

А. В. КРАМЛИХ

АДАПТИВНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ МАЛОРАЗМЕРНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В статье описывается подход к построению системы управления угловым движением малоразмерного космического аппарата (МКА), адаптивной к возможным отказам измерительных и исполнительных устройств. Метод основан на идее включения в контур системы ее цифрового двойника, предназначенного для детектирования отказов измерительных средств с использованием прогнозных значений измерений, которые рассчитываются по адаптивным бортовым моделям движения МКА. Такой подход увеличивает нагрузку на бортовые вычислительные средства МКА, однако позволяет предотвратить обработку недостоверных измерительных данных в контуре обратной связи. Компенсация отказа измерительных средств производится путем реконфигурации алгоритмического обеспечения, с помощью которого определяется ориентация МКА. Для компенсации отказов отдельных каналов исполнительных устройств предложен алгоритм управления угловым движением МКА, чья структура имеет вид четных рядов Фурье.

Ключевые слова: малоразмерный космический аппарат, цифровой двойник, управление, переориентация, отказ.

Введение

Одним из главных трендов мировой космонавтики является применение малоразмерных космических аппаратов (МКА) нанокласса – наноспутников – для решения широкого круга научно-прикладных задач как в околоземном космическом пространстве, так и в дальнем космосе. Наибольшей популярностью пользуется стандарт CubeSat [1, 2]. Наноспутники (НС) стандарта CubeSat изначально предназначались для образовательных целей, а также служили в качестве платформ для тестирования новых технологий, которые можно было разработать и внедрить в течение 1-2 лет [1–3]. Однако прогресс в развитии микроэлектроники достаточно быстро позволил задействовать их при выполнении недорогих научных миссий.

По данным интернет-ресурса Nanosats Database [4], по состоянию на 31 декабря 2024 года 89 странами было создано и запущено 2806 НС (из которых стандарта CubeSat – 2596), включая 18 межпланетных. На Россию приходится 172 НС, выведенных на орбиту. По прогнозам [4], до конца 2029 года в мире планируется запустить более 1900 космических аппаратов нанокласса. Наряду с этим возрастают требования ко времени их активного функционирования. При этом усложняются и сами НС – появляются трансформируемые элементы (например, панели солнечных батарей или крупногабаритные антенны), двигательные установки, что, в свою очередь,

Крамлих Андрей Васильевич. Кандидат технических наук, доцент, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева. Член секции молодых ученых международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

влечет за собой необходимость повышения отказоустойчивости бортовых обеспечивающих систем МКА при жестких ограничениях на массу, габариты и энергозатраты и с учетом значительного влияния внешних возмущений на угловое движение.

Для выполнения большинства научных и прикладных исследований в космосе, например для изучения геофизических полей (магнитосферы и ионосферы Земли), необходимо обеспечить требуемое угловое положение МКА в пространстве. При этом в отличие от задач дистанционного зондирования Земли погрешность определения ориентации осей чувствительности научной аппаратуры может достигать нескольких градусов (приемлемой считается величина, не превышающая 5°). Решение этой задачи возлагается на систему управления угловым движением МКА, традиционно состоящую из блока датчиков и исполнительных устройств. К типовым датчикам, наиболее часто используемым на МКА, относятся следующие [5–8]: магнитометры, датчики освещенности (ДО), датчики Солнца, датчики угловых скоростей (ДУС), построители местной вертикали и, реже, звездные датчики. Среди исполнительных устройств наибольшее распространение получили магнитные катушки, маховики и двигатели ориентации [9–11].

Исследования [12–14] показали, что основной причиной невыполнения целевой миссии космическим аппаратом (КА) является выход из строя бортовой системы управления угловым движением (СУД), который может быть вызван поломкой датчиков, исполнительных устройств или бортового контроллера СУД. Для повышения надежности полета КА необходимо обеспечить на борту выявление дефектов и парирование отказов.

Существующие подходы к обнаружению и диагностике неисправностей подразделяются на две группы [15] (рис. 1): на основе моделей [16–22] и на основе базы данных [23–27]. В первом случае используются: теория фильтрации (фильтр Калмана и его модификации) [16, 17], H_∞ – регуляторы [18], наблюдатели [19–21], скользящее управление [22]. Во втором привлекаются такие методы, как метод опорных векторов [23], нейронные сети [24], статистический последовательный анализ [25], методы анализа независимых компонент [26] и нечеткой кластеризации С-средних [27]. Подробнее познакомиться с каждым из подходов можно, например, в работах [16–27].

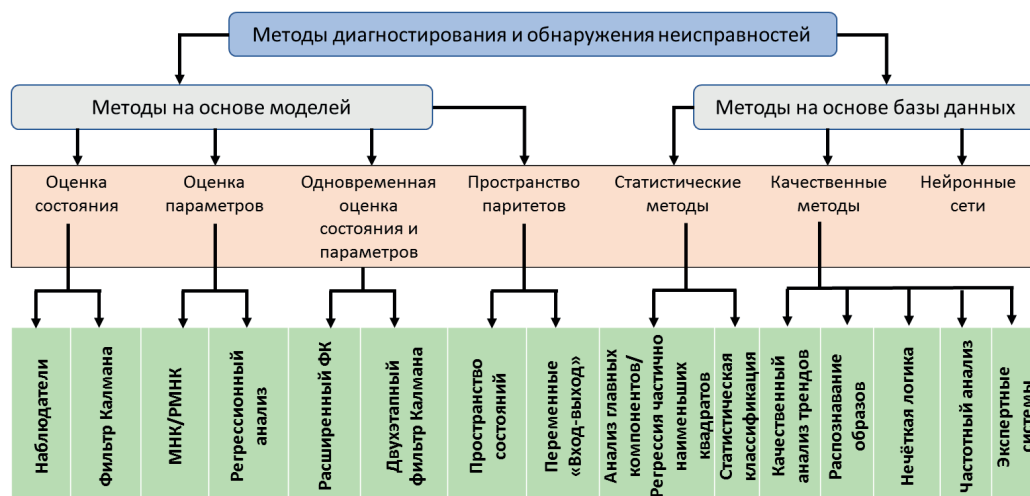


Рис. 1. Классификация методов диагностирования и обнаружения неисправностей системы управления ориентацией космического аппарата (МНК – метод наименьших квадратов; РМНК – рекурсивный МНК; ФК – фильтр Калмана)

Повысить отказоустойчивость системы управления движением КА можно за счет избыточности – аппаратной, программной, информационной и др., что позволяет в случае возникновения на борту КА какой-либо неисправности выполнить реконфигурацию СУД. При отказах исполнительных устройств процедура заключается в перераспределении управления на исправные органы с целью создать необходимые управляющие моменты и сохранить приемлемое качество управления [28].

Если в исполнительных устройствах СУД не предусмотрена избыточность и при этом нет заранее заложенного алгоритма управления, перераспределяющего функции вышедших из строя органов на исправные, то сохранить управляемость КА можно путем перехода в «безопасный» режим [15, 29]. При обнаружении сбоев в работе КА его бортовой компьютер отключает все исполнительные устройства, в результате циклограмма научных экспериментов приостанавливается до тех пор, пока специалисты центра управления полетом (ЦУП) не решат выявленную проблему. Таким образом, «безопасный» режим представляет собой неуправляемое движение КА, при котором функционирует минимально необходимый набор обеспечивающих систем. Стоит отметить, что факт нештатного функционирования КА на практике устанавливается специалистами ЦУП по анализу телеметрии. Это практически единственный подход, применяемый при ликвидации нештатных ситуаций на борту КА [15], его эффективность была продемонстрирована на примере КА FUSE (Far Ultraviolet Spectroscopic Explorer) [15, 30] и МКА CERISE [15, 31].

Ввиду жестких ограничений на массу и габариты на МКА затруднительно обеспечить избыточность исполнительных устройств СУД. В то же время при длительных задержках связи, в частности в ходе межпланетных миссий, или при кратковременных сеансах связи, усложнении научных исследований «безопасный» режим может оказаться неэффективным. В связи с этим видится актуальным создание адаптивных автономных систем детектирования и парирования отказов датчиков и исполнительных систем МКА (без резервирования исполнительных устройств), которые могут быть построены на базе современных энергоэффективных бортовых вычислительных средств.

Учитывая изложенное, в статье предлагается новый подход к созданию системы управления угловым движением МКА – способный адаптироваться к возможным отказам датчиков и исполнительных устройств.

