

ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫЙ КОНТУР УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ МАЛОРАЗМЕРНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.В. Крамлих

Самарский университет

kramlikh@mail.ru

В докладе описывается подход к построению отказоустойчивого контура управления угловым движением малоразмерного космического аппарата (МКА), адаптивного к возможным отказам измерительных и исполнительных устройств. Подход основан на идее включения в контур системы её цифрового двойника, который предназначен 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 путём реконфигурации алгоритмического обеспечения, с помощью которого определяется ориентация МКА. Для компенсации отказов отдельных каналов исполнительных устройств предложены алгоритмы управления угловым движением МКА.

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 её 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. 1).

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.

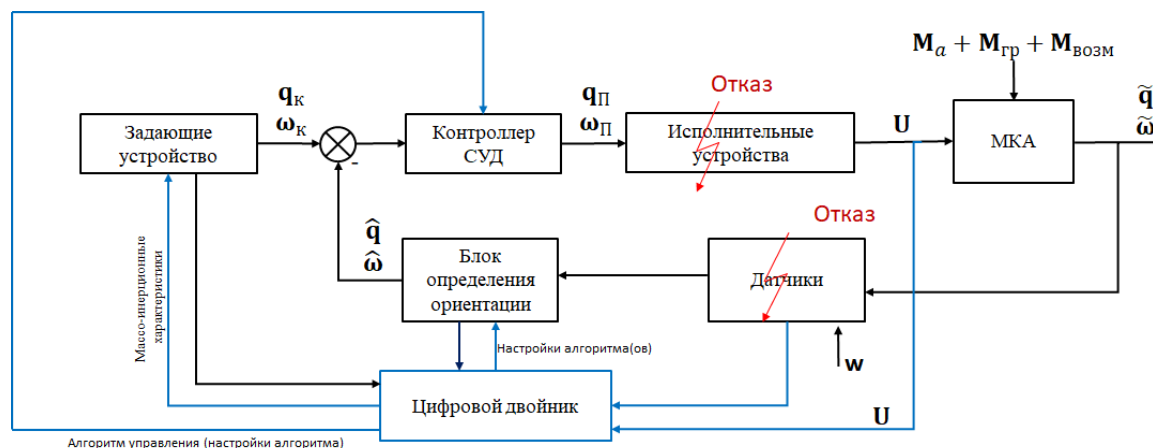


Рисунок 1 – Структурная схема контура управления угловым движением МКА с цифровым двойником

Цифровой двойник системы управления угловым движением МКА

В соответствии с [1], цифровой двойник изделия – система, состоящая из его цифровой модели изделия и двусторонних информационных связей с ним (при его наличии) и/или 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 предоставлена на рис. 2.

