

УДК 681.518

В. І. Іщенко, І. В. Зімчук

Житомирський військовий інститут радіоелектроніки імені С. П. Корольова

Підсистема цифрової корекції систем управління орієнтацією космічного апарата

Надійшла до редакції 01.04.03

Розглянуто синтез алгоритму управління кутовим положенням корпусу космічного апарата. Наводяться результати цифрового моделювання.

Необхідність керування кутовим положенням корпусу космічного апарата (КА) зумовлена його призначенням та вимогами щодо забезпечення виконання траєкторних маневрів, відновлення енергоресурсів та забезпечення надійності функціонування КА. Завдяки вказаним причинам керування орієнтацією є основним режимом роботи системи керування КА, який, як правило, триває безперервно протягом усього терміну активного функціонування КА [4, 7].

З позиції теорії автоматичного регулювання системи управління кутовим положенням КА — це замкнені системи автоматичного управління [5]. Властивості систем управління орієнтацією КА значним чином впливають на якість розв'язання задач, що ставляться перед КА. Застосування традиційних аналогових регуляторів не завжди дозволяє забезпечити високу точність орієнтації в перехідному та сталому режимах роботи. Потрібні значення показників якості системи управління КА можуть бути досягнуті за рахунок застосування цифрових обчислювальних пристроїв з реалізованими на їхній базі алгоритмами управління [1, 4].

Застосуванню цифрових обчислювальних пристроїв для управління орієнтацією КА присвячено ряд робіт [1, 2, 6, 7]. Однак у роботах [1, 6, 7] розглянуто лише застосування алгоритмів оптимального оцінювання для фільтрації вихідних сигналів приладів орієнтації, при цьому питання формування сигналу управління аналоговою частиною не розглядаються. В роботі [2] викладено алгоритм

цифрового управління неперервною частиною, параметри якого не залежать від параметрів об'єкта управління, що не дозволяє значною мірою підвищити якість системи управління орієнтацією КА.

Метою нашої роботи є покращення динамічних та статичних характеристик системи управління кутовим положенням корпусу КА за рахунок доповнення існуючої аналогової системи підсистемою цифрової корекції.

Задача синтезу цифрового регулятора ставиться за допомогою структурної схеми лінійної системи орієнтації КА, що приведена на рис. 1 [2, 5, 6].

Цифровий обчислювальний пристрій (ЦОП) входить до складу бортової ЕОМ та виконує функції вимірювача сигналу розузгодження $\varepsilon(n)$ між бажаним $\varphi(n)$ та дійсним $\varphi_0(n)$ значеннями кутового положення КА, а також здійснює управління аналоговою частиною системи управління орієнтацією КА. Приведена система призначена для одноосної орієнтації КА. Виконавчим елементом системи є двигун-маховик.

Якщо давач кута та підсилювач є безінерційними ланками [5], їхні передаточні функції будуть мати вигляд

$$K_\varphi(p) = K_\varphi, \quad K_n(p) = K_n.$$

Давач кутової швидкості описується ідеальною диференціюючою ланкою [5] з передаточною функцією

$$K_{\dot{\varphi}}(p) = K_{\dot{\varphi}}p.$$

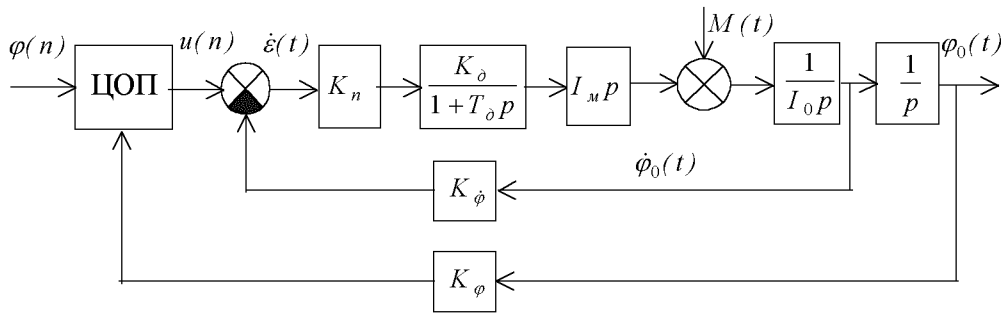


Рис. 1. Структурна схема лінійної системи управління орієнтацією космічного апарата (див. текст)

Привідний двигун маховика описується аперіодичною ланкою [2, 5], передаточна функція якої відповідає виразу

$$K_d(p) = \frac{K_d}{1 + T_d p},$$

де K_d , T_d — коефіцієнт перетворення та постійна часу двигуна.

