

Н. А. Елисов, канд. тех. наук, ст. науч. сотр., mr07th@gmail.com,
А. В. Крамлих, канд. тех. наук, доц., kramlikh.av@ssau.ru,
И. А. Ломака, канд. тех. наук, ст. науч. сотр., igorlomaka63@gmail.com,
 Самарский университет им. Королева

Синтез номинальных траекторий переориентаций малоразмерного космического аппарата при отказе одного канала управления*

Обсуждаются вопросы синтеза программного управления переориентацией малоразмерного космического аппарата. Рассматривается пространственное угловое движение малоразмерного космического аппарата нанокласса, описываемое в кватернионной форме. При описании углового движения малоразмерного космического аппарата учитываются внешние моменты — гравитационный и аэродинамический. Переориентация малоразмерного космического аппарата происходит из некоторого начального положения (при этом в работе принимается, что компоненты угловой скорости не превышают $0,1 \text{ }^\circ/\text{с}$) в требуемое конечное положение за наперед заданное время. Подход основан на представлении структуры программы управления в виде четных рядов Фурье. Выбор четных рядов Фурье обусловлен тем фактом, что они позволяют описывать сложное поведение программы управления. Коэффициенты четных рядов Фурье определяются в результате решения задачи оптимизации с помощью метода нулевого порядка. В качестве метода нулевого порядка выбран метод дифференциальной эволюции. Ранее такой подход показал свою эффективность при построении номинальной траектории переориентации малоразмерного космического аппарата в случае штатного функционирования каналов управления. В работе рассматривается подход к построению программного управления в случае отказа одного канала управления. Задача построения программного управления сводится к задаче поиска 34 коэффициентов, обеспечивающих выполнение граничных условий. Приводятся результаты численного моделирования, подтверждающие возможность решения задачи построения номинальной программы управления ориентаций малоразмерного космического аппарата в случае отказа одного канала управления. Для сравнения приводятся результаты решения задачи как для штатной работы исполнительных устройств, так и в случае отказа одного канала управления. Из результатов численного моделирования видно, что значение управляющего момента отличается на порядок в случае отказа одного канала, но является достижимой для магнитных исполнительных устройств, которые часто используются для малоразмерных космических аппаратов нанокласса стандарта CubeSat.

Ключевые слова: малоразмерный космический аппарат, переориентация, отказ канала управления, ряды Фурье, дифференциальная эволюция

Введение

В настоящее время широкую популярность приобрели малоразмерные космические аппараты (МКА) микро- и нанокласса (микроспутники и, в особенности, наноспутники). Такой класс космических аппаратов (КА) стал популярным благодаря тому, что их создание и проектирование, по сравнению с более крупными КА, не требует значительных финансовых и временных затрат, при этом позволяет провести летные испытания как отдельных систем, так и новых технических решений в условиях космического пространства прежде, чем применять их в дорогостоящих космических миссиях. По данным Интернет-ресурса <https://www.nanosats.eu/> [1] по состоянию на 01.01.2023 среди запущенных МКА нанокласса лидируют наноспутники формата CubeSat (1960 из 2138), что объясняется унифицированной модульной конструкцией МКА.

Для выполнения большинства космических миссий необходимо обеспечить требуемую ори-

ентацию и переориентацию КА. Задача переориентации КА в различных постановках рассмотрена в целом ряде работ [2—17]. Однако во всех этих работах она решается при условии штатного (нормального) функционирования исполнительных органов управления. Кроме этого, стоит отметить, что при формировании номинальной программы управления угловым движением КА, особенно в оптимизационной постановке, не учитываются моменты внешних сил. Для повышения адекватности бортовой математической модели углового движения МКА требуется учет возмущающих ускорений, поскольку они могут быть существенно выше, чем для больших КА.

Одной из значимых особенностей МКА является то, что элементы контура управления его угловым движением создаются из коммерческих комплектующих, которые не отличаются высокой надежностью, поэтому важно сохранить работоспособность контура управления угловым движением, в том числе за счет формирования программного управления при отказе одного из исполнительных органов управления.

Отказоустойчивые системы управления разделяют на пассивные и активные [18]. Пассив-

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

ные системы представляют собой фиксированную структуру управления, допускающую ограниченные типы ошибок, включая некоторые прогнозируемые ошибки. При таком подходе нет необходимости разрабатывать модуль обнаружения неисправностей и диагностики (ОНД) для наблюдения за неисправностями в режиме реального времени [19–22]. Такой подход обладает высокой устойчивостью к системным сбоям и обычно требует, чтобы система была оснащена резервным исполнительным и измерительным устройствами [23]. Для МКА подход с резервированием измерительных устройств допустим, а резервирование исполнительных устройств, ввиду малых габаритных размеров МКА, затруднителен.

Принцип работы активных систем заключается в том, что информация о неисправностях может быть получена с использованием модуля ОНД, который обычно используется для реконфигурации коэффициентов управления или структуры управления. Модуль ОНД выполняет важную роль в активных системах, его задачей является получение информации о неисправности и обеспечение принятия решений в темпе поступления информации и реконфигурации управления [24]. Активные отказоустойчивые системы управления имеют высокую автономность и могут гарантировать, что система сохранит работоспособность при возникновении предвиденных или непредвиденных сбоев за счет более полного использования доступного программно-аппаратного обеспечения. Таким образом, преимуществами активных отказоустойчивых систем управления являются [24, 25]:

- наиболее полное использование информационной избыточности;
- реконфигурация схемы управления на основе информации от модуля ОНД;
- сохранение качества управления при некоторых неисправностях.

