

УДК 629.78, 531.381

СРАВНЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ И МАХОВИЧНОЙ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ СВЕРХМАЛОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СОЛНЕЧНОЙ ОБСЕРВАТОРИИ

© 2024 г. Д. С. Ролдугин^{1,2,*}, С. С. Ткачев¹, С. А. Богачев², С. В. Кузин²

¹Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

²Институт космических исследований РАН, Москва, Россия

*rol duginds@gmail.com

Поступила в редакцию 27.09.2023 г.

После доработки 05.10.2023 г.

Принята к публикации 08.10.2023 г.

Рассматривается движение наноспутника формата 3U-кубсат, оснащенного телескопом для наблюдения короны Солнца и регистрации солнечных вспышек в вакуумной ультрафиолетовой области спектра. Для поддержания заданной ориентации оптической оси телескопа используются электромагнитная и маховичная системы ориентации. Требование по точности стабилизации оптической оси составляет две угловые минуты в секунду. Проводится сравнение результатов работы обеих систем для солнечно-синхронной орбиты. Сформулированы условия успешного применения систем.

DOI: 10.31857/S0023420624050062, EDN: IHFZDG

ВВЕДЕНИЕ

Исследование Солнца космическими аппаратами (КА) — один из наиболее эффективных способов изучения его структуры и активности. В некоторых случаях, например, при наблюдении излучений с длинами волн порядка 100 нм и ниже (вакуумный ультрафиолетовый диапазон — ВУФ), такой способ является единственным, поскольку атмосфера Земли в этой области не прозрачна. Особенно востребованными оказываются данные солнечных телескопов, которые не только регистрируют поток излучения, но и предоставляют распределение интенсивности излучения по поверхности (полноценное изображение Солнца). Краткие сведения о солнечных телескопах, выведенных на орбиту или действовавших после 2000 г., и чувствительных в области длин волн короче 100 нм, приведены в табл. 1.

В настоящий момент действующими космическими солнечными телескопами ВУФ и рентгеновского диапазона располагают США, Европейский союз, Япония и Китай. В России инструменты данного типа в рассматриваемый промежуток времени выводились на

орбиту в 2001 г. (КА *КОРОНАС-Ф*) и в 2009 г. (КА *КОРОНАС-Фотон*). Последний на текущий момент солнечный ВУФ-телескоп ТЕСИС, установленный на КА *КОРОНАС-Фотон*, прекратил работу в ноябре 2009 г. В результате основным источником данных по солнечной активности (вспышки, выбросы массы) служат открытые базы зарубежных космических обсерваторий, в первую очередь база данных КА *SDO*.

Один из возможных методов исследования Солнца — использование малоразмерных аппаратов типа кубсат с характерными размерами 10...30 см и массой в несколько килограмм. На орбиту выведено уже несколько тысяч КА такого типа, в том числе аппараты научного назначения [13]. В настоящее время в мире ведется несколько разработок малоразмерных гелиофизических инструментов, способных работать в условиях сильных ограничений на массу и энергопотребление со стороны аппаратов типа кубсат [14–16]. В то же время, насколько известно, ни один из проектов изображающих инструментов ВУФ-диапазона не дошел до этапа летной квалификации, за исключением российской разработки [17]. Солнечный телескоп СОЛ (рис. 1) был выведен в космос 27.VI.2023 на борту

Таблица 1. Солнечные космические телескопы с чувствительностью в области длин волн короче 100 нм, работавшие после 2000 г.

Телескоп	Космический аппарат	Страна	Запуск	Текущий статус	Ссылка
EIT	<i>SoHO</i>	ЕС	1995	работает	[1]
TRACE	<i>TRACE</i>	США	1998	прекратил работу	[2]
RHESSI	<i>RHESSI</i>	США	2002	прекратил работу	[3]
СПИРИТ	<i>КОРОНАС-Ф</i>	РФ	2005	прекратил работу	[4]
EUVI	<i>STEREO</i>	США	2006	работает	[5]
XRT	<i>Hinode</i>	Япония	2006	работает	[6]
ТЕСИС	<i>КОРОНАС-Фотон</i>	РФ	2009	прекратил работу	[7]
SWAP	<i>PROBA-2</i>	ЕС	2009	работает	[8]
AIA	<i>SDO</i>	США	2010	работает	[9]
SUVI	<i>GOES-R</i>	США	2016	работает	[10]
EUI	<i>Solar Orbiter</i>	ЕС	2020	работает	[11]
HXI	<i>ASO-S</i>	Китай	2022	работает	[12]

наноспутника *НОРБИ-2* [18]. Проект выполнен в рамках программы «Универсат» ГК Роскосмос.

Наблюдение Солнца космическими телескопами предъявляет весьма высокие требования к точности ориентации и стабилизации КА. Угловой размер Солнца при наблюдениях с околоземной орбиты составляет около 0.5° . При поле зрения телескопа в 1° (здесь и ниже приведены характеристики телескопа СОЛ) это означает, что ось телескопа, направленная на Солнце, не должна отклоняться от его центра более чем на 45 угл. мин. В противном случае диск Солнца частично или полностью окажется за пределами кадра. Фактически, рекомендованное максимальное отклонение для телескопа СОЛ составляет около 26 угл. мин, так как на краях поля зрения качество изображения ухудшается.

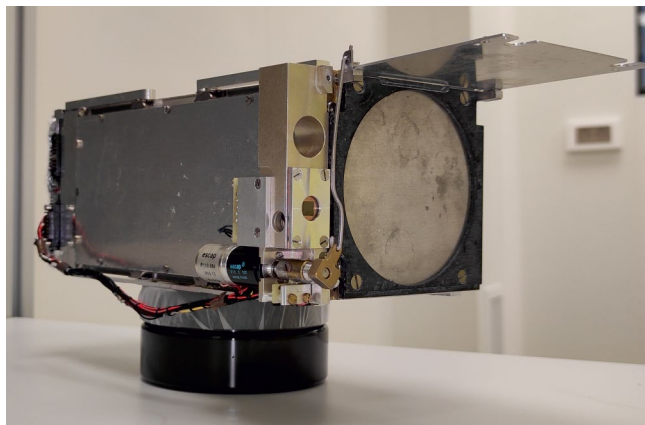


Рис. 1. Телескоп СОЛ.

