

УДК: 681.3+615.89

О.М. Мелашенко, Л.М. Рижков, Фам Ба Кхань

МАГНІТНО-МАХОВИЧНЕ КЕРУВАННЯ МІКРОСУПУТНИКОМ

Вступ

Найчастіше в мікросупутниках (МС) в якості виконавчих органів системи орієнтації і стабілізації (СОС) використовуються магнітні котушки (МК). Ці пристрої задовольняють майже всім вимогам, які ставляться до бортового обладнання МС – вони мають малі габарити, масу, енергоспоживання і високу надійність. Головним недоліком МК, як виконавчих пристроїв СОС, є їхня нездатність забезпечити прецизійну точність орієнтації. Тому останнім часом намітилася тенденція доповнювати СОС МС двигунами-маховиками (ДМ), яскравим прикладом чого може бути маховична СОС пікосупутника Veosat [1].

Питанням маховичного керування космічними апаратами, так само як і питанням керування ними МК, приділено чималу увагу [2-6]. Однак, в літературі залишилося майже нерозглянутим питання спільного керування орієнтацією за допомогою МК і ДМ. Хоча достатньо очевидно, що спільна дія різних за фізичними принципами виконавчих органів повинна дати нову якість функціонування СОС МС.

Постановка задачі

Розглядається питання побудови і аналізу алгоритму керування кутовим рухом МС з формуванням керуючого моменту на основі взаємодії ДМ і МК. Ставиться задача пошуку співвідношення між внесками окремих складових в загальному моменті керування МС для підвищення ефективності керування його орієнтацією.

Модель кутового руху МС з ДМ і МК

Модель кутового руху МС з встановленими на його об'єкту ДМ і МК отримаємо, взявши за основу модель, наведену в [7]:

$$\begin{aligned} J\dot{\omega}_{BI}^B + \omega_{BI}^B \times (J\omega_{BI}^B) &= \tau_g^B + \tau_{RW}^B + \tau_m^B + \tau_d^B, \\ \dot{\mathbf{q}} &= \frac{1}{2} \mathbf{q} \circ \left(0, (\omega_{BO}^B)^T \right)^T, \end{aligned} \quad (1)$$

де $J = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$ – тензор інерції МС; \mathbf{q} – кватерніон, яким описується кутовий рух МС відносно орбітальної системи координат; ω_{BI}^B – вектор абсолютної кутової швидкості МС, виражений в зв'язаній системі координат; $\omega_{BO}^B = \omega_{BI}^B - R_O^B \omega_{OI}^O$ – вектор кутової швидкості МС відносно орбітальної системи координат; $\tau_g^B = 3\omega_0^2 c_3 \times (Jc_3)$ – гравітаційний момент; $\tau_{RW}^B = \dot{h} + \omega_{BI}^B \times h$ – вектор моменту, який прикладається ДМ до МС, причому h – вектор кінетичного моменту ДМ; $\tau_m^B = \mu^B \times B^B$ – момент керування, який формується МК (тут μ^B – магнітний момент котушок і B^B – вектор індукції магнітного поля Землі в зв'язаній системі координат), τ_d^B – момент збурення; \circ – знак кватерніонного множення.

Алгоритм магнітно-маховичного керування МС

Для отримання алгоритму магнітно-маховичного керування МС розглянемо окремо алгоритми маховичного та магнітного керування.

