

# Моделирование работы системы управления движением малых космических аппаратов с электротермическим микродвигателем

А.И. Белоусов<sup>1</sup>, А.В. Седельников<sup>1</sup>, А.С. Горожанкина<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева, Московское шоссе 34А, Самара, Россия, 443086

**Аннотация.** В работе моделируется работа системы управления движением малого космического аппарата. Основным исполнительным органом этой системы является двигатель-маховик. Для снижения кинетического момента двигателя маховика предлагается использовать электротермический микродвигатель. При нештатных ситуациях он может использоваться как основной исполнительный орган системы управления. Проведён сравнительный анализ преимуществ и недостатков использования магнитных исполнительных органов и электротермического микродвигателя для снижения кинетического момента двигателя маховика. Сделаны выводы о целесообразности их применения для различных малых космических аппаратов.

## 1. Введение

В настоящее время миниатюризация космической техники и массовое применение малых космических аппаратов (МКА) для решения широкого спектра задач диктует необходимость пересмотра подходов, которые были оптимальны для космических аппаратов (КА) среднего класса. Так, в работе [1] отмечается существенное влияние на магнитные средства измерений целевой и обеспечивающей аппаратуры МКА из-за существенного сокращения объёма внутренней среды по сравнению с КА среднего класса. Это может привести к некорректной работе исполнительных органов системы управления орбитальным движением МКА [2]. Из-за малой массы МКА по сравнению с КА среднего класса управлять движением МКА с большими упругими элементами существенно сложнее [3]. Подвижные части МКА в значительно большей степени влияют на движение его центра масс. При реализации гравитационно-чувствительных технологических процессов следует учитывать то, что наибольшее влияние из внешних факторов оказывает магнитное взаимодействие МКА с полем Земли [4]. Поэтому работа целевой и обеспечивающей аппаратуры способна нарушить благоприятные условия для реализации таких процессов [5]. Тем более, что требования по микроускорениям во внутренней среде КА с каждым годом ужесточаются.

## 2. Постановка задачи разработки системы управления орбитальным движением МКА

Обеспечение высокой энерговооружённости современного КА при сохранении низкого уровня микроускорений в зоне реализации гравитационно-чувствительных процессов является сложной задачей. Самым эффективным и экологически чистым источником электрической энергии в околоземном космическом пространстве продолжает оставаться энергия солнечного излучения, поэтому обеспечение требований по энерговооружённости осуществляется за счёт

наличия в конструктивно-компоновочной схеме КА протяженных панелей солнечных батарей (ПСБ). Их эффективная работа предполагает солнечную ориентацию КА. Такая задача обычно решается в два этапа [6]:

- ориентация КА после вывода его на рабочую орбиту;
- стабилизация положения КА относительно Солнца.

Первый этап должен реализоваться в сжатый интервал времени. Для этого на КА среднего класса часто используются жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРД МТ) [7]. Однако их минимальная тяга теоретически может достигать около 400 мН [8], что является слишком много для большинства МКА. Тяга созданных ЖРД МТ находится в пределах 1–10 Н [8].

Для второго этапа чаще всего используется комплекс управляющих двигателей-маховиков (КУДМ), главное преимущество которого является отсутствие рабочего тела. Это преимущество позволяет эксплуатировать МКА длительное время. Тяга КУДМ составляет 1–20 мН [6]. Однако для поддержания работоспособности КУДМ необходима периодическая компенсация кинетического момента маховиков. Также требуется замена ЖРД МТ для решения задачи ориентации, поскольку её решения силами КУДМ может занять длительное время.

Поэтому ставится задача разработки новой системы управления орбитальным движением МКА, не использующей в качестве основного исполнительного органа ЖРД МТ. При решении данной задачи следует принять во внимание, что применение магнитных исполнительных органов (МИО) даёт существенные ограничения. Несмотря на их несомненное преимущество (отсутствие рабочего тела), решить задачу ориентации за приемлемый промежуток времени с их помощью также не удастся. Существуют также серьёзные ограничения по угловой скорости вращения МКА на их работоспособность и по направлению создания управляющего момента [9]. При этом тяга исполнительного органа должна быть меньше, чем ЖРД МТ, но больше, чем КУДМ.