Более сложным является вопрос о требуемой точности стабилизации. Для телескопа СОЛ при размере детектора 2048×2048 пикселей, угловой размер пикселя составляет примерно 3.5 угл. с. Расчетное время экспозиции (время накопления сигнала на детекторе для получения изображения Солнца высокого качества) составляет до 2 с. Для получения изображения такого качества (3.5 угл. с на пиксель за время накопления 2 с), точность стабилизации направленной на Солнце оси телескопа должна быть не хуже 1.75 угл. с в секунду времени. Такое значение выглядит сложно достижимым для аппаратов типа кубсат. В первую очередь, проблему представляет идентификация состояния аппарата, которая на кубсатах обычно обеспечивается по показаниям магнитометра, датчика угловой скорости и солнечных датчиков низкой точности. Достичь потребной точности определения угловой скорости не представляется возможным. Снизить требования к стабилизации можно, используя сжатие изображения. В режиме сжатия 2×2 разрешение уменьшается до 7 угл. с, а экспозиция может быть снижена в 4 раза до 0.5 с. В этом случае требования к стабилизации КА снижаются до 14 угл. $\text{с} \cdot \text{с}^{-1}$. В режиме сжатия 4×4 разрешение уменьшается до 14 секунд дуги, а экспозиция может быть снижена в 16 раз до 0.125 с. Требования к стабилизации КА в этом случае — 112 угл. $\text{с} \cdot \text{с}^{-1}$, то есть примерно 2 угл. мин в секунду времени. Ниже в работе будем ориентироваться на эти значения, как на практически достижимые, с последующим поиском возможностей для их улучшения.

Частично снизить требования по точности ориентации и стабилизации можно, накладывая их лишь на отдельных участках орбиты. Для кубсатов характерны сильные ограничения на объемы передаваемой целевой информации. В частности, основным режимом работы телескопа СОЛ является получение от 1 до 10 изображений Солнца в сутки. По этой причине, решения, позволяющие достичь необходимых параметров ориентации и стабилизации один или несколько раз за виток, также представляют значительный практический интерес.

Для стабилизации рассматриваемого космического телескопа используем два подхода — применение управляющих двигателей-маховиков и электромагнитной системы, реализующей стабилизацию собственным вращением. К неоспоримым преимуществам двигателей-маховиков относятся высокая точность ориентации и быстродействие системы. При этом, однако, неизбежно возникают вибрации в подвесе. Эта проблема особенно остро стоит в рассматриваемом случае, так как требование по точности ориентации — около 0.5° — можно считать относительно мягким, тогда как требование по точности стабилизации весьма строгое. Более того, при стабилизации КА в инерциальном пространстве неизбежно возникают возмущающие моменты, которые принципиально далеки от нулевых значений в требуемом режиме движения. Гравитационный и аэродинамический моменты, обычно малые при стабилизации КА в орбитальных осях, оказывают существенное влияние при стабилизации в инерциальном пространстве. Из-за парирования этих возмущений происходит постоянное насыщение маховичной системы [19]. Угловая скорость вращения маховиков увеличивается, что сопровождается усилением вибраций, амплитуда которых пропорциональна этой скорости [20, 21]. Существуют подходы, позволяющие уменьшить накопление кинетического момента [19, 22], но они предполагают определенный режим углового движения в окрестности заданного направления, что может оказаться недопустимым для целевой аппаратуры КА. Вибрации, в свою очередь, приводят к микроускорениям на борту [23], что также негативно сказывается на качестве работы полезной нагрузки.

Альтернативой маховичной системе в рассматриваемом случае будет электромагнитная. Основные недостатки магнитной системы — ограничение на направление управляющего момента и в целом его малая величина — могут быть компенсированы дополнительными динамическими

свойствами КА и особенностями миссии. А именно, в силу необходимости поддержания одноосной ориентации, можно использовать стабилизацию собственным вращением [24]. Быстро закрученный вокруг оси максимального момента инерции аппарат приобретает свойства гироскопа и поддерживает ориентацию в инерциальном пространстве. Задача системы ориентации — парирование возмущений, приводящих к медленной переориентации КА и возникновению нутационных колебаний. Низкое быстродействие системы управления не представляет серьезной проблемы, так как требуется поддерживать практически постоянную ориентацию без совершения маневров. В качестве схемы управления принимается общий подход, предложенный в статьях [25, 26] и ранее рассмотренный авторами в работе [27] Задача управления делится на гашение нутационных колебаний, раскрутку аппарата и переориентацию оси вращения, в противовес другой схеме, основанной на разнице текущих и требуемых векторов кинетического момента или угловой скорости [28, 29].

В работе проводится моделирование движения КА в окрестности требуемой ориентации для исследования предельной точности как по поддержанию ориентации оси вращения, так и по удержанию величины нутационных колебаний в заданном пределе. Основными возмущающими факторами здесь оказываются аэродинамический момент [30], близость максимального и среднего моментов инерции, отличие тензора инерции от диагонального [31], и дисбалансы маховиков.

1. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ И МОДЕЛИ МОМЕНТОВ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА АППАРАТ

Рассматривается движение аппарата — твердого тела вокруг центра масс по кеплеровой эллиптической околоземной орбите. Исследуются две конфигурации системы управления ориентации: три взаимно перпендикулярные магнитные катушки и три управляющих двигателя-маховика.

Введем две правые декартовы системы координат:

$Ox_1x_2x_3$ — инерциальная система координат, оси которой связаны с восходящим узлом орбиты и нормалью к плоскости орбиты.

$Ox_1x_2x_3$ — связанная со спутником система координат, ее оси совпадают со строительными осями, которые, в свою очередь, близки к

главным центральным осям инерции спутника, причем \mathbf{e}_1 — орт, близкий к оси максимального момента инерции. Вдоль этой оси установлен телескоп.

Тензор инерции в связанной системе имеет вид

$$\mathbf{J} = \begin{pmatrix} 3.5 & -0.0019 & -0.0015 \\ -0.0019 & 3.2 & 0.0011 \\ -0.0015 & 0.0011 & 0.6 \end{pmatrix} \cdot 10^{-2} \text{ кг}\cdot\text{м}^2. \quad (1)$$

Ориентацию спутника (связанной с ним системы координат) относительно инерциальной системы будем описывать с помощью кватерниона ориентации (q_0, \mathbf{q}) , матрицы перехода \mathbf{A} и абсолютной угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$. Динамические уравнения движения спутника имеют вид

$$\mathbf{J} d\boldsymbol{\omega}/dt + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}_{\text{упр}} + \mathbf{M}_{\text{грав}} + \mathbf{M}_{\text{аэр}} + \mathbf{M}_{\text{ост}} + \mathbf{M}_{\text{возм}}. \quad (2)$$

На спутник действует управляющий магнитный момент $\mathbf{M}_{\text{упр}}$, гравитационный момент $\mathbf{M}_{\text{грав}}$, аэродинамический момент $\mathbf{M}_{\text{аэр}}$, момент, обусловленной остаточной намагниченностью $\mathbf{M}_{\text{ост}}$, и возмущающий момент неизвестной природы $\mathbf{M}_{\text{возм}}$.

