b** выражен в связанной со спутником системе координат.

Из векторного произведения видно, что управляющий момент не создается вдоль вектора геомагнитной индукции. Система может показаться неуправляемой. Однако направление, вдоль которого недоступен управляющий момент, меняется в пространстве при движении спутника по орбите. В результате все направления с течением времени оказываются доступны. Строго управляемость спутника с магнитной системой ориентации показана в [4; 5]. В этих работах используется предположение о периодическом изменении вектора геомагнитной индукции. Это предположение вполне оправданно, т. к. геомагнитное поле обычно моделируется полем диполя на этапах предварительных исследований и синтеза управления. Более популярна модель наклонного диполя, указывающего примерно в магнитные полюса Земли. Изменение вектора индукции определяется движением аппарата по орбите и вращением Земли. Поскольку второй фактор приводит к заметно более медленному изменению, чем первый, им зачастую пренебрегают, рассматривая диполь, антипараллельный оси вращения Земли. В этом случае вектор индукции изменяется периодически с течением времени (по мере движения аппарата по круговой орбите). Применимость других моделей в задачах ориентации спутников рассмотрена в [6; 7], квадрупольные и модели большего порядка рассмотрены в [8]. В [9] показана управляемость линейной системы кроме случаев двух соотношений между моментами инерции, в том числе, если спутник не осесимметричный. В [10] представлено доказательство управляемости и предложена стратегия управления для малых отклонений от требуемой ориентации.

Можно выделить три подхода к преодолению проблемы неуправляемости. Во-первых, можно использовать другие исполнительные устройства или пассивные подходы. Таким образом, можно либо восполнить недостающую компоненту управления, либо обеспечить некоторые особенные режимы движения, такие как гравитационная стабилизация или одноосная ориентация. Во-вторых, управление может строиться с помощью оптимизационных методов, естественным образом включающих различные ограничения. Наконец, возможна реализация лишь доступной части управляющего момента, изначально построенного без учета ограничения. Это проекция момента на плоскость, перпендикулярную вектору геомагнитной индукции.

В обзоре представлены алгоритмы, используемые для создания управляющего момента магнитными катушками. Пассивные магнитные системы ориентации и использование катушек для разгрузки кинетического момента маховиков не рассматриваются. В центре внимания находятся ситуации, в которых активная магнитная система играет если не ключевую, то важную роль. Практические аспекты реализации магнитного управления рассмотрены кратко, в основном в разрезе их влияния на построение управления.

Обзор разделен на три основные части. Сначала рассматривается демпфирование угловой скорости. Эта задача во многом является вспомогательной в общей логике управления движением спутника. Вместе с тем, от успеха этого начального этапа в управлении угловым движением зависит успех всей миссии, и магнитные катушки являются популярным средством демпфирования избыточной скорости, т. к. не расходуют рабочее тело и не накапливают кинетический момент.

Вторая часть посвящена применению магнитной системы совместно с другими исполнительными элементами или с использованием пассивных подходов и свойств внешней среды. В первую очередь рассматривается спутник, стабилизированный вращением. Быстро вращающийся аппарат приобретает свойства гироскопа и сохраняет ориентацию оси вращения в инерциальном пространстве. Внешние возмущения приводят к медленному изменению направления вращения в инерциальном пространстве и возрастанию амплитуды нутационных колебаний. Магнитное управление используется для компенсации нутационных колебаний и ориентации оси вращения в требуемом направлении. Спутник с тангажным маховиком реализует похожий принцип. Ось вращения маховика, имеющего высокую скорость закрутки и/или массу и, как следствие, кинетический момент, ориентируется по нормали к плоскости орбиты. Магнитная система обеспечивает асимптотическую устойчивость такого движения и поворот в плоскости орбиты. Наконец, пассивная гравитационная ориентация может обеспечить важные условия устойчивости орбитальной ориентации аппарата. Описанные подходы, хорошо известные и проверенные на множестве аппаратов, рассматриваются кратко. Более полный обзор соответствующих алгоритмов приведен в [11].

В третьей части рассматривается чисто магнитное управление. Этот раздел можно считать наиболее важным и интересным. Если использование магнитных катушек для гашения угловой скорости и с применением других подходов используется давно, полностью магнитная система ориентации еще практически не опробована в летных испытаниях, а исследования в этой области далеки от завершенности. В первую очередь рассмотрено управление с обратной связью. Этот подход удобен для реализации на бортовом компьютере, но полностью подвержен проблеме ограничения управления. Управление строится с помощью функции Ляпунова, после чего реализуется лишь его проекция на плоскость, перпендикулярную вектору геомагнитной индукции. Из-за этого приходится аккуратно подбирать параметры управления и рассматривать парирование внешних возмущений. Скользящее управление предоставляет удобный инструмент для учета ограничения. Построение скользящей поверхности возможно таким образом, чтобы реализовать угловое движение, полностью управляемое магнитной системой. Это соображение наиболее полно можно реализовать с помощью оптимизационных методов, имеющих естественные инструменты учета ограничений при оптимизации. Применение этих методов, однако, приводит к проблемам реализации алгоритма на бортовом компьютере.

Основное внимание в обзоре уделено работам последних двух десятилетий. Краткий обзор алгоритмов магнитного управления [12], подробные обзоры основных достижений в области ориентации спутников в первые тридцать лет освоения космического пространства [13; 14], обзор методов пассивной магнитной ориентации [15] и обобщающие результаты в области магнитного управления [16; 17] позволяют включить лишь наиболее важные и актуальные сегодня ранние результаты.

1. Гашение угловой скорости

Гашение угловой скорости необходимо для успеха большинства миссий. Использование магнитной системы в этом случае предпочтительно, т. к. маховики быстро накапливают избыточный кинетический момент, а двигатели ориентации расходуют значительное количество топлива. При этом требования по точности и быстродействию системы ориентации в переходном режиме зачастую мягкие, что позволяет применить магнитную систему.

Наиболее популярен алгоритм демпфирования Bdot, впервые опубликованный в [18]. Управление строится из требования отрицательности производной кинетической энергии и имеет вид:

$$\mathbf{m} = k\mathbf{\omega} \times \mathbf{b},\tag{1}$$

где ω – абсолютная угловая скорость спутника. Здесь и далее k – коэффициент усиления. Это управление преобразуется в алгоритм Bdot на основании связи производной вектора геомагнитной индукции $d\mathbf{b}/dt$ в связанной и $d\mathbf{B}/dt$ в инерциальной системах координат:

$$\frac{d\mathbf{b}}{dt} = \frac{d\mathbf{B}}{dt} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{b}.$$

Первое слагаемое в правой части отражает изменение вектора геомагнитной индукции с течением времени, причем поле меняется практически периодически с удвоенным орбитальным периодом. Второе слагаемое обусловлено вращением спутника относительно центра масс. Поскольку гашение угловой скорости в большинстве ситуаций подразумевает быстрое вращение аппарата, второе слагаемое превалирует над первым. Отбрасывая собственное изменение вектора индукции, получаем:

$$\mathbf{m} = -k\frac{d\mathbf{b}}{dt} = -k\dot{\mathbf{b}}$$
(2)

Управление (2) простое и удобное на предварительном этапе успокоения аппарата. Не применяя сложных методов обработки датчиковой информации, управление обычно реализуется в виде:

$$\mathbf{m} = -k \frac{\mathbf{b}_{k+1} - \mathbf{b}_k}{t_{k+1} - t_k}.$$

Для этого достаточно иметь два последовательных измерения магнитометра.

Скорость, до которой управление (2) способно успокоить аппарат, обусловлена отброшенным членом, и чуть меньше удвоенной орбитальной [19]. Управление (1) лишено этого недостатка и обеспечивает экспоненциальное стремление скорости к нулю [20–23] с быстродействием, зависящим от наклонения орбиты [24].

В управлении (1) можно использовать относительную угловую скорость движения спутника в орбитальной системе координат. Управление строится на основе функции Ляпунова, в качестве которой используется интеграл Якоби при движении под действием гравитационного момента [25]. В [26] вместо скалярного коэффициента усиления используется положительно-определенная матрица. Также можно использовать переменный коэффициент усиления для компенсации уменьшения величины скорости и поддержания величины управляющего момента. Во всяком случае, можно использовать две величины, изменяя коэффициент усиления при уменьшении скорости ниже определенного значения [27]. Для дальнейшего выигрыша в быстродействии можно использовать оптимальные законы, например, приведенный в [28]. Однако простота, надежность и быстродействие законов управления (1) и (2), а также обычно мягкие требования на время переходных процессов, делают такие подходы полезными лишь в редких случаях.