Передаточні функції маховика та об'єкта управління (КА) [1, 2, 7] подані у такому вигляді:

$$K_m(p) = I_m p,$$

$$K_0(p) = \frac{1}{I_0 p^2},$$

де I_m , I_0 — моменти інерції маховика та КА.

Припускається, що вхідна дія на систему управління кутовим положенням КА в дискретні моменти часу $t_n = nT$ в режимі стабілізації описується рівнянням

$$\varphi(n) = \varphi,$$

а в режимі програмного повороту або при виконанні закрутки [7] рівнянням

$$\varphi(n) = \varphi(n-1) + \dot{\varphi}(n-1)T,$$

де φ , $\dot{\varphi}$ — значення кутового положення та його похідна; T — інтервал часової дискретизації; n — номер дискрети.

Необхідно синтезувати алгоритм управління аналоговою частиною системи управління орієнтацією КА, структура і параметри якої вважаються відомими. Критерій якості — мінімум середнього значення додатку абсолютних значень помилки орієнтації:

$$\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N |\varepsilon(n)| \rightarrow \min,$$

де $\varepsilon(n) = \varphi(n) - \varphi_0(n)$ — помилка орієнтації.

Для синтезу алгоритму управління орієнтацією КА скористаємось методом трьох поліномів [8], згідно з яким передаточна функція цифрового регулятора визначається виразом

$$F(z) = \frac{C(z) - A(z)}{A(z)\psi(z)}, \quad (1)$$

де $C(z)$ — характеристичний поліном замкненої системи, який визначає її стійкість, $\psi(z)$ — дискретна передаточна функція об'єкта управління, $A(z)$ — поліном, який визначає точність системи управління та розраховується з умови

$$A(z)\varphi(n) = 0.$$

Для забезпечення другого порядку астатизму цифрового регулятора поліном $A(z)$ матиме вигляд

$$A(z) = (1 - z^{-1})^2. \quad (2)$$

Характеристичний поліном замкненої системи задається у вигляді [8]

$$C(z) = (1 - Q_1 z^{-1})(1 - Q_2 z^{-1}). \quad (3)$$

На підставі алгебраїчного критерію Гурвіца [1] визначаються умови стійкості системи:

$$0 < Q_1 < 1, \quad 0 < Q_2 < 1.$$

За структурною схемою, що приведена на рис. 1, розраховується передаточна функція розімкненої системи

$$\psi(p) = \frac{K}{p(p+b)},$$

де

$$K = \frac{K_n K_d I_m}{I_0 T_d},$$

$$b = \frac{I_0 + K_\varphi K_n K_d I_m}{I_0 T_d}.$$

З використанням табличних даних [3] визначається дискретна передаточна функція об'єкта управління з екстраполатором нульового порядку:

$$\psi(z) = \frac{c_1 z^{-1} + c_2 z^{-2}}{1 + d_1 z^{-1} + d_2 z^{-2}}, \quad (4)$$

де

$$\begin{aligned} d_1 &= -1 - e^{-bT}, \\ d_2 &= e^{-bT}, \\ c_1 &= \frac{K}{b^2} [bT - 1 + d_2], \\ c_2 &= \frac{K}{b^2} [1 - d_2 - bT d_2]. \end{aligned}$$

Підстановкою рівнянь (2)–(4) до виразу (1) розраховується передаточна функція цифрового регулятора:

$$F(z) = \frac{a_0 + a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2}}{1 + b_1 z^{-1} + b_2 z^{-2}},$$