Предлагаемый подход к синтезу программных управлений ориентацией МКА при отказе одного из исполнительных органов управления с учетом внешних моментов (гравитационного и аэродинамического) является дополнением к существующим решениям, используемым в активных системах отказоустойчивого управления. Учет внешних моментов позволит снизить априорную неопределенность в бортовой математической модели углового движения МКА.

Постановка задачи

Для записи уравнений движения МКА относительно центра масс вводятся три правые декартовы системы координат. Связанная с МКА система координат (ССК) направлена по главным центральным осям инерции и обозначается $X_B Y_B Z_B$. Ось X_B направлена вдоль продольной оси МКА.

Абсолютная геоцентрическая система координат $X_A Y_A Z_A$ (АГСК) имеет начало в центре масс Земли. Ось X_A направлена в точку весеннего равноденствия. Ось Z_A направлена на небесный Северный полюс. Ось Y_A дополняет систему до правой.

Начало орбитальной системы координат (ОСК) $X_O Y_O Z_O$ находится в центре масс МКА. Ось X_O направлена вдоль вектора орбитальной скорости МКА. Ось Z_O направлена по радиус-вектору МКА. Ось Y_O дополняет систему до правой.

Положение ССК относительно ОСК задается тремя последовательными поворотами: на угол прецессии γ_a , на угол атаки α и на угол собственного вращения φ . Для исключения случаев вырождения уравнений углового движения МКА используются кватернионы. Уравнения связи углов Эйлера и кватерниона имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} q_0 &= \cos \frac{\alpha}{2} \cos \left(\frac{\gamma_a + \varphi}{2} \right); & q_1 &= \cos \frac{\alpha}{2} \sin \left(\frac{\gamma_a + \varphi}{2} \right); \\ q_2 &= \sin \frac{\alpha}{2} \cos \left(\frac{\gamma_a - \varphi}{2} \right); & q_3 &= \sin \frac{\alpha}{2} \sin \left(\frac{\gamma_a - \varphi}{2} \right). \end{aligned}$$

Таким образом, матрица перехода от ОСК к ССК, параметризованная кватернионом, [26] имеет вид

$$R = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 & 2(q_0 q_1 + q_2 q_3) \\ 2(q_0 q_2 + q_1 q_3) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & q_0^2 + q_3^2 - q_2^2 - q_1^2 \end{bmatrix}.$$

При описании углового движения МКА с помощью нормированного кватерниона \mathbf{q} кинематические уравнения имеют вид [3]

$$2\dot{\mathbf{q}} = \mathbf{q} \circ \boldsymbol{\omega}, \quad (1)$$

где $\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}^{bo} - \boldsymbol{\omega}^{oa}$ — вектор абсолютной угловой скорости; $\boldsymbol{\omega}^{bo}$ — вектор угловой скорости МКА в ССК относительно ОСК; $\boldsymbol{\omega}^{oa} = \left(0, \sqrt{\frac{\mu_E}{r^3}}, 0 \right)^T$ — угловая скорость ОСК относительно АГСК.

Динамические уравнения Эйлера имеют вид

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

где $\mathbf{I} = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$ — тензор инерции МКА; $\boldsymbol{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$ — вектор абсолютной угловой скорости МКА; $\mathbf{M}_a = \rho C_D S[\mathbf{d} \times \mathbf{V}^b]|\mathbf{V}^b|$ — вектор аэродинамического момента; $\mathbf{M}_{gp} = \frac{3\mu_E}{r^3}([\boldsymbol{\eta}^b \times \mathbf{I}\boldsymbol{\eta}^b])$ — вектор гравитационного момента; $\mathbf{U} = (u_x, u_y, u_z)^T$ — вектор управляющего момента (будем предполагать, что управления как функции времени непрерывны); μ_E — гравитационный параметр Земли; \mathbf{r} — радиус-вектор наноспутника; $\boldsymbol{\eta}^b$ — вектор местной вертикали в ССК; ρ — плотность атмосферы на высоте наноспутника; C_D — коэффициент лобового сопротивления; S — площадь миделевого сечения; \mathbf{d} — вектор, соединяющий центр масс и центр давления; \mathbf{V}^b — вектор орбитальной скорости в проекциях на оси ССК.

МКА, угловое движение которого описывается уравнениями (1), (2), необходимо перевести из произвольного начального положения

$$\mathbf{q}(t_0) = \mathbf{q}_0, \quad \boldsymbol{\omega}(t_0) = \boldsymbol{\omega}_0 \quad (3a)$$

в требуемое конечное положение

$$\mathbf{q}(t_k) = \mathbf{q}_k, \quad \boldsymbol{\omega}(t_k) = \boldsymbol{\omega}_k \quad (3b)$$

за фиксированный интервал времени t_k .

В работе [27] показано, что для решения задачи переориентации целесообразно использовать четные ряды Фурье.

