
**СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
ДВИЖУЩИМИСЯ ОБЪЕКТАМИ**

УДК 629.7.072.1

**ПАССИВНАЯ СИСТЕМА ДЕМПФИРОВАНИЯ УГЛОВОГО
ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-QB50**

© 2019 г. И. В. Белоконов^а, Д. С. Иванов^{б,*}, М. Ю. Овчинников^б, В. И. Пеньков^б

^аСамарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева, Самара, Россия

^бИИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

*e-mail: danilivanovs@gmail.com

Поступила в редакцию 25.03.19 г.

После доработки 29.04.19 г.

Принята к публикации 20.05.2019 г.

Проводится исследование углового движения наноспутника, оснащенного гистерезисной системой демпфирования. Выбираются необходимое количество и размеры гистерезисных стержней для достижения заданного времени переходных процессов и аэродинамической ориентации с заданной точностью. Представлены результаты лабораторных измерений параметров выбранных гистерезисных стержней. Оценивается время переходных процессов в случае нештатного выведения наноспутника.

DOI: 10.1134/S0002338819050044

Введение. При проведении экспериментов, связанных с исследованием свойств верхних слоев атмосферы, оказывается предпочтительным использование аэродинамической ориентации спутника, при которой его продольная ось ориентируется вдоль вектора набегающего потока воздуха. Время существования такого спутника зависит от его формы, массы и высоты орбиты, но обычно оно невелико и может составлять от нескольких месяцев до нескольких суток. Поэтому к быстродействию системы ориентации предъявляются повышенные требования [1, 2].

Определяющими особенностями обеспечения ориентации применительно к малым спутникам являются простота конструктивных решений, низкая стоимость и отсутствие потребляющей энергию элементов системы ориентации [3]. Поэтому на спутниках микро- и нанокласса часто используются пассивные системы ориентации – магнитные, гравитационные и аэродинамические. Как правило, в их состав входят гистерезисные демпферы в виде стержней, которые рассеивают энергию возмущенного углового движения спутника после отделения от ракеты-носителя и обеспечивают асимптотическую устойчивость движения оси спутника. Чаще гистерезисные стержни используются в составе пассивной магнитной системы ориентации, в частности, на наноспутниках Munin (2000 г.) [4], QuakeSat (2003 г.) [5], CUTE-1 XI-IV (2003 г.) [6], EduSAT (2011 г.), Delfi-C³ (2008 г.) [7], ТНС-0 № 1 (2005 г.) [2] и ТНС-0 №2 (2017 г.) [8]. Реже гистерезисные стержни применяются в пассивных гравитационных и аэродинамических системах ориентации для малогабаритных спутников. В качестве примера след [9] с гравитационной системой, выведенный на орбиту в 2000 г., и спутник МАК-А [3] с пассивной аэродинамической системой ориентации. Особый интерес к разработке и использованию пассивных систем ориентации проявляют университеты и выходящие на рынок космических услуг небольшие компании.

В настоящей работе рассматривается наноспутник SamSat-QB50 [10], состоящий из трех последовательно соединенных кубических частей, последняя из которых является полый, за счет чего центр давления смещен относительно центра масс, что приводит к созданию восстанавливающего аэродинамического момента. Для обеспечения аэродинамической ориентации необходимо демпфирование начальной угловой закрутки после отделения от ракеты-носителя. Такое демпфирование может быть осуществлено с помощью набора гистерезисных стержней. Выбор стержней определяет время, необходимое для достижения орбитальной ориентации, которое должно быть достаточно малым, а также определяет точность ориентации относительно набегающего потока. В установившемся движении гистерезисные стержни перестают работать как демпфер и создают возмущающий магнитный момент, который приводит к возникновению не-

затухающих вынужденных колебаний относительно положения равновесия. Таким образом, необходимо исследовать, как влияет остаточный магнитный момент стержней на характеристики установившегося движения.

Для проведения математического моделирования движения спутника с установленными на нем гистерезисными стержнями требуется знать фактические параметры кривой гистерезиса стержней. Коэффициент магнитной проницаемости и коэрцитивная сила стержней определяют скорость демпфирования и остаточный магнитный момент, влияющий на точность ориентации в установившемся движении. С помощью специализированного лабораторного оборудования, имеющегося в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, были проведены экспериментальные измерения этих параметров гистерезисных стержней для спутника SamSat-QB50. В настоящей работе приводится методика выбора гистерезисных стержней для обеспечения требуемого времени переходного процесса для выхода на установившийся режим и достижения требуемой точности ориентации продольной оси спутника в установившемся режиме. Для случая нештатной угловой скорости отделения от ракетносителя проводится оценка времени переходных процессов для выхода на установившийся режим.

1. Наноспутник SamSat-QB50. Спутник SamSat-QB50 разработан в рамках участия Самарского национального исследовательского университета им. акад. С.П. Королева в международном проекте QB50 [11] и предназначен для мониторинга термосферы Земли. Спутник основан на стандартной технологии наноспутников типа CubeSat, состоит из трех блоков с размерами $10 \times 10 \times 10$ см. На наноспутнике SamSat-QB50 предполагается использование гибридной системы ориентации и стабилизации, состоящей из активной электромагнитной системы гашения начальной угловой скорости и из пассивной аэродинамической системы с гистерезисным демпфером. Аэродинамический момент появляется при трансформации 2U кубсата в 3U кубсат после отделения от ракеты-носителя. Трансформация спутника заключается в выдвигании стабилизатора, состоящего из полого 1U-блока, что приводит к смещению его центра давления относительно центра масс. Вывод спутника планируется на низкую приполярную орбиту. Масса спутника составляет 1.95 кг, тензор инерции в центральных осях имеет значение в $\text{кг} \cdot \text{м}^2$

$$J = \begin{bmatrix} 1.17 \times 10^{-2} & 0 & 0 \\ 0 & 1.15 \times 10^{-2} & 0 \\ 0 & 0 & 4.43 \times 10^{-3} \end{bmatrix}.$$

Координаты центра давления в связанной системе координат (в мм)

$$\mathbf{r}_c = \begin{bmatrix} -1.9 \\ 0.2 \\ 54.8 \end{bmatrix}.$$

Габаритные чертежи с положением центра масс и центра давления, а также связанная с аппаратом система координат представлены на рис. 1.