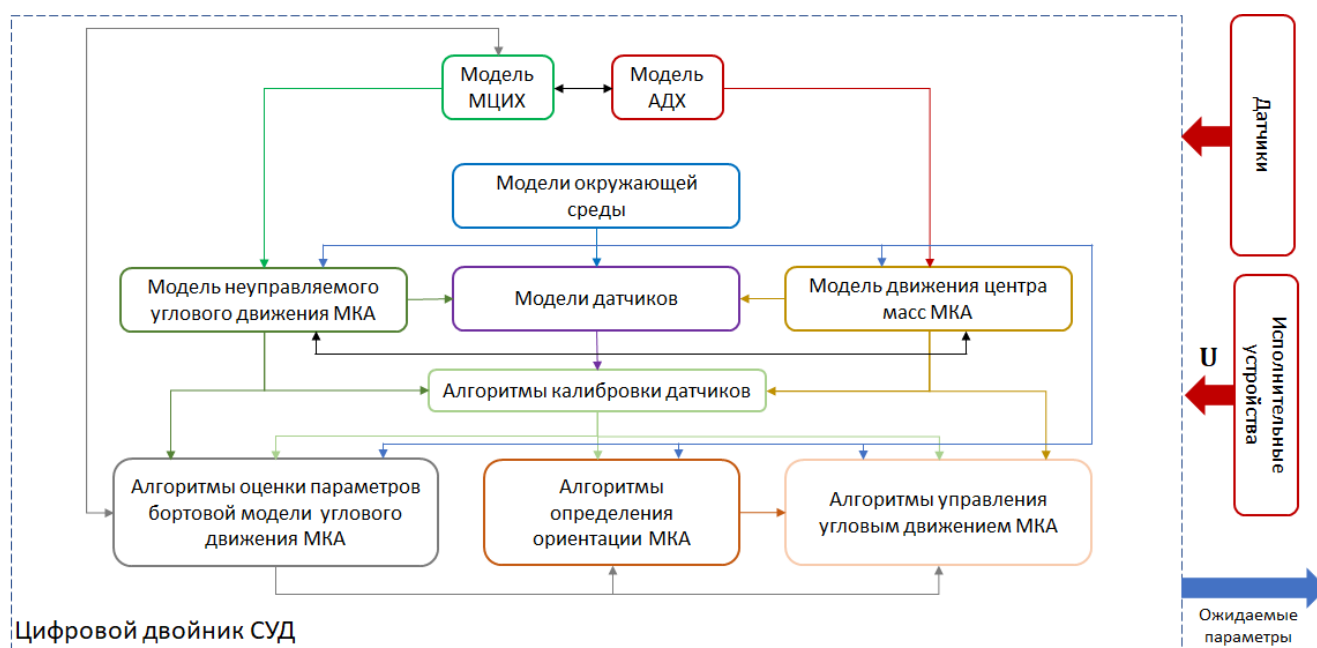


Рисунок 2 – Схема взаимодействия моделей и алгоритмов в цифровом двойнике

(МЦИХ – массоцентровочные и инерционные характеристики (масса, положение центра масс, тензор инерции); АДХ – аэродинамические характеристики (положение центра давления, коэффициент лобового сопротивления))

Методика детектирования отказов измерительных средств

Чтобы компенсировать последствия воздействия факторов космического пространства на чувствительные элементы измерительных средств СУД МКА, например смещение нуля, необходимо периодически проводить их калибровку [2-4]. Процедура диагностики отказов измерительных средств состоит из нескольких этапов.

Этап 1. Идентификация параметров МКА (бортовой модели движения – массы, тензора инерции) по результатам обработки измерений, произведённых на предыдущем этапе полёта [5].

Выполняется, если МКА оснащён трансформируемыми элементами или двигательной установкой.

Этап 2. Прогнозирование параметров движения центра масс МКА углового движения МКА на требуемый момент времени.

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

Этап 4. Пересчёт вектора модельного измерения из ОСК в ССК, полученный результат назовём расчётным измерением.

Этап 5. Вычисление величины δ как разницы между расчётным 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} задаётся для каждого типа измерений с учётом уровня их шума по результатам наземных испытаний (наземной калибровки) или вычисляется в полёте. Если наземные испытания провести невозможно, берутся номинальные (паспортные) значения.

Построение отказоустойчивой прямой цепи системы управления угловым движением МКА

Задача решается при следующих допущениях:

- 1) Максимальная величина управляющего момента в штатном случае $u_{max} = 5 \cdot 10^{-6}$ Н · м.
- 2) Ограничение на время переориентации $T = 3$ витка, т.е. $T = 16200$ с.
- 3) Начальная угловая скорость по каждой компоненте не превышает 5 орбитальных ($\omega_{i0} \leq 5\omega_{орб} \approx 0,3$ °/с, $i = x, y, z$).

Уравнения, описывающие угловое движение МКА, запишем в отклонениях, т.е. с использованием переменных

$$\boldsymbol{\omega}_e = \boldsymbol{\omega}_{\text{треб}} - \boldsymbol{\omega}, \mathbf{q}_e = \mathbf{q}_{\text{треб}} - \mathbf{q}, \quad (1)$$

где $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ – вектор абсолютной угловой скорости; $\mathbf{q} = [q_0, \mathbf{q}_v]^T = [q_0, q_1, q_2, q_3]^T$ – нормированный кватернион (q_0 – скалярная часть кватерниона; $\mathbf{q}_v = [q_1, q_2, q_3]^T$ – векторная часть кватерниона).

С учётом (1) кинематические уравнения запишутся в виде:

$$\dot{\mathbf{q}}_e = \begin{bmatrix} \dot{q}_{e0} \\ \dot{\mathbf{q}}_{ev} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\boldsymbol{\omega}_e^T \mathbf{q}_{ev} \\ q_{e0} \boldsymbol{\omega}_e - \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{q}_{ev} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Динамические уравнения

$$\mathbf{I} \dot{\boldsymbol{\omega}}_e + \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}_e = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_{гр} + \mathbf{U}. \quad (3)$$

Для вывода закона управления необходимо задать поверхность скольжения. Зададим нелинейную поверхность скольжения в виде:

$$\mathbf{S} = \boldsymbol{\omega}_e + k_q \cdot [1 - e^{-\alpha \cdot \mathbf{q}_{ev}}], \quad (4)$$

где k_q, α – коэффициенты (которые будут определены позже).