Задача переориентации МКА с отказавшим каналом управления решается с использованием следующей структуры управления (для каждого из не отказавших каналов):

$$U(t) = \frac{A_0}{2} + \sum_{n=1}^8 A_n \cos\left(\frac{2\pi n t}{T} + \theta_n\right), \quad (4)$$

где A_0, A_n, θ_n — неизвестные параметры, подлежащие определению.

Для отыскания 34 неизвестных параметров A_0, A_n, θ_n был использован алгоритм дифференциальной эволюции [28].

Численный алгоритм решения задачи

Для отыскания неизвестных параметров A_n, θ_n был выбран численный метод нулевого порядка — алгоритм дифференциальной эволюции [28].

Задача отыскания неизвестных коэффициентов A_0, A_n, θ_n управления (4) сводится к задаче минимизации целевой функции вида:

$$f(\mathbf{b}, t_k) = \arccos\left[\frac{1}{2}(\text{trace}(\mathbf{R}^T(\mathbf{q}(t_k))\mathbf{R}(\mathbf{q}_k)) - 1)\right] + t_k |\boldsymbol{\omega}_k - \boldsymbol{\omega}(t_k)|, \quad (5)$$

где $\mathbf{b} = (A_0, A_n, \theta_n)^T$ — вектор оцениваемых параметров; t_k — время переориентации.

Критерием остановки решения задачи поиска минимума целевой функции (5) является выполнение условия

$$\Delta = |f_n - f_{n-1}| < 10^{-4},$$

где n — номер итерации.

Численное моделирование

Математическое моделирование для оценки работоспособности подхода проводилось для МКА с характеристиками, приведенными ниже, высота орбиты МКА $H = 550$ км:

Продольный момент инерции $I_x, \text{кг} \cdot \text{м}^2 \dots 0,0138$
 Поперечный момент инерции $I_y, \text{кг} \cdot \text{м}^2 \dots 0,0729$
 Поперечный момент инерции $I_z, \text{кг} \cdot \text{м}^2 \dots 0,0714$
 Площадь миделя $S_m, \text{м}^2 \dots 0,01$
 Запас статической устойчивости $\Delta x, \text{м} \dots 0,06$

Числовые значения краевых условий (3a), (3b) приведены в табл. 1.

Время переориентации $t_k = 7100$ с.

Пример решения задачи переориентации МКА при полностью исправленных каналах управления показан на рис. 1—3. Как было показано в работе [27], минимальное число членов четного ряда Фурье в структуре управления (4) для решения задачи переориентации МКА принимается равным шести.

Таблица 1
Table 1

Краевые условия задачи
Boundary conditions

Параметр	Начальное условие	Конечное условие
Вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}, \text{°/с}$	$(0,1 \ 0,1 \ 0,1)^T$	$(0 \ 0 \ 0)^T$
Вектор ориентации (углы Эйлера), $^\circ$	$(60 \ 70 \ 30)^T$	$(1 \ 1 \ 179)^T$
Вектор ориентации (кватернион)	$(0,579 \ 0,579 \ 0,554 \ 0,1485)^T$	$(0 \ 1 \ 0 \ 0)^T$

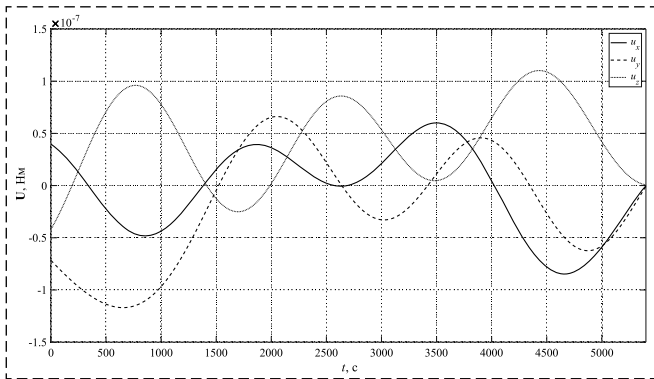


Рис. 1. Зависимость управляющих моментов от времени
Fig. 1. Motion control torques versus time

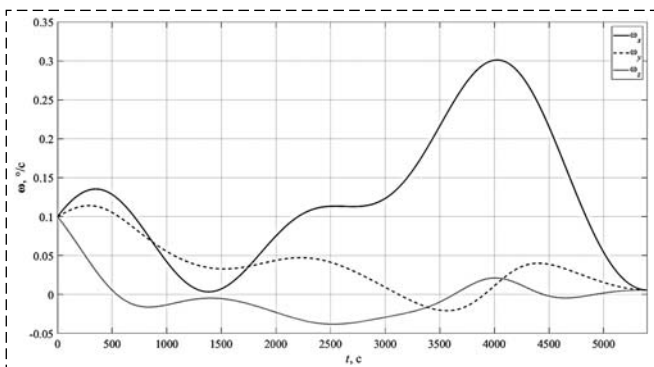


Рис. 2. Зависимость компонент угловой скорости от времени
Fig. 2. Angular velocities components versus time