2. Использование магнитного управления совместно с другими исполнительными элементами и пассивными подходами

2.1. Стабилизация собственным вращением Быстро вращающийся спутник приобретает свойства гироскопа. Осесимметричный аппарат в течение длительного времени сохраняет направ-



Одна из наиболее популярных схем управления быстро вращающимся аппаратом была предложена в [29]. Управление разделено на три основных этапа: гашение нутационных колебаний, раскрутка спутника, переориентация оси вращения. Было предложено релейное управление и соответствующие функции переключения. В [30] рассматривается управление:

$$m_{j} = \begin{cases} m_{0}, & \mathbf{h} \cdot (\mathbf{e}_{j} \times \mathbf{b}) > 0 \\ -m_{0}, & \mathbf{h} \cdot (\mathbf{e}_{j} \times \mathbf{b}) < 0 \end{cases}$$
(3)

где m_j – дипольный момент вдоль *j*-й оси спутника с ортом \mathbf{e}_j , \mathbf{h} – вектор кинетического момента аппарата. Если ось вращения третья, то выбор j = 1 или j = 2 отвечает управлению скоростью закрутки (3). При j = 3 реализуется гашение нутационных колебаний.

Три простых закона управления для описанных стадий предложены в [31; 32]. Для гашения нутационных колебаний применяется управление:

$$m_3 = -k \frac{d\mathbf{b}}{dt} \mathbf{e}_3,$$

соответствующее алгоритму Bdot, реализованному одной катушкой. В результате не гасится скорость вдоль оси симметрии. Детально этот алгоритм исследован в [33]. Закрутка обеспечивается управлением:

$$\mathbf{m} = k(b_2, -b_1, 0)$$

Популярный алгоритм закрутки «Y-Thom(p) son» был предложен в [34]. Закрутка вокруг второй оси у задается управлением:

$$m_1 = k(\omega_2 - \omega_{2ref})\operatorname{sign}(b_3),$$

где ω_{2ref} – требуемая скорость вращения. Алгоритм переориентации оси симметрии:

$$n_3 = k \Delta \mathbf{h} \cdot (\mathbf{e}_3 \times \mathbf{b}),$$

где $\Delta \mathbf{h} = \mathbf{h}_{ref} - \mathbf{h} -$ разница между требуемым \mathbf{h}_{ref} и текущим **h** вектором кинетического момента.

В [35] идея использования ошибки ориентации обобщена как:

$$\Delta_1 = \mathbf{H}_{ref} - \mathbf{h} - \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}, \ \Delta_2 = \mathbf{h}_{ref} - \mathbf{h} - \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}.$$

В первой невязке используется необходимое направление вектора кинетического момента в инерциальном пространстве **H**_{ref}. С ее помощью обеспечивается ориентация оси вращения. Вторая невязка использует кинетический момент в связанной системе и служит для достижения необходимой скорости закрутки.

Три простых закона управления предложены в [36]:

$$\mathbf{m} = \mathbf{b} \times [k_1(\omega_1, \omega_2, 0) + k_2(0, 0, h_3 - h_{3ref}) + k_3 \Delta \mathbf{h}].$$

Алгоритмы гашения нутационных колебаний, закрутки и переориентации оси вращения представлены соответствующими слагаемыми.

В [37] был предложен популярный алгоритм управления углами ψ, φ (углы ψ, φ, θ задают последовательность поворотов 1-2-3):

$$m_2 = k_1 b_1 \varphi - k_2 \dot{b}_2,$$
 (4)

и показана асимптотическая устойчивость требуемой ориентации в зависимости от коэффициентов усиления. Таким образом, разработана конструктивная методика подбора коэффициентов, расширенная с помощью теории Флоке и численного моделирования с учетом многих возмущающих факторов. Более общее управление для вращения вокруг третьей оси предложено в [38]:

$$m_3 = k_1 f \Big[b_1 \big(a_{23} - k_2 \omega_2 \big) - b_2 \big(a_{13} - k_2 \omega_1 \big) \Big] \quad (5)$$

Функция *f* должна удовлетворять условиям xf(x) > 0 и f(0) = 0. Она задает обобщение управления с обратной связью и в большинстве случаев f(x) = x дает удовлетворительный результат. В [39] строится кусочно-постоянное управление, основанное на простых ошибках по углам ориентации и скоростям.

2.2. Спутник с двойным вращением

Установка на аппарате маховика с постоянной скоростью вращения также приводит к возникновению большого кинетического момента. Однако из-за того, что корпус аппарата не вращается, возможна также пассивная гравитационная стабилизация. Ось установки маховика ориентируется по нормали к плоскости орбиты. Магнитное управление обеспечивает асимптотическую устойчивость такого движения (конечные выражения, характеризующие быстродействие, приведены в [40]) и разворот относительно оси вращения маховика.

В [18] предложено линеаризованное управление (4):

$$m_2 = k_1 b_1 \phi - k_2 \left(b_3 \dot{\phi} - b_1 \dot{\psi} \right)$$
(6)

В [41] показания магнитометра в (3) заменены на данные инфракрасного датчика вертикали. Простое управление поворотом в плоскости орбиты предложено в [40]:

$$\mathbf{M} = \left(0, k \sin(\alpha_{ref} - \alpha), -k \sin(\alpha_{ref} - \alpha) \frac{b_2}{b_3}\right),$$

при этом маховик установлен вдоль второй связанной оси.

В [42] управление (6) преобразовано к виду:

$$\mathbf{m} = -k_1 \left(\mathbf{b} - \mathbf{B} \right) - k_2 \left(\dot{\mathbf{b}} - \dot{\mathbf{B}} \right), \qquad (7)$$

до этого предложенному для гравитационно ориентируемого аппарата [43]. Это управление, как и линейно-квадратичный регулятор [44], было успешно проверено на аппарате Gurwin. В последней работе возмущающие моменты аппроксимировались простыми периодическими выражениями с орбитальной и удвоенной орбитальной частотами, для геомагнитного поля использовалась модель упрощенного прямого диполя. Результаты построения управления, заметно упрощенного в постановке линеаризованных уравнений с периодическими коэффициентами, оказались применимыми для более полной модели движения аппарата.

В [45] приведено сравнение предложенных ранее законов управления и рассмотрено их обобщение в виде:

$$m_{2} = k_{1}h_{wheel}(b_{1}\varphi + k_{2}b_{3}\psi) - k_{3}(b_{3}\dot{\varphi} - k_{4}b_{1}\dot{\psi}) - k_{5}(b_{3}\varphi - k_{6}b_{1}\psi)$$

где необходим подбор шести коэффициентов усиления. При этом $k_2 = k_5 = 0$, $k_4 = 1$ дает управление (6). Параметры $k_5 = 0$, $k_2 = k_4 = 1$ задают управление, аналогичное (5). В [46] рассмотрено гашение нутационных колебаний в случае эллиптической орбиты. В [47] добавлена интегральная часть в управление с обратной связью.

Спутники с двойным вращением и стабилизируемые вращением имеют высокий кинетический момент. Его изменение с помощью магнитной системы ориентации неизбежно медленно. Однако для аппарата с двойным вращением сохраняется возможность быстрого разворота вокруг оси установки маховика. Поэтому в этой области при построении управления применяются оптимизационные методы, в частности, H_2 -управление [48] и H_{∞} -управление [49; 50]. При этом уравнения движения линеаризуются и сводятся к уравнениям с периодическими коэффициентами, как и при построении линейно-квадратичного регулятора.

Скользящее управление было рассмотрено в [51] для аппарата на полярной орбите. В результате движение вне плоскости орбиты отделяется, и скользящая поверхность для соответствующих уравнений движения имеет вид:

$$s = k_1 \phi + k_2 \psi + k_3 \dot{\phi} + k_4 \dot{\psi}.$$

Коэффициенты усиления k_i меняются со временем из-за их зависимости от вектора геомагнитной индукции. Управление релейное:

$$m_{2} = \begin{cases} m_{0}, & s(t) > \varepsilon \\ 0, & -\varepsilon \le s(t) \le \varepsilon \\ -m_{0}, & s(t) < -\varepsilon \end{cases}$$

Здесь є – толщина пограничного слоя около скользящей поверхности, фактически, ошибка ориентации, при которой включается управление.