Динамические уравнения дополняются кинематическими соотношениями

$$\begin{pmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{\mathbf{q}} \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{\mathbf{q}} \end{pmatrix} \circ \begin{pmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega} \end{pmatrix},$$

где введена операция кватернионного умножения

$$\begin{pmatrix} a \\ \mathbf{a} \end{pmatrix} \circ \begin{pmatrix} b \\ \mathbf{b} \end{pmatrix} := \begin{pmatrix} ab - (\mathbf{a}, \mathbf{b}) \\ ab + ba + \mathbf{a} \times \mathbf{b} \end{pmatrix}.$$

Управляющий момент может создаваться либо токовыми катушками (раздел 2), либо маховиками (раздел 3).

Гравитационный момент имеет вид

$$\mathbf{M}_{\text{грав}} = 3\mu/r^3 \mathbf{e}_r \times \mathbf{J} \mathbf{e}_r,$$

где \mathbf{e}_r — орт местной вертикали, записанный в связанной системе координат.

При моделировании аэродинамического момента космический аппарат принимается имеющим форму параллелепипеда со сторонами 10, 10, 30 см. Смещение центра масс относительно центра давления составляет 10 мм вдоль оси минимального момента инерции и 3 мм вдоль двух других осей. Плотность считается постоянной

и равной $1.8 \cdot 10^{-13} \text{ кг/м}^3$ для орбиты высотой 550 км и $6.9 \cdot 10^{-12} \text{ кг/м}^3$ для орбиты высотой 350 км. Аэродинамический момент представляет собой сумму моментов, действующих на обращенные к потоку грани.

Возмущающий момент неизвестной природы принимается в виде

$$\mathbf{M}_{\text{возм}} = a_0 + a_1 \sin u + b_1 \cos u + a_2 \sin 2u + b_2 \cos 2u, \quad (3)$$

он имеет периодический характер с колебаниями на орбитальной и двойной орбитальной частотах, и постоянную компоненту. Коэффициенты a_i и b_i периодически изменяются, а общая величина возмущающего момента примерно вдвое меньше величины гравитационного.

Остаточный дипольный момент $\mathbf{m}_{\text{ост}}$ имеет величину около $2 \cdot 10^{-3} \text{ А}\cdot\text{м}^2$, что соответствует точности его определения, не поддающейся компенсации [32, 33]. Остаточный дипольный момент включает постоянную компоненту и периодическую часть, имеющую примерно орбитальный период. Возмущение, обусловленное остаточным дипольным моментом, задаётся выражением

$$\mathbf{M}_{\text{ост}} = \mathbf{m}_{\text{ост}} \times \mathbf{B},$$

где \mathbf{B} — вектор индукции геомагнитного поля (задаётся моделью IGRF [34]), записанный в связанных осях.

Наконец, определение ориентации моделируется в виде ошибок в векторе состояния КА и векторе геомагнитной индукции. Ошибка в определении угловой скорости составляет 0.5 угл. мин в секунду (постоянный сдвиг нуля и нормально распределенный шум), что в четыре раза меньше потребной точности стабилизации. Ошибка в оценке ориентации составляет 3 угл. мин, примерно в десять раз ниже требуемого уровня точности ориентации.

2. УПРАВЛЕНИЕ С ПОМОЩЬЮ МАГНИТНЫХ КАТУШЕК

Управляющий момент имеет вид

$$\mathbf{M}_{\text{упр}} = \mathbf{m} \times \mathbf{B},$$

где \mathbf{m} — управляющий дипольный момент, формируемый токовыми катушками.

Для обеспечения стабилизации собственным вращением используются три закона управления [25]. Первый закон

$$\mathbf{m} = k_{\text{нут}} [\mathbf{e}_1 (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{B})] \mathbf{e}_1 \quad (4)$$

служит для гашения нутационных колебаний — компонент скорости, перпендикулярных требуемой оси вращения. Второй закон

$$\mathbf{m} = k_{\text{ор}} [(\mathbf{S} - \kappa \mathbf{L})(\mathbf{e}_1 \times \mathbf{B}), 0, 0] \quad (5)$$

служит для ориентации вектора кинетического момента аппарата \mathbf{L} (в силу закрутки аппарата кинетический момент направлен практически по оси максимального момента инерции) в заданном направлении \mathbf{S} . Коэффициент κ выбирается так, чтобы достичь требуемой скорости закрутки. Если последняя задается значением ω_0 , то $\kappa = 1/J_{11}\omega_0$.

Третий закон управления

$$\mathbf{m}_{\text{вр}} = k_{\text{вр}} (0, B_3, B_2) \quad (6)$$

обеспечивает закрутку КА. Управляющий механический момент, действующий вдоль первой оси аппарата, имеет вид $M_1 = k_{\text{вр}} (B_2^2 + B_3^2)$ и заведомо положителен.

Проведем моделирование управляемого углового движения КА, используя в качестве исполнительных элементов магнитные катушки. Переключение между алгоритмами (4)–(6) осуществляется по упрощенной схеме. В первую очередь, алгоритм гашения нутационных колебаний (4) работает постоянно. Это необходимо для поддержания состояния вращения вокруг оси максимального момента инерции, нарушаемого действием возмущающих факторов. Далее,

алгоритм раскрутки (6) используется, если скорость вращения упала ниже некоторого нижнего порогового значения $\omega_{\text{ниж}}$ и до тех пор, пока она не достигнет заданного верхнего порогового значения $\omega_{\text{верх}}$. В случае превышения верхнего порогового значения используется алгоритм (6) с отрицательным знаком, фактически — алгоритм демпфирования. Алгоритм ориентации оси вращения (5) используется при нахождении скорости вращения в заданных пределах.

Приведем пример моделирования движения аппарата на орбите высотой 550 км.

На рис. 2 на врезках выделен начальный переходный процесс. Видно, как на начальном этапе движения происходит одновременная раскрутка КА и гашение нутационных колебаний. Скорость вращения при этом должна поддерживаться в диапазоне 4.8...4.9 град/с. Примерно через 0.15 ч нутационные колебания подавляются, после этого продолжается раскрутка КА с медленным дрейфом оси вращения в инерциальном пространстве (алгоритм переориентации не работает). После достижения требуемой скорости вращения (примерно через полчаса) включается алгоритм переориентации. В результате резко повышается уровень нутационных колебаний, который постепенно снижается, пока аппарат не выходит на установившийся режим движения примерно через час после начала движения.

