

С.С. Свістельник

ЕКСТЕНСИВНА СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ОРІЄНТАЦІЄЮ ШТУЧНОГО СУПУТНИКА ЗЕМЛІ

Коротко розглядаються принципи керування орієнтацією штучного супутника Землі (ШСЗ). Викладається принцип роботи однієї з можливих схем системи екстенсивного керування орієнтацією з обмеженням швидкості.

1. Короткі відомості. Серед багаточисельних проблем, що виникають в останні роки у зв'язку з освоєнням космосу, велике значення має проблема керування орієнтацією ШСЗ, вирішення якої необхідно для проведення різних наукових досліджень.

Під керуванням ШСЗ розуміється керування рухом його центра мас і рухом навколо центра мас. Для постановки і проведення наукових експериментів у космосі потрібна чітко визначена орієнтація однієї або двох осей, жорстко зв'язаних із супутником.

Керування кутовим рухом дозволяє надати супутнику будь-яке задане положення в просторі і забезпечити стабілізацію цього положення при дії різних збурюючих моментів. Задане положення супутника визначається в деякій системі координат $X_1X_2X_3$ (рис. 1), напрямком осей яких у просторі відомо заздалегідь.

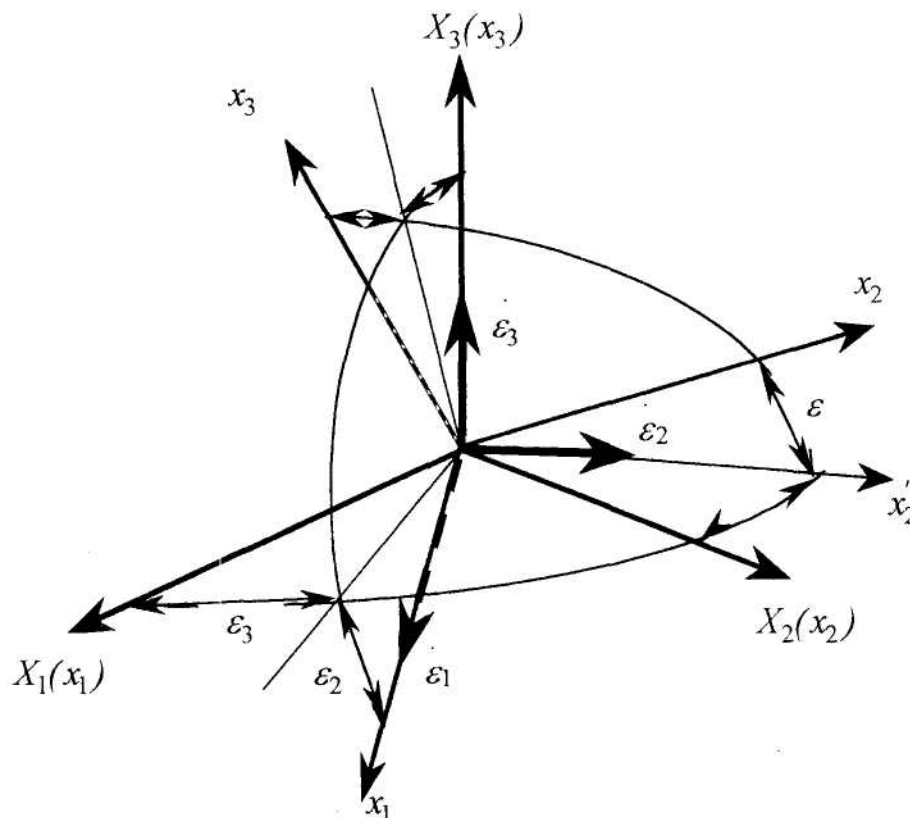


Рис. 1. Положення зв'язаної системи координат відносно базової

Домовимося називати таку систему координат базовою системою відліку. Осі базової системи повинні задаватися на борту ШСЗ за допомогою спеціальних пристроїв та приладів. Найбільш прийнятою базовою системою відліку є система, одна вісь якої співпадає з горизонтальним напрямком руху ШСЗ у миттєвій орбітальній площині, друга – з напрямком вертикалі місця, а третя розташована так, щоб система відліку була правостороння.