1. Лабораторные исследования гистерезисных стержней. 2.1. Выбор гистерезисных стержней. Демпфирование с помощью гистерезисных стержней осуществляется за счет их перемагничивания в магнитном поле Земли — кинетическая энергия переходит в тепловую, пропорциональную площади гистерезисной петли. Площадь петли при перемагничивании в магнитном поле Земли зависит от начальной магнитной проницаемости μ , равной тангенсу наклона петли при нулевом магнитном поле, и от коэрцитивной силы H_c — половины ширины петли при нулевом магнитном поле. Если коэрцитивная сила не зависит от формы и размеров гистерезисного материала, то магнитная проницаемость зависит от удлинения стержня — отношения его поперечного сечения к длине. Чем больше удлинение стержней, тем ближе магнитная проницаемость к паспортному значению материала.

Для системы демпфирования угловой скорости были выбраны гистерезисные стержни, изготовленные из материала пермаллой 79НМ и отожженные в вакуумной печи по ГОСТ-10160-75. Согласно указанному ГОСТу, коэффициент магнитной индукции этого материала составляет $\mu = 180\,000$, коэрцитивная сила $H_c = 1.6$ А/м, индукция насыщения $B_s = 0.75$ Т. Однако паспортные характеристики материала могут значительно отличаться от значений для конкретных гистерезисных демпферов.

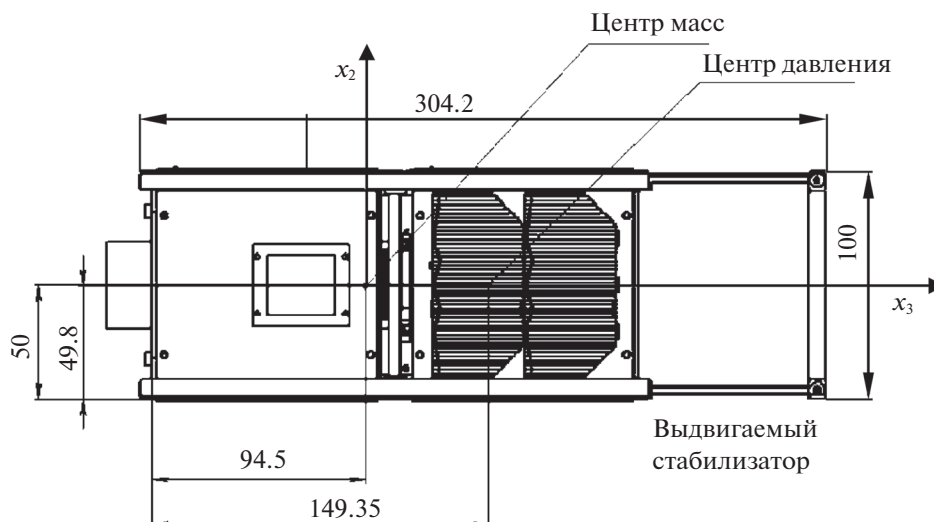


Рис. 1. Чертеж аппарата SamSat-QB50 и оси связанной системы координат

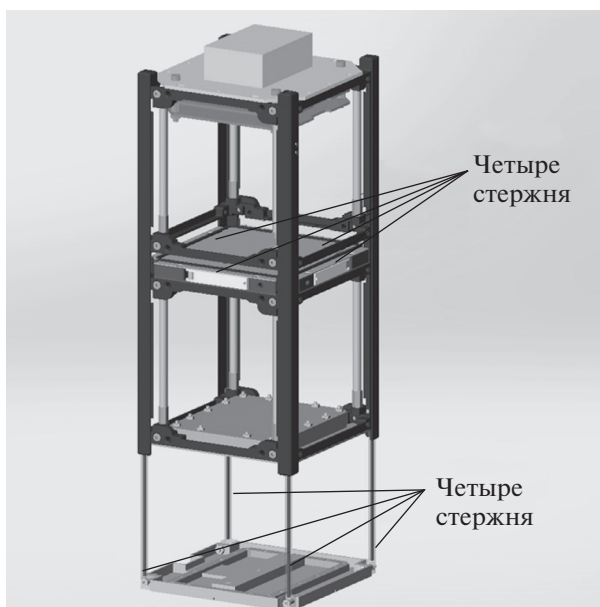


Рис. 2. Расположение гистерезисных стержней в теле спутника

Для увеличения площади петли гистерезиса необходимо брать стержни с наибольшим удлинением (отношение его длины к наибольшему поперечному размеру), так как у таких стержней будет меньше коэффициент размагничивания и, следовательно, больше μ . Однако конструктивно количество стержней и их длина ограничены габаритами спутника. Технологически возможно установить только восемь стержней, причем их длина не должна превышать 80 мм (рис. 2). Для уменьшения влияния остаточного магнитного момента стержней на установившееся движение разумно устанавливать ортогональные “тройки” одинаковых стержней, как это было сделано на спутнике МАК-А [3, 12]. Таким образом, на спутнике SamSat-QB50 возможно разместить максимально две перпендикулярные тройки или шесть стержней длиной 80 мм. Однако шести стержней, возможно, будет недостаточно с точки зрения требований к времени демпфирования угловой скорости после отделения и потребуются установка максимально возможного количества стержней. Это приведет к увеличению остаточного магнитного момента и, следовательно, к дополнительному возмущению, действующему на аппарат в установившемся аэродинамиче-

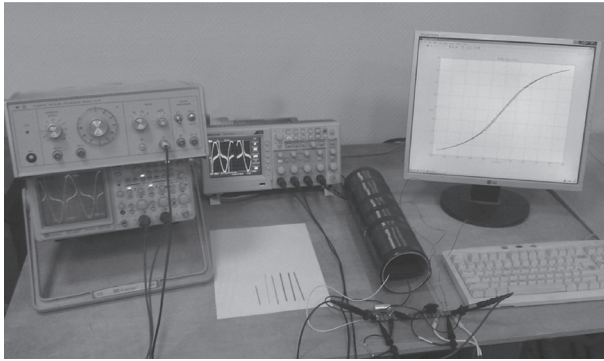


Рис. 3. Лабораторный стенд для исследования свойств гистерезисных демпферов

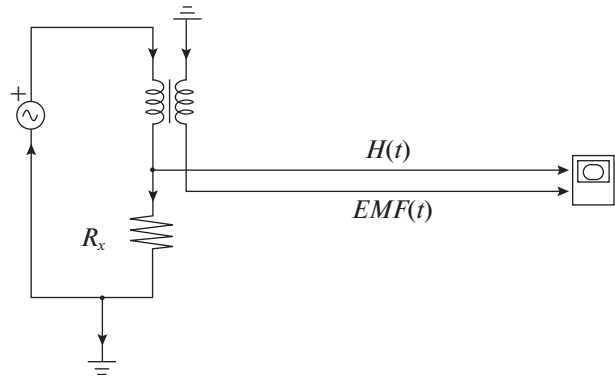


Рис. 4. Схема измерительной установки

ском положении. Это в свою очередь повлечет за собой увеличение угла отклонения аппарата относительно набегающего потока, что может быть неудовлетворительным для выполнения миссии. Поэтому выбор стержней является критическим как для переходных процессов, так и для движения в окрестности аэродинамически стабилизированного положения.