Из рис. 2 видно, что требования по точности ориентации и стабилизации (жирные пунктирные линии) в основном выполняются. Рассмотренный случай КА с тензором инерции (1) можно считать идеальным сценарием.

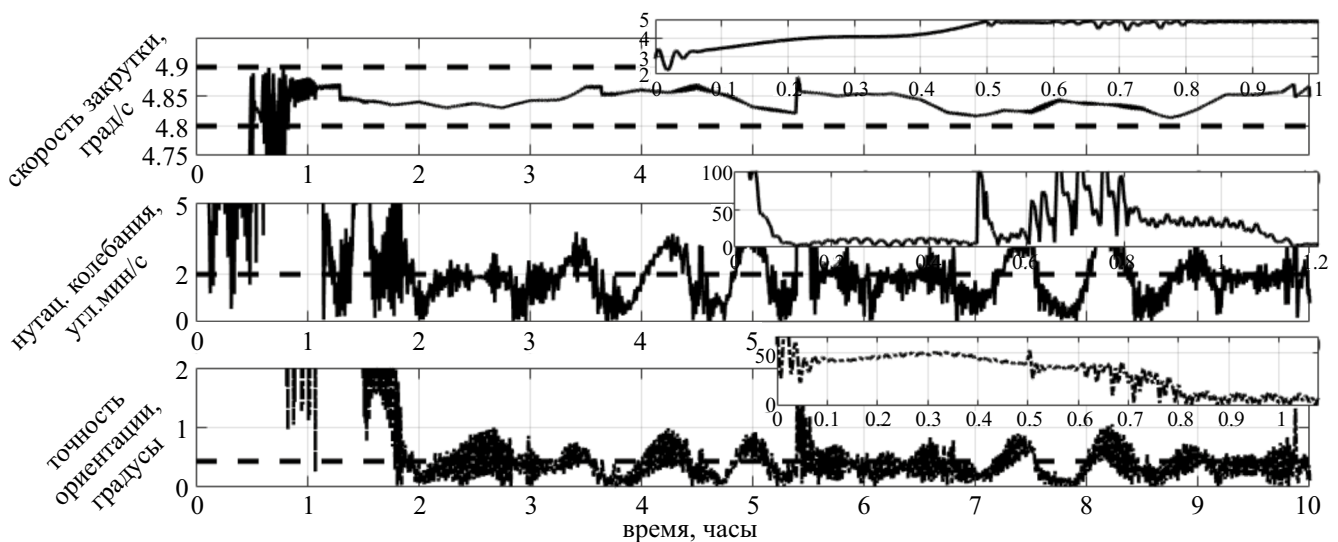


Рис. 2. Поддержание ориентации на солнечно-синхронной орбите.

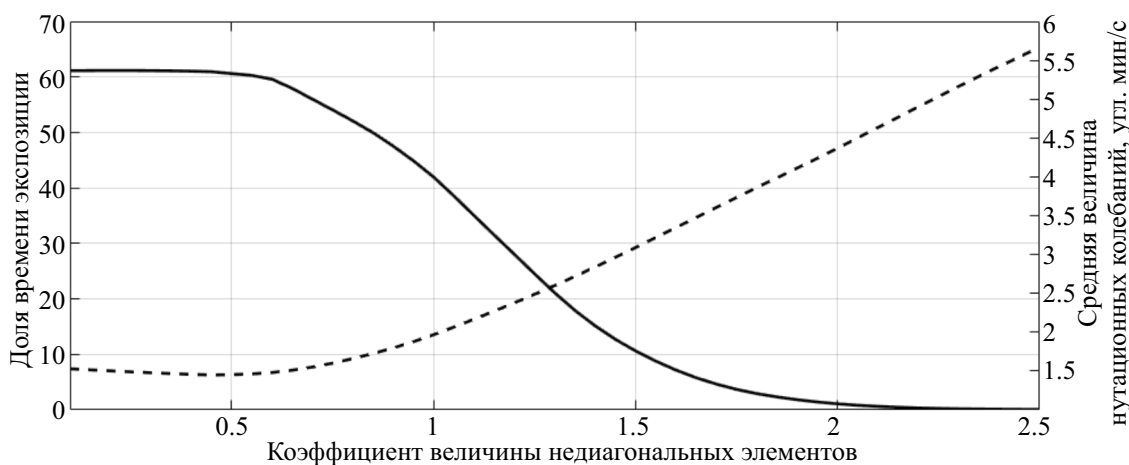


Рис. 3. Зависимость точности ориентации от величины недиагональных элементов тензора инерции.

Величина недиагональных элементов составляет около 0.5 % от величин диагональных членов. Для этого требуется весьма точная балансировка КА на этапе его проектирования и сборки. Это же требуется для достижения смещения центра масс относительно центра давления на уровне нескольких миллиметров. Отличие тензора инерции от диагонального и величина аэродинамического момента, задаваемая смещением центра масс, — основные факторы, оказывающие влияние на точность ориентации и стабилизации. При этом решающее значение имеет величина недиагональных элементов тензора инерции. Даже незначительные недиагональные элементы, задаваемые выражением (1), приводят к существенному возмущению движения КА. Это связано с тем, что управление опирается на вращение КА вокруг оси максимального момента инерции. Недиагональность тензора инерции означает, что строительные оси отличаются от главных центральных осей. В результате система ориентации пытается поддерживать вращение вокруг оси, не являющейся осью максимального момента, хотя и близкой к ней. КА стремится перейти в естественное вращение вокруг реальной оси максимального момента. В результате возникают нутационные колебания, величина которых зависит от неточности компоновки КА. На рис. 3 сплошной линией приведена зависимость доли времени экспозиции — времени в движении КА, когда величина нутационных колебаний и точность ориентации удовлетворяют требованиям полезной нагрузки. Пунктирной линией показана средняя величина нутационных колебаний. Оба показателя приведены в зависимости от величины недиагональных элементов тензора

инерции. А именно, вводится коэффициент от 0 до 2.5, на который следует умножить недиагональные элементы тензора инерции (1).