Статья имеет следующую структуру. В первом разделе подробно описывается адаптация СУД МКА к возможным отказам. Далее рассматриваются математические модели движения и измерений, используемые в цифровом двойнике СУД. Затем приводится методика детектирования отказов измерительных средств с привлечением математических моделей, реализованных в цифровом двойнике СУД. В последнем разделе представлено решение задачи построения отказоустойчивой прямой цепи СУД МКА – синтеза номинального управления процессом переориентации МКА в случае отказа одного или двух каналов управления.

Адаптация системы управления угловым движением МКА к возможным отказам

Чтобы повысить отказоустойчивость системы управления угловым движением МКА в тех миссиях, где это является критически важным, предлагается ее адаптивная модификация, основанная на параллельной работе СУД МКА и его цифрового

двойника. В случае выявления неисправностей измерительных или исполнительных устройств в цифровом двойнике вырабатывается решение о реконфигурации алгоритмического обеспечения СУД МКА (рис. 2).

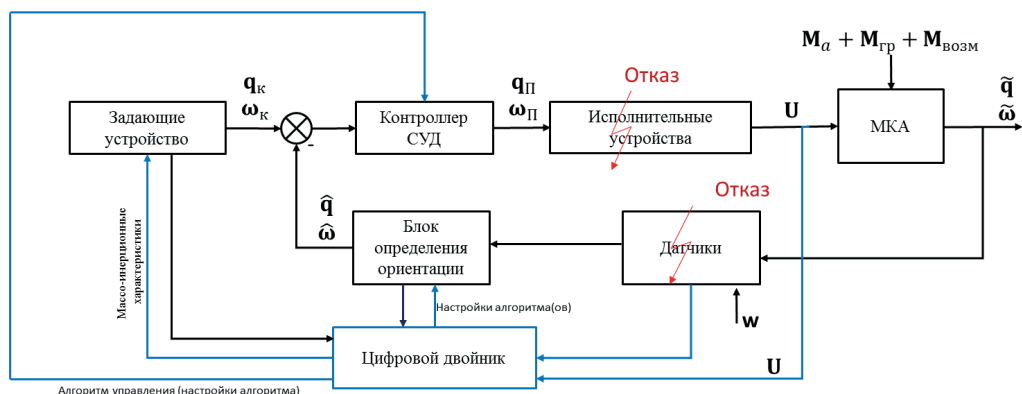


Рис. 2. Структурная схема контура управления угловым движением МКА с цифровым двойником

Задача построения адаптивной к отказам системы управления угловым движением МКА разделена на две:

- построение отказоустойчивой обратной связи системы управления – определение ориентации МКА при выходе из строя одного или нескольких измерительных средств;
- построение отказоустойчивой прямой цепи системы управления – сохранение управляемости в случае отказов отдельных исполнительных устройств.

Цифровой двойник системы управления угловым движением МКА

В соответствии с [32], цифровой двойник изделия – система, состоящая из его цифровой модели и двусторонних информационных связей с ним и/или с его составными частями.

В данном случае цифровой двойник СУД представляет собой совокупность математических моделей и алгоритмов определения ориентации МКА и управления его угловым движением, в задачи которого входит:

- моделирование движения центра масс МКА;
- моделирование неуправляемого углового движения МКА;
- моделирование измерений датчиков, установленных на борту МКА;
- калибровка измерительных устройств;
- идентификация параметров бортовой модели МКА;
- моделирование работы алгоритмов определения ориентации МКА;
- моделирование управляемого углового движения МКА.

Схема взаимодействия моделей и алгоритмов в цифровом двойнике СУД представлена на рис. 3.

Опишем основные системы координат, используемые в цифровом двойнике.

Абсолютная геоцентрическая система координат (АГСК) $ox_a y_a z_a$: начало o в центре Земли, ось ox_a направлена в точку весеннего равноденствия, ось oz_a – по оси суточного вращения Земли (перпендикулярно плоскости экватора), ось oy_a лежит в плоскости экватора Земли и дополняет систему до правой (рис. 4).

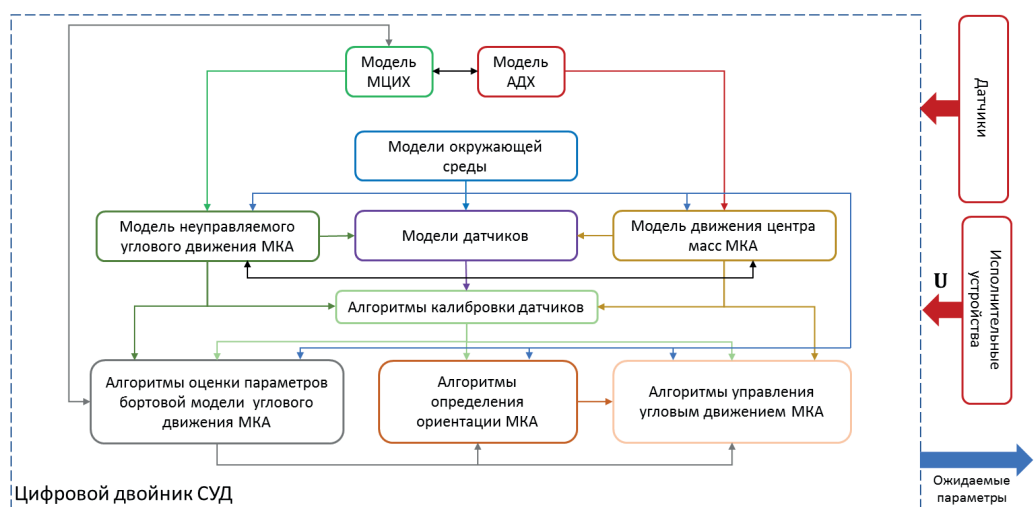


Рис. 3. Схема взаимодействия моделей и алгоритмов в цифровом двойнике:
МЦИХ – массоцентровочные и инерционные характеристики
(масса, положение центра масс, тензор инерции);
АДХ – аэродинамические характеристики
(положение центра давления, коэффициент лобового сопротивления)

Орбитальная система координат $OXYZ$ (ОСК): начало O в центре масс МКА, ось OZ направлена по радиус-вектору МКА, ось OX перпендикулярна оси OZ , принадлежит плоскости траектории МКА и направлена в сторону движения МКА, ось OY дополняет систему $OXYZ$ до прямоугольной правой (рис. 4).

Связанная система координат $Oxyz$ (ССК): начало O в центре масс МКА, оси сонаправлены с главными центральными осями инерции (рис. 5).

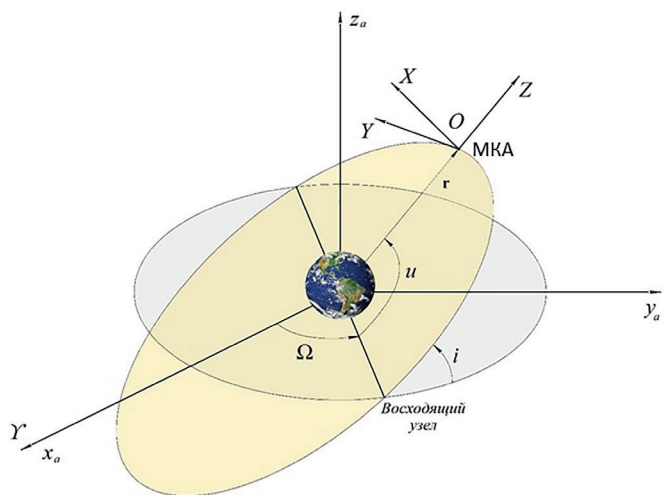


Рис. 4. Абсолютная и орбитальная системы координат:
 Ω – долгота восходящего узла, i – наклонение орбиты,
 u – аргумент широты

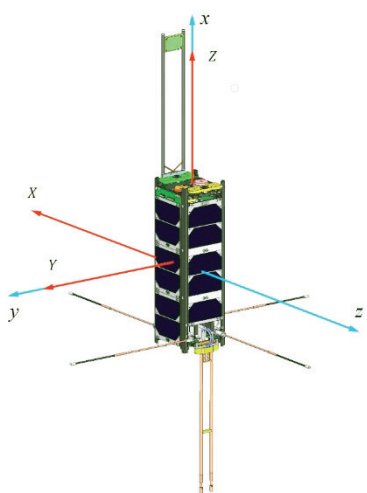


Рис. 5. Направление осей связанной системы координат

Рассмотрим основные модели, задействованные в цифровом двойнике.