Важным параметром стержней является их удлинение. При фиксированной максимальной длине варьируемым параметром остается их поперечное сечение. Если увеличивать удлинение стержней (уменьшать их поперечное сечение, сохраняя длину 80 мм), площадь петли S_{hist} будет увеличиваться, однако объем будет уменьшаться. Суммарная потеря энергии за цикл перемагничивания E_{loss} равна произведению объема всех стержней V на площадь петли гистерезиса S_{hist} :

$$E_{loss} = S_{hist}V.$$

Поэтому необходимо оценить для различных вариантов стержней энергию потерь во время демпфирования, чтобы добиться демпфирования за требуемое время при заданной начальной угловой скорости после отделения. Для правильной оценки потерь энергии в гистерезисных стержнях и оценки времени переходных процессов в угловом движении спутника необходимо иметь достоверную информацию об их магнитных характеристиках. С этой целью используется специальный лабораторный стенд.

2.2. Стенд для измерения магнитных характеристик гистерезисного материала. В состав лабораторного стенда входят генератор периодических сигналов, катушка большого диаметра, измерительная катушка и осциллограф (рис. 3). При изменении напряжения на концах катушки большого диаметра внутри нее индуцируется переменное магнитное поле, в которое помещается испытываемый материал. С помощью измерительной катушки определяется величина магнитной индукции внутри гистерезисного материала. Сигнал генератора и сигнал с измерительной катушки поступают на цифровой осциллограф. Временная развертка полученных сигналов обрабатывается с помощью специализированного программного обеспечения. По результатам обработки строится гистерезисная петля материала, по которой определяются фактические коэрцитивная сила, магнитная проницаемость и индукция насыщения — основные параметры, характеризующие демпфирующие свойства гистерезисного материала. Подробнее о лабораторном стенде можно прочитать в [13]. Похожий стенд рассматривается в работе [14] для исследования гистерезисных стержней для 3U кубсата миссии CSSWE с пассивной системой ориентации. Настоящий стенд входит в состав лаборатории в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, в которой проводятся полунатурные исследования систем управления микроспутников [15–18].

Для экспериментального построения петли гистерезиса используется электрическая схема, представленная на рис. 4. Первичная цепь питается от источника напряжения. В цепи первичной катушки (соленоида) последовательно включено измерительное сопротивление R_x , напряжение на котором пропорционально току и, следовательно, напряженности магнитного поля H_e .

Напряженность магнитного поля внутри соленоида можно представить в виде

$$H_e = \frac{N_1 I_1}{l_{sol}}.$$

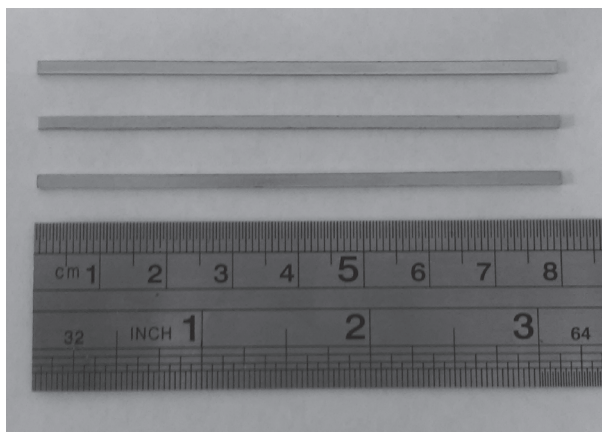


Рис. 5. Исследуемые гистерезисные стержни

На вход второго канала осциллографа подается сигнал

$$E_2 = -N_2 \frac{d\Phi}{dt}.$$

Здесь $\Phi = BS$ – поток магнитного поля, I_1 – токи первичной катушки, N_1, N_2 – число витков катушек, S – площади сечения гистерезисного образца, B – индукция магнитного поля внутри стержня, l_{sol} – длина первичной катушки, E_2 – измеряемое напряжение на вторичной катушке. Из закона Ома для участка цепи следует $I_1 = E_1/R_x$, где E_2 – измеряемое напряжение на первичной катушке. Тогда напряженность внешнего поля H_e и магнитную индукцию B внутри образца можно вычислить следующим образом:

$$H_e = \frac{N_1 E_1}{l_{sol} R_x}, \tag{2.1}$$

$$B = \frac{1}{N_2 S} \int_0^T E_2 dt, \tag{2.2}$$

где T – время измерения напряжения на первичной катушке.

Таким образом, по измерениям, получаемым с первичной и измерительной катушек, по формулам (2.1) и (2.2) строится гистерезисная петля исследуемого материала, из которой оцениваются его характеристики.

2.3. Измерение параметров гистерезисных петель стержней. По предварительным оценкам были выбраны гистерезисные стержни с размерами $1 \times 2 \times 80$ мм (рис. 5). Для этих стержней были проведены измерения магнитных характеристик с помощью описанного выше лабораторного стенда.

На рис. 6 представлен пример зависимости измеряемых напряжений на первичной и вторичной катушках от времени. Для сглаживания измерений берутся первые 10 членов разложения в ряды Фурье. Далее обработанный сигнал с измерительной катушки интегрируется численно методом трапеций. По формулам (2.1) и (2.2) вычисляются H_e и B соответственно.

На рис. 7 представлена гистерезисная петля для исследуемых стержней, из которых следует, что магнитная проницаемость составляет $\mu = 1000 \pm 50$, а коэрцитивная сила $H_c = 3 \pm 1$ А/м.

Теперь, когда удалось измерить параметры гистерезисных стержней, устанавливаемых на спутник, перейдем к моделированию его переходных и установившихся движений в орбитальном полете, чтобы оценить время переходных процессов и точность аэродинамической стабилизации.