На рис. 3 видно, как доля времени экспозиции выходит на постоянное значение при недиагональных элементах тензора инерции примерно вдвое меньших, чем в (1). Это означает, что при таких величинах недиагональных элементов определяющими точность стабилизации факторами оказываются другие источники возмущения — внешние моменты и ошибки определения ориентации. Если же недиагональные элементы тензора инерции в (1) увеличить вдвое, требуемая ориентация оказывается практически недостижимой. Чтобы дополнительно проиллюстрировать полученные при численном моделировании и приведенные на рис. 3 результаты, обратимся к статье [31]. В исследовании [31] показано, что при наличии недиагональных элементов $J_{12/21}$ тензора инерции возникают неустранимые нутационные колебания, уровень которых примерно задается выражением

$$\omega_{\text{нут}} \approx \frac{J_{12}}{J_{22} - J_{11}} \left(1 - 2 \frac{J_{11} - J_{22}}{J_{11} - J_{33}} \frac{J_{22}}{J_{11}} \right) \omega_0. \quad (7)$$

Для тензора инерции (1) и скорости вращения в 5 град/мин уровень неустранимых нутационных колебаний оказывается равным примерно $1.5 \text{ угл. мин} \cdot \text{с}^{-1}$, что хорошо согласуется с рис. 2. Соотношение (7) показывает, как можно снизить уровень нутационных колебаний. Для этого можно снижать скорость вращения аппарата, и, что особенно важно, подбирать правильную компоновку КА. При увеличении момента инерции вокруг оси вращения J_{11} по сравнению с дву-

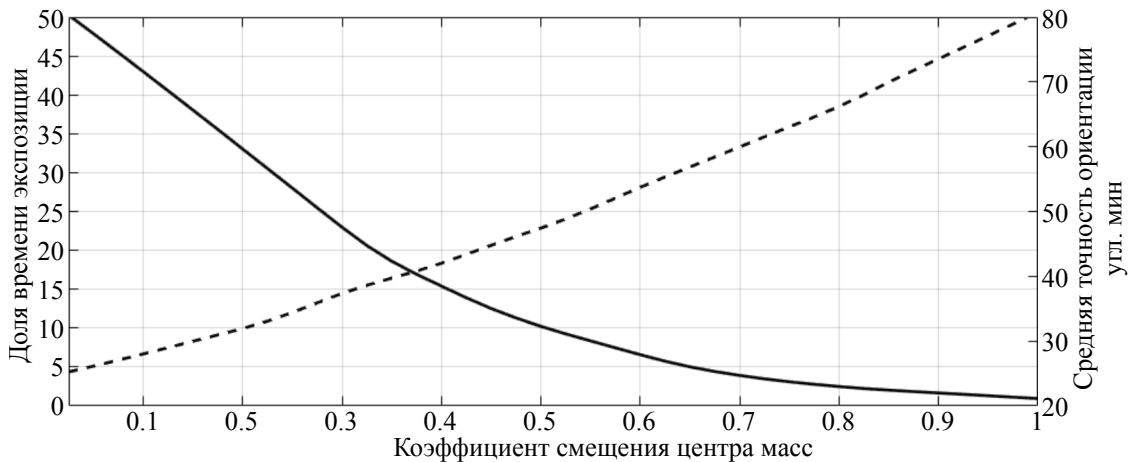


Рис. 4. Зависимость точности ориентации от смещения центра масс относительно центра давления.

мя другими уровень нутационных колебаний существенно падает. В пределе в вырожденном случае $J_{11} = 2J_{22} = 2J_{33}$ неустранимые колебаний отсутствуют.

Вторым существенным фактором, влияющим на эффективность работы системы управления и требующим точной компоновки КА, является аэродинамический момент. Его воздействие становится особенно ощутимым на низкой орбите высотой 350 км (плотность атмосферы увеличивается примерно в 30 раз по сравнению с высотой 550 км). Здесь, в отличие от диагональных элементов, приводящих к неточности стабилизации КА, возникает ошибка в точности ориентации оси вращения. Для тензора инерции (1) получена зависимость точности ориентации КА (пунктирная линия на рис. 4) от смещения центра масс относительно центра давления, и доля времени, когда выполнены ограничения (сплошная линия). Смещение центра масс КА задается номинальным вектором с компонентами 3, 3, 10 мм в связанных осях, умноженным на коэффициент.

Из рис. 4 видно, что для орбиты высотой 350 км смещение не должно превышать выбранного номинального значения на уровне нескольких миллиметров. Для достижения удовлетворительных результатов работы системы ориентации, когда существенную часть времени ориентация КА соответствует требованиям полезной нагрузки, смещение центра масс относительно центра давления должно быть на уровне долей миллиметра.

В целом поддержание целевой ориентации со строгими требованиями по точности и парированию нутационных колебаний в режиме

вращения магнитной системой управления возможно. Это требует весьма точной балансировки КА для совпадения оси максимального момента инерции с оптической осью телескопа и минимизации смещения центра масс относительно центра давления в случае работы КА на низкой орбите.

3. УПРАВЛЕНИЕ С ПОМОЩЬЮ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ

Управляющий момент, создаваемый маховиками, задаётся выражением

$$\mathbf{M}_{\text{упр}} = -\dot{\mathbf{H}} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H},$$

где \mathbf{H} — суммарный собственный кинетический момент блока маховиков. Алгоритм управления, обеспечивающий асимптотическую устойчивость ориентации заданной оси \mathbf{e}_1 на Солнце и закрутку вокруг нее с заданной угловой скоростью ω_0 имеет вид [35]

$$\dot{\mathbf{H}} = k_{\omega} \omega_{\text{отн}} + k_a \mathbf{S} \times \mathbf{e}_1 - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}) + \mathbf{M}_{\text{внеш}}.$$

Здесь k_{ω} и k_a — положительные коэффициенты усиления, $\omega_{\text{отн}} = \omega - \omega_0 \mathbf{e}_1$. Точность ориентации и стабилизации с помощью такого управления определяется точностью моделирования момента компенсируемых возмущений $\mathbf{M}_{\text{внеш}}$ бортовыми средствами, точностью знания величин, входящих в закон управления и величиной параметров k_a и k_{ω} , которые ограничены максимальным значением управляющего момента маховиков [36, 37]. Результаты моделирования работы алгоритма для идеальных маховиков, лишенных дисбаланса, приведены на рис. 5.