2.3. Пассивная гравитационная стабилизаиия

Пассивная гравитационная стабилизация – один из надежных и простых подходов [13]. Однако малые аппараты в силу небольших размеров и массы позволяют создавать лишь слабый управляющий гравитационный момент. Установка штанги представляет проблему из-за обычно плотной компоновки аппарата и ее высокой стоимости. В результате магнитная система используется чтобы «усилить» гравитационный момент, особенно для вращения вокруг местной вертикали, и для обеспечения асимптотической устойчивости с помощью демпфирования угловой скорости (1) [52].

В [43] предложено управление (7), построенное на основе (4). Заменив вектор геомагнитной индукции и его производную на углы ориентации и их производные, можно добиться управления вращением вокруг местной вертикали. Управление (7) простое и может использовать необработанные показания магнитометра в переходном режиме для достижения требуемой ориентации с невысокой точностью [53]. После этого управление передается более точному алгоритму

$$\mathbf{M}_{ref} = -\left(k_q \mathbf{q} + k_\omega \boldsymbol{\omega}\right). \tag{8}$$

В [54] проведен анализ устойчивости аппарата под действием управления (8) и гравитационного момента. Показана устойчивость при небольшой угловой скорости. В противном случае применяется лишь демпфирующая часть в (8).

2.4. Другие подходы

Наиболее удобные управляющие элементы, с точки зрения распределения момента, это реактивные двигатели и маховики. Однако даже в случае двигателей не всегда есть возможность простого решения проблемы ограничения управляющего момента. Создать момент вдоль вектора геомагнитной индукции может быть невозможно из-за ограничений на число двигателей, параметры их установки и технические параметры (время запуска, дискретность и т. д.). Проблема распределения момента в этом случае оказывается близка к проблеме оптимизации с учетом ограничений [55].

В случае использования одного реактивного маховика управляющий момент можно представить в виде [56]:

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -b_2 \\ -b_3 & 1 & -b_1 \\ b_2 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} m_1 \\ \dot{h}_{wheel} \\ m_3 \end{pmatrix}.$$



Здесь усматривается кососимметрическая матрица векторного произведения, отвечающая управляющему моменту, создаваемому двумя катушками. Добавление маховика, отраженное появлением диагонального элемента в матрице, позволяет полностью реализовать любой требуемый управляющий момент. В [57] приведена схема распределения моментов для разного числа маховиков. В [58] рассмотрена схема, при которой маховик используется в качестве тангажного, но присутствует возможность управления скоростью его вращения.

78

Возможна реализация одноосной ориентации аппарата без обязательного требования высокой скорости закрутки. Так, в [59] предложено управление:

$\mathbf{m} = \mathbf{K} (\mathbf{e}_3 \times \mathbf{b}),$

реализуемое двумя катушками, что так $\mathbf{K} = diag(k, k, 0)$. В [60] требуемое управление, которое затем реализуется в виде проекции, имеет вид: M,

$$k_{ref} = k_1 \delta \mathbf{e}_3 + k_2 \mathbf{e}_1 \times \mathbf{s}_{max}.$$

Здесь б – нормализованная разница токосъема двух противоположных солнечных панелей, задача первого слагаемого – уменьшение этой разницы. Вектор s_{max} задает нормаль к панели с максимальным токосъемом, задача второго слагаемого максимизация токосъема за счет разворота орта е₁ связанной системы на Солнце. В [61; 62] предложено управление:

$\mathbf{m} = k \cdot \cos\alpha(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{s}).$

Здесь используются показания солнечного датчика s и угол α между направлением на Солнце и вектором геомагнитной индукции. Этот угол вычисляется на основе моделей, заложенных в бортовом компьютере. В результате вектор кинетического момента аппарата ориентируется на Солнце, и ось максимального момента инерции ориентируется по радиус-вектору. При правильной конфигурации аппарата возможна ориентация панелей на Солнце по показаниям только солнечного датчика.

В [63] для ориентации на Солнце используется управление:

$$m_1 = -2\xi\omega_1 + \xi^2 s_3,$$

$$m_2 = -2\xi(1 + \lambda\mu)\omega_3 / \lambda,$$

$$m_3 = -(2\xi\omega_3 + \xi^2 s_1) / \lambda,$$

где $\lambda = A / C$; $\mu = (B - C) / A$; A, B, C – моменты инерции; ξ – параметр алгоритма.

Использование аэродинамического момента близко к вопросу пассивной гравитационной стабилизации. Задача системы управления – обеспечить асимптотическую устойчивость ориентации по набегающему потоку и поворот вокруг этого направления. Так, в [64] предложена модификация (7):

$$\mathbf{m} = k_1 \Big[\mathbf{b}_{ref} + k_2 \left(\dot{\mathbf{b}}_{ref} - \dot{\mathbf{b}} \right) \Big].$$

Это управление должно обеспечить одноосную ориентацию (совпадение векторов индукции, заданных в связанной и орбитальной системах координат). Поскольку аэродинамический момент обеспечивает ориентацию еще одной оси, то в результате реализуется трехосная ориентация.

Среди других экзотических подходов, используемых совместно с магнитной системой ориентации, можно выделить силу Лоренца [65], солнечное давление [66], кольца с проводящей жидкостью [67].

3. Трехосная магнитная система ориентации

Благодаря ограничению на направление управляющего момента, но при этом наличию управляемости «в среднем», магнитная трехосная ориентация представляет большой интерес для исследователей. Простота и надежность такой системы делает ее не менее привлекательной с практической точки зрения.

3.1. Простое локальное управление Управление с обратной связью

Наиболее прямолинейный подход – использование обычного управления с обратной связью (8). Этот подход был реализован в [68; 69], в результате дипольный момент, задающий проекцию требуемого момента на плоскость, перпендикулярную вектору геомагнитной индукции, имеет вид:

$$\mathbf{m} = -k_{\omega}\mathbf{B}\times\boldsymbol{\omega} - k_{a}\mathbf{B}\times\mathbf{q} = -k_{\omega}\mathbf{B}\times\boldsymbol{\omega} - k_{a}'\mathbf{B}\times\mathbf{S}, (9)$$

где $\mathbf{S} = (a_{23} - a_{32}, a_{31} - a_{13}, a_{12} - a_{21})$ задает эквивалентную кватерниону формулировку закона управления через элементы матрицы направляющих косинусов *a*_{ij}. Исходное управление строится на основе функции Ляпунова. Реальное управление (9), реализуемое магнитной системой, не обладает теми же свойствами глобальной асимптотической устойчивости. Необходим аккуратный подбор коэффициентов усиления и общее ограничение величины управляющего момента [70]. Поскольку управление поворачивает спутник лишь примерно в нужном направлении, происходит медленное, итерационное приближение его к требуемой ориентации. Большая величина управляющего момента на такте управления может привести к ошибке ориентации, большей, чем была до его отработки. При этом демпфирующая часть в (9) – управление (1), которое обеспечивает асимптотическое стремление скорости к нулю. Поэтому ограничение на величину этой части управления мягче.

Выбор коэффициентов усиления в (9) – центральный момент в исследовании этого управления. Простая схема, основанная на аналитических результатах и теории Флоке, предложена в [71] для аппарата, стабилизируемого в инерциальной системе координат, и в [72] для стабилизации в орбитальных осях. Управление особенно чувствительно к точности знания тензора инерции [73], и даже небольшая ошибка может привести к его неработоспособности, тогда как другие источники возмущений имеют в основном количественный характер. Однако при наличии ограничений на величины моментов инерции подбор коэффициентов усиления возможен [74]. В [75] подбор коэффициентов проводится на основе минимизации времени стабилизации. Принято во внимание ограничение на дипольный момент катушек, так как оптимизационный подход неизбежно приводит к завышенному значению дипольного момента. Более того, так как скорость стабилизации зависит от начальных условий, строится минимаксная задача с целью поиска коэффициентов, работоспособных в худших ситуациях. В [26] вместо скалярных коэффициентов используются матрицы.