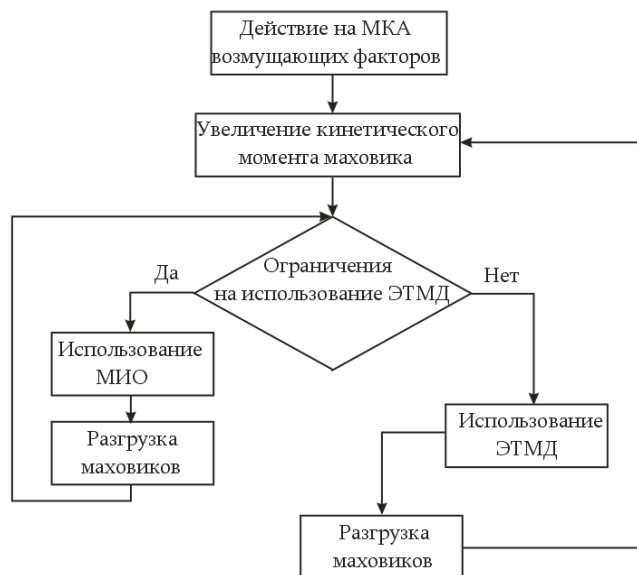
### **3. Обоснование использования электротермического микродвигателя в качестве основного исполнительного органа**

В данной работе в качестве основного исполнительного органа для решения задачи ориентации предлагается использовать электротермический микродвигатель (ЭТМД) разработки ПО «Полёт» (г. Омск) [10]. Преимуществами ЭТМД являются [10]:

- небольшие энергозатраты для создания тяги (до 4 Вт/мН, аммиачный ЭТМД с трубчатым нагревательным элементом);
- высокая эффективность в классе электроракетных двигателей;
- широкий диапазон потенциальных видов рабочего тела для функционирования ЭТМД,
- простота конструкции;
- высокая надежность;
- возможность многократного включения в течение длительного срока эксплуатации;
- высокий ресурс (до сотен часов);
- высокий КПД (до 80 %);
- возможность регулирования величины тяги в широком диапазоне (10–200 мН).

Однако следует отметить, что, согласно экспериментальным результатам [10], время прогрева конструкции ЭТМД до пуска аммиака составляет примерно 300 с. Это накладывает ограничения, связанные с тем, что использование ЭТМД требует запаса по кинетическому моменту маховика. Если применять ЭТМД в тот момент времени, когда маховик вышел на критическую угловую скорость вращения, то в течение некоторого промежутка система управления с КУДМ будет неработоспособной. Поэтому предлагается дублировать ЭТМД МИО, которые позволят реже использовать ЭТМД, сэкономив рабочее тело. Схема такой работы представлена на рисунке 1. Под разгрузкой маховиков понимается снижение их кинетического момента. Ограничения на использование ЭТМД могут быть связаны, например, с требованием технологических процессов, проводимых на борту МКА или другими ограничениями, не связанными с нештатной работой самого ЭТМД. Если использование МИО

позволяет не допускать приближения значений угловой скорости вращения маховика к критическим значениям, то в этом случае ЭТМД также не используется. Таким образом, функция ЭТМД заключается в решении задачи ориентации и существенной разгрузки маховиков при условии, что МИО не справляются с этой задачей. При этом ЭТМД может при необходимости выполнять и те функции, которые были возложены на него ранее и реализованы в различных космических проектах [10]:



**Рисунок 1.** Схема работы системы управления орбитальным движением МКА.

- разведение по орбитам функционирования нескольких малых космических аппаратов (МКА);
- коррекция орбиты МКА.

#### 4. Результаты моделирования работы системы управления орбитальным движением с ЭТМД

Модель движения МКА с упругими элементами имеет вид [6]:

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x + \sum_{i=1}^N I_{xi} (\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_{ix}) + m(y_0 \ddot{z}_0 - \ddot{y}_0 z_0) + \sum_{i=1}^N m_i [(y_i - y_0) \cdot (\ddot{z}_i - \ddot{z}_0) - (\ddot{y}_i - \ddot{y}_0) \cdot (z_i - z_0)] = M_x; \\ I_y \dot{\omega}_y + \sum_{i=1}^N I_{yi} (\dot{\omega}_y + \dot{\omega}_{iy}) + m(\ddot{x}_0 z_0 - x_0 \ddot{z}_0) + \sum_{i=1}^N m_i [(\ddot{x}_i - \ddot{x}_0) \cdot (z_i - z_0) - (x_i - x_0) \cdot (\ddot{z}_i - \ddot{z}_0)] = M_y; \\ I_z \dot{\omega}_z + \sum_{i=1}^N I_{zi} (\dot{\omega}_z + \dot{\omega}_{iz}) + m(x_0 \ddot{y}_0 - \ddot{x}_0 y_0) + \sum_{i=1}^N m_i [(x_i - x_0) \cdot (\ddot{y}_i - \ddot{y}_0) - (\ddot{x}_i - \ddot{x}_0) \cdot (y_i - y_0)] = M_z. \end{cases}$$