3. Уравнения углового движения наноспутника. Рассмотрим движение спутника с фиксированными в его теле гистерезисными стержнями из магнитомягкого материала под действием аэродинамического, гравитационного и магнитного моментов. Спутник представляет собой твердое тело, движущееся по круговой орбите вокруг Земли, гравитационное поле Земли центральное,

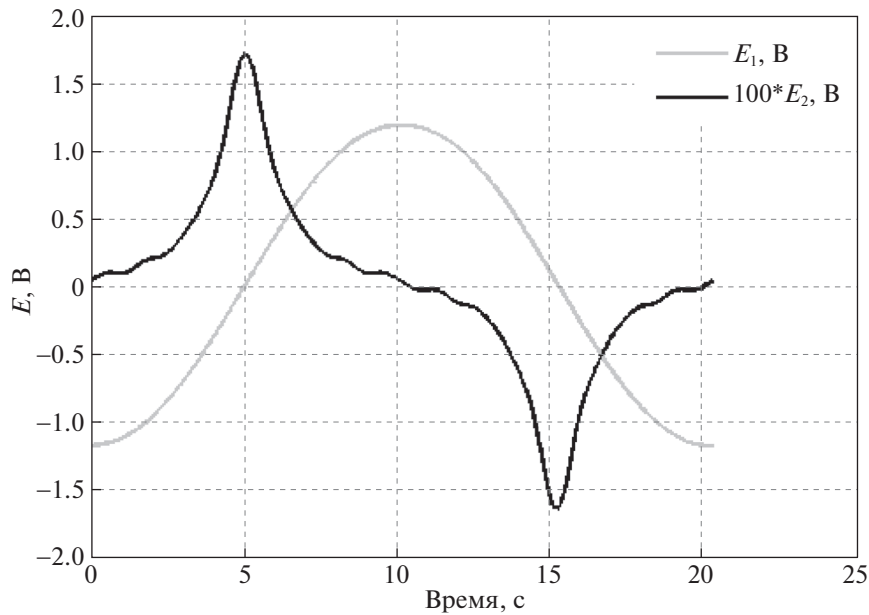


Рис. 6. Сигналы с внешней и измерительной катушек

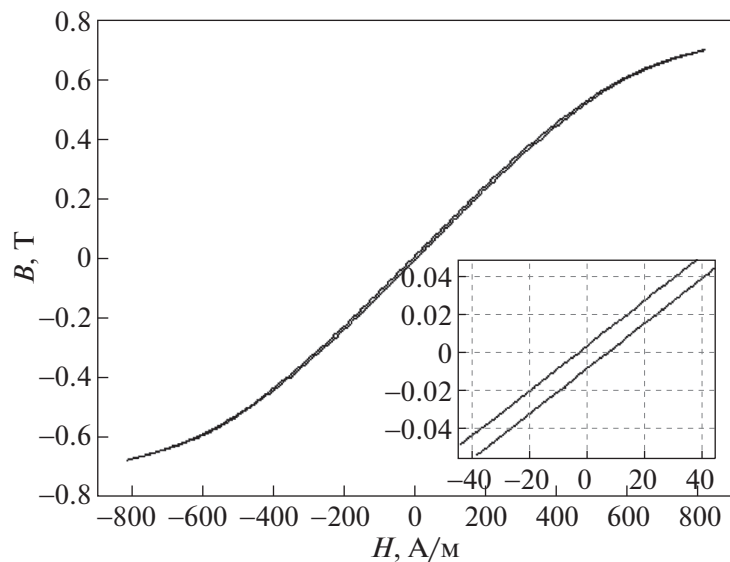


Рис. 7. Полученная гистерезисная петля и ее увеличение в окрестности нуля

ньютоново. Геомагнитное поле аппроксимируется полем диполя, расположенного в центре Земли параллельно оси вращения. Для описания явления гистерезиса в стержнях используется *улучшенная модель* [19]. При вычислении восстанавливающего аэродинамического момента предполагается, что действие атмосферы на спутник сводится к силе сопротивления, приложенной в центре давления, направленной против скорости центра масс спутника. Плотность атмосферы вдоль орбиты спутника предполагается постоянной.

Для записи уравнений движения спутника рассматриваются две правые прямоугольные системы координат. Система $Ox_1x_2x_3$ – связанная со спутником система координат. Ось Ox_3 – продольная ось спутника. Точка O совпадает с его центром масс. Две другие оси лежат в плоскости, ортогональной оси Ox_3 , так, как показано на рис. 1. Система $OX_1X_2X_3$ – орбитальная система координат. Ось OX_3 направлена вдоль геоцентрического радиус-вектора точки O , ось OX_2 сона-

правлена с вектором орбитального кинетического момента, ось OX_1 достраивается до правой тройки.

Положение связанной со спутником системы координат относительно орбитальной системы координат определим с помощью самолетных углов α, β, γ . Элементы матрицы перехода $\mathbf{A} = \|a_{ij}\|$ от орбитальной системы координат к связанной имеют вид $a_{ij} = \cos(X_i, x_j)$, где $i, j = 1, 2, 3, X_i, x_j$ – орты соответствующих осей.

Уравнения движения спутника запишем в виде

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\Omega} = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_g + \mathbf{M}_m,$$

$$\dot{\mathbf{A}} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{A},$$

где $\mathbf{J} = \text{diag}(A, B, C)$ – тензор инерции диагонального вида, $\boldsymbol{\Omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости спутника, $\mathbf{M}_a, \mathbf{M}_g, \mathbf{M}_m$ – векторы восстанавливающего аэродинамического, гравитационного и магнитного моментов соответственно, $\boldsymbol{\omega}$ – вектор угловой скорости связанной системы координат относительно орбитальной, которая имеет вид

$$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\Omega} - \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_0,$$

$\boldsymbol{\omega}_0$ – вектор угловой скорости орбитального движения центра масс спутника, имеющий вид в орбитальной системе координат $\boldsymbol{\omega}_0 = [0 \ \omega_0 \ 0]^T$. Гравитационный момент записываются в рассматриваемом случае так:

$$\mathbf{M}_g = 3\omega_0^2 \mathbf{e}_3 \times \mathbf{J}\mathbf{e}_3.$$

Здесь \mathbf{e}_3 – орт оси OX_3 , записанный в связанной с аппаратом системе координат.

При моделировании аэродинамического момента спутник предполагается параллелепипедом, составленным из шести пластин. В результате момент складывается из трех моментов, действующих на три грани, обращенные к набегающему потоку. Приведем выражение для момента, действующего на одну грань спутника. Пусть \mathbf{n} – вектор нормали к грани, тогда сила, действующая на панель, в орбитальной системе координат задается выражением

$$\mathbf{F}_a = [-\rho S c_x |\mathbf{V}| (\mathbf{n} \cdot \mathbf{AV}) \ 0 \ 0]^T,$$

где ρ – плотность атмосферы, вектор скорости центра масс спутника $\mathbf{V} = [\omega_0 r \ 0 \ 0]^T$ направлен против набегающего потока, r – радиус орбиты спутника, S – площадь грани, c_x – коэффициент сопротивления грани. Момент аэродинамической силы относительно центра масс имеет вид

$$\mathbf{M}_a = (-\mathbf{d} + \mathbf{p}) \times \mathbf{AF}_a.$$

Вектор \mathbf{d} задает смещение центра масс аппарата относительно центра давления, \mathbf{p} – вектор, соединяющий центр давления спутника и геометрический центр грани. Для получения момента, действующего на спутник, необходимо просуммировать три момента для граней, вектора нормалей которых составляют острый угол с вектором скорости центра масс спутника, т.е. $\mathbf{n} \cdot \mathbf{AV} > 0$.