Щоб визначити кутові відхилення ШСЗ від базової системи відліку, необхідно ввести систему координат x_1 , x_2 , x_3 , жорстко зв'язану з супутником. За таку систему зручно

прийняти головні осі інерції супутника. У цій системі відліку зручніше виражати деякі моменти і, крім того, ці осі часто співпадають з осями симетрії ШСЗ. Проте, в будь-якому ШСЗ є рухомі деталі, внаслідок чого головні осі інерції коливаються відносно корпусу ШСЗ. Звичайно вони відхиляються на малі кути відносно деякого положення рівноважної орієнтації. Тому слід прийняти систему осей, жорстко зв'язану з корпусом ШСЗ так, щоб вона найбільш точно співпадала з головними осями інерції. Такі осі найбільш точно відповідають і задачам, які стоять перед системою керування кутовим положенням, оскільки система керування звичайно забезпечує визначену орієнтацію ШСЗ в цілях отримання правильної роботи того чи іншого обладнання, нерухомо закріпленого на корпусі ШСЗ.

Задача керування орієнтацією полягає у забезпеченні або суміщенні одноіменних осей чи положень, що вимагаються, або заданого руху одних осей відносно інших. В загальному випадку зв'язок між цими системами може бути встановлений за допомогою трьох кутів ε_1 , ε_2 , ε_3 . Ці кути називаються кутами орієнтації, а осі зв'язаної системи координат, відносно яких супутник здійснює кутовий рух, називають осями орієнтації.

2. Порівняльна характеристика систем керування. Багато активних систем орієнтації базується на поканальному принципі їх побудови або поканальному методі керування. Згідно з цим принципом, керуючі моменти прикладаються до супутника відносно трьох зв'язаних з ним осей. Характерною особливістю даного принципу є розподілене формування закону керування по кожній осі на основі інформації про її відхилення від заданого напрямку в просторі. Кожен з моментів є лінійною або нелінійною функцією відповідного кута орієнтації і швидкості його зміни в часі. Закони формування моментів можуть враховувати гіроскопічний взаємозв'язок каналів керування. Повороти супутника на задані кути орієнтації виконуються послідовно. Система поканального керування складається з датчиків кутового положення 1, логічно перетворюючого блока 2 і виконавчих органів 3 (рис. 2).

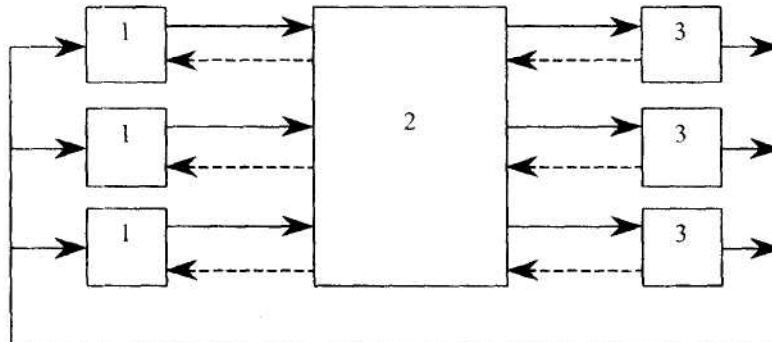


Рис. 2. Структурна схема системи поканального керування

За допомогою датчиків кутового положення 1 у логічно перетворюючому блоці 2 формуються сигнали, що характеризують поточне положення з урахуванням швидкості його зміни осей зв'язаної системи відносно осей базової. Тут, на основі цих сигналів виробляються команди на виконавчі органи 3, які створюють керуючі моменти. Останні викликають зміни кутового положення супутника.

При повороті супутника на задані кути навколо осей, зв'язаних з ними або фіксованих у просторі, кінцеве кутове положення супутника залежить від вибраної послідовності поворотів. Згідно з теоремою Ейлера, будь-яке число поворотів відносно різних осей, що проходять через нерухому точку, еквівалентно одному повороту відносно осі, що проходить через ту ж точку. Ця вісь називається віссю Ейлера. Зокрема, три поворота супутника на кути ε_1 , ε_2 , ε_3 навколо ортогональних осей еквівалентні одному повороту на кут φ відносно осі Ейлера, причому

$\varphi \neq \sqrt{\varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2 + \varepsilon_3^2}$. Та обставина, що послідовність кутових переміщень ε_1 , ε_2 , ε_3 має

результуюче переміщення φ , надає їм якості векторних величин, які не підпорядковуються правилам векторної алгебри. Такі величини в математиці прийнято називати екстенсивними (направленими). Керування обертальними рухами ШСЗ, при якому задані зміни його

кутового положення в просторі здійснюються одним поворотом, називають екстенсивним керуванням.