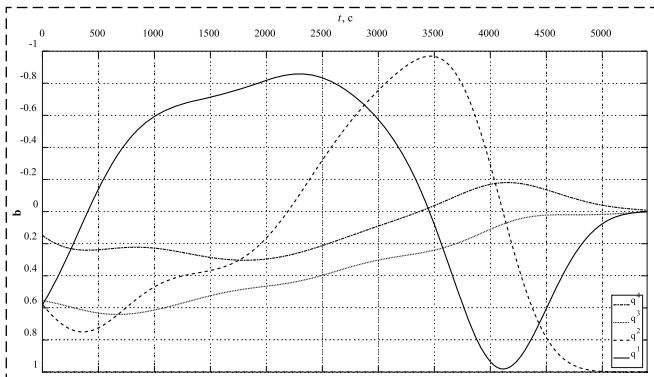


Рис. 3. Зависимость компонент кватерниона от времени
Fig. 3. Quaternion versus time

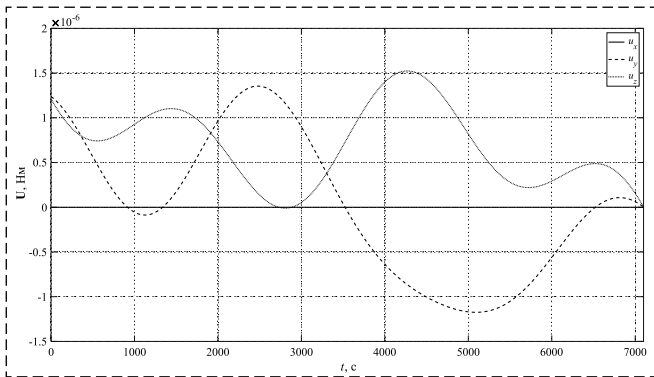


Рис. 4. Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа канала по оси Ox
Fig. 4. Motion control torques versus time in case of channel X failure

В случае с одним отказавшим каналом, как показало численное моделирование, минимальное число членов четного ряда Фурье в структуре управления принимается равным восьми.

Результаты решения задачи переориентации МКА при отказавшем канале управления показаны на рис. 4–12.

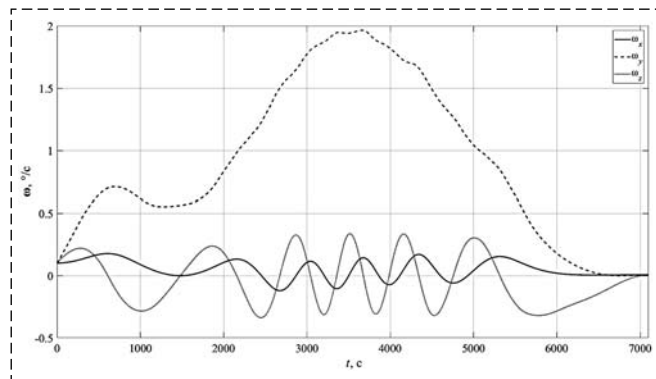


Рис. 5. Зависимость компонент угловой скорости от времени в случае отказа канала по оси Ox

Fig. 5. Angular velocities components versus time in case of channel X failure

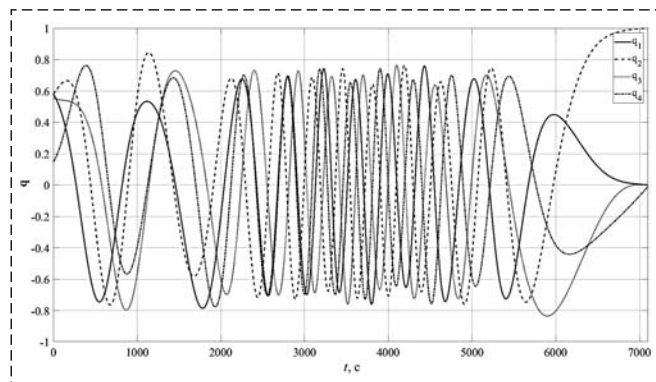


Рис. 6. Зависимость компонент кватерниона от времени в случае отказа канала по оси Ox

Fig. 6. Quaternion versus time in case of channel X failure

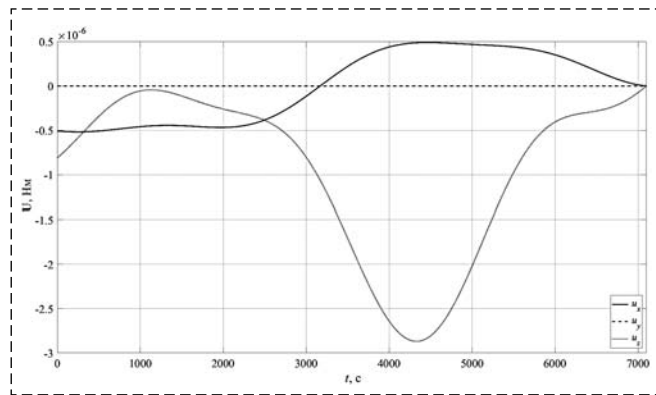


Рис. 7. Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа канала по оси Oy

Fig. 7. Motion control torques versus time in case of channel Y failure

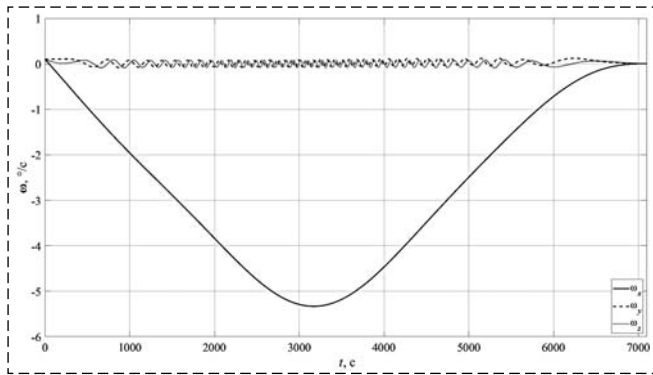


Рис. 8. Зависимость компонент угловой скорости от времени в случае отказа канала по оси Oy