В [42] приведены результаты безуспешной работы алгоритма (9) на борту спутника Gurwin. На аппарате ТАNGO миссии PRISMA управление (9) с подбором коэффициентов усиления с помощью линейно-квадратичного регулятора успешно решило поставленные задачи с точностью ориентации около 10–20° [76; 77].

Модификация (9), не требующая знания угловой скорости, предложена в [68]:

$$\begin{split} &\boldsymbol{\delta} = \alpha \big(\big[q_0, \mathbf{q} \big] - \varepsilon \lambda \boldsymbol{\delta} \big), \\ & \mathbf{u} = -\varepsilon^2 \big(k_1 \mathbf{q} + k_2 \alpha \lambda \mathbf{W} \big(q_0, \mathbf{q} \big) \big(\big[q_0, \mathbf{q} \big] - \varepsilon \lambda \boldsymbol{\delta} \big) \big) \end{split}$$

Здесь угловая скорость заменена новой переменной δ , вводятся два дополнительных параметра управления α и λ , **W** – матрица кинематических уравнений.

В [78] рассмотрена реализация управления (9) на бортовом компьютере. Управление кусочно-постоянное. При этом вместо простой дискретизации исходного управления проводится дискретизация на заранее заданном интервале управления для нескольких шагов управления. Предложенная схема выбора параметров управления требует коротких промежутков измерения и расчета управления. Аналогичные результаты для интервалов измерений, сравнимых с интервалами управления, приведены в [79]. Задержка в выдаче управляющего воздействия рассмотрена в [80].

Основные результаты по подбору коэффициентов усиления верны для аппаратов с соизмеримыми моментами инерции. Управление (9), реализуемое в виде проекции ляпуновского управления, имеет низкое быстродействие для аппарата с моментами инерции, отличающимися в несколько раз [81]. Рассмотрим проекцию на плоскости, перпендикулярную вектору индукции, как минимизацию евклидовой нормы разницы между требуемым и доступным управлением,

$$J = \left\| \mathbf{M}_{ref} - \mathbf{M} \right\|^2 \to \min$$

Чтобы учесть значительную разницу в моментах инерции, в [81] предложена норма с весовой матрицей:

$$J = \left(\mathbf{M}_{ref} - \mathbf{M}\right)^T \mathbf{Q} \left(\mathbf{M}_{ref} - \mathbf{M}\right) \rightarrow \min$$

и при оптимизации принимается во внимание ограничение на направление управляющего момента $\mathbf{M} \cdot \mathbf{b} = 0$. Управляющий момент имеет вид:

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_{ref} - \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{b} \left(\mathbf{b}^T \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{b} \right)^{-1} \mathbf{b}^T \mathbf{M}^T.$$

Подбор веса для оси малого момента инерции значительно увеличивает точность ориентации этой оси ценой некоторого снижения точности стабилизации двух других осей.

В [82; 83] для расчета реализуемого момента используется типичный подход – небольшая добавка к обращаемой матрице векторного произведения, в результате ее ранг повышается до трех:

$$\mathbf{m} = \left(\mathbf{B}_{\times}^{T}\mathbf{B}_{\times} + k\mathbf{E}\right)^{-1}\mathbf{B}_{\times}^{T}\mathbf{M}_{ref}$$

Здесь **В**_x – кососимметрическая матрица векторного произведения.

Управление (8) можно обобщить на любую функцию ошибки ориентации и ее производную вместо использования кватерниона и угловой скорости. В линейном приближении можно использовать углы ориентации и их производные. В [84] предложено управление:

$$\mathbf{M}_{ref} = -(k_q \mathbf{e} + k_{\omega} \dot{\mathbf{e}}),$$
$$\mathbf{e} = \mathbf{e}_{mag} - \mathbf{b},$$

где \mathbf{e}_{mag} – направление в связанных осях, которое следует совместить с вектором геомагнитной индукции.

При построении управления зачастую предполагается, что спутник сферически симметричный. За счет этого из уравнений движения исключается слагаемое $\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}$ и динамические уравнения принимают вид $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{u}$, где \mathbf{u} – ограниченное по направлению управление. В результате появляется возможность подключить дополнительные инструменты теории управления. Такой подход был использован в [85; 86] для построения обратной связи без данных об угловой скорости, в [87; 88] для построения интуитивно понятного управления при стабилизации по местной вертикали и по вектору геомагнитной индукции и в [89] для построения управления на основе двух простых поворотов относительно вектора индукции.

Скользящее управление

Скользящее управление для аппарата с магнитной системой ориентации было предложено в [90]. Показана асимптотическая устойчивость



требуемой ориентации для сферически симметричного аппарата. При построении скользящей поверхности используется только угловая скорость, что применимо только к симметричному аппарату. В [91] используется классическая поверхность:

$$\mathbf{s} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{K}\mathbf{q}.$$
 (10)

Управляющий момент должен быть параллелен вектору поверхности, и магнитная система реализует его проекцию. Коэффициент \mathbf{K} – положительно определенная матрица. Однако в приведенной работе, как и в большинстве аналогичных работ, используется фактически скалярный коэффициент в виде $\mathbf{K} = k\mathbf{E}$. В [92] используется скользящая поверхность без «весовой» матрицы для компонент угловой скорости. В [93; 94] предложена поверхность с добавкой интегрального слагаемого в (10):

$$\mathbf{s} = \mathbf{\omega} + \mathbf{K}_1 \mathbf{q} + \mathbf{K}_2 \int_{t_0}^{t} \mathbf{q} d\tau + \mathbf{J}^{-1} \int_{t_0}^{t} \left[\frac{\mathbf{b} \mathbf{b}^T}{b^2} \mathbf{u} \right] d\tau.$$

Первый дополнительный член представляет собой среднюю ошибку ориентации, второй показывает близость требуемого управляющего момента к плоскости, перпендикулярной вектору геомагнитной индукции. Реализуется идея построения такой скользящей поверхности (и, соответственно, траектории углового движения аппарата), которая может быть реализована магнитной системой ориентации. Более того, предпринята попытка неявного учета возмущений, действующих на аппарат в требуемой ориентации. Если построение пути для переходного процесса возможно, средств прямого парирования возмущающего момента, направленного вдоль вектора индукции, нет. Однако наличие интегрального члена, зависящего от точности ориентации, позволяет опосредованно учесть возмущающие факторы. В [94] проведено моделирование работы такого управления и показано успешное парирование различных возмущений. В [95] строится скользящая поверхность, полностью доступная к реализации магнитной системой. Для этого используется зависящая от времени матрица К и итерационный подход к ее построению.

Нелинейная скользящая поверхность была предложена в [96] в виде:

$$\mathbf{s} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{K}_1 |q_0 \mathbf{q}|^{\alpha} \operatorname{sign}(q_0 \mathbf{q}) + \mathbf{K}_2(q_0 \mathbf{q})$$

с диагональными матрицами и параметром $\alpha \in (0, 1)$. Магнитное управление, однако, строится с помощью проекции. Тем не менее, это управление успешно справляется с возмущениями, в том числе с неточностью знания тензора инерции. В [97] для расчета наилучшего управляющего момента, реализуемого магнитной системой, используется метод наименьших квадратов, дающий лучший результат, чем простая проекция.

3.2. Оптимизационные методы

Оптимизационные методы являются мощным инструментом при построении магнитного управления. Это связано с механизмом учета ограничений, позволяющим естественным образом включить в процесс расчет управления ограничение на направление управляющего момента.

