

УДК 629.78

В. А. Ларин, А. В. Тищенко

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара***УПРАВЛЕНИЕ УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИЕЙ
МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Розглянуто систему управління кутовою орієнтацією малого космічного апарата за допомогою трьох електромагнітів. Виконано імітаційне моделювання і проведено аналіз перехідних процесів.

Ключові слова: система керування, кутова орієнтація, космічний апарат, електромагніти.

Рассмотрена система управления угловой ориентацией малого космического аппарата с помощью трёх электромагнитов. Выполнено имитационное моделирование и проведён анализ переходных процессов.

Ключевые слова: система управления, угловая ориентация, космический аппарат, электромагниты.

The angular control system is considered for small spacecraft using three electromagnets. Imitating modeling is performed and transients are analyzed.

Key words: control system, the angular orientation, spacecraft, electromagnets.

Введение. В настоящее время всё более широко используются малые космические аппараты (КА) вследствие относительно низкой стоимости их разработки, изготовления и вывода на орбиту. На таких КА преимущественно применяются двигатели-маховики как исполнительные органы управления ориентацией КА. Маховики располагаются вдоль главных осей инерции аппарата и создают моменты, обеспечивающие вращение его относительно этих осей. Такая система ориентации отличается большим энергопотреблением, имеет значительный вес, высокую стоимость и недостаточную надёжность. Поэтому перспективным направлением является ориентация КА с использованием магнитного поля Земли (МПЗ), которое взаимодействует с полем электромагнитов, установленных на борту КА. По сравнению с двигателями-маховиками электромагниты (ЭМ) не имеют подвижных частей, обладают низким энергопотреблением, меньше весят и не требуют существенных затрат.

Постановка задачи. Цель данной работы – исследование и разработка системы управления электромагнитами для угловой ориентации и стабилизации малого КА.

Материалы исследования. Для решения задач угловой ориентации и стабилизации проектируемого КА [1] предлагается система, функциональная схема которой приведена на рис. 1. Система угловой ориентации и стабилизации (СУОС) включает в себя фотоэлектрические преобразователи (ФЭП), трёхосевой магнитометр (ТМ), GPS, бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) с программным обеспечением (ПО), блок управления (БУ) и три ЭМ, расположенные вдоль главных осей инерции аппарата.

При построении СУОС космический аппарат как объект управления (ОУ) рассматривается в двух системах координат (СК): связанной с КА, оси которой направлены вдоль главных осей инерции аппарата ξ, η, ζ (ССК), и связанной с вектором МПЗ – X, Y, Z (МПСК).

Принцип действия электромагнитной системы ориентации основан на взаимодействии магнитного момента КА с МПЗ. Момент этого взаимодействия [1]:

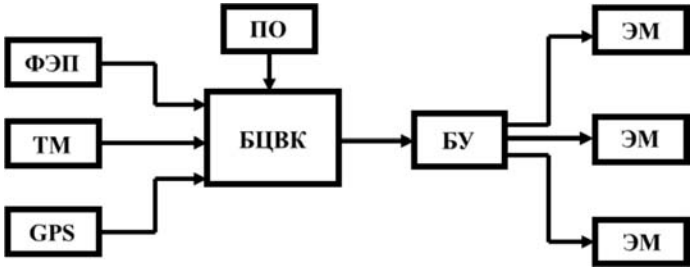


Рис. 1. Функциональная схема СУОС

$$M_{\text{упр}} = L \times B, \tag{1}$$

где L – вектор магнитного момента КА; B – вектор индукции МПЗ.

Динамика КА описывается с помощью параметров Родрига – Гамильтона или кватернионов поворота. Уравнение, связывающее параметры Родрига – Гамильтона и их производные по времени с вектором угловой скорости тела ω , имеет вид [3]:

$$2 \frac{d\lambda}{dt} = \lambda \circ \omega(t), \tag{2}$$

где $\lambda = \lambda_0 + \lambda_1 i_1 + \lambda_2 i_2 + \lambda_3 i_3$ – кватернион, составленный из параметров Родрига – Гамильтона.

В скалярном виде выражение (2) представляет собой систему уравнений:

$$\begin{cases} 2 \frac{d\lambda_0}{dt} = -\omega_1(t)\lambda_1 - \omega_2(t)\lambda_2 - \omega_3(t)\lambda_3; \\ 2 \frac{d\lambda_1}{dt} = \omega_1(t)\lambda_0 + \omega_3(t)\lambda_2 - \omega_2(t)\lambda_3; \\ 2 \frac{d\lambda_2}{dt} = \omega_2(t)\lambda_0 - \omega_3(t)\lambda_1 + \omega_1(t)\lambda_3; \\ 2 \frac{d\lambda_3}{dt} = \omega_3(t)\lambda_0 + \omega_2(t)\lambda_1 - \omega_1(t)\lambda_2. \end{cases} \tag{3}$$

Управление угловой ориентацией осуществляется по двум углам поворота КА вокруг осей вращения X и Y в МПСК. Для ориентации относительно каждой из этих осей используется три ПД регулятора: угла поворота α , угловой скорости ω и углового ускорения $\dot{\omega}$, включенные по схеме подчиненного управления [2]. Сигналы S_1 и S_2 , формируемые каналами управления угловым положением относительно осей X и Y , представляют собой компоненты вектора управляющего воздействия в МПСК, который преобразуется в вектор управляющих воздействий в ССК с помощью матрицы перехода

$$M(p, q) = M(p_0, p_1, p_2, p_3)^{-1} \cdot M(q_0, q_1, q_2, q_3) \cdot K_{EM}, \tag{4}$$

где q_0, q_1, q_2, q_3 – кватернионы положения МПСК; p_0, p_1, p_2, p_3 – кватернионы ориентации ССК; K_{EM} – коэффициент передачи ЭМ в соответствии с выражением:

$$\begin{pmatrix} L_\xi \\ L_\eta \\ L_\zeta \end{pmatrix} = M(p_0, p_1, p_2, p_3)^{-1} \cdot M(q_0, q_1, q_2, q_3) \cdot K_{EM} \cdot \begin{pmatrix} S_1 \\ S_2 \\ 0 \end{pmatrix}. \tag{5}$$

В результате получается три воздействия L_ξ, L_η, L_ζ , каждое из которых управляет соответствующим электромагнитом (рис. 2).