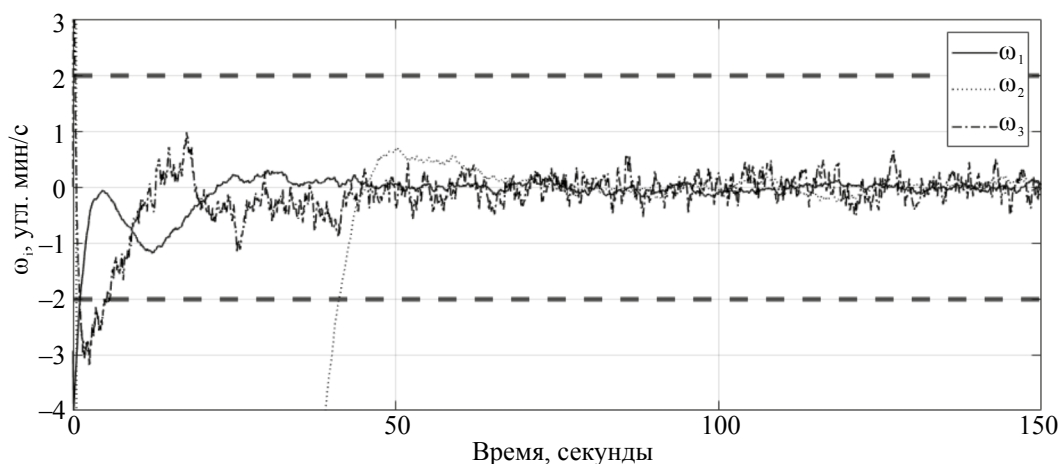


Рис. 5. Точность стабилизации при маховичном управлении.

Таблица 2. Характеристики маховиков

Модель	Масса, г	Макс. момент, Н·м	Запас кин. момента, Н·м·с	Статический дисбаланс, г·мм	Динамический дисбаланс, г·мм ²
RWP015	130	0.005	0.015	0.38	27.59
RWP100	330	0.007	0.100	0.69	33.12
SI 30	185	0.002	0.030	0.65	43.16

Как видно из рис. 5, маховики позволяют обеспечивать высокую точность и быстродействие. Возникающие ошибки связаны практически полностью с ошибками определения направления на Солнце и угловой скорости КА.

Важной для рассматриваемого случая особенностью маховиков, влияющей на динамику КА, является наличие изъянов их изготовления, что может приводить к статическому и динамическому дисбалансам [20]. Это становится причиной ухудшения точности ориентации и стабилизации. Оценки точности стабилизации в случае статического и динамического дисбалансов определяются выражениями [21] $\Delta\omega_s \sim \rho\Omega s$, $\Delta\omega_d \sim \Omega d$ соответственно. Здесь s и d — величины статического и динамического дисбалансов; Ω — собственная угловая скорость вращения маховика; ρ — расстояние от центра масс КА до маховика. Фактически, если величины дисбалансов известны для конкретных маховиков, для уменьшения их влияния необходимо придерживаться двух правил: установки блока маховиков по возможности ближе к центру масс КА и уменьшения скорости вращения (кинетического момента) маховиков в режиме съемки. В примерах далее полагается, что сборка маховиков смещена на 10 см по третьей оси связанной системы координат (находится в боковом блоке 3U кубсата).

Для оценки влияния дисбалансов были рассмотрены характеристики трех маховиков, предназначенных для установки на спутники типа кубсат [38], табл. 2.

Моделирование проводилось для разных начальных значений кинетических моментов маховиков. Примеры результатов моделирования приведены на рис. 6 и 7, результаты по точности стабилизации в зависимости от кинетического момента маховика приведены в табл. 3.

На рис. 6 приведен пример стабилизации КА с помощью маховика RWP015, работающего в начальный момент на 10 % от максимального кинетического момента.

На рис. 6 точность стабилизации практически все время оказывается в пределах требований (точность ориентации подвержена действию дисбалансов в меньшей степени и потому не приводится). Если же маховик накопил около половины максимального кинетического момента, то требования по стабилизации практически не выполняются, что показано на рис. 7.

В табл. 3 сведены результаты для всех трех рассмотренных моделей маховиков.

Для достижения необходимой точности с помощью представленных в табл. 2 маховиков требуется работать на уровне около 10 % от их

Таблица 3. Точность стабилизации

Маховик	Кинетический момент, доля от максимального	Точность ориентации, градусы	Точность стабилизации, угловые мин в сек
RWP015	0	$1 \cdot 10^{-4}$	0.1
	0.1	$1.5 \cdot 10^{-3}$	1.7
	0.5	0.05	9
	0.9	0.09	18
RWP100	0	$3 \cdot 10^{-4}$	0.06
	0.1	$5 \cdot 10^{-4}$	2
	0.5	0.06	12
	0.9	0.1	15
SI 30	0	$5 \cdot 10^{-4}$	0.24
	0.1	$8 \cdot 10^{-4}$	2.5
	0.5	0.07	12
	0.9	0.21	25

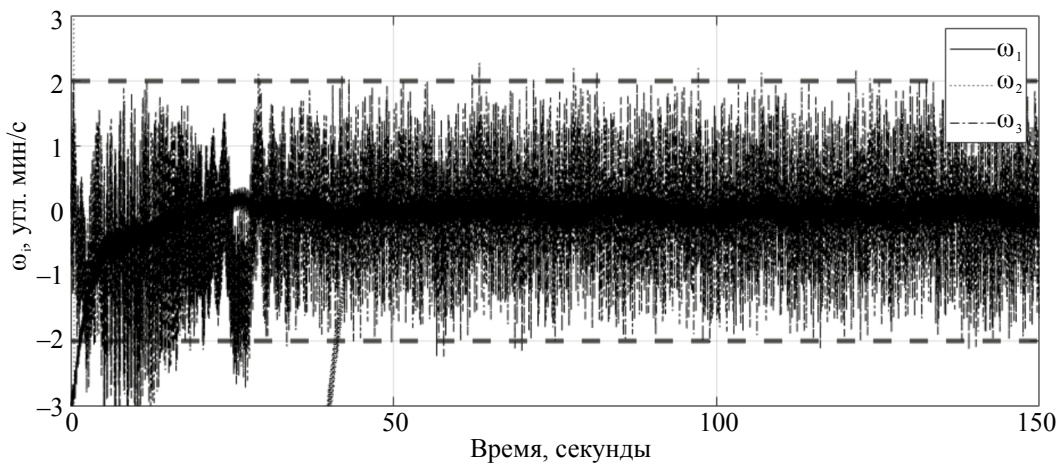


Рис. 6. Точность стабилизации при накопленном кинетическом моменте 0.1 от максимального для модели маховика RWP015.