Розв'язок задачі екстенсивного керування орієнтацією набув практичного значення з появою бортових ЦОМ і не знайшло широкого застосування з тієї причини, що його фізичний зміст обмежено поки кінематичним обґрунтуванням. Що стосовно динамічного обґрунтування, то воно отримано тільки для окремих випадків орієнтації супутників з осьюовою і сферичною симетрією.

При екстенсивному керуванні кути орієнтації $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$ вимірюються для обчислення величини еквівалентного їм кута, напрямку осей і знака результуючого повороту φ супутника. Потім робиться вибір напрямку дії вектора керуючого моменту, що забезпечує поворот супутника на заданий кут за мінімально можливий або заданий час. Реалізація керуючого моменту здійснюється шляхом прикладання до супутника моментів відносно зв'язаних з ним осей. Структурна схема системи орієнтації при такому керуванні зберігається, проте функціональне призначення окремих елементів системи змінює свій зміст. Так, логічно перетворюючий блок 2 набуває риси спеціалізованої ЦОМ, оскільки обчислення кінематичних і динамічних параметрів у даному випадку зв'язано з трудомісткою розрахунковою процедурою. В якійсь мірі змінюються і функції виконавчих органів 3. Створені ними моменти визначаються тепер не з умови відпрацювання відхилення, яке виникло по даній осі, а з умови реалізації вектора результуючого (керуючого) моменту заданого напрямку і потрібної величини.

Найбільш перспективним в останній час є застосування як виконавчих органів двигунів-маховиків. За привод маховика найбільш доцільно застосувати двигун постійного струму з електронною комутацією напруги. Такий двигун має високий ККД, не потребує встановлення щіток і зв'язаної з цим необхідності герметизації щітково-колекторного вузла в умовах космічного польоту. Крім того, такий двигун не потребує встановлення спеціальних маховиків, оскільки крутяча маса самого двигуна має достатній момент інерції.

3. Приклад системи керування. Розглянемо задачу перевodu супутника з початкового положення в кінцеве за мінімальний час з урахуванням кутової швидкості ($\dot{\varphi} \leq \dot{\varphi}_m$). Передбачається, що початкове значення кінетичного моменту супутника $K(0) = 0$. При обмеженні будь-якої координати об'єкта оптимальне керування можна розглядати як керування цією координатою, в даному випадку φ . Відомо також, що алгоритм керування повинен складатися з двох інтервалів $\pm U_m$ і однієї ділянки, на якій напруга $U_1 < U_m$ пропорційна допустимій швидкості.

Таким чином, необхідно максимальною керуючою дією $+U_m$ розігнати корпус супутника до максимально допустимої швидкості $\dot{\varphi}_m$, після чого підтримувати цю швидкість постійною. Наприкінці керування необхідно подати керуючу дію $-U_m$.

На рис. 3 зображено графік зміни оптимальної керуючої дії при розвороті супутника на заданий кут навколо осі Ейлера з обмеженням кутової швидкості.

Перейдемо до визначення моментів переключення. При обмеженні значення n -ої похідної координати, що керується в системі n -ого порядку, для здійснення оптимального керування необхідно мати $N = (n - s)(s + 1) \geq n$ ділянок керування і $N_s = s$ ділянок стабілізації. Візьмемо для розгляду дві функції переключення оптимального керування $\mu_1(t)$ і $\mu_2(t)$. Функція $\mu_1(t)$ формує моменти переключення керування координатою φ^s при виводі її на координату φ_m^s та при переході до режимів стабілізації φ_m^s . Функція $\mu_2(t)$ формує моменти переключення для початку керування координатою φ_s і є функцією, що задається по відношенню до $\mu_1(t)$, тобто визначає знак і момент включення $\mu_1(t)$.