де

$$\begin{aligned} a_0 &= \frac{2 - Q_1 - Q_2}{c_1}, \\ a_1 &= -\frac{1 + 2d_2 - d_2 Q_1 - d_2 Q_2 - Q_1 Q_2}{c_1}, \end{aligned}$$

$$a_2 = \frac{d_2(1 - Q_1 Q_2)}{c_1},$$

$$b_1 = \frac{c_2 - c_1}{c_1};$$

$$b_2 = -\frac{c_1}{c_2}.$$

На підставі рівняння для управляючої дії [8]

$$u(n) = F(z)\varepsilon(n),$$

визначається алгоритм управління аналоговою частиною системи управління орієнтацією КА:

$$\begin{aligned} u(n) &= a_0 \varepsilon(n) + a_1 \varepsilon(n - 1) + a_2 \varepsilon(n - 2) - \\ &\quad - b_1 u(n - 1) - b_2 u(n - 2). \end{aligned} \quad (5)$$

Дослідження синтезованого алгоритму управління кутовим положенням корпусу КА проводилось шляхом математичного моделювання. При моделюванні безперервних частин системи використовувались рекурентні формули за методом трапецій [3]. Для виконавчого елемента маємо таке рекурентне рівняння:

$$\begin{aligned} M_m(k) &= \frac{2K_n K_d I_m}{T + 2T_d} [\dot{\varepsilon}(k) - \dot{\varepsilon}(k - 1)] - \\ &\quad - \frac{T - 2T_d}{T + 2T_d} M_m(k - 1), \end{aligned}$$

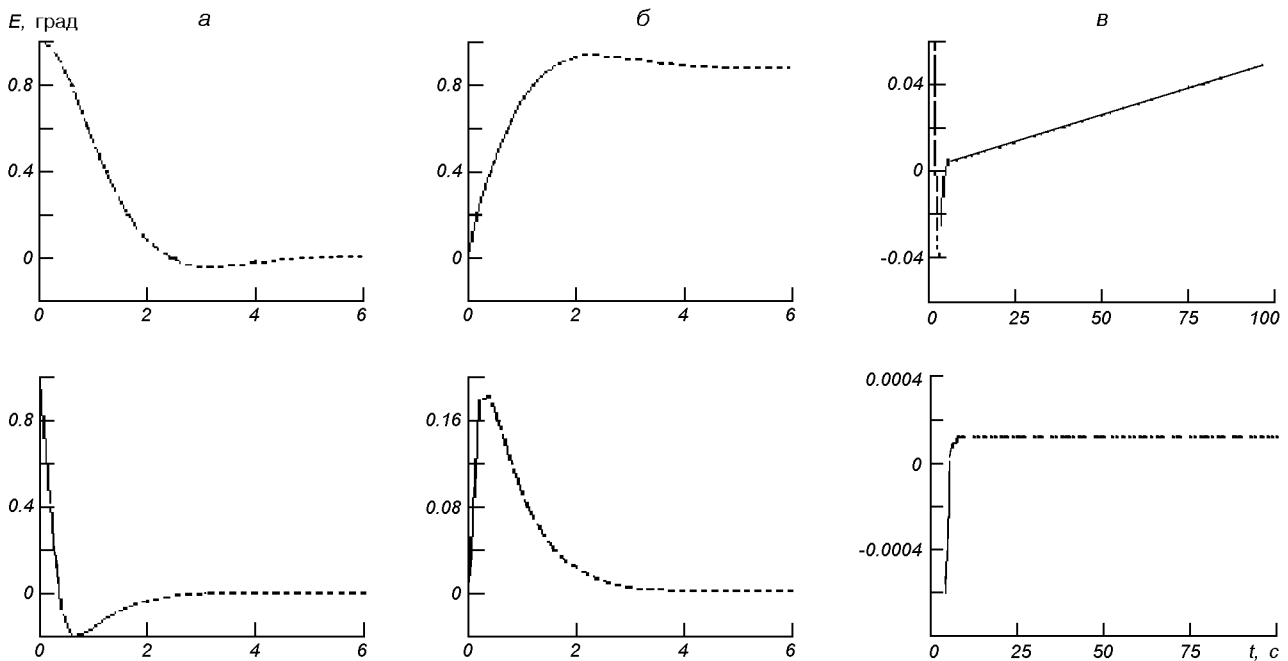


Рис. 2. Помилка орієнтації КА для аналогового (зверху) та цифрового (знизу) регуляторів: а — при одиничній входній дії, б — при лінійній входній дії, в — при наявності збурення

де $M_m(k)$ — обертовий момент маховика, $\dot{\varepsilon}(k) = u(n) - K_\varphi \dot{\varphi}_0(k)$ — вихідний сигнал елемента порівняння, $\dot{\varphi}_0(k)$ — кутова швидкість обертання корпусу КА.