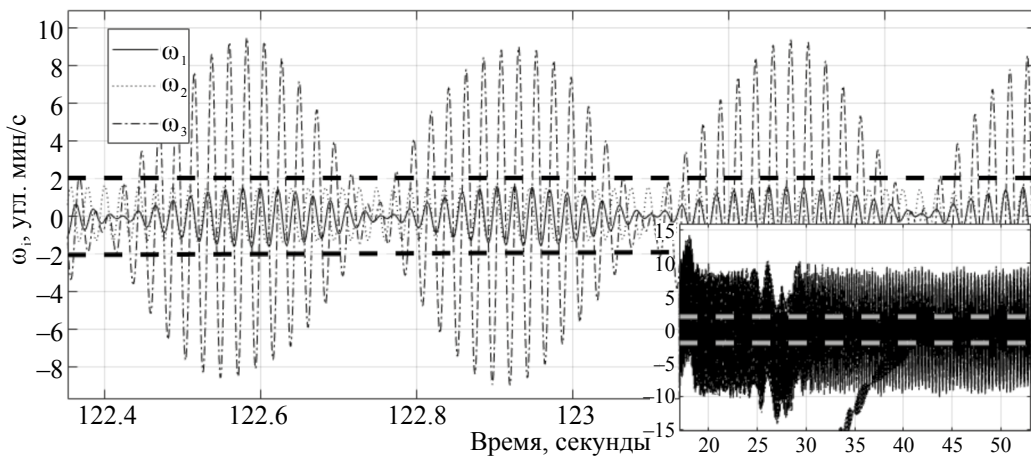


Рис. 7. Точность стабилизации при накопленном кинетическом моменте 0.5 от максимального для модели маховика RWP015.

максимального кинетического момента (рис. 6). При накопленном кинетическом моменте на уровне в половину максимального имеются лишь отдельные моменты времени, когда угловая скорость КА удовлетворяет ограничениям (рис. 7). Таким образом, при использовании маховиков в качестве системы стабилизации необходимо обеспечивать небольшие значения кинетических моментов маховиков во время съемки, что вполне возможно при использовании вспомогательной системы разгрузки, например, магнитных катушек.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для орбитального солнечного телескопа, установленного на кубсате формата 3U, рассмотрено поддержание движения со средними требованиями по точности ориентации — около 0.5 град — и высокими требованиями по точности стабилизации — около 2 угл. мин \cdot с⁻¹. Показано, что использование магнитной системы ориентации в режиме вращения аппарата требует существенных усилий по компоновке КА. Требуется благоприятные соотношения между максимальным и двумя другими моментами инерции, когда первый существенно больше. Также необходима балансировка аппарата для получения малых величин недиагональных моментов инерции на уровне до 1 % от величин диагональных моментов. Использование маховичной системы ориентации требует предварительной разгрузки блока маховиков для работы в номинальном режиме с кинетическим моментом на уровне 10 % от максимального для типовых коммерческих устройств. Блок маховиков должен устанавливаться на расстоянии нескольких сантиметров от центра масс КА. При выполнении описанных условий КА может успешно получать несколько снимков Солнца среднего качества за один оборот по орбите.

ФИНАНСИРОВАНИЕ РАБОТЫ

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-72-30002, <https://rscf.ru/project/23-72-30002/>.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Domingo V., Fleck B., Poland A.I.* The SOHO mission: An overview // *Solar Physics*. 1995. V. 162. Iss. 1–2. P. 1–37. <https://doi.org/10.1007/BF00733425>.
2. *Strong K., Bruner M., Tarbell T. et al.* Trace - The transition region and coronal explorer // *Space Science Reviews*. 1994. V. 70. Iss. 1–2. P. 119–122. <https://doi.org/10.1007/BF00777855>.
3. The Reuven Ramaty High-Energy Solar Spectroscopic Imager (RHESSI) - Mission Description and Early Results / ed. Lin R.P., Dennis B.R., Benz A.O. Dordrecht: Springer Netherlands, 2003. <https://doi.org/10.1007/978-94-017-3452-3>.
4. *Житник И.А., Кузин С.В., Собельман И.И. и др.* Основные результаты эксперимента СПИРИТ на ИСЗ КОРОНАС-Ф // *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы*. 2005. Т. 39. № 6. С. 495–506.
5. *Wueller J.-P., Lemen J.R., Tarbell T.D. et al.* EUVI: the STEREO-SECCHI extreme ultraviolet imager // *Proc. Optical Science and Technology, SPIE's 48th Annual Meeting*. San Diego, California, United States. 2004. V. 5171. <https://doi.org/10.1117/12.506877>.
6. *Golub L., DeLuca E., Austin G. et al.* The X-Ray Telescope (XRT) for the Hinode Mission // *The Hinode Mission*. 2008. P. 27–50. https://doi.org/10.1007/978-0-387-88739-5_5.
7. *Кузин С.В., Житник И.А., Шестов С.В. и др.* Эксперимент ТЕСИС космического аппарата КОРОНАС-ФОТОН // *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы*. 2011. Т. 45. № 2. С. 166–177.
8. *Berghmans D., Hochedez J., Defise J. et al.* SWAP onboard PROBA 2, a new EUV imager for solar monitoring // *Advances in Space Research*. 2006. V. 38. 8. P. 1807–1811. <https://doi.org/10.1016/J.ASR.2005.03.070>.
9. *Lemen J.R., Title A.M., Akin D.J. et al.* The Atmospheric Imaging Assembly (AIA) on the Solar Dynamics Observatory (SDO) // *Solar Physics*. 2012. V. 275. Iss. 1–2. P. 17–40. <https://doi.org/10.1007/s11207-011-9776-8>.
10. *Darnel J.M., Seaton D.B., Bethge C. et al.* The GOES-R Solar UltraViolet Imager // *Space Weather*. 2022. V. 20. Iss. 4. Art.ID. e2022SW003044. <https://doi.org/10.1029/2022SW003044>.
11. *Rochus P., Auchère F., Berghmans D. et al.* The Solar Orbiter EUV instrument: The Extreme Ultraviolet Imager // *Astronomy & Astrophysics*. 2020. V. 642. Art.ID. A8. <https://doi.org/10.1051/0004-6361/201936663>.
12. *Gan W.-Q., Zhu Cheng, Deng Yuan-Yong et al.* Advanced Space-based Solar Observatory (ASO-S): an overview // *Research in Astronomy and Astrophysics*. 2019. V. 19. Iss. 11. Art.ID. 156. <https://doi.org/10.1088/1674-4527/19/11/156>.
13. *Villela T., Costa C.A., Brandão A.M. et al.* Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview // *Int. J. Aerospace Engineering*. 2019. Art. ID. 5063145. DOI: <https://doi.org/10.1155/2019/5063145>.
14. *Mason J.P., Chamberlin Ph.C., Seaton D. et al.* SunCET: The Sun Coronal Ejection Tracker Concept // *J. Space Weather and Space Climate*. 2021. V. 11. Art. ID. 20. <https://doi.org/10.1051/swsc/2021004>.