где  $\hat{I}_i = \begin{pmatrix} I_{ix} & 0 & 0 \\ 0 & I_{iy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{iz} \end{pmatrix}$  – тензор инерции  $i$ -го участка упругого элемента в системе координат,

начало которой располагается в центре масс участка, а оси параллельны осям главной связанной системы координат (рисунок 2);  $\vec{\omega}_i(\omega_{ix}, \omega_{iy}, \omega_{iz})$  – вектор относительной угловой скорости (относительно центрального тела) в главной связанной системе координат;  $\vec{\omega}(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$  – вектор абсолютной угловой скорости центрального тела МКА в инерциальной системе координат;  $m_i$  – масса  $i$ -го участка упругого элемента;  $r_i$  – радиус-вектор центра масс  $i$ -го участка упругого элемента в главной связанной системе координат;

$\vec{r}_i(x_i, y_i, z_i)$  – радиус-вектор центра масс МКА в главной связанной системе координат;  $N$  – число участков, на которые разбиваются упругие элементы МКА;  $\vec{M}(M_x, M_y, M_z)$  – вектор управляющего момента двигателя ориентации МКА. Обозначения на рисунке 2: 1 – центр масс КА; 2 – точка крепления упругого элемента к корпусу; 3 – недеформированное положение упругого элемента; 4 – центр масс  $i$ -го участка упругого элемента;  $OXYZ$  – главная связанная система координат;  $Ax_Ay_Az_A$  – местная система координат, связанная с точкой крепления упругого элемента к корпусу;  $Cx_iy_iz_i$  – местная система координат, связанная с центром масс  $i$ -го участка упругого элемента.

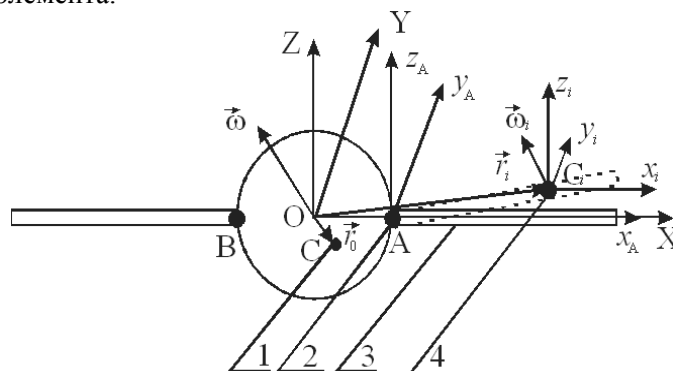


Рисунок 2. Системы координат, используемые при выводе уравнений движения.

Компоненты вектора микроускорений в точке  $M$  с радиусом-вектором  $\vec{r}_M(x_M, y_M, z_M)$  внутренней среды МКА при моделировании работы системы управления орбитальным движением МКА с ЭТМД определялись зависимостями:

$$\begin{cases} w_x = \dot{\omega}_y z_M - \dot{\omega}_z y_M + \omega_x (\omega_x x_M + \omega_y y_M + \omega_z z_M) - (\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2) x_M; \\ w_y = \dot{\omega}_z x_M - \dot{\omega}_x z_M + \omega_y (\omega_x x_M + \omega_y y_M + \omega_z z_M) - (\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2) y_M; \\ w_z = \dot{\omega}_x y_M - \dot{\omega}_y x_M + \omega_z (\omega_x x_M + \omega_y y_M + \omega_z z_M) - (\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2) z_M. \end{cases}$$

На рисунке 3 представлена зависимость микроускорений от времени при постоянно работающем КУДМ, включении ЭТМД в момент времени 500 с и его выключении в момент времени 1000 с.

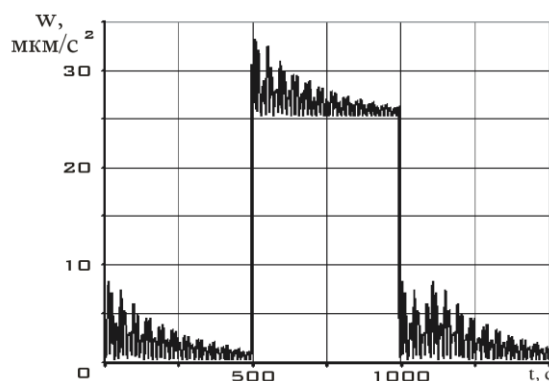


Рисунок 3. Зависимость модуля микроускорений в точке  $M(0,2; 0,2; 0,1)$  от времени.

