

АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ ОРІЄНТАЦІЄЮ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

Вступ. Сучасні штучні супутники Землі виконують широкий спектр завдань для різних галузей людської діяльності. Одним з основних шляхів здешевлення їх запусків є мініатюризація та використання стандартних форматів типу «Cubesat», що забезпечують виведення на орбіту одночасно великої кількості супутників стандартних розмірів. Нині розвиток технологій зі створення корисного навантаження дозволяє розробляти такі космічні апарати (КА) для вирішення задач, що традиційно відводилися для апаратів класу міні- та більших. Однак ефективне використання цього корисного навантаження передбачає значно суворіші вимоги [1] до якості керування КА, ніж вимоги при виконанні завдань, властивих апаратам найлегших класів. Тому актуальні розробки та дослідження з удосконалення систем керування рухом таких мініатюрних КА.

Постановка задачі. Метою даної роботи є синтез законів керування орієнтацією мініатюрного супутника на етапі стабілізації кутового положення.

Об'єкт керування. Космічний апарат має масу 10 кг, що ставить його на межі класів нано- і мікро-, а його геометричні розміри, не враховуючи сонячні батареї, дорівнюють 20×20×30 см.

Основними органами керування даного КА є двигуни-маховики. Апарат рухається по сонячно-синхронній орбіті на висоті 550 км, з нахиленням 97°.

Для дослідження руху супутника на орбіті складена математична модель, що являє собою систему з дванадцяти диференціальних рівнянь. Рівняння поступального руху та й взагалі нелінійні рівняння використовувалися лише для імітаційного моделювання. Синтез здійснювався на основі рівнянь орієнтації, отриманих в результаті спрощення повних рівнянь нехтуванням відцентрових моментів інерції:

$$\dot{\omega}_x = \frac{J_y - J_z}{J_x} \omega_y \omega_z + \frac{M_x}{J_x}; \dot{\omega}_y = \frac{J_z - J_x}{J_y} \omega_x \omega_z + \frac{M_y}{J_y}; \dot{\omega}_z = \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_x \omega_y + \frac{M_z}{J_z}, \quad (1)$$

де J_x, J_y, J_z – головні центральні моменти інерції супутника; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – кутові швидкості супутника відносно осей зв'язаної системи координат;

M_x, M_y, M_z – проекції головного моменту зовнішніх сил на осі зв'язаної системи координат.

Лінеаризація рівнянь (1), а також відомих рівнянь Ейлера для кутової швидкості [2], дозволяє отримати значно спрощену модель, необхідну для синтезу законів керування:

$$\begin{aligned}\Delta\dot{\gamma} &= a_{\gamma}^{\gamma}\Delta\gamma + a_{\gamma}^{\psi}\Delta\psi + a_{\gamma}^{\vartheta}\Delta\vartheta + a_{\gamma}^{\omega_x}\Delta\omega_x + a_{\gamma}^{\omega_y}\Delta\omega_y + a_{\gamma}^{\omega_z}\Delta\omega_z; \\ \Delta\dot{\psi} &= a_{\psi}^{\gamma}\Delta\gamma + a_{\psi}^{\psi}\Delta\psi + a_{\psi}^{\vartheta}\Delta\vartheta + a_{\psi}^{\omega_y}\Delta\omega_y + a_{\psi}^{\omega_z}\Delta\omega_z; \\ \Delta\dot{\vartheta} &= a_{\vartheta}^{\gamma}\Delta\gamma + a_{\vartheta}^{\psi}\Delta\psi + a_{\vartheta}^{\omega_y}\Delta\omega_y + a_{\vartheta}^{\omega_z}\Delta\omega_z; \\ \Delta\dot{\omega}_x &= a_{\omega_x}^{\omega_y}\Delta\omega_y + a_{\omega_x}^{\omega_z}\Delta\omega_z + b_{\omega_x}^{M_x}\Delta M_x; \\ \Delta\dot{\omega}_y &= a_{\omega_y}^{\omega_x}\Delta\omega_x + a_{\omega_y}^{\omega_z}\Delta\omega_z + b_{\omega_y}^{M_y}\Delta M_y; \\ \Delta\dot{\omega}_z &= a_{\omega_z}^{\omega_x}\Delta\omega_x + a_{\omega_z}^{\omega_y}\Delta\omega_y + b_{\omega_z}^{M_z}\Delta M_z,\end{aligned}\tag{2}$$

де a_i^j, b_i^j – коефіцієнти, що залежать від програмних значень кутів тангажа ϑ , крена γ , рискання ψ та кутових швидкостей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$. Символами Δ тут позначені відхилення поточних значень параметрів руху КА від програмних.