Используемые стержни имеют достаточно большое отношение длины к диаметру, поэтому вектор магнитной индукции в стержне направлен практически вдоль его оси и при соответствующем подборе материала его магнитная проницаемость достигает нужной величины. Магнитный момент стержня запишем в виде $\mathbf{m} = \mu V_b H_0 W \mathbf{e} / \mu_0$, где μ – относительная магнитная проницаемость стержня, V_b – его объем, H_0 – характерная величина вектора \mathbf{H} напряженности геомагнитного поля в текущей точке орбиты, $W(H_\tau)$ – безразмерная функция, описывающая зависимость отнесенной к H_0 индукции стержня (ее конкретный вид определяется выбранной моделью гистерезиса, и в дальнейшем будем называть W гистерезисной функцией), μ_0 – магнитная постоянная; $H_\tau = H \mathbf{e}$, \mathbf{e} – направленный вдоль стержня единичный вектор, записанный в связанной системе координат. Следует отметить, что основные характеристики петли гистерезиса – коэрцитивная сила H_c и индукция насыщения B_s практически не зависят от формы стержня, а определяются его материалом и режимом тепловой обработки. Относительная магнитная проницаемость зависит от величины намагничивающего поля H_τ и удлинения стержня. Последнее объясняется наличием размагничивающего фактора, который уменьшается при увеличении удлинения. Для величины магнитного момента, действующего на стержень, справедли-

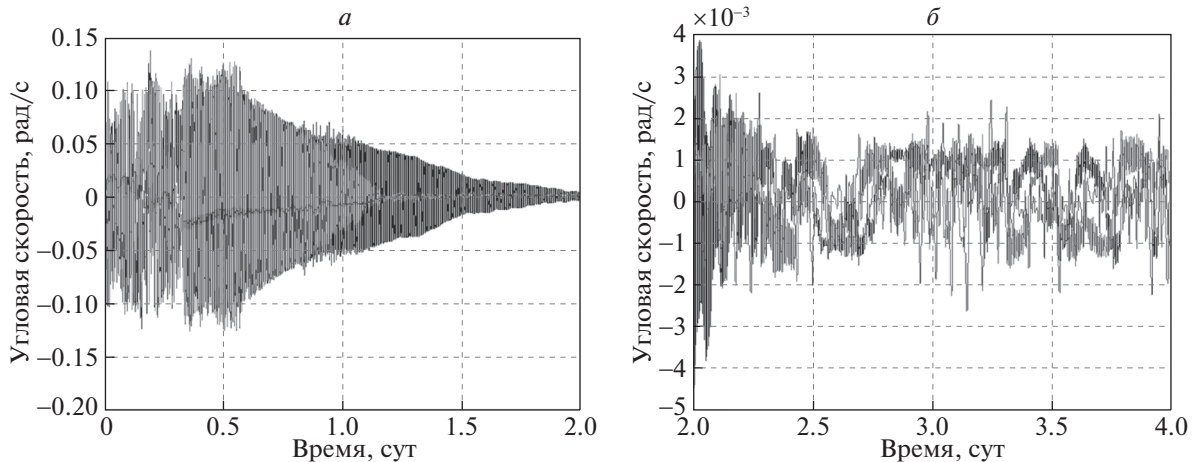


Рис. 8. Угловая скорость на интервале от запуска до 2 сут (а) и от 2 до 4 сут (б). Случай шести стержней с $H_c = 4$ А/м

ва формула $\mathbf{M}_m = \mathbf{m} \times \mathbf{H}$. Если на спутнике установлено несколько стержней, то, пренебрегая их взаимным влиянием, магнитный момент всей системы можно представить в виде суммы магнитных моментов каждого стержня.

Если на спутнике установлены три идентичных взаимно перпендикулярных стержня, то в рамках модели параллелограмма гистерезиса после суммирования выражений, описывающих магнитный механический момент от каждого стержня, остаются лишь члены, пропорциональные $k \text{sign } \dot{H}_\tau$. Такая конфигурация стержней приводит к уменьшению их возмущающего действия на установившееся движение спутника [12].

4. Моделирование углового движения спутника после запуска. Проведем численное моделирование углового движения спутника SamSat-QB50 для выбора количества стержней, необходимых для достижения требуемого времени переходного процесса, которое не должно превышать 2 сут при начальной угловой скорости по продольной составляющей ± 0.1 град/с и поперечной составляющей ± 0.5 град/с. Кроме того, в установившемся движении необходимо достичь точность ориентации не более $\pm 10^\circ$ относительно вектора набегающего потока.

Так как величина коэрцитивной силы стержней имеет определяющее значение как на длительность переходного процесса, так и на точность установившегося движения, а экспериментально она определяется с довольно большой погрешностью $H_c = 3 \pm 1$ А/м, то разумно провести моделирование с большим (4 А/м) и меньшим ее значением (2 А/м). Если брать наибольшее возможное значение, то стоит ожидать меньшей длительности переходного процесса, так как петля будет иметь большую площадь, и худшую точность установившегося движения за счет остаточного магнитного момента. И, наоборот, – при меньшем значении время переходного процесса будет больше, но точность установившегося движения выше. Рассмотрим две конфигурации стержней.

4.1. Конфигурация из шести стержней. Проведем моделирование с двумя перпендикулярными тройками гистерезисных стержней с размерами $1 \times 2 \times 80$ мм каждый. Сначала проведем моделирование для случая $H_c = 4$ А/м, чтобы оценить максимальную скорость демпфирования и худшую точность ориентации. Зададим начальную ориентацию таким образом, чтобы ось симметрии составляла с направлением набегающего потока воздуха острый угол. В этом случае в системе запасена потенциальная энергия и аэродинамический момент будет в начальный момент времени раскручивать спутник, переводя ее в кинетическую. Таким образом, рассматривается худший случай для системы демпфирования с точки зрения начальной ориентации. Для моделирования выбрана орбита с высотой 400 км и наклоном 98° .