Для космічного апарата маємо

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_0(k) &= [M_m(k) + M(k)] \frac{T}{2I_0} + \\ &+ [M_m(k-1) + M(k-1)] \frac{T}{2I_0} + \dot{\varphi}_0(k-1), \\ \varphi_0(k) &= [\dot{\varphi}_0(k) + \dot{\varphi}_0(k-1)] \frac{T}{2} + \varphi_0(k-1). \end{aligned}$$

Дослідження синтезованої цифрової системи управління орієнтацією КА проводилось шляхом математичного моделювання при таких умовах:

$$\begin{aligned} M(k) &= 0, \quad I_m = I_0, \quad K_n = 1.45, \\ K_d &= 0.71 \text{ рад} \cdot \text{В}^{-1} \text{с}^{-1}, \quad T_d = 0.5 \text{ с}, \\ K_\varphi &= 0.1 \text{ В} \cdot \text{с} / \text{рад}, \quad K_\varepsilon = 1 \text{ В} / \text{рад}, \\ Q_1 &= 0.75, \quad Q_2 = 0.85. \end{aligned}$$

Слід відмітити, що часовий параметр n змінюється через такт квантування $T = 0.1$ с, а часовий параметр k змінюється через такт моделювання $T_0 = 0.01$ с. Результати дослідження у вигляді помилки орієнтації для аналогового та синтезованого регуляторів при одиничній вхідній дії $\varphi(nT) = 1^\circ$ приведені на рис. 2, а, а при лінійній вхідній дії $\varphi(nT) = 0.8nT$ — на рис. 2, б.

Із отриманих результатів видно, що порівняно з аналоговим регулятором застосування синтезованого алгоритму управління дозволяє зменшити час регулювання в два рази при одиничній вхідній дії та уникнути динамічної помилки орієнтації при лінійній вхідній дії.

Дослідження проводилось також при вхідній дії $\varphi(nT) = 1^\circ$ та збурюючому моменті $M(k) = 0.0005 \text{ Н} \cdot \text{м}$ [5]. Результати дослідження у виг-

ляді помилки орієнтації для аналогового та синтезованого регуляторів приведені на рис. 2, в.

Результати дослідження показали, що при наявності збурення застосування синтезованого алгоритму управління дозволяє уникнути збільшення помилки орієнтації.

Таким чином, використання синтезованого цифрового регулятора дає змогу покращити динамічні та статичні характеристики системи управління кутовим положенням корпусу КА і, як наслідок, покращити якість рішення задач, що ставляться перед КА.

1. Бесекерский В. А., Иванов В. А., Самотокин Б. Б. Орбитальное гирокомпасирование / Под ред. Б. Б. Самотокина. — СПб: Политехника, 1993.—256 с.
2. Бесекерский В. А., Изранцев В. В. Системы автоматического управления с микро ЭВМ. — М.: Наука, 1987.—320 с.
3. Гостев В. И., Стеклов И. К. Системы автоматического управления с цифровыми регуляторами: Справочник. — К.: Радиоаматор, 1998.—704 с.
4. Инженерный справочник по космической технике. Изд. 2-е перераб. и доп. / Под ред. А. В. Солодова. — М.: Воениздат, 1977.—430 с.
5. Каргу Л. И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1980.—172 с.
6. Огарков М. А. Методы статистического оценивания параметров случайных процессов. — М.: Энергоатомиздат, 1990.—208 с.
7. Павловський М. А., Горбулін В. П., Клименко О. М. Системи керування обертальним рухом космічних апаратів. — К.: Наук. думка, 1997.—200 с.
8. Пушкарев Ю. А. Анализ и синтез дискретных систем оценивания. — Житомир: ЖВУРЭ, 1989.—326 с.

A SUBSYSTEM OF THE DIGITAL CORRECTION OF CONTROL SYSTEM OF SPACE VEHICLE ORIENTATION

V. I. Ishchenko, I. V. Zimchuk

Synthesis of the control algorithm of the angular position of space vehicle hull is considered and simulation results are presented.