Модель движения центра масс МКА в АГСК. Положение МКА на орбите задается радиусом-вектором $\mathbf{r} = [x_a \ y_a \ z_a]^T$ из центра Земли к центру масс МКА. Уравнения движения центра масс в векторной форме имеют вид [33]:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} + \sum_{k=1}^6 \delta \ddot{\mathbf{r}}_{J_k} + \delta \ddot{\mathbf{r}}_{атм}, \quad (1)$$

где $\mu = 398\,600$ – гравитационный параметр Земли, $\text{км}^3/\text{с}^2$;

$\delta \ddot{\mathbf{r}}_{J_k}$ – возмущающее ускорение от k -й зональной гармоники;

$\delta \ddot{\mathbf{r}}_{атм}$ – возмущающее ускорение от сопротивления атмосферы.

Уравнения пространственного движения МКА относительно центра масс под действием аэродинамического, гравитационного, а также управляющего моментов на круговой орбите можно записать следующим образом:

$$\mathbf{I} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_{zp} + \mathbf{U}, \quad (2)$$

где $\mathbf{I} = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$ – тензор инерции МКА;

$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}^{bo} + \boldsymbol{\omega}^{oa}$ – вектор абсолютной угловой скорости;

$\boldsymbol{\omega}^{bo} = [\omega_x^{bo}, \omega_y^{bo}, \omega_z^{bo}]^T$ – вектор угловой скорости МКА относительно ОСК;

$\boldsymbol{\omega}^{oa} = \left[0, \sqrt{\frac{\mu}{|\mathbf{r}|^3}}, 0 \right]^T$ – угловая скорость ОСК относительно АГСК;

$\mathbf{M}_a = \rho C_D S [\mathbf{d} \times \mathbf{V}^b] |\mathbf{V}^b|$ – вектор аэродинамического момента;

$\mathbf{M}_{zp} = \frac{3\mu}{|\mathbf{r}|^3} (\boldsymbol{\eta}^b \times \mathbf{I} \boldsymbol{\eta}^b)$ – вектор гравитационного момента;

$\mathbf{U} = [u_x, u_y, u_z]^T$ – вектор управляющего момента исполнительных устройств;

$\boldsymbol{\eta}^b$ – вектор местной вертикали в ССК;

ρ – плотность атмосферы на высоте МКА;

C_D – коэффициент лобового сопротивления;

S – площадь миделевого сечения;

$\mathbf{d}$ – вектор, соединяющий центр масс и центр давления;

$\mathbf{V}^b$ – вектор орбитальной скорости МКА в проекциях на оси ССК.

В [34] показано, что угловое ускорение МКА, обусловленное аэродинамическим моментом, значительно выше, чем у аппарата с большими размерами и массой (при одинаковых значениях относительного запаса статической устойчивости и объемной плотности). В связи с этим для повышения точности задания аэродинамического момента предлагается использовать модель атмосферы NRLMSISE-00 [35], поскольку плотность в ней рассчитывается с учетом концентрации газов (молекулярные азот и кислород, атомарные азот и кислород, гелий, водород, аргон), которая зависит от пространственно-временного положения МКА, солнечной активности и текущего состояния магнитного поля Земли. Снизить погрешность определения аэродинамических характеристик МКА можно с помощью панельного метода [36] или метода прямого моделирования Монте-Карло [37], которые позволяют получить коэффициенты лобового сопротивления, подъемной и боковой сил, а также координаты центра давления с учетом диффузного взаимодействия частиц с поверхностью, так и их тепловых скоростей.

Динамические уравнения (2) дополним кинематическим в векторной форме с нормированным кватернионом:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{\Omega} \mathbf{q}, \quad (3)$$

где $\mathbf{q}$ – нормированный кватернион; $\mathbf{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x^{bo} & -\omega_y^{bo} & -\omega_z^{bo} \\ \omega_x^{bo} & 0 & \omega_z^{bo} & -\omega_y^{bo} \\ \omega_y^{bo} & -\omega_z^{bo} & 0 & \omega_x^{bo} \\ \omega_z^{bo} & \omega_y^{bo} & -\omega_x^{bo} & 0 \end{bmatrix}$ – кососимметричная матрица.

Математическую модель измерений магнитометра можно представить как [38]

$$\mathbf{B}_m = \mathbf{S} \cdot \mathbf{N} \cdot (\mathbf{A}_{si} \cdot \mathbf{B}_t + \mathbf{b}_{hi}) + \mathbf{b}_{so} + \boldsymbol{\beta}(t) + \boldsymbol{\varepsilon}, \quad (4)$$

где $\mathbf{B}_t$ – истинное значение вектора индукции измеряемого внешнего магнитного поля Земли; $\mathbf{B}_m$ – вектор измерений магнитометра; $\mathbf{A}_{si}$ – матрица комплексной погрешности, вызванной влиянием магнитомягких материалов; $\mathbf{b}_{hi}$ – вектор смещения нуля, обусловленного магнитотвердыми материалами; $\mathbf{N}$ – матрица неортогональности осей магнитометра; $\mathbf{S}$ – диагональная матрица масштабирования по измерительным осям магнитометра; $\mathbf{b}_{so}$ – вектор инструментального смещения нуля; $\boldsymbol{\beta}(t)$ – вектор температурного смещения нуля, компоненты которого изменяются во времени и зависят от температуры окружающей среды; $\boldsymbol{\varepsilon}$ – вектор шумов измерений, компоненты которого являются случайными величинами с нормальным законом распределения и нулевым математическим ожиданием.

Для моделирования измерений $\mathbf{B}_t$ применяется получившая широкое распространение модель магнитного поля Земли (МПЗ) – International Geomagnetic Reference Field (IGRF), разработанная Международной ассоциацией геомагнетизма и аэронавтики (International Association of Geomagnetism and Aeronomy – IAGA). Модель представляет собой набор коэффициентов разложения магнитного потенциала Земли в ряд по сферическим функциям и содержит коэффициенты не только для года эпохи (обновляются каждые пять лет), но и учитывающие вековые изменения [6]. На практике чаще всего используются 13 гармоник разложения магнитного потенциала Земли.

Математическую модель измерений датчика угловых скоростей можно представить в виде [39]

$$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}_t + \mathbf{N}_{\omega} \boldsymbol{\omega}_t + \mathbf{S}_{\omega} \boldsymbol{\omega}_t + \mathbf{b}_{\omega} + \boldsymbol{\varepsilon}, \quad (5)$$

где $\boldsymbol{\omega}$ – вектор измерений датчика угловых скоростей; $\boldsymbol{\omega}_t$ – вектор по оси чувствительности, элементы которого являются проекциями воздействующей истинной угловой скорости; $\mathbf{b}_{\omega}$ – вектор, элементами которого являются вызванные смещением нуля погрешности по каждой оси чувствительности; $\mathbf{S}_{\omega}$ – матрица погрешностей масштабного коэффициента, $\mathbf{N}_{\omega}$ – матрица погрешностей неортогональности осей датчика угловой скорости; $\boldsymbol{\varepsilon}$ – вектор случайных шумов измерений, компоненты которого являются случайными величинами с нормальным законом распределения и нулевым математическим ожиданием.

Моделирование измерений $\boldsymbol{\omega}_t$ выполняется при помощи уравнений (2)–(3).

Датчик Солнца измеряет вектор направления на Солнце в ССК [8], при этом модель измерения имеет вид [40]:

$$\mathbf{S}_b = \mathbf{A}\mathbf{S}_r + \boldsymbol{\varepsilon}, \quad (6)$$

где $\mathbf{S}_r$ – вектор направления на Солнце в базовой системе координат (например, ОСК); $\mathbf{A}$ – матрица перехода от базовой системы координат к ССК; $\mathbf{S}_b$ – вектор направления на Солнце в ССК; $\boldsymbol{\varepsilon}$ – вектор случайных шумов измерений, компоненты которого являются случайными величинами с нормальным законом распределения и нулевым математическим ожиданием.

Для имитации измерений $\mathbf{S}_r$ используется модель планетарного движения VSOP (Variations Séculaires des Orbites Planétaires) – набор коэффициентов для вычисления гелиоцентрических координат планет [41].

Методика детектирования отказов измерительных средств

В основе методики детектирования отказов измерительных средств лежат математические модели движения (1)–(3) и измерений (4)–(6), которые реализованы в цифровом двойнике.

Чтобы компенсировать последствия воздействия факторов космического пространства на чувствительные элементы измерительных средств СУД МКА, например смещение нуля, необходимо периодически проводить их калибровку [8, 42, 43]. Процедура диагностики отказов измерительных средств состоит из нескольких этапов.