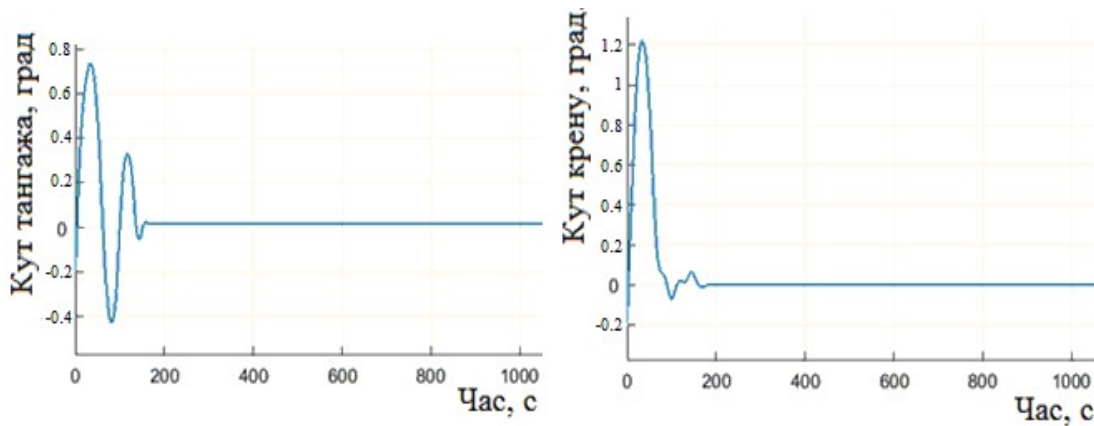


Рис.1. Процес стабілізації кутів орієнтації при дії східчастого зовнішнього моменту

Закони керування орієнтацією космічного апарату. Синтез законів керування здійснювався на основі методу аналітичного конструювання оптимальних регуляторів [3]. Вони являють собою лінійну комбінацію параметрів лінеаризованої моделі (2):

$$\begin{aligned}M_x &= 10^{-3}(1.01\Delta\gamma + 0.065\Delta\psi + 0.11\Delta\vartheta + 9.6\Delta\omega_x - 0.46\Delta\omega_y + 0.92\Delta\omega_z); \\ M_y &= 10^{-3}(-0.3\Delta\gamma + 0.35\Delta\psi + 0.64\Delta\vartheta - 2.3\Delta\omega_x + 2.8\Delta\omega_y + 3.3\Delta\omega_z); \\ M_z &= 10^{-3}(0.33\Delta\gamma - 0.02\Delta\psi + 9.9\Delta\vartheta + 0.92\Delta\omega_x + 0.67\Delta\omega_y + 32\Delta\omega_z).\end{aligned}\tag{3}$$

Імітаційне моделювання польоту супутника із законами керування

орієнтацією (3) свідчить про їх працездатність (рис. 1).

Висновки. Розроблені закони стабілізації космічного апарату при дії можливих збурень забезпечують похибку стабілізації до $1,2^\circ$. Час перехідного процесу складає 182 с. Покращення якості керування можливе за рахунок застосування більш потужних виконавчих органів.

Джерела

1. Сумароков А.В., Платонов В.Н. Обеспечение точностных характеристик стабилизации перспективного космического аппарата дистанционного зондирования земли//Известия РАН. ТИСУ. 2018. № 4.
2. А.С. Сыров. Бортовые системы управления космическими аппаратами: Учебное пособие – М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. – 304 с.
3. Красовский А.А. Системы автоматического управления полётом и их аналитическое конструирование. – М.: Наука, 1973. – 560 с.