Fig. 8. Angular velocities components versus time in case of channel Y failure

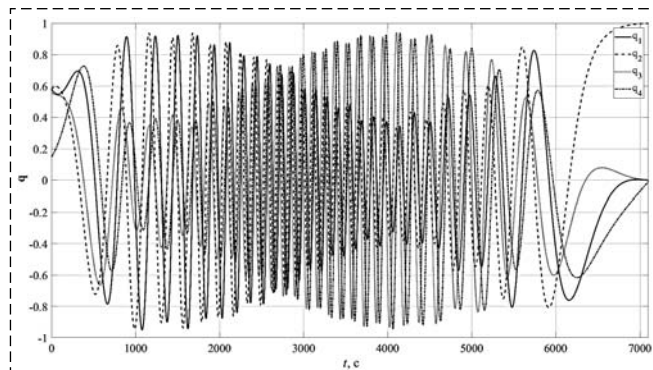


Рис. 9. Зависимость компонент кватерниона от времени в случае отказа канала по оси Oy

Fig. 9. Quaternion versus time in case of channel Y failure

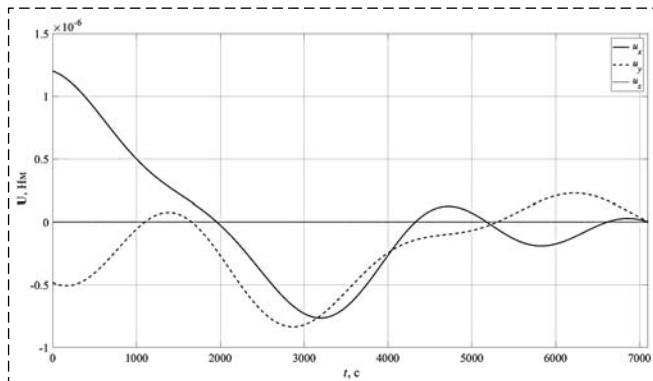


Рис. 10. Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа канала по оси Oz

Fig. 10. Motion control torques versus time in case of channel Z failure

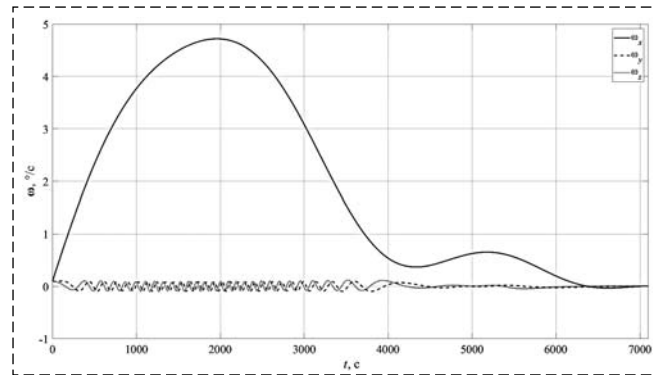


Рис. 11. Зависимость компонент угловой скорости от времени в случае отказа канала по оси Oz

Fig. 11. Angular velocities components versus time in case of channel Z failure

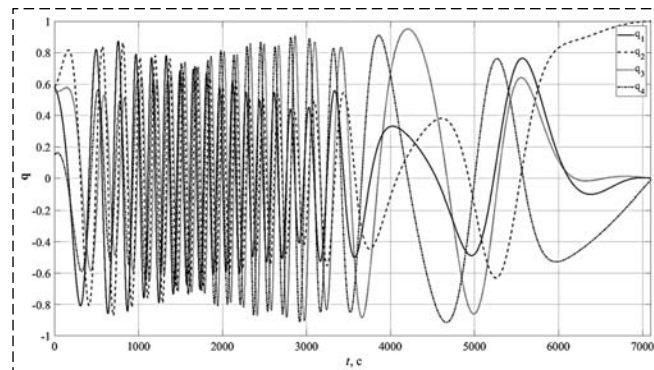


Рис. 12. Зависимость компонент кватерниона от времени в случае отказа канала по оси Oz

Fig. 12. Quaternion versus time in case of channel Z failure

Погрешность решения задачи переориентации рассчитывается в соответствии с работой [29]:

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

а в качестве меры ошибки по угловым скоростям используется разность по модулю:

$$\Delta\omega_s = |\omega_{sk} - \omega_s(t_k)|,$$

где $s = x, y, z$.