У загальному вигляді функції $\mu_1(t)$ і $\mu_2(t)$ можна представити наступним чином:

$$\mu_1(t) = \varphi_m^s - \varphi^s(t) - k_1 \varphi^{s+1}(t) - \dots - k_{n-s+1} \varphi^{n-1}(t), \quad (1)$$

$$\mu_2 = [\varphi(t_m) - \varphi(t)] + k_1[\varphi(t_m) - \varphi(t)] + \dots + k_{s-1}[\varphi^{s-1}(t_m) - \varphi^{s-1}(t)],$$

де t_m – момент часу, який відповідає кінцю останньої ділянки φ_m^s ;

$$\left. \begin{matrix} k_1, k_2, \dots, k_{n-s+1} \\ k_1, k_2, \dots, k_{s-1} \end{matrix} \right\} - \text{постійні коефіцієнти.}$$

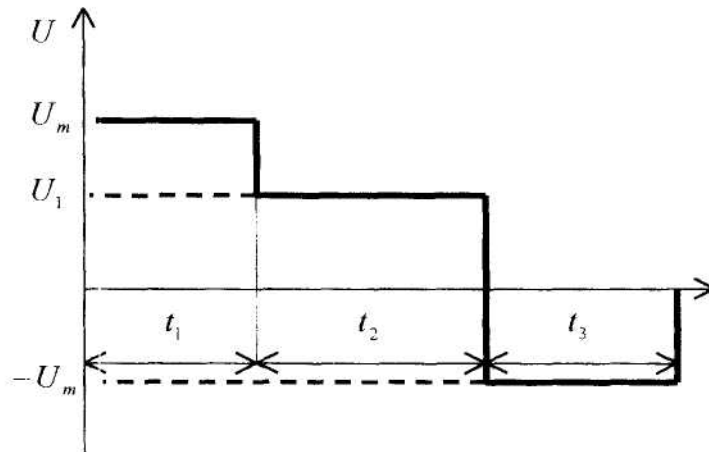


Рис. 3. Графіки зміни оптимальної керуючої дії

Для випадку, який розглядається ($n = 2, s = 1$) число інтервалів керування для виводу похідної φ на значення $\varphi = \varphi_m$ дорівнює $n - s = 1$, тобто потрібен один інтервал керування. Для координати φ загальна кількість інтервалів керування $N = (n - s)(s + 1) = 2$, а число ділянок стабілізації $N_s = 1$.

У відповідності до загальних виразів для $\mu_1(t)$ і $\mu_2(t)$ можна записати

$$\begin{aligned} \mu_1(t) &= \varphi_m - \varphi(t), \\ \mu_2 &= \varphi(t_m) - \varphi(t) = (\varphi_1 + \varphi_3) - \varphi(t) = (\varphi_k - \varphi_2) - \varphi(t). \end{aligned} \tag{2}$$

Знак функції $\mu_2(t)$ при $t = 0$ визначається знаком φ_m .

На рис. 4 наведена функціональна схема системи керування з обмеженням швидкості.

Одним з основних елементів даної схеми є “Блок перерахунку параметрів” (БПП), який являє собою спеціалізовану ЦОМ. На виході БПП на початку процесу керування з датчиків кутового положення надходить інформація про положення ШСЗ у базовій системі координат (значення кутів $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$). В БПП проводиться розрахунок параметрів Ейлера. Система також включає в себе “Блок формування напруги” (БФН), два суматора (C_1 і C_2), за допомогою яких обчислюються функції переключення $\mu_1(t)$ і $\mu_2(t)$, і три релейних елемента (PE_1, PE_2, PE_3). З БПП в БФН надходять значення направляючих косинусів, що характеризують положення супутника в базовій системі відліку. В C_1 обчислюється $\mu_2(t)$. Функція $\mu_2(t)$ надходить на вхід релейного елемента PE_1 , на виході якого формується керуючий сигнал. На початку процесу керування ($t = 0$), коли $\varphi(0) = 0$, такі сигнали, що підлягають обробці, подаються на C_2 у вигляді відповідних напруг (пропорційних φ_k і $\varphi_2 = const$). Оскільки $\mu_2(t) \neq 0$, то PE_1 спрацьовує і подає сигнал на C_2 . В C_2 обчислюється $\mu_1(t)$.