За припущенням про доступність для побудови зворотного зв'язку векторів кутової швидкості МС і кватерніону орієнтації, алгоритм керування ДМ формується у вигляді:

$$\dot{\mathbf{h}} = \omega_{BI}^B \times (J\omega_{BI}^B) - \omega_{BI}^B \times \mathbf{h} - K_\omega \omega_{BO}^B - K_\varepsilon \varepsilon, \quad (2)$$

де члени $\omega_{BI}^B \times (J\omega_{BI}^B)$ та $-\omega_{BI}^B \times \mathbf{h}$ призначені для компенсації гіроскопічних моментів, а вибором діагональних матриць K_ω і K_ε визначається динаміка замкненої системи. В [2] ці матриці запропоновано брати у вигляді: $K_\omega = dJ$, $K_\varepsilon = kJ$, де скаляри $d > 0$ та $k > 0$ вибираються так, щоб рух МС навколо осі миттєвого повороту відбувався згідно розв'язку наступного рівняння:

$$\ddot{\phi} + d\dot{\phi} + k\phi = 0. \quad (3)$$

Коефіцієнт демпфування ζ та власна частота ω_n цього рівняння визначаються згідно виразів: $d = 2\zeta\omega_n$, $k = \omega_n^2$. Шляхом вибору власної частоти та коефіцієнта демпфування ланки (3) можна змінювати характер руху МС навколо осі миттєвого повороту.

Алгоритм енергетичного регулятора, який забезпечує МС асимптотичну стійкість в орбітальній системі координат, записується у вигляді [8]:

$$\mu^B = L_\omega \omega_{BO}^B \times B^B + L_\varepsilon \varepsilon \times B^B, \quad (4)$$

де ε – векторна частина кватерніону орієнтації \mathbf{q} ; L_ω, L_ε – коефіцієнти, які уточнюються при побудові СОС.

З метою підвищення точності, зменшення енерговитрат, а також спрощення алгоритму функціонування магнітно-маховичної СОС пропонується для уникнення необхідності розвантажування ДМ виключити стан насичення ДМ шляхом додавання інтегральної складової від позиційних координат в сигнал зворотного зв'язку, який формується МК. Вважаючи, що для керування доступний повний фазовий вектор МС, момент керування, який прикладається до МС в цьому випадку запишеться у вигляді:

$$\tau_{control}^B = -K_{\omega} \omega_{BO}^B - K_{\varepsilon} \varepsilon + \left(L_{\omega} \omega_{BO}^B \times \mathbf{B}^B + L_{\varepsilon} \varepsilon \times \mathbf{B}^B + L_I \int \varepsilon dt \times \mathbf{B}^B \right) \times \mathbf{B}^B, \quad (5)$$

де L_I – коефіцієнт інтегруючої ланки енергетичного регулятора.

Характерна особливість запропонованого алгоритму магнітно-маховичного керування полягає у відсутності членів компенсації перехресних зв'язків в замкненій СОС, зумовлених гіроскопічними моментами. Завдяки цьому знижуються вимоги до точності оцінювання (або вимірювання, за встановлених на об'єкт датчиків кутової швидкості) вектора ω_{BI}^B абсолютної кутової швидкості МС.

Числовий аналіз алгоритму магнітно-маховичного керування

Виконаємо числовий аналіз СОС з описаним вище алгоритмом магнітно-маховичного керування для МС з тензором інерції $J = \text{diag}(0,34 \ 0,34 \ 0,31)$ [кг·м²], який рухається по коловій орбіті на висоті 650км з нахилом орбіти, рівним 98°. В якості моделі магнітного поля Землі візьмемо модель WMM2005 [9]. При моделюванні вважатимемо, що на МС діє сталий збурюючий момент вигляду $\tau_d^B = (1 \ 2 \ -2)^T \cdot 10^{-7}$ [Н·м].

На рис. 1 і рис. 2 наведено графіки зміни кутів орієнтації і кінетичних моментів ДМ за побудови СОС МС на основі алгоритму (5) при $\zeta = 1/\sqrt{2}$, $\omega_n = 0,01 \ c^{-1}$, $L_{\omega} = L_{\varepsilon} = L_I \equiv 0$ і при задані початкових умов у вигляді: $\omega_{OB}^B = \mathbf{0}$, $(\varphi, \theta, \psi) = (-20^\circ, 10^\circ, 20^\circ)$.