Этап 1. Идентификация параметров МКА (бортовой модели движения – массы, тензора инерции) по результатам обработки измерений, произведенных на предыдущем этапе полета [44]. Выполняется, если МКА оснащен трансформируемыми элементами или двигательной установкой.

Этап 2. Прогнозирование параметров движения центра масс МКА по уравнениям (1) и углового движения МКА по уравнениям (2)–(3) на требуемый момент времени.

Этап 3. Расчет в ОСК по соответствующим моделям векторов измерений (далее – векторов модельных измерений).

Этап 4. Пересчет вектора модельного измерения из ОСК в ССК, полученный результат назовем расчетным измерением.

Этап 5. Вычисление величины δ как разницы между расчетным и измеренным значениями. Если δ не превышает δ_{lim} , то измерения используются в контуре управления, в противном случае происходит реконфигурация алгоритма определения ориентации МКА.

Величина δ_{lim} задается для каждого типа измерений с учетом уровня их шума по результатам наземных испытаний (наземной калибровки) или вычисляется в полете. Если наземные испытания провести невозможно, берутся номинальные (паспортные) значения.

Построение отказоустойчивой обратной связи системы управления угловым движением МКА

Задачей обратной связи системы управления угловым движением МКА является определение текущей ориентации и угловой скорости по информации от установленных на борту МКА измерительных средств. Будем считать, что на борту МКА уста-

новлены следующие измерительные средства: магнитометры, ДУС, датчики Солнца, приемник сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) (информация о геометрической видимости навигационных космических аппаратов – НКА).

Ориентация МКА вычисляется с помощью набора алгоритмов как по одномоментным измерениям [6, 8, 40], так и на основе фильтра Калмана [6, 8, 40, 45, 46]. Выбор алгоритма осуществляется по результатам, полученным на пятом шаге выполнения процедуры диагностики. При функционировании МКА в штатном режиме принимается, что задача определения ориентации решается в два этапа [45–47]. На первом измерения магнитометра и датчика Солнца обрабатываются, например, алгоритмом QUEST [8], SVD [8] или любым другим аналогичным алгоритмом, выходом которого служит нормированный кватернион, который в свою очередь представляет собой априорную информацию для входа фильтра Калмана (второй этап). В последний поступают измерения магнитометра и ДУС.

При отказе ДУС схема остается эквивалентной штатному режиму за исключением того, что в фильтре Калмана применяются только измерения магнитометра [45, 47].

В случае выхода из строя датчика Солнца в алгоритме по одномоментным измерениям к показаниям магнитометра добавляется информация от ГНСС о геометрической видимости НКА, далее задействуется схема штатного функционирования.

При поломке магнитометра в алгоритме по одномоментным измерениям используется информация от датчика Солнца и о геометрической видимости НКА, фильтр Калмана работает только по данным ДУС.

Если повреждены магнитометры и ДУС, задача определения ориентации решается на интервале времени работы приемника ГНСС (его непрерывная работа не рассматривается) за счет алгоритмов, где привлекается информация о геометрической видимости НКА [48].

При наличии на борту МКА хотя бы одного штатно функционирующего векторного измерителя ориентация МКА может быть определена путем обработки накопленной выборки измерений [49, 50].

Построение отказоустойчивой прямой цепи системы управления угловым движением МКА

В [51] для решения терминальной задачи управления угловым движением МКА было исследовано влияние формы управления, представленной в виде степенного и тригонометрического рядов, нечетных и четных рядов Фурье, а также ряда Шлемильха, на величину минимума целевой функции. Из рассмотренных рядов наилучшее, т.е. минимальное, значение целевой функции имеют четные ряды Фурье, продемонстрировавшие свою эффективность при решении упомянутой задачи при отказе одного канала управления [52]. Как при решении терминальной задачи, так и в случае выхода из строя одного канала поиск функции управления сводится к многопараметрической оптимизации.

Терминальная задача управления угловым движением МКА формулируется следующим образом: МКА, угловое движение которого описывается уравнениями (2)–(3), необходимо перевести из некоторого произвольного начального положения

$$\mathbf{q}|_{t=0} = \mathbf{q}_0, \boldsymbol{\omega}|_{t=0} = \boldsymbol{\omega}_0 \quad (7a)$$

в требуемое конечное положение

$$\mathbf{q}|_{t=t_k} = \mathbf{q}_k, \boldsymbol{\omega}|_{t=t_k} = \boldsymbol{\omega}_k \tag{76}$$

за фиксированный интервал времени t_k .

Переориентация МКА с отказавшим каналом управления осуществляется с использованием следующей структуры управления (для каждого из неотказавших каналов):

$$U(t) = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^8 a_n \cos\left(\frac{2\pi n t}{t_k} + \theta_n\right), \tag{8}$$

где a_0, a_n, θ_n – неизвестные параметры, подлежащие определению.

При выходе из строя одного канала управления отыскиваются 34 неизвестных параметра (по 9 коэффициентов a_n и 8 коэффициентов θ_n для каждого работающего канала) или 17 (в случае отказа двух каналов). Поиск неизвестных параметров a_0, a_n, θ_n выполнялся методом оптимизации нулевого порядка – алгоритмом дифференциальной эволюции [53].

Нахождение неизвестных коэффициентов a_0, a_n, θ_n управления (8) сводится к минимизации целевой функции вида

$$f(\mathbf{a}, t_k) = \arccos\left[\frac{1}{2}\left(\text{tr}\left(\mathbf{A}^T(\mathbf{q}_k)\mathbf{A}^T(\mathbf{q}_k^{факт})\right) - 1\right)\right] + t_k \left|\boldsymbol{\omega}_k - \boldsymbol{\omega}(t_k)\right|, \tag{9}$$

где $\mathbf{a} = [a_0, a_n, \theta_n]^T$ – вектор оцениваемых параметров; $\mathbf{A}(\mathbf{q}_k)$ – матрица перехода из ОСК в ССК, вычисленная по требуемому нормированному кватерниону (76); $\mathbf{A}(\mathbf{q}_k^{факт})$ – матрица перехода из ОСК в ССК, вычисленная по фактическому нормированному кватерниону.

Критерием остановки поиска минимума целевой функции (9) является

$$\Delta = |f_j - f_{j-1}| < 10^{-4},$$

где j – номер итерации; значение критерия $\Delta = 10^{-4}$ было определено по результатам моделирования исходя из сходимости решения задачи (9).

Для примера рассмотрим модельную задачу для МКА с характеристиками, приведенными в табл. 1. Высота орбиты МКА $H = 550$ км.

Т а б л и ц а 1

Характеристики МКА

Параметр	Значение
Тензор инерции, кг·м ²	$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} 0,0138 & 0 & 0 \\ 0 & 0,0729 & 0 \\ 0 & 0 & 0,0714 \end{bmatrix}$
Площадь миделевого сечения S , м ²	0,01
Запас статической устойчивости Δx , м	0,06

Числовые значения краевых условий (7а)–(7б) приведены в табл. 2.

Таблица 2

Краевые условия модельной задачи

Параметр	Начальные условия	Конечные условия
Вектор угловой скорости ω , %с	$[0,1 \ 0,1 \ 0,1]^T$	$[0 \ 0 \ 0]^T$
Вектор ориентации (углы Эйлера), °	$[60 \ 70 \ 30]^T$	$[1 \ 1 \ 179]^T$
Вектор ориентации (кватернион)	$[0,579 \ 0,579 \ 0,554 \ 0,1485]^T$	$[0 \ 1 \ 0 \ 0]^T$

Время переориентации $t_k = 7100$ с.

На рис. 6–9 приведены графики, полученные при решении задачи переориентации МКА (7) по номинальной программе (8) при одном отказавшем канале управления.