На рис. 8, 9 представлены графики зависимости компонент угловой скорости от времени, а на рис. 10 – графики отклонения оси Ox_3 спутника от вектора набегающего потока. Оси связанной со спутником системы координат выбраны так, что в установившемся режиме угол между продольной осью спутника и вектором скорости на графиках близок к 180° . На рис. 9 представлен

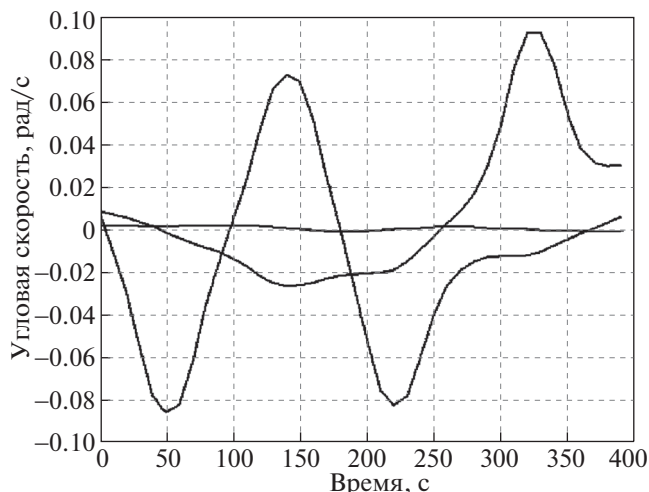


Рис. 9. Угловая скорость. Начало движения

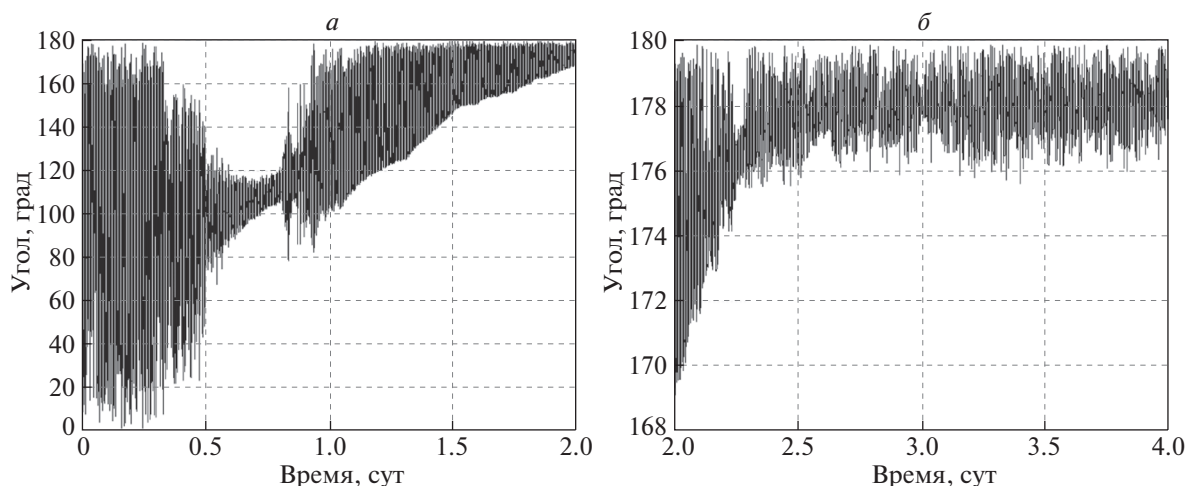


Рис. 10. Угол между продольной осью спутника и вектором скорости на интервале от запуска до 2 сут (а) и от 2 до 4 сут (б). Случай шести стержней с $H_c = 4$ А/м

график угловой скорости в начале моделирования движения, из которого следует, что аэродинамический момент раскручивает спутник до угловой скорости в примерно 10 раз превышающую начальную угловую скорость.

Из графиков видно, что время переходного процесса даже в случае с широкой гистерезисной петлей $H_c = 4$ А/м немного превышает 2 сут, значит, для узкой петли время будет заведомо больше. Точность установившегося движения составляет примерно 5° . Из приведенного численного примера следует, что шести стержней не достаточно с точки зрения времени переходного процесса, которое не должно превышать 2 сут, однако требования к точности ориентации удовлетворены. Исследуем, насколько изменятся эти характеристики при добавлении еще двух стержней.

4.2. Конфигурация из восьми стержней. Исследуем движение спутника с максимально допустимым количеством стержней – восемь с размерами $1 \times 2 \times 80$ мм каждый. Заметим, что добавление двух стержней вдоль одной оси приведет к уменьшению времени переходного процесса, однако повлечет возникновение возмущающего остаточного магнитного момента, что скажется на точности установившегося движения.