З графіків на рис. 1 видно, що за відсутності в законі зворотного зв'язку членів компенсації гіроскопічного моменту по кутам крену і нукання виникає періодичний рух. А з графіків на рис. 2 видно, що при дії на МС сталого збурюючого моменту і відсутності в керуючому моменті магнітної складової відбувається наростання кінетичного моменту ДМ, яке є особливо інтенсивним по каналу тангажу.

Проаналізуємо динаміку СОС з повним алгоритмом магнітно-маховичного керування при $L_{\omega} = 10^7$, $L_{\varepsilon} = 10^5$, $L_I \equiv 10^3$. Для цього випадку на рис. 3 побудовано графіки зміни кутів орієнтації МС, а на рис. 4 – графіки зміни кінетичних моментів ДМ.

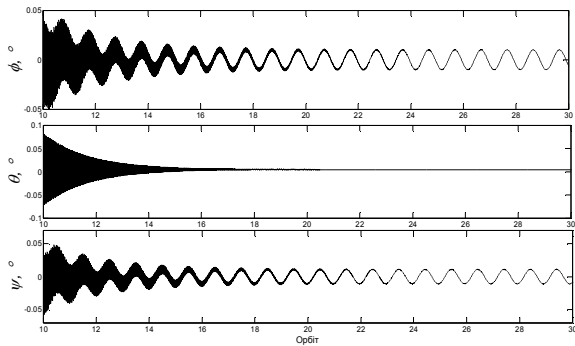


Рис. 1. Графіки зміни кутів орієнтації за відсутності магнітного керування

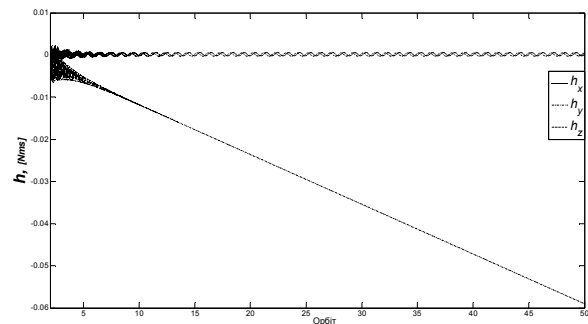


Рис. 2. Графіки зміни кінетичних моментів ДМ за відсутності магнітного керування

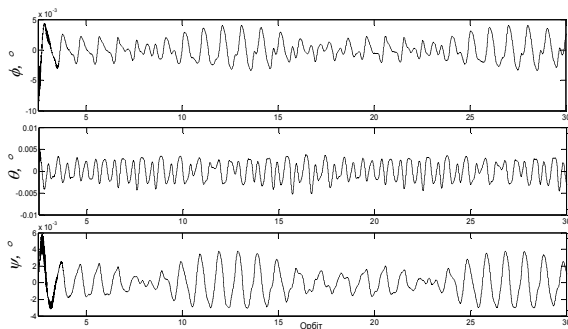


Рис. 3. Графіки зміни кутів орієнтації МС за магнітно-маховичного керування

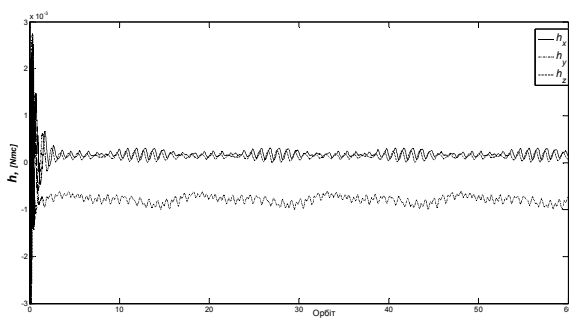


Рис. 4. Графіки зміни кінетичних моментів ДМ за магнітно-маховичного керування

Як видно з графіків на рис. 3, при взаємодії ДМ і МК досягнута похибка орієнтації МС не перевищує $0,005^\circ$. З графіків на рис. 4 видно, що запропонований алгоритм спільного магнітно-маховичного керування дозволяє уникнути входження ДМ в насичення при дії на МС сталого збурюючого моменту.