Таблица 2
Table 2

Погрешности при решении задачи переориентации

Resulting errors

Параметр	Штатная работа	Погрешность при отказе		
		канала x	канала y	канала z
Ориентация, °	0,0015	0,0021	0,0461	0,0289
Компонента угловой скорости ω_x , °/с	$3,41 \cdot 10^{-7}$	$-4,95 \cdot 10^{-14}$	$3,81 \cdot 10^{-8}$	$-9,66 \cdot 10^{-16}$
Компонента угловой скорости ω_y , °/с	$1,41 \cdot 10^{-5}$	$-6,88 \cdot 10^{-14}$	$3,12 \cdot 10^{-7}$	$3,03 \cdot 10^{-14}$
Компонента угловой скорости ω_z , °/с	$1,03 \cdot 10^{-6}$	$-7,90 \cdot 10^{-13}$	$6,33 \cdot 10^{-9}$	$3,16 \cdot 10^{-14}$

Таблица 3
Table 3

Результаты решения задачи переориентации
Results of reorientation procedure

Параметр	Штатная работа	Отказ канала x	Отказ канала y	Отказ канала z
Значение целевой функции (5)	$1,92 \cdot 10^{-4}$	$1,6 \cdot 10^{-3}$	$1,07 \cdot 10^{-2}$	$4,6 \cdot 10^{-3}$
Значение интеграла энергии, Дж·с	$4,66 \cdot 10^{-4}$	$7,5 \cdot 10^{-3}$	$7,6 \cdot 10^{-3}$	$3,3 \cdot 10^{-3}$

Погрешности при решении задачи переориентации приведены в табл. 2, а результаты решения задачи переориентации представлены в табл. 3.

Выводы

В работе решена задача пространственной переориентации малоразмерного космического аппарата из некоторого начального состояния в требуемое конечное. Программное управление при отказе одного из каналов управления получено с использованием четных рядов Фурье. Время переориентации малоразмерного космического аппарата при отказавшем канале управления увеличилось до 1,5 витков по сравнению со штатным функционированием. Значение управляющего момента не превысило $3 \cdot 10^{-6}$ Н·м, что достижимо для магнитных исполнительных устройств, которые часто используются для МКА нанокласса стандарта CubeSat.

Список литературы

1. Nanosats Database. URL: <http://www.nanosats.eu/> (дата обращения: 25.04.2023).
2. Алексеев К. Б. Экстенсивное управление ориентацией космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1977. 121 с.
3. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М.: Наука, 1973. 320 с.
4. Овчинников М. Ю., Пеньков В. И., Ролдугин Д. С., Иванов Д. С. Магнитные системы ориентации малых спутников. М.: ИПМ им. М. В. Келдыша, 2016. 366 с.
5. Бирюков В. Г., Челноков Ю. Н. Построение оптимальных законов изменения вектора кинетического момента твердого тела // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. 2014. № 5. С. 3–21.
6. Левский М. В. Аналитическое решение задачи оптимального управления разворотом космического аппарата с минимальной энергией вращения // Мехатроника, автоматизация, управление. 2020. Т. 21, № 3. С. 174–183.
7. Велищанский М. А., Крищенко А. П., Ткачев С. Б. Синтез алгоритмов переориентации космического аппарата

на основе концепции обратной задачи динамики // Известия РАН. Теория и системы управления. 2003. № 5. С. 156–163.

8. Левский М. В. Оптимальное управление ориентацией космического аппарата с учетом энергии вращения // Прикладная математика и механика. 2018. Т. 82, № 6. С. 690–705.
9. Сапунков Я. Г., Молоденков А. В. Алгоритм оптимального по энергии разворота космического аппарата при произвольных граничных условиях // Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16, № 8. С. 536–544.
10. Левский М. В. Об одном методе решения задач оптимального управления пространственной ориентацией космического аппарата // Проблемы нелинейного анализа в инженерных системах. 2015. Т. 21, № 2 (44). С. 45–60.
11. Велищанский М. А. Исследование свойств квазиоптимального и оптимального алгоритмов переориентации космического аппарата // Наука и Образование. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 2. С. 1–12.
12. Левский М. В. Ограниченное квадратично оптимальное управление разворотом космического аппарата за фиксированное время // Известия РАН. Теория и системы управления. 2019. Т. 58, № 1. С. 131–152.
13. Велищанский М. А., Крищенко А. П. Задача терминального управления для системы второго порядка при наличии ограничений // Наука и образование. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 8. С. 301–318.
14. Ермошина О. В., Крищенко А. П. Синтез программных управлений ориентацией космического аппарата методом обратных задач динамики // Известия РАН. Теория и системы управления. 2000. № 2. С. 155–162.
15. Левский М. В. Аналитическое решение задачи оптимального управления переориентацией твердого тела (космического аппарата) с использованием кватернионов // Известия РАН. Механика твердого тела. 2019. № 5. С. 3–26.
16. Левский М. В. Оптимизация кинетического момента для повышения маневренности космического аппарата с инерционными исполнительными органами // Мехатроника, автоматизация, управление. 2018. Т. 19, № 1. С. 65–72.
17. Левский М. В. Использование универсальных переменных в задачах оптимального управления ориентацией космических аппаратов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2014. № 1. С. 53–59.
18. Qinglei Hu, Bo Li, Bing Xiao, Youmin Zhang. Control Allocation for Spacecraft Under Actuator Faults. Singapore: Springer, 2021. 229 p.
19. Chen W., Saif M. Observer-based fault diagnosis of satellite systems subject to time-varying thruster faults // Journal of dynamic systems, measurement, and control. 2007. Vol. 129, N. 3. P. 352–356.
20. Hu Q. L., Li B., Friswell M. Observer-based fault diagnosis incorporating online control allocation for spacecraft attitude stabilization under actuator failures // The Journal of the Astronautical Sciences. 2013. 60(2). P. 211–236.
21. Edwards C., Spurgeon S., Patton R. Sliding mode observers for fault detection and isolation // Automatica. 2000. Vol. 36, N. 4. P. 541–553.
22. Henry D. Fault diagnosis of microscope satellite thrusters using H-infinity/H-2 filters // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2008. Vol. 31, N. 3. P. 699–711.
23. Jiang J., Yu X. Fault-tolerant control systems: A comparative study between active and passive approaches // Annual Reviews in Control. 2012. Vol. 36, N. 1. P. 60–72.
24. Yin, S., Xiao, B., Ding, S. X., Zhou, D. H. A review on recent development of spacecraft attitude fault tolerant control system // IEEE Transactions on Industrial Electronics. 2016. Vol. 63, N. 5. P. 3311–3320.
25. Zhang Y. M., Jiang J. Fault tolerant control systems design with consideration of performance degradation // American Control Conference. Arlington, USA. 2001.