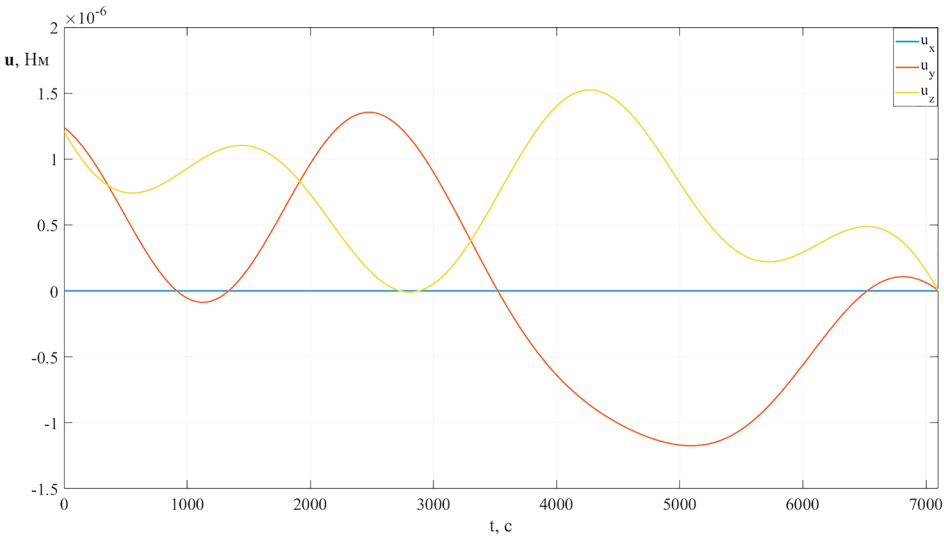


Рис. 6. Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа канала по оси Ox

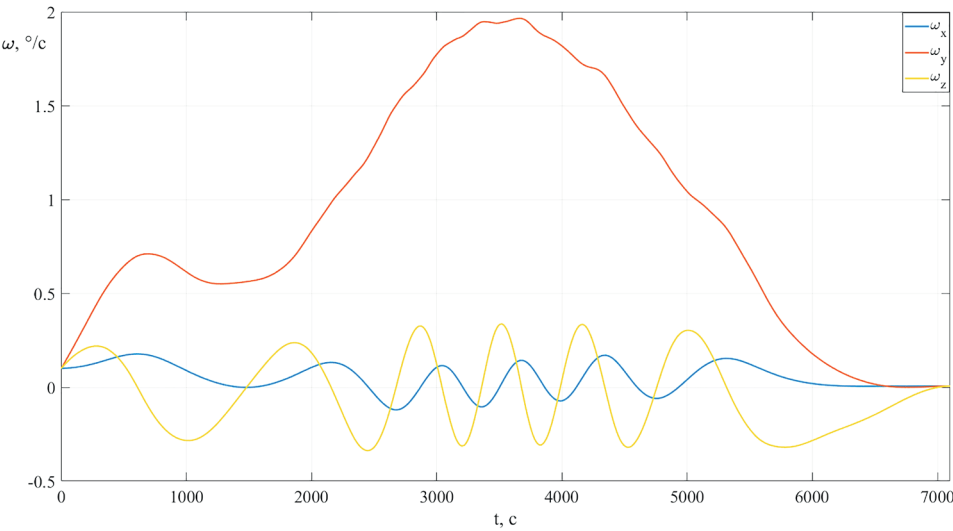
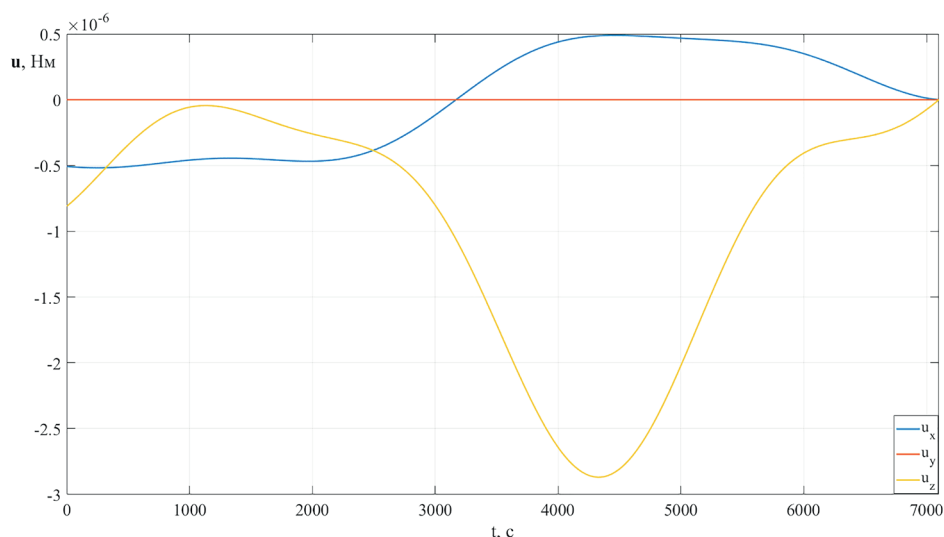
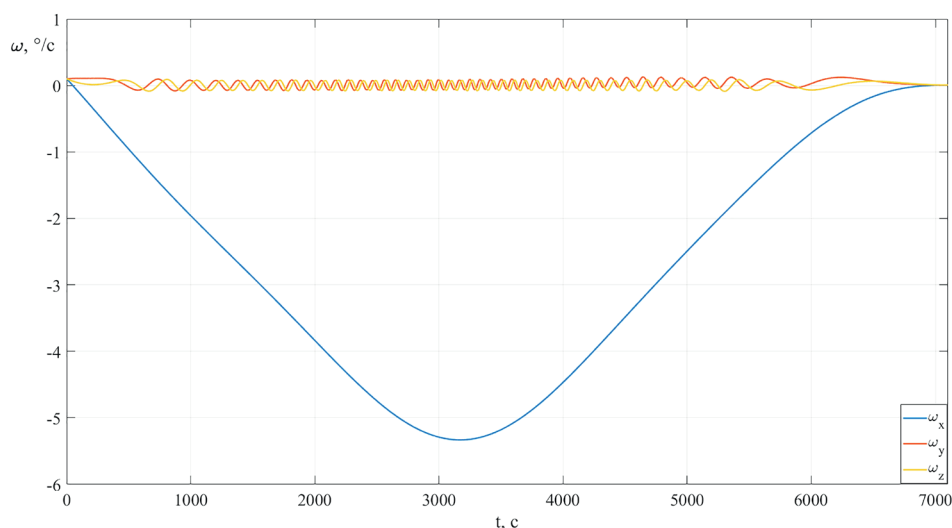


Рис. 7. Зависимость компонентов угловой скорости от времени в случае отказа канала по оси Ox

Рис. 8. Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа канала по оси Oy Рис. 9. Зависимость компонентов угловой скорости от времени в случае отказа канала по оси Oy

При отказе канала по оси Ox величины компонент угловой скорости в процессе переориентации не превысили $2^\circ/\text{с}$ (см. рис. 7), а управляющего момента по оставшимся каналам – $1,5 \cdot 10^{-6}$ Нм (см. рис. 6).

При выходе из строя канала по оси Oz МКА ведет себя так же, как и при отказе канала Oy , что объясняется близостью моментов инерции. Как видно из рисунков, компоненты угловой скорости в процессе переориентации не превысили $6^\circ/\text{с}$ (см. рис. 9), что допустимо, а значение управляющего момента по оставшимся каналам составило не более $3 \cdot 10^{-6}$ Нм (см. рис. 8). Это достижимо для магнитных исполнительных устройств, которые наиболее часто используются в МКА нанокласса стандарта CubeSat.

Суммарную погрешность решения задачи переориентации принято рассчитывать в соответствии с [54]

$$\delta = \arccos\left[\frac{1}{2}\left(\text{trace}\left(\mathbf{A}^T(\mathbf{q}_k)\mathbf{A}^T(\mathbf{q}_k^{факт})\right)-1\right)\right], \tag{10}$$

а мерой погрешности по угловым скоростям будет служить разность по модулю

$$\Delta\omega_j = \left|\omega_{jk} - \omega_j(t_k)\right|,$$

где $j = x, y, z$.

Т а б л и ц а 3

Погрешности решения задачи переориентации при одном отказавшем канале

Параметр	Погрешность			
	при штатной работе	при отказе канала x	при отказе канала y	при отказе канала z
Ориентация, $^\circ$	0,0015	0,0021	0,0461	0,0289
Модуль угловой скорости $ \omega ^\circ/\text{с}$	менее $3,4\cdot 10^{-7}$			

Как видно из табл. 3, достигаемая точность решения терминальной задачи (7) является достаточной, чтобы обеспечить выполнение подавляющего большинства целевых миссий научных МКА.

На рис. 10–15 приведены графики, иллюстрирующие решение задачи переориентации МКА (7) по номинальной программе (8) при двух отказавших каналах управления. Время переориентации $t_k = 10\,800\text{ с}$.