Один из наиболее популярных и простых методов оптимального управления – линейно-квадратичный регулятор (ЛКР). Ориентация спутника зачастую рассматривается в малой окрестности требуемого движения, так что линеаризация уравнений вполне естественна. Более того, так как вектор геомагнитной индукции меняется практически периодически, возникает линейная система с периодическими коэффициентами с хорошо разработанным аппаратом теории управления. ЛКР был использован в [98] для линеаризованных уравнений:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}(t)\mathbf{m} + \mathbf{B}_{d}\mathbf{w}$$

с периодической (в модели прямого диполя) матрицей **В** и постоянной матрицей возмущений **B**_d. Функционал имеет вид:

$$J = \frac{1}{2} \int_{0}^{T} \left(\mathbf{x} \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{m} \mathbf{R} \mathbf{m} \right) dt + \frac{1}{2} \mathbf{x} \mathbf{P} \mathbf{x}$$

с весовыми матрицами Q, R, P, задающими влияние ошибки ориентации в ходе движения на одном периоде изменения магнитного поля, величины управления и конечной ошибки ориентации. Несмотря на то, что ЛКР разрабатывается для линейных уравнений движения, моделирование показало его работоспособность при ошибке ориентации около 30° . В [99] внешние возмущения аппроксимируются периодическими функциями. В [100] предложен алгоритм решения периодического уравнения Риккати в случае использования магнитной системы ориентации. В [101] применение ЛКР расширено на нелинейную систему с помощью уравнения Риккати, зависящего от вектора состояния системы (SDRE).

В [102] строятся ошибки ориентации для двух заданных направлений и используется ошибка в угловой скорости, предложенная в [103] и аналогичная алгоритму Bdot. Управление строится на основе усредненной за несколько витков ошибки. Таким образом, используется вращение вектора геомагнитной индукции, обеспечивающее управляемость «в среднем». При оптимизации ошибки используются генетические алгоритмы.

 H_2 -управление было предложено в [104], в [105] H_{∞} -управление применяется для подбора коэффициентов в управлении (9) для линеаризованных уравнений движения. Мера эффективности управления задается выражением:

$$\mathbf{z} = (\mathbf{E}, \mathbf{0}_{3\times 3}, \, \mathbf{\sigma}\mathbf{K})\mathbf{x}$$

Здесь **х** – вектор состояния, включающий три компоненты угловой скорости и векторную часть кватерниона. Управление имеет вид обратной связи **u** = **Kx**, коэффициент о играет роль штрафа за величину управляющего момента. Указанная мера может использоваться для построения линейно-квадратичного функционала $J = \mathbf{z}^T \mathbf{z}$. Однако для парирования возмущений используется норма H_{∞} и функционал имеет вид:

$$J(\mathbf{K}) = \sup_{\mathbf{T}_{dist} \in L_2} \frac{\|\mathbf{z}\|_2}{\|\mathbf{T}_{dist}\|_2}.$$

За счет такого функционала появляется возможность оптимизации эффективности парирования возмущающих моментов T_{dist} . H_{∞} -управление также используется в [106] для дискретной системы, включающей модели измерений и возмущений.

В работе [107] используется классический функционал – время совершения маневра с дополнительным штрафом на конечную точность ориентации и скорость:

$$J = \int_{0}^{1} dt + k_1 \mathbf{q}^2 + k_2 \boldsymbol{\omega}^2.$$

Время маневра *Т* подлежит определению. Поэтому вводятся дополнительные переменные, отражающие масштабирование уравнений движения со временем, и уравнения рассматриваются на фиксированном интервале. Построенная угловая траектория отслеживается с помощью управления с предсказанием динамики (model predictive control, MPC).

3.3. Model predictive control

МРС является важным подходом к построению магнитного управления, предложенным в явном виде в [12]. Как и в случае скользящего управления, есть инструмент учета вращения вектора геомагнитной индукции для реализации управляющего момента в нужном направлении. МРС использует модель динамики для предсказания движения аппарата. Сравнивая предсказание с требуемым движением, можно построить функционал, отражающий ошибку ориентации. Его минимизация приводит к требуемой стабилизации аппарата. В [108] линеаризованные уравнения движения (это требование метода) преобразуются к дискретной форме, отражающей шаги реализации управляющего момента:

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\mathbf{u}(k).$$

Ha $k + N$ mare:
$$\mathbf{x}(k+N) = \mathbf{A}^{N}\mathbf{x}(k) +$$

$$\mathbf{A}^{N-1} \cdot \mathbf{A}^{N-1}\mathbf{B} \cdot \mathbf{A}^{N-2}\mathbf{B}^{2}...$$

... $\left[\mathbf{u}(k), \mathbf{u}(k+1), \mathbf{u}(k+2), ..., \mathbf{u}(k+N-1)\right]$

Последовательность управляющих воздействий определяет движение аппарата. Эта последовательность строится при минимизации классического функционала:

$$J = \sum_{j=1}^{N} \mathbf{x} (k+j) \mathbf{Q} \mathbf{x} (k+j) + \mathbf{u} (k+j-1) \mathbf{R} \mathbf{u} (k+j-1)$$

с весами Q и R для ошибки ориентации и величины управления. Отличие от ЛКР заключается в горизонте предсказания. Движение сравнивается с требуемым на заданном интервале, вместо всего времени движения или периода коэффициентов линейных уравнений. Более того, на каждой итерации происходит пересчет управления. Такой подход предоставляет большую свободу в построении управления. Например, можно потребовать постоянного управления на определенном числе шагов, с последующим пересчетом на новое значение, снова постоянное на том же числе шагов, что отражает работу реальной системы управления. Можно упростить расчет правых частей уравнений движения, считая вектор геомагнитной индукции и возмущающие воздействия постоянными в течение нескольких итераций. Так, в [12; 49] используется метод наименьших квадратов для аппроксимации геомагнитного поля постоянной и периодическими частями с орбитальной и удвоенной орбитальной частотами. При этом, выбирая небольшой горизонт предсказания, можно ограничиться постоянными величинами в модели поля и возмущениях [109]. В [110] строится задача квадратичного программирования для обобщенного вектора параметров, включающего вектор состояния и управляющий момент.

Нелинейный MPC с непрерывным функционалом используется в [111] для оптимизация демпфирования угловой скорости. Функционал:

$$J(t) = \int_{t}^{t+T} f(\mathbf{x}(s), \mathbf{u}(s)) ds + E_{kin} [\mathbf{x}(t+T)]$$

рассматривается на горизонте предсказания *T*. Квадратичная функция *f* используется совместно с кинетической энергией после окончания процесса демпфирования. Показано, что последнее ограничение приводит к значительному возрастанию числа итераций для поиска управления. Введение условия остановки:

$$J(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \le \\ \le J(\mathbf{x}(t-\delta t), \mathbf{u}(t-\delta t), t-\delta t) - \gamma \mathbf{x}^{2}(t)$$

сокращает время расчета. Скорость изменения функционала на интервале δt и величина скорости в начале итерации в момент t показывают, при каком изменении функционала можно считать, что процесс сошелся. Изменение параметра γ позволяет задать требуемую «скорость» изменения функционала. Предложенный подход показал выигрыш в быстродействии по сравнению с неограниченным МРС для начальных скоростей бо-





лее 5 °/с. В [112] предложен функционал, использующий свойства управления (1):

$$J = \int_{t}^{t+1} \left[k \mathbf{g}^2 + \mathbf{m}^T \mathbf{R} \mathbf{m} \right] ds + E_{kin} \left[\mathbf{x} \left(t + T \right) \right]$$

где $\mathbf{g} = 2m_0 / \pi \cdot \arctan \left[\mathbf{K} (\mathbf{b} \times \boldsymbol{\omega}) \right]$. Если обычный квадратичный функционал использует величину угловой скорости напрямую, здесь используется отклонение от траектории, задаваемой управлением (1). Эта траектория рассматривается как первое приближение.

3.4. Адаптивные методы

Адаптивные методы, как и классические методы оптимизации, позволяют учитывать ограничения. Основная проблема при их использовании – высокая вычислительная сложность. Вопрос реализации такого управления на борту реального аппарата, однако, обычно не рассматривается. При этом зачастую используется комбинация классического управления с обратной связью и адаптивных методов. Так, в [113] динамическая нейронная сеть используется для подбора параметров управления в (8). Результаты моделирования показывают эффективность подобранных коэффициентов, в особенности при парировании возмущений неизвестной природы и величины.

Заключение

В обзоре рассмотрены основные последние достижения в области активного магнитно-

го управления ориентацией спутников. Гашение угловой скорости и использование магнитной системы совместно с другими исполнительными элементами и пассивными подходами применяются с начала освоения космического пространства. В этой области существуют хорошо зарекомендовавшие себя алгоритмы управления. Высокие теоретические показатели и успешное использование на множестве спутников препятствуют развитию новых идей в этой области.