З метою з'ясування впливу на поведінку МС інтегруючої складової в алгоритмі (5) на рис. 5 побудовано графіки зміни кінетичних моментів ДМ при $L_I \equiv 10^2$.

Як видно з графіків на рис. 5, зменшення коефіцієнту інтегруючої ланки алгоритму магнітно-маховичного керування призводить до

збільшення величини усталеного значення кінетичного моменту ДМ, встановленого по осі тангажу.

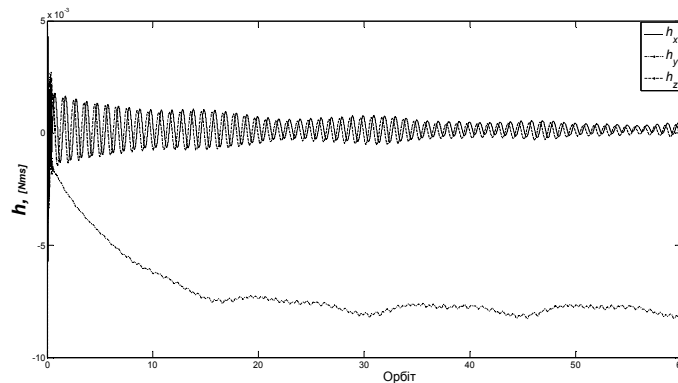


Рис. 5. Графіки зміни кінетичних моментів ДМ за магнітно–маховичного керування при $L_I \equiv 10^2$.

Висновки

Запропонований в статті алгоритм спільного магнітно-маховичного керування дозволив значно підвищити точність орієнтації МС порівняно з точністю, яка досягається при роздільному керуванні МК і ДМ за неточних оцінок вектора абсолютної кутової швидкості МС. Крім того, запропонований алгоритм дозволив уникнути входження ДМ в насичення, що дає можливість спростити практичну реалізацію системи керування орієнтацією МС.

Напрямок подальших досліджень в контексті побудови алгоритмів спільного магнітно-маховичного керування орієнтацією МС може бути пошук регулярних алгоритмів знаходження коефіцієнтів маховичної та магнітної складових алгоритму керування, які б дозволяли оптимізувати замкнену систему згідно вибраного критерію якості.

Список використаної літератури

1. http://server02.fb12.tu-berlin.de/rft/beesat/BeeSat/About_BeeSat.html.
2. Уэйс Б. Х., Эрпостатис Э. Управление поворотами космического аппарата вокруг собственной оси с обратной связью по компонентам кватерниона // Аэрокосмическая техника. – 1990. – № 3. – С. 3-11.
3. Каррингтон К. К., Джанкинс Дж. Л. . Оптимальное управление маневрами переориентации космического аппарата при нелинейной обратной связи // Аэрокосмическая техника. – 1986. – № 8. – С. 143-153.

4. *Коваленко А.П.* Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1975.– 247 с.
5. *M. Lovera and A. Astolfi.* Spacecraft attitude control using magnetic actuators // Automatica. – 2004. – Vol. 40, P. 1405–1414.
6. *Мелащенко О. М., Рижков Л. М.* Синтез гравітаційно-магнітної системи стабілізації мікросупутника // Механіка гіроскопічних систем. – 2008. – Вип. 19. – С. 76-86.
7. *Мелащенко О. М., Рижков Л. М.* Оптимізація магнітної системи стабілізації мікросупутника за змішаним H_2 / H_∞ критерієм // Наукові вісті НТУУ “КПІ”. – 2008. – № 6. – С. 89-93.
8. *Wisniewski R.* Satellite attitude control using only electromagnetic actuation // Ph.D. thesis, Aalborg University: Department of Control Engineering, December. – 1996. – 150 p.
9. <http://www.ngdc.noaa.gov/seg/WMM/DoDWMM.shtml>.