Для численного моделирования были выбраны параметры МКА типа «Аист-2Д». При моделировании работы системы управления орбитальным движением была показана принципиальная возможность использования ЭТМД в качестве основного исполнительного органа для решения задачи ориентации МКА вместо ЖРД МТ.

## 5. Литература

- [1] Sedelnikov, A.V. Evaluation of calibration accuracy of magnetometer sensors of Aist small spacecraft / A.V. Sedelnikov, A.S. Filippov, A.S. Gorozhakina // IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series. – 2018. – Vol. 1015. – P. 032045. DOI: 10.1088/1742-6596/1015/3/032045.
- [2] Белоусов, А.И. Анализ вращательного движения малых космических аппаратов серии «Аист» / А.И. Белоусов, Н.Д. Сёмкин, А.В. Седельников // Авиакосмическое приборостроение. – 2017. – № 8. – С. 3-10.
- [3] Blinov, V.N. Design features and studies of Ammonia electrothermal microthrusters with tubular heating elements for small space vehicles / V.N. Blinov, V.V. Shalay, V.V. Kositsin // Indian Journal of Science and Technology. – 2016. – Vol. 9(19). – P. 1-8. DOI: 10.17485/ijst/2016/v9i19/93893.
- [4] Филиппов, А.С. Разработка эффективной методики наземных испытаний датчиков магнитометров научной аппаратуры МАГКОМ на малых космических аппаратах типа «Аист» / А.С. Филиппов // Авиакосмическое приборостроение. – 2018. – № 83. – С. 37-47.
- [5] Белоусов, А.И. Проблемы формирования и контроля требуемого уровня микроускорений при испытаниях и эксплуатации КА / А.И. Белоусов, А.В. Седельников // Известия вузов. Авиационная техника. – 2014. – № 2. – С. 3-7.
- [6] Аншаков, Г.П. Оценка эффективности использования электротермических микродвигателей в системе управления движением космического аппарата технологического назначения / Г.П. Аншаков, А.И. Белоусов, А.В. Седельников // Известия вузов. Авиационная техника. – 2018. – № 3. – С. 28-34.
- [7] Аншаков, Г.П. Проблема оценки микроускорений на космическом аппарате «Фотон – М» № 4 / Г.П. Аншаков, А.И. Белоусов, А.В. Седельников // Известия вузов. Авиационная техника. – 2017. – № 1. – С. 80-86.
- [8] Белоусов, А.И. Двигателестроение Самарского аэрокосмического кластера как фактор качества отечественного аэрокосмического образования (к 75-летию КуАИ-СГАУ и кафедры КиПДЛА) / А.И. Белоусов, В.А. Зрелов // Проблемы и перспективы развития двигателестроения. – 2016. – Т. 2. – С. 99-101.
- [9] Седельников, А.В. Программно-аппаратное средство контроля параметров вращательного движения малого космического аппарата / А.В. Седельников, А.С. Филиппов, Ю.Я. Пузин // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2018. – № 10. – С. 1-9.
- [10] Блинов, В.Н. Исследования электротермических микродвигателей корректирующих двигательных установок маневрирующих малых космических аппаратов / В.Н. Блинов, В.В. Шалай, С.И. Зубарев. – Омск: Изд-во ОмГТУ, 2014. – 264 с.

## Simulation of the motion control system for small spacecraft with electrothermal micromotor

A. Belousov<sup>1</sup>, A. Sedelnikov<sup>1</sup>, A. Gorozhankina<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Samara National Research University, Moskovskoe Shosse 34A, Samara, Russia, 443086

**Abstract.** In the paper simulates the operation of a small spacecraft motion control system. The main executive body of this system is the motor flywheel. To reduce decline of kinetic moment of engine of flywheel it is suggested to use an electrothermal micromotor. In case of emergency situations it can be used as the main executive body of the control system. A comparative analysis of the advantages and disadvantages of using magnetic actuators and an electrothermal micromotor to reduce the kinetic moment of the flywheel motor is carried out. Drawn conclusion about the feasibility of their use for various small spacecraft.