Управление, согласно принципу скользящего режима, представляется в виде:

$$\mathbf{U} = \mathbf{U}_{eq} + \mathbf{U}_{sw}, \quad (5)$$

где \mathbf{U}_{eq} – эквивалентное управление для компенсации известных возмущений; \mathbf{U}_{sw} – управление для компенсации неучтённых возмущений.

Управление \mathbf{U}_{sw} зададим в виде:

$$\mathbf{U}_{sw} = -k_s \cdot th(\mathbf{S}), \quad (6)$$

где k_s – положительный коэффициент; $th(\)$ – гиперболический тангенс.

Эквивалентное управление \mathbf{U}_{eq} находится из условия $\dot{\mathbf{S}} = 0$. Для нахождения $\dot{\mathbf{S}}$ необходимо определить, будут ли коэффициенты (k_q, α) скользящей поверхности (4) постоянными или изменяться по времени.

Рассмотрим два случая:

1) коэффициенты скользящей поверхности постоянные, но зависящими от начальной угловой скорости (назовём этот случай квазиадаптивным);

2) коэффициенты скользящей поверхности являются функциями времени (назовём этот случай адаптивным).

Квазиадаптивный закон управления угловым движением МКА

Предполагая, что компоненты начальной угловой скорости МКА не превышают величину $5\omega_{orb}$, экспериментальным путём было получено, что коэффициенты скользящей поверхности (4) связаны соотношением:

$$\alpha = a \cdot e^{b \cdot k_q} + c \cdot e^{d \cdot k_q}. \quad (7)$$

Продифференцируем скользящую поверхность:

$$\dot{\mathbf{S}} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_e + k_q \cdot \alpha \cdot \dot{\mathbf{q}}_{ev} \cdot e^{-\alpha \cdot \mathbf{q}_{ev}}. \quad (8)$$

Приравняв к нулю производную скользящей поверхности (8) и подставив вместо $\dot{\boldsymbol{\omega}}_e$ его выражение из (3) найдём эквивалентное управление:

$$\mathbf{U}_{eq} = \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega}_e - \mathbf{M}_a - \mathbf{M}_{гр} - \mathbf{I} \cdot k_q \cdot \alpha \cdot \dot{\mathbf{q}}_{ev} \cdot e^{-\alpha \cdot \mathbf{q}_{ev}}. \quad (9)$$

Тогда с учётом (6) и (9) искомое управление примет вид:

$$\mathbf{U} = \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega}_e - \mathbf{M}_a - \mathbf{M}_{гр} - \mathbf{I} \cdot k_q \cdot \alpha \cdot \dot{\mathbf{q}}_{ev} \cdot e^{-\alpha \cdot \mathbf{q}_{ev}} - k_s \cdot th(\mathbf{S}). \quad (10)$$

Адаптивный закон управления угловым движением МКА

Для получения адаптивного закона управления необходимо записать дифференциальные уравнения для коэффициентов k_q, α .

Модифицировав уравнение из [6], дифференциальное уравнение для k_q запишем в виде:

$$\dot{k}_q = |\mathbf{S}| |\mathbf{q}_{ev}|.$$

Для получения дифференциального уравнения (ДУ), описывающего изменение коэффициента α , продифференцируем (7):

$$\dot{\alpha} = a \cdot b \cdot \dot{k}_q \cdot e^{b \cdot k_q} + c \cdot d \cdot \dot{k}_q \cdot e^{d \cdot k_q}. \quad (11)$$

С учётом числовых значений коэффициентов a, b, c, d первым слагаемым в (11) можно пренебречь. Тогда, ДУ, описывающее изменение коэффициента α примет вид:

$$\dot{\alpha} = c \cdot d \cdot \dot{k}_q \cdot e^{d \cdot k_q}. \quad (12)$$

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 путём сравнения прогнозных значений, рассчитанных в цифровом двойнике, с измеренными.

Компенсировать отказы отдельных каналов исполнительных устройств предлагается с помощью алгоритмов (квазиадаптивного и адаптивного) управления.

Исследование выполнено при финансовой поддержке гранта РНФ № 23-67-10007, <https://rscf.ru/project/23-67-10007/>.

Список литературы:

1. ГОСТ Р 57700.37–2021. Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники изделий. Общие положения.
2. Markley F.L., Crassidis J.L. *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*, Springer, 2014.
3. Hajiyev 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>.
4. Soken H.E., Hajiyev 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.
5. 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.
6. Sadigh, S.M. Adaptive finite-time fault-tolerant control for nano-satellite attitude tracking under actuator constraints / S.M. Sadigh, A. Kashaninia, S.M.M. Dehghan // *Aerospace Science and Technology*. 2023. Vol. 138. P. 108337. DOI: 10.1016/j.ast.2023.108337.