15. *Mason J.P., Woods Th.N., Caspi A. et al.* Miniature X-Ray Solar Spectrometer: A Science-Oriented, University 3U CubeSat // *J. Spacecraft and Rockets*. 2016. V. 53. Iss. 2. P. 328–339. <https://doi.org/10.2514/1.A33351>.
16. *Desai M.I., Allegrini F., Ebert R.W. et al.* The CubeSat Mission to Study Solar Particles // *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*. 2019. V. 34. Iss. 4. P. 16–28. <https://doi.org/10.1109/MAES.2019.2917802>.
17. *Перцов А.А., Дятков С.Ю., Ерхова Н.Ф. и др.* Телескоп для получения изображений Солнца на малоразмерных аппаратах типа кубсат // *Приборы и техника эксперимента*. 2022. Т. 65. № 2. С. 131–137. <https://doi.org/10.31857/S0032816222020057>.
18. *Prokoryev V.Y., Bakanov S.S., Vodrov V.K. et al.* NORBY CubeSat nanosatellite: design challenges and the first flight data // *J. Physics: Conference Series*. 2021. V. 1867. Iss. 1. Art.ID. 012038. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1867/1/012038>.
19. *Игнатов А.И., Иванов Г.А., Коломиец Е.С. и др.* Реализация режима солнечной ориентации космического аппарата с помощью системы двигателей-маховиков // *Косм. исслед.* 2023. Т. 61. № 2. С. 143–156. <https://doi.org/10.31857/S0023420622700017>.
20. *Alcorn J., Allard C., Schaub H.* Fully Coupled Reaction Wheel Static and Dynamic Imbalance for Spacecraft Jitter Modeling // *J. Guidance, Control and Dynamics*. 2018. V. 41. Iss. 6. P. 1380–1388. <https://doi.org/10.2514/1.G003277>.
21. *Tkachev S., Mashtakov Y., Ivanov D. et al.* Effect of Reaction Wheel Imbalances on Attitude and Stabilization Accuracy // *Aerospace*. 2021. V. 8. Iss. 9. <https://doi.org/10.3390/aerospace8090252>.
22. *Mashtakov Y., Tkachev S., Ovchinnikov M.* Use of External Torques for Desaturation of Reaction Wheels // *J. Guidance, Control and Dynamics*. 2018. V. 41. Iss. 8. P. 1663–1674. <https://doi.org/10.2514/1.G003328>.
23. *Игнатов А.И.* Оценка низкочастотных микроускорений на борту искусственного спутника Земли в режиме солнечной ориентации // *Космические исследования*. 2022. Т. 60. № 1. С. 43–56. <https://doi.org/10.31857/S0023420622010046>.
24. *Артюхин Ю.П., Каргу Л.И., Симаев В.Л.* Системы управления космических аппаратов, стабилизированных вращением. М.: Наука, 1979. 295 с.
25. *Shigehara M.* Geomagnetic attitude control of an axisymmetric spinning satellite // *J. Spacecraft and Rockets*. 1972. V. 9. Iss. 6. P. 391–398. <https://doi.org/10.2514/3.61700>.
26. *de Ruiter A.* A fault-tolerant magnetic spin stabilizing controller for the JC2Sat-FF mission // *Acta Astronautica*. 2011. V. 68. Iss. 1–2. P. 160–171. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.07.012>.
27. *Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S., Penkov V.I.* Asymptotic study of a complete magnetic attitude control cycle providing a single-axis orientation // *Acta Astronautica*. 2012. V. 77. P. 48–60. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.03.001>.
28. *Avanzini G., de Angelis E.L., Giulietti F.* Spin-axis pointing of a magnetically actuated spacecraft // *Acta Astronautica*. 2014. V. 94. Iss. 1. P. 493–501. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.10.035>.
29. *Ролдугин Д.С.* Устойчивость стабилизации космического аппарата в направлении Солнца магнитными исполнительными органами на солнечно-синхронной орбите // *Косм. исслед.* 2023. Т. 61. № 2. <https://doi.org/10.31857/S002342062260026X>.
30. *Морозов В.М., Каленова В.И.* Стабилизация относительного равновесия спутника при помощи магнитных моментов с учетом аэродинамических сил // *Косм. исслед.* 2022. Т. 60. № 3. С. 246–253. <https://doi.org/10.31857/S0023420622030074>.
31. *Roldugin D.S., Ovchinnikov M.Y.* Wobble of a spin stabilized satellite with cross products of inertia and magnetic attitude control // *Advances in Space Research*. 2023. V. 71. Iss. 1. P. 408–419. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2022.08.073>.
32. *Inamori T., Sako N., Nakasuka S.* Magnetic dipole moment estimation and compensation for an accurate attitude control in nano-satellite missions // *Acta Astronautica*. 2011. V. 68. Iss. 11–12. P. 2038–2046. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.10.022>.
33. *Busch S., Bangert P., Dombrovski S. et al.* UWE-3, in-orbit performance and lessons learned of a modular and flexible satellite bus for future pico-satellite formations // *Acta Astronautica*. 2015. V. 117. P. 73–89. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.08.002>.
34. *Alken P., Thébault E., Beggan C.D. et al.* International Geomagnetic Reference Field: the thirteenth generation // *Earth, Planets and Space*. 2021. V. 73. Iss. 1. Art.ID. 49. <https://doi.org/10.1186/s40623-020-01288-x>.
35. *Зубов В.И.* Лекции по теории управления. М.: Наука, 1975. 495 с.
36. *Ovchinnikov M.Y., Tkachev S.S., Karpenko S.O.* A Study of Angular Motion of the Chibis-M Microsatellite with Three-Axis Flywheel Control // *Cosmic Research*. 2012. V. 50. Iss. 6. P. 431–440. <https://doi.org/10.1134/S0010952512060044>.
37. *Mashtakov Y.V., Ovchinnikov M.Y., Tkachev S.S.* Study of the disturbances effect on small satellite route tracking accuracy // *Acta Astronautica*. 2016. V. 129. P. 22–31. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.08.028>.
38. *Shields J., Pong C., Lo K. et al.* Characterization of CubeSat Reaction Wheel Assemblies // *J. Small Satellites*. 2017. V. 6. Iss. 1. P. 565–580. <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:195323699>