Полностью магнитная трехосная ориентация, напротив, была предложена лишь недавно. Отсутствие истории использования и проблема ограничения на направление управляющего момента делают эту область исследований притягательной для специалистов в теории управления и исследования динамических систем. Вместе с тем, получаемые результаты имеют высокую практическую значимость, так как позволяют сократить элементный состав системы ориентации, значительно уменьшая ее стоимость, массу, энергопотребление и выигрывая в надежности. Управление с обратной связью в силу его простоты и большого объема завершенных исследований является хорошим кандидатом на летную отработку. Скользящее управление и оптимизационные методы имеют большой потенциал в решении проблем, связанных с магнитным управлением. Уровень проработки в этой области еще не позволяет рекомендовать такое управление к использованию на космических аппаратах.

Список литературы

- Fischell R. E. Magnetic damping of the angular motions of Earth satellites // Journal of the American Rocket Society, 1961, vol. 31, no. 9, pp. 1210–1217.
- [2] Grasshoff L. H. A method for controlling the attitude of a spin-stabilized satellite // Journal of the American Rocket Society, 1961, vol. 31, no. 5, pp. 646–649.
- [3] Белецкий В. В., Зонов Ю. В. Вращение и ориентация третьего советского спутника // Сборник "Искусственные спутники Земли". АН СССР, 1961. № 7. С. 32–55.
- [4] Bhat S. P. Controllability of nonlinear time-varying systems: applications to spacecraft attitude control using magnetic actuation // IEEE Transactions on Automatic Control, 2005, vol. 50, no. 11, pp. 1725–1735.
- [5] Bhat S. P., Dham A. S. Controllability of spacecraft attitude under magnetic actuation // 42nd IEEE International Conference on Decision and Control. Maui, HI, USA, 2003, vol. 3, pp. 2383–2388.
- [6] Navabi M., Barati M. Mathematical modeling and simulation of the earth's magnetic field: A comparative study of the models on the spacecraft attitude control application // Applied Mathematical Modelling, 2017, vol. 46, pp. 365–381.
- [7] Ovchinnikov M. Yu., Penkov V. I., Roldugin D. S., Pichuzhkina A. V. Geomagnetic field models for satellite angular motion studies // Acta Astronautica, 2018, vol. 144, pp. 171–180.
- [8] Тихонов А. А., Петров К. Г. Мультипольные модели магнитного поля Земли // Космические исследования. 2002. Т. 40. № 3. С. 219–229.
- [9] Yang Y. Controllability of spacecraft using only magnetic torques // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2016, vol. 52, no. 2, pp. 954–961.
- [10] Smirnov G., Ovchinnikov M., Miranda F. On the magnetic attitude control for spacecraft via the epsilon-strategies method // Acta Astronautica, 2008, vol. 63, no. 5–6, pp. 690–694.
- [11] Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S. A survey on active magnetic attitude control algorithms for small satellites // Progress in Aerospace Sciences, 2019. doi: 10.1016/j.paerosci.2019.05.006.

82

- [12] Silani E., Lovera M. Magnetic spacecraft attitude control: a survey and some new results // Control Engineering Practice, 2005, vol. 13, no. 3, pp. 357–371.
- [13] Сарычев В. А. Вопросы ориентации искусственных спутников / Итоги науки и техники. Серия "Исследование космического пространства". М. : ВИНИТИ, 1978. Т. 11. 221 с.
- [14] Shrivastava S. K., Modi V. J. Satellite attitude dynamics and control in the presence of environmental torques a brief survey // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1983, vol. 6, no. 6, pp. 461–471.
- [15] Сарычев В. А., Овчинников М. Ю. Магнитные системы ориентации искусственных спутников Земли / Итоги науки и техники. Серия: "Исследование космического пространства". М. : ВИНИТИ, 1985. 106 с.
- [16] Коваленко А. П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М. : Машиностроение, 1975. 248 с.
- [17] Овчинников М. Ю., Пеньков В. И., Ролдугин Д. С., Иванов Д. С. Магнитные системы ориентации малых спутников. М. : ИПМ им. М. В. Келдыша, 2016. 366 с.
- [18] Stickler A. C., Alfriend K. T. Elementary magnetic attitude control system // Journal of Spacecraft and Rockets, 1976, vol. 13, no. 5, pp. 282–287.
- [19] Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S., Tkachev S. S., Penkov V. I. B-dot algorithm steady-state motion performance // Acta Astronautica, 2018, vol. 146, pp. 66–72.
- [20] Сарычев В. А., Сазонов В. В. Оценка влияния диссипативного магнитного момента от вихревых токов на быстрое вращение спутника // Космические исследования. 1982. Т. 20, № 2. С. 297–300.
- [21] Lovera M. Magnetic satellite detumbling: The B-dot algorithm revisited / Proceedings of the American Control Conference. Chicago, 2015. pp. 1867–1872.
- [22] Драновский В. И., Яншин А. М. Влияние диссипативных моментов от вихревых токов на ориентацию спутника, стабилизированного вращением // Космические исследования. 1975. Т. 13, № 4. С. 487–493.
- [23] Сазонов В. В., Сарычев В. А. Влияние диссипативного магнитного момента на вращение спутника относительно центра масс // Изв. АН СССР, Мех. тв. тела. 1983. Т. 2. С. 3–12.
- [24] Овчинников М. Ю., Пеньков В. И., Ролдугин Д. С., Карпенко С. О. Исследование быстродействия алгоритма активного магнитного демпфирования // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 2. С. 176–183.
- [25] Avanzini G., Giulietti F. Magnetic detumbling of a rigid spacecraft // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, vol. 35, no. 4, pp. 1326–1334.
- [26] Wisniewski R., Blanke M. Fully magnetic attitude control for spacecraft subject to gravity gradient // Automatica, 1999, vol. 35, no. 7, pp. 1201–1214.
- [27] Семкин Н. Д., Любимов В. В., Малышев В. И. Моделирование законов функционирования магнитных исполнительных органов при ориентации микроспутника по местной вертикали // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. 2012. Т. 15, № 1. С. 103–108.
- [28] Любимов В. В., Подклетнова С. В. Оптимальные законы управления для уменьшения кинетического момента и демпфирования угловой скорости наноспутников и микроспутников с магнитными катушками на борту // Вестник самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С. П. Королёва. 2016. Т. 15, № 2. С. 57–67.
- [29] Shigehara M. Geomagnetic attitude control of an axisymmetric spinning satellite // Journal of Spacecraft and Rockets, 1972, vol. 9, no. 6, pp. 391–398.
- [30] Vega K., Auslander D., Pankow D. Design and modeling of an active attitude control system for CubeSat class satellites / AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Reston, Virigina, 2009. AIAA 2009–5812.
- [31] Овчинников М. Ю., Ролдугин Д. С., Пеньков В. И. Исследование связки трех алгоритмов магнитного управления угловой скоростью и ориентацией спутника, стабилизируемого вращением // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 4. С. 326–334.
- [32] Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S., Penkov V. I. Asymptotic study of a complete magnetic attitude control cycle providing a single-axis orientation // Acta Astronautica, 2012, vol. 77, pp. 48–60.
- [33] Zavoli A., Giulietti F., Avanzini G., de Matteis G. Spacecraft dynamics under the action of Y-dot magnetic control law // Acta Astronautica, 2016, vol. 122, pp. 146–158.
- [34] Thomson W. T. Spin stabilization of attitude against gravity torque // The Journal of the Astronautical Sciences, 1962, vol. 9, no. 1. AAS 9-1-31-3.
- [35] Avanzini G., de Angelis E. L., Giulietti F. Spin-axis pointing of a magnetically actuated spacecraft // Acta Astronautica, 2014, vol. 94, no. 1, pp. 493-501.
- [36] de Ruiter A. A fault-tolerant magnetic spin stabilizing controller for the JC2Sat-FF mission // Acta Astronautica, 2011, vol. 68, no. 1–2, pp. 160–171.
- [37] Alfriend K. T. Magnetic attitude control system for dual-spin satellites // AIAA Journal, 1975, vol. 13, no. 6, pp. 817-822.
- [38] Wheeler P. C. Spinning spacecraft attitude control via the environmental magnetic field // Journal of Spacecraft and Rockets, 1967, vol. 4, no. 12, pp. 1631–1637.
- [39] Ergin E. I., Wheeler P. C. Magnetic attitude control of a spinning satellite. // Journal of Spacecraft and Rockets, 1965, vol. 2, no. 6, pp. 846–850.