Как следует из рис. 10, 12 и 14, величина управляющего момента при различных комбинациях отказов не превышает $2\cdot 10^{-6}\text{ Нм}$. Рис. 11, 13, и 15 показывают, что значения компонент угловой скорости МКА в процессе переориентации не превышают $5^\circ/\text{с}$.

Т а б л и ц а 4

Погрешности решения задачи переориентации при двух вышедших из строя каналах

Параметр	Погрешность			
	при штатной работе	при отказе каналов x и y	при отказе каналов x и z	при отказе каналов y и z
Ориентация, $^\circ$	0,0015	0,002	0,0557	0,183
Модуль угловой скорости $ \omega ^\circ/\text{с}$	менее $1,4\cdot 10^{-5}$			

Как видно из табл. 4, достигаемая точность решения терминальной задачи (7) является достаточной, чтобы обеспечить выполнение большей части целевых миссий научных МКА.

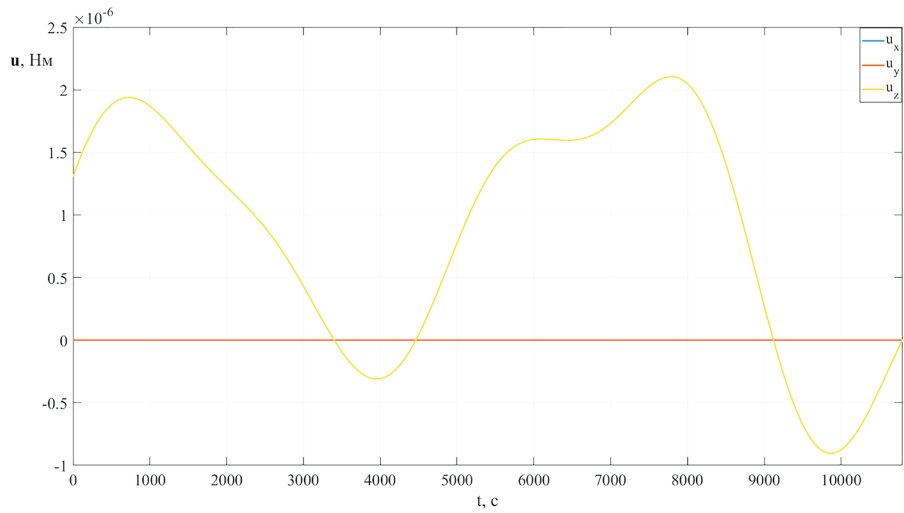


Рис. 10. Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oy

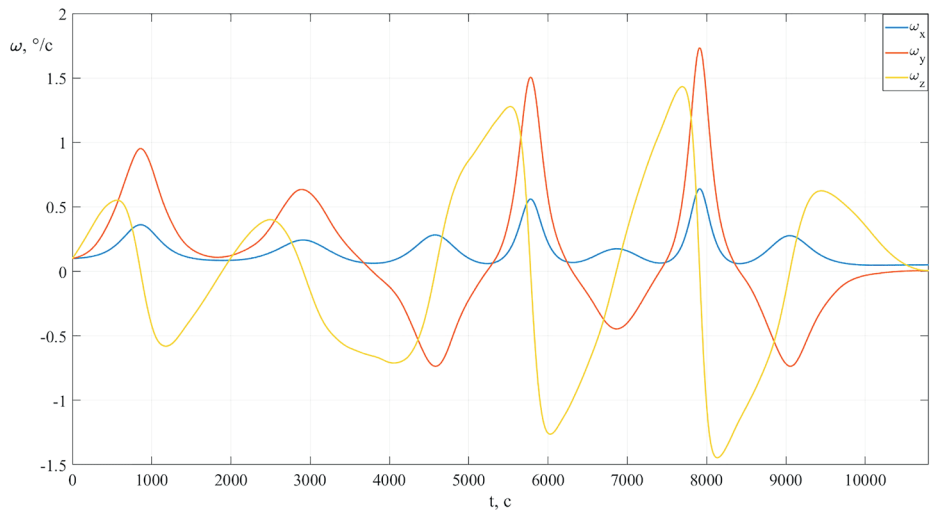


Рис. 11. Зависимость компонент угловой скорости от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oy

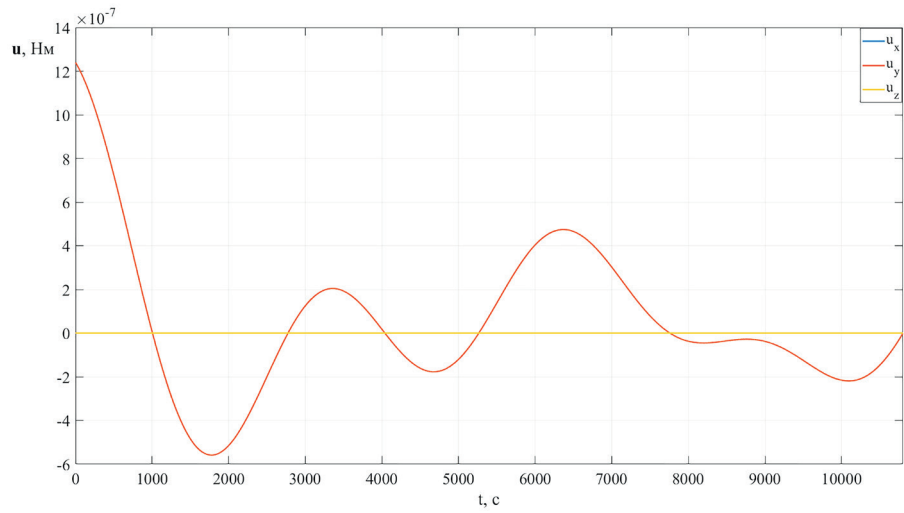


Рис. 12. Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oz

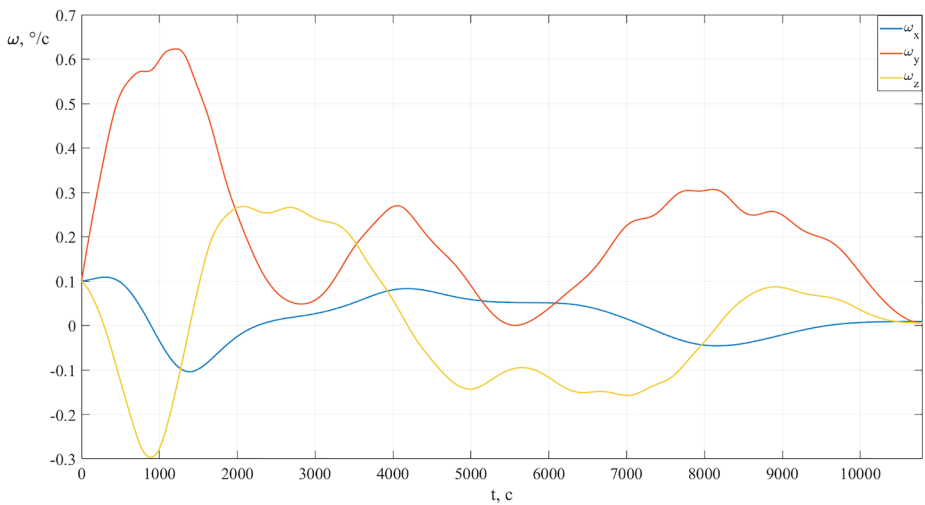


Рис. 13. Зависимость компонент угловой скорости от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oz

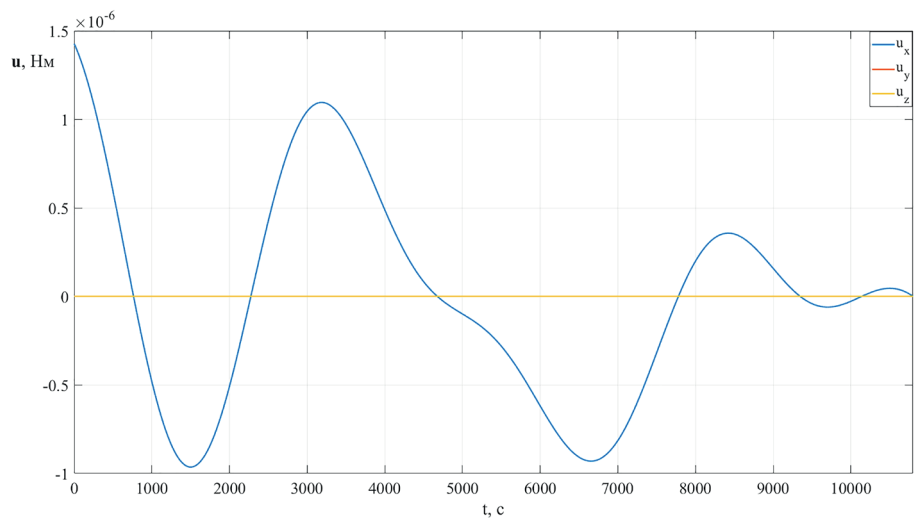


Рис. 14. Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа каналов по осям Oy и Oz