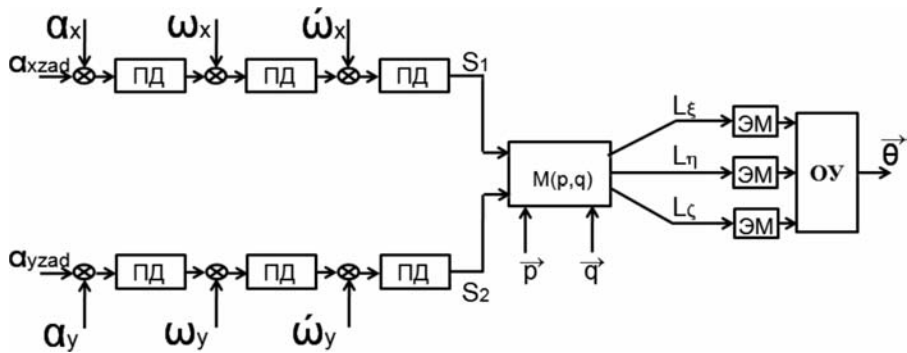


Рис. 2. Структурная схема системы управления угловой ориентацией КА

Управление построено таким образом, чтобы тремя электромагнитами создать вектор магнитного момента L космического аппарата, формирующий момент $M_{упр}$, направленный против угловой скорости КА, которую нужно погасить, и привести его в заданное пространственное положение $\bar{\theta}$.

При математическом моделировании СУОС космический аппарат представлен твердым телом с заданным моментом инерции, которое вращается в пространстве без трения [4] при следующих начальных условиях: $\alpha_{x_0} = 20^\circ, \alpha_{y_0} = -47^\circ, \alpha_{x_{зад}} = 14,5^\circ, \alpha_{y_{зад}} = 13^\circ, \omega_x = 5 \frac{\text{град.}}{\text{с}}, \omega_y = 3 \frac{\text{град.}}{\text{с}}$. Моделирование производилось при случайной ошибке по угловому положению, распределённой по нормальному закону распределения со среднеквадратическим отклонением 10 град. и нулевым математическим ожиданием. В результате получены графики переходных процессов угловой ориентации КА, приведенные на рис. 3, 4.

Согласно рис. 3 угол α_x принял значение 2534,47 град., а α_y – 732,98 град. Это значит, что прежде чем застabilizироваться в заданном положении КА совершил семь полных оборотов вокруг оси X и два – вокруг оси Y . Следовательно, достигнута угловая ориентация аппарата с координатами $\alpha_x = 2534,47 - 7 \cdot 360 = 14,47$ град., $\alpha_y = 732,98 - 2 \cdot 360 = 12,98$ град., откуда видно, что разработанная СУОС обеспечила угловую ориентацию аппарата с погрешностью, не превыша-

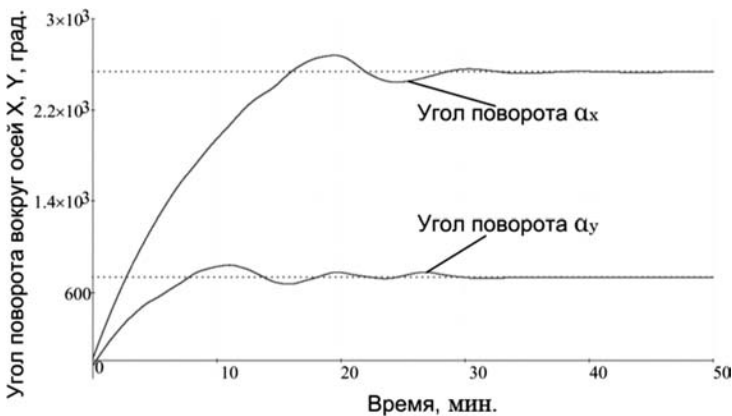


Рис. 3. Переходные процессы изменения углового положения



Рис. 4. Переходные процессы изменение угловых скоростей

ющей 2,0 угловых минут. Рис. 4 свидетельствует, что после завершения ориентации угловые скорости вращения ω_x и ω_y стали равными нулю.

Выводы. Предлагаемая система управления угловой ориентацией способна обеспечить стабилизацию углового положения объекта управления относительно вектора магнитного поля Земли с требуемой степенью точности и может быть применена на малых КА для решения различных научно-исследовательских задач.

Библиографические ссылки

1. **Коваленко А. П.** Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами : учеб. для вузов / А. П. Коваленко. – М. : Машиностроение, 1975. – 248 с.
2. **Садовой А. В.** Системы оптимального управления прецизионными электроприводами / А. В. Садовой, Б. В. Сухинин, Ю. В. Сохина. – Киев : ИСИМО, 1996. – 298 с.
3. **Markley F. L.** Fast quaternion attitude estimation from two vector measurements / F. L. Markley // Journal of Guidance, Control and Dynamics. – 2002. – March-April.
4. **Svartveit Kristian.** Attitude determination of the NCUBE satellite / Kristian Svartveit ; Nor-gesteknost – naturvitenskapelige universitet. – 2003. – June.

Надійшла до редколегії 16.05.2013.