- [40] Овчинников М. Ю., Пеньков В. И., Ролдугин Д. С., Варатарао Р., Рябиков В. С. Движение спутника, оснащенного тангажным маховиком и магнитными катушками, в гравитационном поле // Космические исследования. 2017. Т. 55, № 3. С. 218–225.
- [41] Goel P. S., Rajaram S. Magnetic attitude control of a momentum-biased satellite in near-equatorial orbit // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1979, vol. 2, no. 4, pp. 334–338.
- [42] Guelman M. M., Waller R., Shiryaev A., Psiaki M. Design and testing of magnetic controllers for Satellite stabilization // Acta Astronautica, 2005, vol. 56, no. 1–2, pp. 231–239.
- [43] Martel F., Pal P. K., Psiaki M. Active magnetic control system for gravity gradient stabilized spacecraft / Proceedings of the 2nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, USA, 1988. 19 p.
- [44] Pittelkau M. E. Optimal periodic control for spacecraft pointing and attitude determination // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1993, vol. 16, no. 6, pp. 1078–1084.
- [45] Hablani H. B. Comparative stability analysis and performance of magnetic controllers for bias momentum satellites // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, vol. 18, no. 6, pp. 1313–1320.
- [46] Hablani H. B. Magnetic precession and product-of-inertia nutation damping of bias momentum satellites // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, vol. 18, no. 6, pp. 1321–1328.
- [47] Tsuchiya K., Inoue M. New control schemes for a magnetic attitude control system // IFAC Proceedings Volumes, 1983, vol. 16, no. 11, pp. 221–225.
- [48] Trégouët J.-F., Arzelier D., Peaucelle D., Ebihara Yo., Pittet C., Falcoz A. Periodic H2 synthesis for spacecraft attitude control with magnetorquers and reaction wheels / IEEE Conference on Decision and Control and European Control Conference. Orlando, USA, 2011. pp. 6876–6881.
- [49] Lovera M. Periodic H-inf attitude control for satellites with magnetic actuators // IFAC Proceedings Volumes, 2000, vol. 33, no. 14, pp. 631–636.
- [50] Calloni A., Corti A., Zanchettin A. M., Lovera M. Robust attitude control of spacecraft with magnetic actuators / 2012 American Control Conference, 2012. pp. 750–755.
- [51] Wang P., Shtessel Y. Satellite attitude control via magnetorquers using switching control laws // IFAC Proceedings Volumes, 1999, vol. 32, no. 2, pp. 8021–8026.
- [52] Игнатов А. И., Сазонов В. В. Стабилизация режима гравитационной ориентации искусственного спутника Земли электромагнитной системой управления / Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2016. № 28. 32 с.
- [53] Grassi M. Attitude determination and control for a small remote sensing satellite // Acta Astronautica, 1997, vol. 40, no. 9, pp. 675–681.
- [54] Lovera M., Astolfi A. Global magnetic attitude control of spacecraft in the presence of gravity gradient // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2006, vol. 42, no. 3. pp. 796–805.
- [55] Pulecchi T., Lovera M. Attitude control of spacecraft with partially magnetic actuation // IFAC Proceedings Volumes, 2007, vol. 40, no. 7, pp. 609–614.
- [56] Desouky M. A. A., Prabhu K., Abdelkhalik O. On spacecraft magnetic attitude control / Space Flight Mechanics Meeting. Reston, Virginia, 2018. AIAA 2018–0205.
- [57] Forbes J. R., Damaren C. J. Geometric approach to spacecraft attitude control using magnetic and mechanical actuation // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, vol. 33, no. 2, pp. 590–595.
- [58] de Ruiter A. Magnetic control of dual-spin and bias-momentum spacecraft // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, vol. 35, no. 4, pp. 1158–1168.
- [59] Jan Y. W., Tsai J.-R. Active control for initial attitude acquisition using magnetic torquers // Acta Astronautica, 2005, vol. 57, no. 9, pp. 754–759.
- [60] Kim J., Worrall K. Sun tracking controller for UKube-1 using magnetic torquer only // IFAC Proceedings Volumes, 2013, vol. 46, no. 19, pp. 541–546.
- [61] Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S., Tkachev S. S., Karpenko S. O. New one-axis one-sensor magnetic attitude control theoretical and in-flight performance // Acta Astronautica, 2014, vol. 105, no. 1, pp. 12–16.
- [62] Karpenko S. O., Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S., Tkachev S. S. One-axis attitude of arbitrary satellite using magnetorquers only // Cosmic Research, 2013, vol. 51, no. 6, pp. 478–484.
- [63] Игнатов А. И., Сазонов В. В. Стабилизация режима солнечной ориентации искусственного спутника Земли электромагнитной системой управления // Космические исследования. 2018. Т. 56, № 5. С. 375–383.
- [64] Psiaki M. L. Nanosatellite attitude stabilization using passive aerodynamics and active magnetic torquing // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, vol. 27, no. 3, pp. 347–355.
- [65] Антипов К. А., Тихонов А. А. Параметрическое управление в задаче о стабилизации космического аппарата в магнитном поле земли // Автоматика и телемеханика. 2007. № 8. С. 44–56.
- [66] Modi V. J., Pande K. C. Magnetic-solar hybrid attitude control of satellites in near-equatorial orbits // Journal of Spacecraft and Rockets, 1974, vol. 11, no. 12, pp. 845–851.
- [67] Nobari N. A., Misra A. K. A hybrid attitude controller consisting of electromagnetic torque rods and an active fluid ring // Acta Astronautica, 2014, vol. 94, no. 1, pp. 470–479.