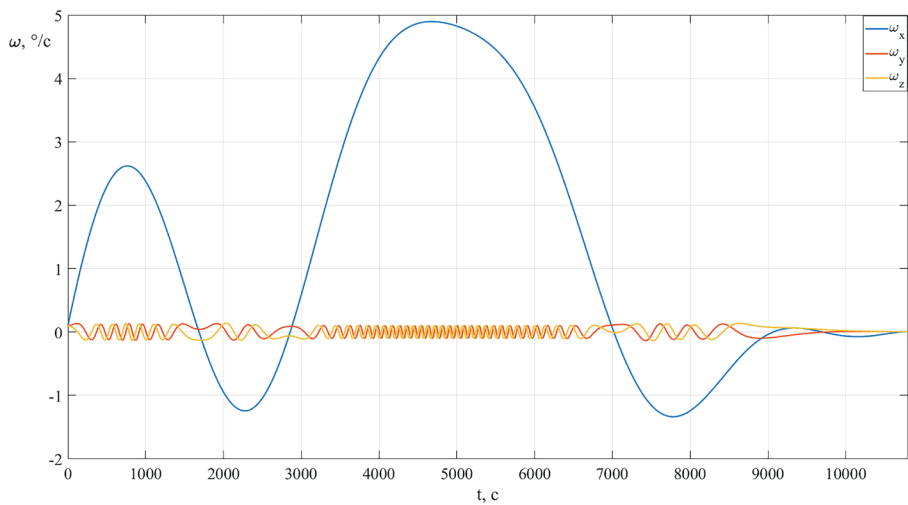


Рис. 15. Зависимость компонент угловой скорости от времени в случае отказа каналов по осям Oy и Oz

Выводы

В настоящей работе рассмотрен подход к построению адаптивной системы управления угловым движением МКА научного назначения.

Для детектирования отказов измерительных средств, которыми наиболее часто оснащаются МКА научного назначения, предложен цифровой двойник, позволяющий спрогнозировать измерения на требуемый момент времени, что обеспечивает возможность адаптации бортовой математической модели к текущим условиям функционирования и состоянию МКА. Описана методика диагностики дефектов измерительных средств путем сравнения прогнозных значений, рассчитанных в цифровом двойнике, с измеренными.

Компенсировать отказы отдельных каналов исполнительных устройств предлагается с помощью алгоритма управления со структурой в виде четных рядов Фурье. Решение задачи свелось к расчету 34 коэффициентов при выходе из строя одного канала и 17 – в случае поломки двух каналов четного ряда Фурье. Коэффициенты находились посредством алгоритма дифференциальной эволюции. При этом время, затрачиваемое на переориентацию при отказе одного канала, составляет порядка 1,5 витка, а при отказе двух каналов – 2 витка. Величина управляющего момента не превысила $3 \cdot 10^{-6}$ Нм, что достижимо при использовании магнитных исполнительных устройств, которые наиболее часто размещаются на МКА нанокласса стандарта CubeSat.

Полученные результаты имеют прикладное значение и полезны для разработчиков указанного типа МКА в целях повышения автономности их функционирования.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
№ 23-67-10007, <https://rscf.ru/project/23-67-10007/>.*

ЛИТЕРАТУРА

1. Puig-Suari, J., Turner, C., Twiggs, R.J., CubeSat: The Development and Launch Support Infrastructure for Eighteen Different Satellite Customers on One Launch, *AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2001.
2. Bouwmeester, J. and Guo, J., Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology, *Acta Astronautica*, 2010, vol. 67, pp. 854–862.
3. Selva, D., Krejci, D., A survey and assessment of the capabilities of Cubesats for Earth observation, *Acta Astronautica*, 2012, vol. 74, pp. 50–68.
4. Nanosats Database. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nanosats.eu/> (дата обращения 27.03.2025).
5. Ivanov, D., Attitude motion and sensor bias estimation onboard the SiriusSat-1 nanosatellite using magnetometer only, *Acta Astronautica*, 2021, vol. 188, pp. 295–307, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.07.038>.
6. Carletta, S., Teofilatto, P., and Farissi, M.S., A magnetometer only attitude determination strategy for small satellites: Design of the algorithm and hardware-in the loop testing, *MDPI Aerospace*, 2020, vol. 7, no. 1, <https://doi.org/10.3390/aerospace7010003>.
7. Ivanov, D., Ovchinnikov, M., Ivlev, N., and Karpenko, S., Analytical study of microsatellite attitude determination algorithms, *Acta Astronautica*, 2015, vol. 116, pp. 339–348, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.07.001>.
8. Markley, F.L., Crassidis, J.L., Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control, *Springer*, 2014.
9. Yang, Y., *Spacecraft modeling, attitude determination, and control: quaternion-based approach*, Rockville, Maryland, USA: CRC Press, 2019.

10. Tkachev, S., Mashtakov, Y., Ivanov, D. Roldugin, D., Ovchinnikov, M., Effect of Reaction Wheel Imbalances on Attitude and Stabilization Accuracy, *Aerospace*, 2021, 8, 252, <https://doi.org/10.3390/aerospace8090252>.
11. Roldugin, D., Okhitina, A., Monakhova, U., Ovchinnikov, M., Comparison of Feedback Three-Axis Magnetic Attitude Control Strategies, *Aerospace*, 2023, 10, 975. <https://doi.org/10.3390/aerospace10120975>.
12. Saleh, J.H., Castet, J.-F., Spacecraft Reliability and Multi-state Failures a Statistical Approach John, Wiley & Sons, 2011, 224.
13. Tafazoli, M., A study of on-orbit spacecraft failures, *Acta Astronautica*, 2009, 64 (2–3), pp. 195–205, doi: 10.1016/j.actaastro.2008.07.019.
14. Wayer, J.K. Castet, J.-F. and Saleh, J.H., Spacecraft attitude control subsystem: Reliability, multi-state analyses, and comparative failure behavior in LEO and GEO, *Acta Astronautica*, 2013, vol. 85, pp. 83–92, doi: 10.1016/j.actaastro.2012.12.003.
15. Yin, S., Xiao, B., Ding, S. X. and Zhou, D., A Review on Recent Development of Spacecraft Attitude Fault Tolerant Control System, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2016, vol. 63, no. 5, pp. 3311–3320, doi: 10.1109/TIE.2016.2530789.
16. Tudoroiu, N., Khorasani, K., Satellite fault diagnosis using a bank of interacting Kalman filters, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2007, vol. 43, pp. 1334–1350, doi: 10.1109/TAES.2007.4441743.
17. Pirmoradi, F.N., Sassani, F., and de Silva, C.W., Fault detection and diagnosis in a spacecraft attitude determination system, *Acta Astronautica*, 2009, vol. 65, pp. 710–729, doi: 10.1016/j.actaastro.2009.03.002.
18. Henry, D., Fault diagnosis of microscope satellite thrusters using H-infinity/H- filters, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008., vol. 31, pp. 699–711, doi: 10.2514/1.31003.
19. Gao, Z.F., Jiang, B., Shi, P. and Cheng, Y. H., Sensor fault estimation and compensation for microsatellite attitude control systems, *International Journal of Control Automation and Systems*, 2010, vol. 8, pp. 228–237, DOI: 10.1080/00207721.2010.517867.
20. Gao, C. Y., Zhao, Q., Duan, G. R., Robust actuator fault diagnosis scheme for satellite attitude control systems, *Journal of the Franklin Institute*, 2013 vol. 350, pp. 2560–2580, doi: 10.1016/j.jfranklin.2013.02.021.
21. Zhang, J., Swain, A. K., Nguang, S. K., Robust sensor fault estimation scheme for satellite attitude control systems, *Journal of the Franklin Institute*, 2013, vol. 350, pp. 2581–2604, doi: 10.1016/j.jfranklin.2013.06.010.
22. Pukdeboon, C., Zinober, A. S. I., Thein, M. W. L., Quasi-continuous higher order sliding-mode controllers for spacecraft attitude tracking maneuvers, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2010, vol. 57, pp. 1436–1444, doi: 10.1109/TIE.2009.2030215.
23. Zhao, S.L., Zhang, Y.C., SVM classifier based fault diagnosis of the satellite attitude control system, *2008 International Conference on Intelligent Computation Technology and Automation*, Changsha, China, 2008, pp. 907–911.
24. Li, Z., Ma, L., Khorasani, K., A dynamic neural network-based reaction wheel fault diagnosis for satellites, *International Joint Conference on Neural Networks*, Vancouver, BC, Canada, 2006, pp. 3714–3721.
25. Williamson, W.R., Speyer, J.L., Dang, V.T., and Sharp, J., Fault Detection and Isolation for Deep Space Satellites, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Honolulu, USA, 2008, pp. 1570–1584.
26. Li, Z.Z., Liu, G.H., Zhang, R. and Zhu, Z.C., Fault detection, identification and reconstruction for gyroscope in satellite based on independent component analysis, *Acta Astronautica*, 2011, vol. 68, pp. 1015–1023, DOI: 10.1016/j.actaastro.2010.09.010.
27. Hu, D., Sarosh, A. and Dong, Y.F., A novel KFCM based fault diagnosis method for unknown faults in satellite reaction wheels, *ISA Transactions*, 2012, vol. 51, pp. 309–316, doi: 10.1016/j.isatra.2011.10.005.
28. Hu, Q., Shi, Y., Shao, X., Adaptive fault-tolerant attitude control for satellite reorientation under input saturation, *Aerospace Science and Technology*, 2018, vol. 78, pp. 171–182. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.04.015>.
29. Nasir, A., Atkins, E.M., Fault tolerance for spacecraft attitude management, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Toronto, Canada, 2010.
30. Kruk, J.W., Class, B.F., Rovner, D., Westphal, J., Ake, T.B., Moos, H.W., Roberts, B., and Fisher, L., FUSE in-orbit attitude control with two reaction wheels and no gyroscopes, *The Conference on Future EUV/UV and Visible Space Astrophysics Missions and Instrumentation*, Bellingham, 2003.