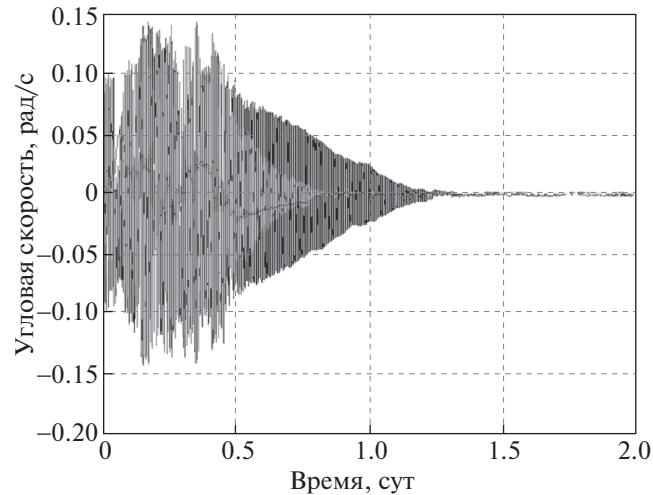


Рис. 11. Угловая скорость. Случай восьми стержней с $H_c = 4/\text{м}$

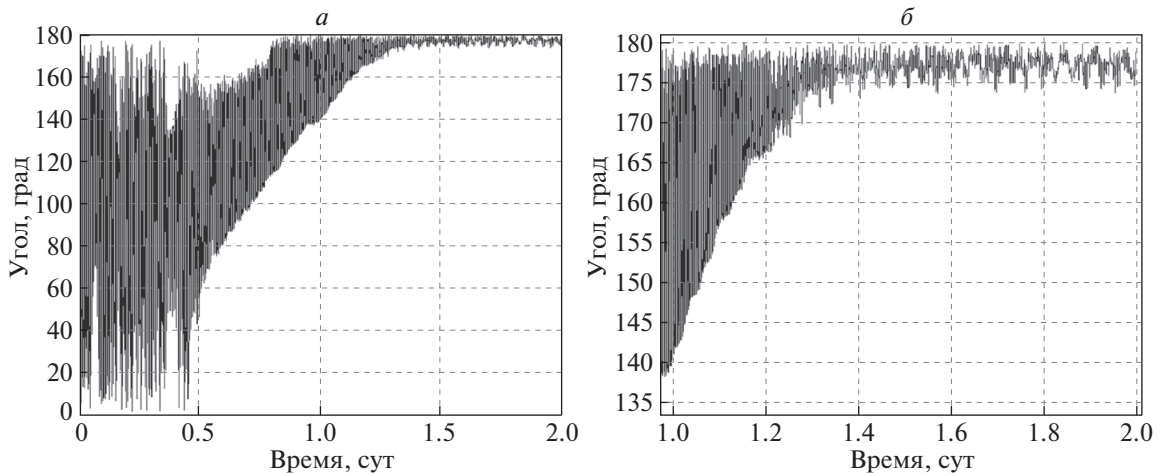


Рис. 12. Угол между продольной осью спутника и вектором скорости на интервале от запуска до 2 сут (а) и увеличение графика на интервале от 1 до 2 сут (б). Случай восьми стержней с $H_c = 4/\text{А/м}$

Сначала проведем моделирование для случая $H_c = 4 \text{ А/м}$, чтобы оценить максимальную скорость демпфирования и худшую точность ориентации. На рис. 11 представлен график зависимости компонент угловой скорости от времени, а на рис. 12 – графики отклонения оси Ox_3 спутника от вектора набегающего потока.

Из рисунков видно, что переходной процесс занимает 1.3 сут, что укладывается в требуемые 2 сут, а точность составляет около 6° , что не сильно хуже случая перпендикулярных троек стержней и также укладывается в требуемые 10° .

Теперь проведем моделирование углового движения для худшего с точки зрения времени переходных процессов $H_c = 2 \text{ А/м}$. На рис. 13 представлен график зависимости компонент угловой скорости от времени, а на рис. 14 – график отклонения оси Ox_3 спутника от вектора набегающего потока. Согласно рисункам, видно, что время переходного процесса составляет около 1.7 сут, а точность ориентации в установившемся режиме – около 5° . Таким образом, установка восьми стержней удовлетворяет поставленным требованиям по времени переходного процесса и точности установившегося режима.

5. Оценка времени переходного процесса в нештатной ситуации. При запуске из пускового контейнера возможно выведение с нештатной угловой скоростью, значительно превышающей заяв-

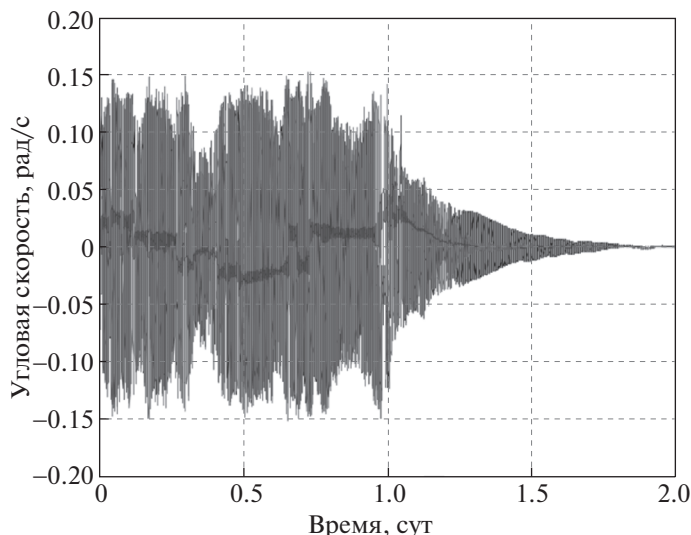


Рис. 13. Угловая скорость. Случай восьми стержней с $H_c = 2 \text{ А/м}$

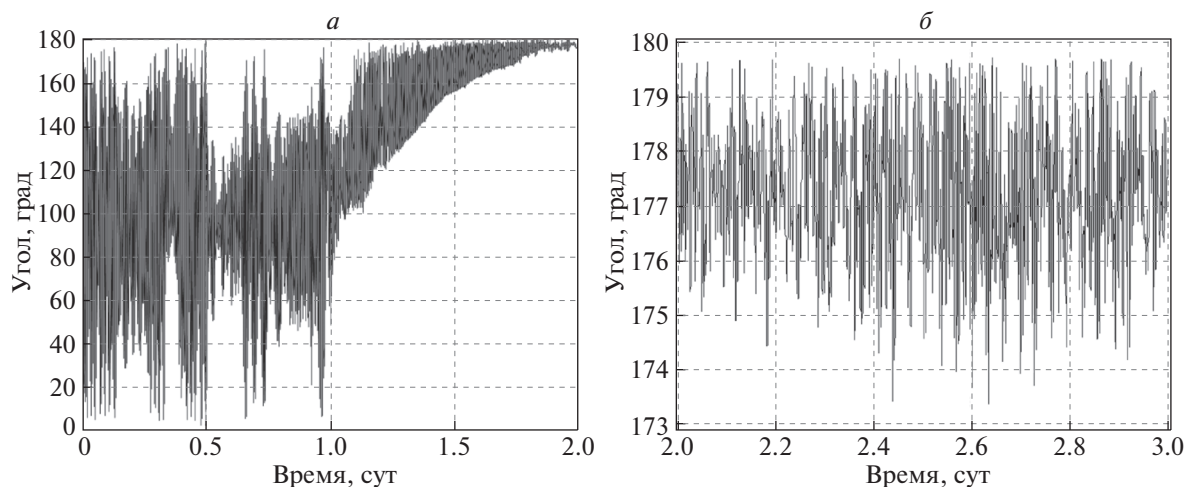


Рис. 14. Угол между продольной осью спутника и вектором скорости на интервале от запуска до 2 сут (а) и от 2 до 3 сут (б). Случай восьми стержней с $H_c = 2 \text{ А/м}$