84

- [68] Lovera M., Astolfi A. Spacecraft attitude control using magnetic actuators // Automatica, 2004, vol. 40, no. 8, pp. 1405–1414.
- [69] Lovera M., Astolfi A. Global magnetic attitude control of inertially pointing spacecraft // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, vol. 28, no. 5, pp. 1065–1072.
- [70] Rossa F. D., Bergamasco M., Lovera M. Bifurcation analysis of the attitude dynamics for a magnetically controlled spacecraft / 51st IEEE Conference on Decision and Control. Maui, HI, USA, 2012. pp. 1154–1159.
- [71] Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S., Penkov V. I. Three-axis active magnetic attitude control asymptotical study // Acta Astronautica, 2015, vol. 110, pp. 279–286.
- [72] Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S., Ivanov D. S., Penkov V. I. Choosing control parameters for three axis magnetic stabilization in orbital frame // Acta Astronautica, 2015, vol. 116, pp. 74–77.
- [73] Ivanov D. S., Ovchinnikov M. Yu., Penkov V. I., Roldugin D. S., Doronin D. M., Ovchinnikov A. V. Advanced numerical study of the three-axis magnetic attitude control and determination with uncertainties // Acta Astronautica, 2017, vol. 132, pp. 103–110.
- [74] Celani F. Robust three-axis attitude stabilization for inertial pointing spacecraft using magnetorquers // Acta Astronautica, 2015, vol. 107, pp. 87–96.
- [75] Bruni R., Celani F. A robust optimization approach for magnetic spacecraft attitude stabilization // Journal of Optimization Theory and Applications, 2017, vol. 173, no. 3, pp. 994–1012.
- [76] Chasset C., Noteborn R., Bodin P., Larsson R., Jakobsson B. 3-Axis magnetic control: flight results of the TANGO satellite in the PRISMA mission // CEAS Space Journal, 2013, vol. 5, no. 1–2, pp. 1–17.
- [77] Bodin P., Larsson R., Nilsson F., Chasset C., Noteborn R., Nylund M. PRISMA: An In-Orbit Test Bed for Guidance, Navigation, and Control Experiments // Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, vol. 46, no. 3, pp. 615–623.
- [78] Celani F. Spacecraft attitude stabilization with piecewise-constant magnetic dipole moment // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, vol. 39, no. 5, pp. 1140–1146.
- [79] Celani F. Spacecraft attitude stabilization using magnetorquers with separation between measurement and actuation // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, vol. 39, no. 9, pp. 2184–2191.
- [80] Xu C., Luo W., Yang X. Three-axis magnetic attitude control by delayed output feedback / Chinese Automation Congress. Jinan, China, 2017. pp. 3544–3549.
- [81] Wood M., Chen W. Attitude control of magnetically actuated satellites with an uneven inertia distribution // Aerospace Science and Technology, 2013, vol. 25, no. 1, pp. 29–39.
- [82] Sugimura N., Kuwahara T., Yoshida K. Attitude determination and control system for nadir pointing using magnetorquer and magnetometer / IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA, 2016. 12 p.
- [83] Sakai Sh, Fukushima Yo., Saito H., Kaneda R. Studies on magnetic attitude control system for the REIMEI microsatellite / AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, Virigina, 2006. AIAA 2006–6450.
- [84] Gulmammadov F., Kahraman O., Yavuzyilmaz C., Tufekci C. S., Subasi Y. Magnetorquers only attitude maintaining using dynamic attitude simulator environment / AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Toronto, 2010. AIAA 2010–8106.
- [85] Reyhanoglu M., Ton C., Drakunov S. Attitude Stabilization of a nadir-pointing small satellite using only magnetic actuators // IFAC Proceedings Volumes, 2009, vol. 42, no. 19, pp. 292–297.
- [86] Reyhanoglu M., Drakunov S. Attitude stabilization of small satellites using only magnetic actuation / 34th Annual Conference of IEEE Industrial Electronics, 2008. pp. 103–107.
- [87] Bushenkov V. A., Ovchinnikov M. Yu., Smirnov G. V. Attitude stabilization of a satellite by magnetic coils // Acta Astronautica, 2002, vol. 50, no. 12, pp. 721–728.
- [88] Smirnov G. V. Attitude determination and stabilization of a spherically symmetric rigid body in a magnetic field // International Journal of Control, 2001, vol. 74, no. 4, pp. 341–347.
- [89] Inamori T., Otsuki K., Sugawara Yo., Saisutjarit Ph., Nakasuka Sh. Three-axis attitude control by two-step rotations using only magnetic torquers in a low Earth orbit near the magnetic equator // Acta Astronautica, 2016, vol. 128, pp. 696–706.
- [90] Wang P., Shtessel Y. Satellite attitude control using only magnetorquers / Proceedings of the Thirtieth Southeastern Symposium on System Theory. Morgantown, West Virginia, 1998. pp. 500–504.
- [91] Wisniewski R. Sliding mode attitude control for magnetic actuated satellite // IFAC Proceedings Volumes, 1998, vol. 31, no. 21, pp. 179–184.
- [92] Sofyali A., Jafarov E. M. Purely magnetic spacecraft attitude control by using classical and modified sliding mode algorithms / 12th International Workshop on Variable Structure Systems. Mumbai, 2012. pp. 117–123.
- [93] Sofyali A., Jafarov E. M. Integral sliding mode control of small satellite attitude motion by purely magnetic actuation // IFAC Proceedings Volumes, 2014, vol. 47, no. 3, pp. 7947–7953.
- [94] Sofyali A., Jafarov E. M., Wisniewski R. Robust and global attitude stabilization of magnetically actuated spacecraft through sliding mode // Aerospace Science and Technology, 2018, vol. 76, pp. 91–104.
- [95] Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S., Penkov V. I., Tkachev S. S., Mashtakov Y. V. Fully magnetic sliding mode control for acquiring three-axis attitude // Acta Astronautica. 2016. vol. 121. pp. 59–62.



- [96] Janardhanan S., Nabi M., Tiwari P. M. Attitude control of magnetic actuated spacecraft using super-twisting algorithm with nonlinear sliding surface / 12th International Workshop on Variable Structure Systems, 2012. pp. 46–51.
- [97] Schlanbusch R., Kristiansen R., Nicklasson P. J. Spacecraft magnetic control using dichotomous coordinate descent algorithm with box constraints // Modeling, Identification and Control, 2010, vol. 31, no. 4, pp. 123–131.
- [98] Psiaki M. L. Magnetic torquer attitude control via asymptotic periodic linear quadratic regulation // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, vol. 24, no. 2, pp. 386–394.
- [99] Lovera M., de Marchi E., Bittanti S. Periodic attitude control techniques for small satellites with magnetic actuators // IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2002, vol. 10, no. 1, pp. 90–95.
- [100] Yang Y. An efficient algorithm for periodic Riccati equation with periodically time-varying input matrix // Automatica, 2017, vol. 78, pp. 103–109.
- [101] Rodriguez-Vazquez A. L., Martin-Prats M. A., Bernelli-Zazzera F. Full magnetic satellite attitude control using ASRE method / 1st IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems. Porto, Portugal, 2012. AAS 12–347.
- [102] Colagrossi A., Lavagna M. Fully magnetic attitude control subsystem for picosat platforms // Advances in Space Research, 2018, vol. 62, no. 12, pp. 3383–3397.
- [103] Avanzini G., de Angelis E. L., Giulietti F. Acquisition of a desired pure-spin condition for a magnetically actuated spacecraft // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, vol. 36, no. 6, pp. 1816–1821.
- [104] Wiśniewski R., Stoustrup J. Periodic H2 synthesis for spacecraft attitude determination and control with a vector magnetometer and magnetorquers // IFAC Proceedings Volumes, 2001, vol. 34, no. 12, pp. 119–124.
- [105] Zanchettin A. M., Lovera M. H-inf attitude control of magnetically actuated satellites // IFAC Proceedings Volumes, 2011, vol. 44, no. 1, pp. 8479–8484.
- [106] Kulkarni J., Campbell M. An approach to magnetic torque attitude control of satellites via H-inf control for LTV systems / 43rd IEEE Conference on Decision and Control, 2004. pp. 273–277.
- [107] Liang J., Fullmer R., Chen Y. Time-optimal magnetic attitude control for small spacecraft / 43rd IEEE Conference on Decision and Control, 2004. pp. 255–260.
- [108] Wood M., Chen W., Fertin D. Model predictive control of low earth orbiting spacecraft with magneto-torquers / 2006 IEEE Conference on Computer Aided Control System Design, 2006. pp. 2908–2913.
- [109] Wood M., Chen W. Regulation of magnetically actuated satellites using model predictive control with disturbance modelling / 2008 IEEE International Conference on Networking, Sensing and Control, 2008. pp. 692–697.
- [110] Krogstad T., Gravdahl J.T., Tondel P. Explicit model predictive control of a satellite with magnetic torquers / Proceedings of the 2005 IEEE Mediterrean Conference on Control and Automation Intelligent Control, 2005. pp. 491–496.
- [111] Ahmed S., Kerrigan E. C. Suboptimal predictive control for satellite detumbling // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, vol. 37, no. 3, pp. 850–859.
- [112] Böhm Ch., Merk M., Fichter W., Allgöwer F. // Lecture Notes in Control and Information Sciences: vol. 384, Nonlinear Model Predictive Control / ed. Magni L., Raimondo D. M., Allgower F. 2009. pp. 511–520.
- [113] Das S., Sinha M., Misra A. K. Dynamic neural units for adaptive magnetic attitude control of spacecrafts // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, vol. 35, no. 4, pp. 1280–1291.

RECENT ADVANCES IN THE ACTIVE MAGNETIC CONTROL OF SATELLITES

M. Yu. Ovchinnikov, D. S. Roldugin

Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS, Moscow, Russian Federation

The paper covers main recent results in the active magnetic attitude control of satellites. Three main implementation situations are outlined. Angular velocity damping opens the problem as the auxiliary control task. Next, implementation with other actuators and passive stabilization concepts is considered. Magnetic attitude control is restricted in the direction: control torque cannot be applied along the magnetic induction vector. Other actuators or environmental properties may enhance the control, providing control authority along the restricted axis. This comes at the cost of restricted attitude motion. Passive gravitational stabilization, spin stabilization and dual spin satellites present main cases. The satellite may acquire the local vertical and one axis inertial attitude that represent important cases. The most challenging and practically promising situation is the fully magnetic three axis attitude control. This reduces the hardware requirements for the attitude control system to the minimum. However, this also comes at the cost of a restriction on the control torque vector and low attitude accuracy and time-response. Feedback law with proper control gains tuning, sliding control and optimization techniques are considered for this problem.

Keywords: satellite attitude, angular motion, magnetic attitude control, magnetorquer.