26. **Balakin V., Elisov N., Ishkov S., Khramov A.** Comparative analysis of principle maximum and differential evolution in the problem of the combined orbital plane rotation maneuver // 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), Istanbul, Turkey. 2019. P. 131–136.

27. **Elisov N. A., Kramlikh A. V., Lomaka I. A., Avaria-skin D. P.** An attitude control by the functional series in the

problem of nanosatellite reorientation // *Aerospace Science and Technology*. 2023. N. 132. P. 108038.

28. **Storn R., Price K.** Differential Evolution — A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces // *Journal of Global Optimization* volume. 1997. N. 11. P. 341–359.

29. **Hall D.** *Spacecraft Attitude Dynamics and Control*. Virginia Polytechnic Institute and State University: Blacksburg, 2003.

Synthesis of Nominal Reorientation Trajectories of a Small Satellite in Case of Failure of One Actuator

N. A. Elisov, mr07th@gmail.com, **A. V. Kramlikh**, kramlikh.av@ssau.ru, **I. A. Lomaka**, igorlomaka63@gmail.com
Samara National Research University, Samara, 443086, Russian Federation

Corresponding author: **Kramlikh A. V.**, PhD, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Samara National Research University, Samara, 443086, Russian Federation, e-mail: kramlikh.av@ssau.ru

Accepted on August 17, 2023

Abstract

The paper devotes to the development of the approach for synthesis of reorientation trajectory of a small satellite. We consider the nanosatellite angular motion described by the kinematic quaternion equations. The aerodynamic and gravitational disturbance torques are taken into account in the angular motion model. Reorientation of a small satellite occurs from some initial position. In addition, the final angular velocity components do not exceed 0.1 %/s. The control program is given as the even Fourier series. The even Fourier series were chosen due to they can describe a complex dependency accurately. The coefficients of the even Fourier series are defined by the differential evolution algorithm. Previously, this approach has shown its efficiency for the cases of normal operation of the actuators. The paper presents the approach of synthesis of reorientation trajectory in case of failure of the actuator. The problem of reorientation reduces to optimization problem of searching of 34 coefficients of the even Fourier series that provided the achievement of the desired boundary conditions. The numerical results are given that approved the possibility of solution of the reorientation problem of small satellite in case of failure of the actuator. To compare the control programs, research was made between the cases of normal operation of the actuator and failure of the actuator. The value of the control torque differs by the order of magnitude in case of failure of the actuator. Despite this, its value is achievable for the magnetic coils.

Keywords: small satellite, reorientation, actuator failure, Fourier series, differential evolution

Acknowledgements: The research was carried out at the expense of a grant from the Russian Science Foundation (project no. 23-67-10007, <https://rscf.ru/project/23-67-10007/>).

For citation:

Elisov N. A., Kramlikh A. V., Lomaka I. A. Synthesis of Nominal Reorientation Trajectories of a Small Satellite in Case of Failure of One Actuator, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2023, vol. 24, no. 11, pp. 608–615.

DOI: 10.17587/mau.24.608-615

References

1. **Nanosats** Database, available at: <http://www.nanosats.eu/> (accessed 25.04.2023).

2. **Alekseev K. B.** The extensive control of spacecraft orientation, Moscow, Mashinostroyenie, 1977, 121 p. (in Russian).

3. **Branets V. N., Shmyglevskii I. P.** Application of quaternions in the problems of a rigid body orientation, Moscow, Nauka, 1973, 320 p. (in Russian).

4. **Ovchinnikov M. Yu., Penkov V. I., Roldugin D. S., Ivanov D. S.** Magnetic orientation systems of small satellites, Moscow, IPM im. M. V. Keldysha, 2016, 366 p. (in Russian).