31. Sweeting, M.N., Hashida, Y., Bean, N.P., Hodgart, M.S. and Steyn, H., CERISE microsatellite recovery from first detected collision in low Earth orbit, *Acta Astronautica*, 2004, vol. 55, pp. 139–147, doi: 10.1016/S0094-5765(03)00062-6.
32. ГОСТ Р 57700.37–2021. Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники изделий. Общие положения.
33. Крылов В.И. Основы теории движения ИСЗ (часть вторая: возмущенное движение): учебное пособие. М.: МИИГАиК, 2016. 67 с.
34. Белоконов И.В., Тимбай И.А., Николаев П.Н. Анализ и синтез движения аэродинамически стабилизированных космических аппаратов нанокласса формата CubeSat // *Гироскопия и навигация*. 2018. Т. 26. № 3 (102). С. 69–91. DOI 10.17285/0869-7035.2018.26.3.069-091.
35. Picone, J.M., Hedin, A.E., Drob, D.P., Aikin, A.C., NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues, *Journal of Geophysical Research Atmospheres*, 2002, 107 (A12), doi:10.1029/2002JA009430.
36. Sinpetru, L.A., Crisp, N.H., Mostaza-Prieto, D., Livadiotti, S., Roberts, P.C.E., ADBSat: Methodology of a novel panel method tool for aerodynamic analysis of satellites, *Preprint submitted to Computer Physics Communications*, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.cpc.2022.108326>.
37. Bird, G.A., *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*. Oxford: Clarendon Press, 1994.
38. Николаев П.Н., Эспиноза В.А.С., Щербаков М.С., Соболев Д.Д. Калибровка бортовых магнитометрических датчиков системы ориентации университетского наноспутника SamSat-ION // *Гироскопия и навигация*. 2023. Т. 31. №3 (122). С. 109–121. EDN: WUENOL.
39. Syed, Z.F., Aggarwal, P., Goodall, C., Niu, X., El-Sheimy, N., A new multi-position calibration method for MEMS inertial navigation systems, *Measurement Science and Technology*, 2007 May 15; 18(7):1897, doi 10.1088/0957-0233/18/7/016.
40. Hajiyeve, C., Soken, H.E., *Fault Tolerant Attitude Estimation for Small Satellites* (1st ed.), CRC Press, 2020, <https://doi.org/10.1201/9781351248839>.
41. Zheng, T., Zheng, F., Rui, X., Ji, X., A Precise Algorithm for Computing Sun Position on a Satellite, *Journal Aerospace Technology and Management*, 2019, vol. 11, doi: 10.5028/jatm.v11.1048.
42. Hajiyeve, C., Orbital Calibration of Microsatellite Magnetometers Using a Linear Kalman Filter, *Measurement Techniques*, 2015, 58, 1037–1043, <https://doi.org/10.1007/s11018-015-0838-4>.
43. Soken, H.E., Hajiyeve, C., UKF based in-flight calibration of magnetometers and rate gyros for pico satellite attitude determination, *Asian Journal of Control*, 2012, 14, no. 3, 707–715, doi: 10.1002/asjc.368.
44. Belokonov, I.V., Lomaka, I.A., In-flight calibration of nanosatellites inertia tensor: The algorithm and requirements for on-board sensors, *Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC*, 2018.
45. Крамлих А.В., Николаев П.Н., Рылько Д.В. Бортовой двухэтапный алгоритм определения ориентации наноспутника SamSat-ION // *Гироскопия и навигация*. 2023. Т. 31. №2 (121). С. 65–85. EDN: FBUMKZ.
46. Cilden-Guler, D., Hajiyeve, C., SVD-Aided EKF for Nanosatellite Attitude Estimation Based on Kinematic and Dynamic Relations, *Gyroscopy and Navigation*, 2023, vol. 14, pp. 366–379.
47. Searcy, J.D., Pernicka, H.J., Magnetometer-Only Attitude Determination Using Novel Two-Step Kalman Filter Approach, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2012, vol. 35, pp. 1639–1701.
48. Белоконов И.В., Крамлих А.В. Методика восстановления ориентации космического аппарата при комплексировании магнитометрических и радионавигационных измерений // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва*. 2007. №1 (12). С. 22–30.
49. Belokonov, I.V., Kramlikh, A.V., Lomaka, I.A., Nikolaev, P.N., Reconstruction of a Spacecraft's Attitude Motion Using the Data on the Current Collected from Solar Panels, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2019, vol. 58, issue 2, pp. 286–296.
50. Belokonov, I.V., Lomaka, I.A., Postflight Recovery of the Rotational Motion of a Small Space Vehicle from Solar Sensor Information, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2023, vol. 62, issue 2, pp. 214–224.
51. Elisov, N.A., Kramlikh, A.V., Lomaka, I.A., Avariaskin, D.P., An attitude control by the functional series in the problem of nanosatellite reorientation, *Aerospace Science and Technology*, 2023, vol. 132, doi: 10.1016/j.ast.2022.108038.
52. Елисов Н.А., Крамлих А.В., Ломака И.А. Синтез номинальных траекторий переориентаций малоразмерного космического аппарата при отказе одного канала управления // *Мехатроника, автоматизация, управление*. 2023. №24 (11). С. 608–615. <https://doi.org/10.17587/mau.24.608-615>.

53. Storn, R., Price, K., Differential Evolution – A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces, *Journal of Global Optimization*, 1997, no. 11, pp. 341–359.
54. Hall, D., Spacecraft Attitude Dynamics and Control, *Virginia Polytechnic Institute and State University: Blacksburg*, 2003.
-

Kramlikh, A.V. (Samara National Research University)

An Adaptive Attitude Control System for Small Satellites, *Гироскопия и Навигация*, 2025, vol. 33, no. 1 (128), pp. 106–124.

Abstract. The paper describes an approach to designing an attitude control system for small spacecraft (SS), adaptive to possible failures of sensors and actuators. With this aim in view, the system loop includes its digital twin, which is designed to detect failures of measuring equipment using predicted measurement values calculated based on onboard adaptive SS motion models. This approach increases the SS onboard computational burden, but prevents processing of unreliable measurement data in the feedback loop. Compensation for the failure of sensors and actuators is performed by reconfiguring the algorithmic support used to determine the SS attitude. To compensate for failures of actuators' individual channels, an algorithm for SS attitude control is proposed, the structure of which has the form of even Fourier series.

Key words: small spacecraft, digital twin, control, reorientation, failure

Материал поступил 04.10.2024