Реле PE_1 підключає до входу сигнал, пропорційний φ_m і певного знака. Оскільки $\varphi(0) = 0$, то PE_2 спрацьовує і подає на БФН керуючий сигнал $U = U_m$. На основі цього сигналу з

виходу БФН в кола якорів двигунів-маховиків подаються керуючі напруги. Як тільки $\varphi(t)$ зрівняється з φ_m , відключається PE_2 і включається PE_3 , який переключає керуючий сигнал $U = U_m$ на $U = U_1$, що відповідає устаненому режиму $\varphi_m = kU_1$. Далі йде ділянка стабілізації ($\varphi_m = const$). Коли $\mu_2(t)$ стає рівним нулю, від C_2 відключається сигнал, який задає значення обмеженої координати φ_m . При цьому $\mu_1(t) = -\varphi(t)$, тобто функція переключення змінює знак. В результаті цього реле PE_2 переключається і, реверсуючи, видає сигнал $U = -U_m$, а PE_3 відключається. В кінці керування $\varphi(t) = 0$ і відключається реле PE_2 . Дана схема системи керування є однією з можливих.

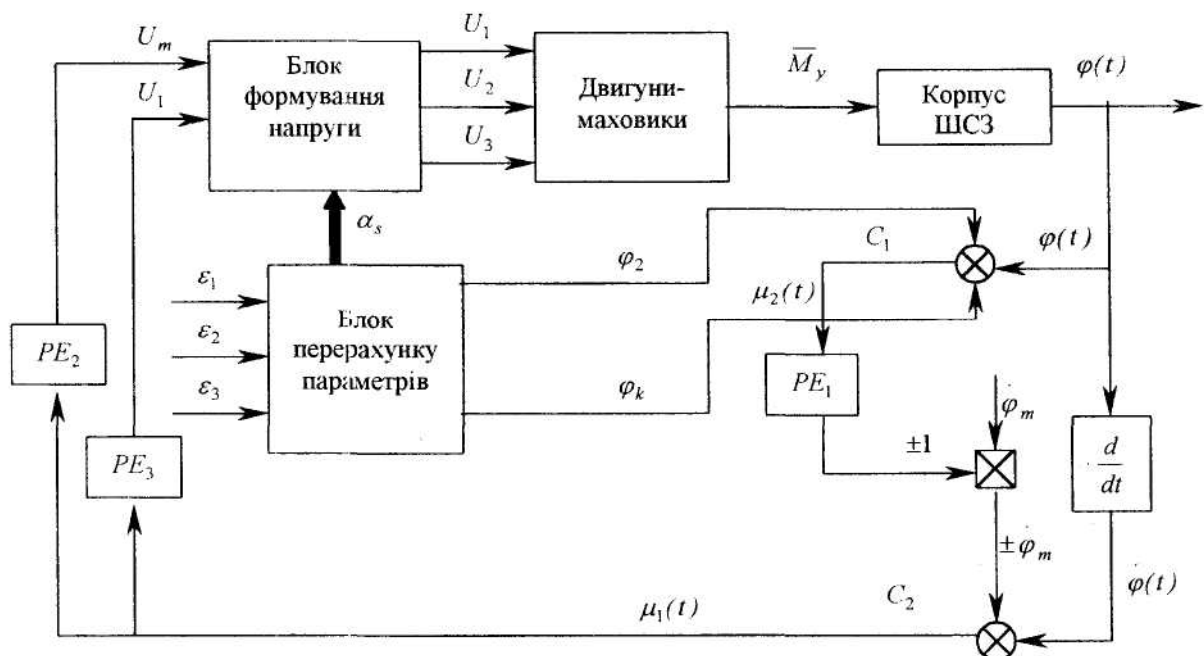


Рис. 4. Функціональна схема системи керування

При дослідженні математичної моделі цієї системи отримані наступні результати: поворот супутника на заданий кут відбувається приблизно у два з половиною рази швидше, а енергетичні витрати менше на п'ятдесят відсотків, ніж при поканальному керуванні орієнтацією ШСЗ.

ЛІТЕРАТУРА:

1. Алексеев К.Б. Экстенсивное управление ориентацией космических летательных аппаратов. – Москва: Машиностроение, 1977. – 120 с.

СВИСТЕЛЬНИК Сергій Сергійович – студент 5-го курсу Житомирського інженерно-технологічного інституту.

Наукові інтереси:

– теорія автоматичного керування.