ленные значения в 0.5 град/с. Поэтому необходимо провести предварительную оценку времени переходного процесса при установке восьми стержней с размерами $1 \times 2 \times 80 \text{ мм}$ в случае нештатной угловой закрутки с угловой скоростью, например, $\omega_{in} = 50$ и 90 град/с . По рис. 7 можно оценить потери энергии при одном перемагничивании стержней в земном поле $H \approx 40 \text{ А/м}$, равные площади соответствующей части петли, умноженной на объем стержня:

$$E_{loss} = S_{hist}V.$$

Среднее значение тормозящего момента примем равным

$$M_c = \frac{E_{loss}}{2\pi}.$$

Оценка углового ускорения по одной оси может быть вычислена по формуле

$$\varepsilon = \frac{M_c}{J},$$

Таблица. Оценка времени переходного процесса в случае нештатного запуска

Рассматриваемый вариант	S_{hist} , Т А/м	E_{loss} , Дж	M_c , Нм	$\varepsilon = \frac{M_c}{J}$, рад/с ²	$t_{fin} = \frac{\omega_0}{\varepsilon}$, сут
$\omega_0 = 50$ град/с, $H_c = 2$ А/м	0.12	3.8×10^{-8}	6×10^{-9}	5×10^{-7}	19.8
$\omega_0 = 50$ град/с, $H_c = 4$ А/м	0.24	7.7×10^{-8}	1.2×10^{-8}	1×10^{-6}	9.9
$\omega_0 = 90$ град/с, $H_c = 2$ А/м	0.12	3.8×10^{-8}	6×10^{-9}	5×10^{-7}	35.7
$\omega_0 = 90$ град/с, $H_c = 4$ А/м	0.24	7.7×10^{-8}	1.2×10^{-8}	1×10^{-6}	17.8

где J – максимальный момент инерции, равный $0.0117 \approx \text{кг} \cdot \text{м}^2$. При начальной скорости ω_{in} продолжительность переходного процесса можно оценить следующим образом:

$$t_{fin} = \frac{\omega_0}{\varepsilon}.$$

В таблице приведена оценка времени переходного процесса для различных начальных угловых скоростей и коэрцитивной силы.

Таким образом, время переходного процесса при начальной угловой скорости $\omega_0 = 50$ град/с может в худшем случае составлять около 20 сут, в лучшем – 10 сут. Для угловой скорости $\omega_0 = 90$ град/с время переходного процесса варьируется от 18 до 36 сут.

Заключение. В результате математического моделирования углового движения спутника SamSat-QB50 с гистерезисными стержнями было показано, что для удовлетворения требований, предъявляемых к длительности переходного процесса и точности ориентации в установившемся режиме, необходимо установить восемь стержней размером $1 \times 2 \times 80$ мм. При начальной угловой скорости с продольной составляющей ± 0.1 град/с и поперечной составляющей ± 0.5 град/с время демпфирования составляет от 1.3 до 1.7 сут, а точность ориентации в установившемся режиме – $5\text{--}6^\circ$. В случае нештатной ситуации, когда начальная угловая скорость составляет 90 град/с, длительность переходного процесса может достигать 36 сут.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д.С. и др. Магнитные системы ориентации малых спутников. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2016. 365 с.
2. Карпенко С.О., Куприянова Н.В., Овчинников М.Ю. и др. Система ориентации первого российского наноспутника ТНС-0 №1 // Космич. исслед. 2010. Т. 48. № 6. С. 532–540.
3. Сарычев В.А., Овчинников М.Ю. Аэродинамическая система ориентации с гистерезисными стержнями // Космич. исслед. 1994. Т. 32. № 6. С. 16–33.
4. Battagliere M.L., Santoni F., Ovchinnikov M. et al. Hysteresis rods in the passive magnetic stabilization system for university micro and nanosatellites // Proc. 59th IAC, 29 September–3 October, paper IAC-08.C.1.8. Glasgow, UK, 2008. 10 p.
5. Long M., Lorenz A., Rodgers G. et al. A Cubesat Derived Design for a Unique Academic Research Mission in Earthquake Signature Detection // 16th Annual/USU Conf. on Small Satellites, 12–15 August, paper SSC02-IX-6. Logan, Utah US, 2002. 17 p.
6. Tsuda Y., Sako N., Eishima T. et al. University of Tokyo's CubeSat Project – Its Educational and Technological Significance // 15th Annual AIAA/USU Conf. on Small Satellites, 13 – 16 August, paper SSC01-VIIIb-7. Logan, Utah US, 2001. 8 p.
7. Hennepe F.T., Zandbergen B.T.C., Hamann R.J. Simulation of the Attitude Behaviour and Available Power Profile of the Delfi-C3 Spacecraft with Application of the OpSim Platform // Paper at the 1st CEAS European Air and Space Conf. 10–13 September. Berlin, Germany, 2007. 9 p.
8. Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Панцырный О.А. и др. Угловое движение наноспутника ТНС-0 № 2 после запуска с борта МКС // Космич. исслед. 2019. Т. 57. № 4. С. 1–18.
9. Овчинников М.Ю., Шаргородский В.Д., Пеньков В.И. и др. Наноспутник REFLECTOR. Выбор параметров системы ориентации // Космич. исслед. 2007. Т. 45. № 1. С. 67–84.
10. Shakhmatov E., Belokonov I., Timbai I. et al. SSAU Project of the Nanosatellite SamSat-QB50 for Monitoring the Earth's Thermosphere Parameters // Procedia Eng. 2015. V. 104. P. 139–146.
11. QB-50 Project [Electronic resource]. URL: <https://www.qb50.eu/> (accessed: 01.12.2018).

12. *Сарычев В.А., Пеньков В.И., Овчинников М.Ю. и др.* Движение гравитационно-ориентированного спутника с гистерезисными стержнями в плоскости полярной орбиты // Космич. исслед. 1988. Т. 26. № 5. С. 654–668.
13. *Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И.* Лабораторное исследование магнитных свойств гистерезисных стержней для системы ориентации малогабаритных спутников // Изв. РАН. ТиСУ. 2013. № 1. С. 152–171.
14. *Gerhardt D.T., Palo S.E.* Volume Magnetization for System-level Testing of Magnetic Materials Within Small Satellites // Acta Astronautica. 2016. V. 127. P. 1–12.
15. *Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Ткачев С.С.* Управление ориентацией твердого тела, подвешенного на струне, с использованием вентиляторных двигателей // Изв. РАН. ТиСУ. 2011. Т. 50. № 1. С. 107–119.
16. *Биндель Д., Зараменских И.Е., Иванов Д.С. и др.* Лабораторный стенд для верификации алгоритмов управления группировкой спутников // Изв. РАН. ТиСУ. 2009. Т. 48. № 5. С. 109–117.
17. *Иванов Д.С., Коптев М.Д., Маштаков Я.В. и др.* Лабораторный стенд для моделирования движения микроспутников // Изв. РАН. ТиСУ. 2018. № 1. С. 125–140.
18. *Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. и др.* Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника “Чибис-М” на лабораторном стенде // Изв. РАН. ТиСУ. 2012. № 1. С. 118–137.
19. *Сарычев В.А., Пеньков В.И., Овчинников М.Ю.* Математическая модель гистерезиса, базирующаяся на магнито-механической аналогии // Мат. моделирование. 1989. Т. 1. № 4. С. 122–133.