5. **Biryukov V. G., Chelnokov Yu. N.** Construction of Optimal Laws of Variation of the Angular Momentum Vector of a Rigid Body, *Izvestija Rossijskoj akademii nauk. Mehanika tverdogo tela*, 2014, no. 5, pp. 3–21 (in Russian).

6. **Levskii M. V.** Analytical Solving the Optimal Control Problem of Spacecraft's Slew Maneuver with Minimal Energy of Rotation, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2020, vol. 21, no. 3, pp. 174–183 (in Russian).

7. **Velishchanskii M. A., Krishchenko A. P., Tkachev S. B.** Synthesis of spacecraft reorientation algorithms using the concept

of the inverse dynamic problem, *Izvestija RAN. Teorija i sistemy upravlenija*, 2003, vol. 42, no. 5, pp. 811–818 (in Russian).

8. **Levskii M. V.** Optimal Control of a Spacecraft Orientation Considering the Energy of Rotation, *Prikladnaja matematika i mehanika*, 2018, vol. 82, no. 6, pp. 690–705 (in Russian).

9. **Sapunkov Y. G., Molodencov A. V.** Algorithm for the Optimal Turn of a Spacecraft in the Sense of the Minimal Energy Loss under Arbitrary Boundary Conditions, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2015, vol. 16, no. 8, pp. 536–544 (in Russian).

10. **Levskii M. V.** About one method for solution of the optimal control problem of the spacecraft attitude, *Problems of nonlinear analysis in engineering systems*, 2015, vol. 21, no. 2, pp. 45–60 (in Russian).

11. **Velishansky M. A.** Analysis of properties of quasioptimal and optimal algorithms for the spacecraft spatial reorientation, *Science and Education of the Bauman MSTU*, 2012, no. 2, pp. 1–12 (in Russian).

12. **Levskii M. V.** Restricted Quadratic Optimal Control of a Spacecraft Turning in a Fixed Time Period, *Izvestija RAN. Teorija i sistemy upravlenija*, 2019, vol. 58, no. 1, pp. 131–152.

13. **Velishansky M. A., Krishchenko A. P.** A Terminal Control Problem for the Second Order System with Restrictions, *Science and Education of the Bauman MSTU*, 2015, no. 8, pp. 301–318 (in Russian).
14. **Ermoshina O. V., Krishchenko A. P.** Synthesis of control programs of the spacecraft attitude by the inverse dynamic problem, *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*, 2000, no. 2, pp. 155–162 (in Russian).
15. **Levskii M. V.** An Analytical Solution to the Problem of Optimal Control of the Reorientation of a Rigid Body (Spacecraft) Using Quaternions, *Izvestiya RAN. Mehanika tvjordogo tela*, 2019, no. 5, pp. 3–26 (in Russian).
16. **Levskii M. V.** Optimization of Angular Momentum for Increase of Maneuverability of a Spacecraft with Inertial Actuators, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no. 1, pp. 65–72 (in Russian).
17. **Levskii M. V.** Using the Universal Variables in the Optimal Control Problems of Spacecraft Attitude, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2014, no. 1, pp. 53–59 (in Russian).
18. **Qinglei Hu, Bo Li, Bing Xiao, Youmin Zhang.** Control Allocation for Spacecraft Under Actuator Faults, Singapore, Springer, 2021, 229 p.
19. **Chen W., Saif M.** Observer-based fault diagnosis of satellite systems subject to time-varying thruster faults, *Journal of dynamic systems, measurement, and control*, 2007, vol. 129, no. 3, pp. 352–356.
20. **Hu Q. L., Li B., Friswell M.** Observer-based fault diagnosis incorporating online control allocation for spacecraft attitude stabilization under actuator failures, *The Journal of the Astronautical Sciences*, 2013, vol. 60, no. 2, pp. 211–236.
21. **Edwards C., Spurgeon S., Patton R.** Sliding mode observers for fault detection and isolation, *Automatica*, 2000, vol. 36, no. 4, pp. 541–553.
22. **Henry D.** Fault diagnosis of microscope satellite thrusters using H-infinity/H-2 filters, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, vol. 31, no. 3, pp. 699–711.
23. **Jiang J., Yu X.** Fault-tolerant control systems: A comparative study between active and passive approaches, *Annual Reviews in Control*, 2012, vol. 36, no. 1, pp. 60–72.
24. **Yin S., Xiao B., Ding S. X., Zhou D. H.** 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.
25. **Zhang Y. M., Jiang J.** Fault tolerant control systems design with consideration of performance degradation, *American Control Conference*, Arlington, USA, 2001.
26. **Balakin V., Elisov N., Ishkov S., Khranov A.** Comparative analysis of principle maximum and differential evolution in the problem of the combined orbital plane rotation maneuver, *9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, 2019, pp. 131–136.
27. **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.
28. **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.
29. **Hall D.** Spacecraft Attitude Dynamics and Control, Blacksburg, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Матросская Тишина, 23с2

Телефон редакции журнала: **+7(499) 270 16 52**

Технический редактор *Е. В. Конова*. Корректор *М. Ю. Безменова*.

Сдано в набор 28.08.2023. Подписано в печать 11.10.2023. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Заказ МН1123. Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций

Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансд солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансд солюшнз". 119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1. Сайт: www.aov.ru