

СПОСІБ ОПТИМІЗАЦІЇ ПАРАМЕТРІВ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ ОРІЄНТАЦІЄЮ ТА СТАБІЛІЗАЦІЄЮ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

У статті пропонується спосіб вирішення задачі багатокритеріальної оптимізації параметрів систем управління орієнтацією та стабілізацією космічних апаратів, реалізований на основі нелінійної схеми компромісів. Це дозволить створити адаптивний алгоритм управління кутовим рухом космічних апаратів.

Постановка проблеми

Рішення більшості наукових задач у космосі потребує певного кутового положення космічних апаратів (КА) у просторі з заданою точністю [1]. При цьому в умовах космічного простору на КА постійно діють зовнішні та внутрішні збурювальні фактори, які при відсутності демпфуючого середовища призводять до хитливого руху КА відносно центра мас [2]. Звідси виникає задача безперервного управління кутовим рухом КА, яку вирішує система управління орієнтацією та стабілізацією (СУОС).

Загальну задачу управління кутовим рухом можна розділити на дві окремі задачі: задачу *орієнтації* – суміщення осей базової системи координат (БСК) з осями зв'язаної системи координат (ЗСК), і задачу *стабілізації* – усунення неминуче виникаючих кутових відхилень осей ЗСК від осей БСК [3]. При цьому для рішення багатьох прикладних задач необхідно забезпечувати побудову тривісної орієнтації КА. Разом з тим, у ряді випадків, наприклад, для накопичення електричної енергії за рахунок сонячної досить використовувати одноосьову орієнтацію.

Таким чином, у цілому для нормального функціонування КА СУОС повинна працювати в наступних режимах:

1. Режим гасіння кутових швидкостей, отриманих на вивідному витку при відділенні КА від ракети-носія.
2. Пошук фізичних орієнтирів (Сонця, зірок, Землі) для побудови БСК.
3. Режим переорієнтації (перенацілювання) КА на заданий район.
4. Режим прецизійної орієнтації на обраний об'єкт.
5. Режим постійної сонячної орієнтації.
6. Режим розвантаження електро-маховичних двигунів (ЕМД).
7. Черговий режим і т.п.

Такий перелік можливих режимів роботи обумовлює високі вимоги до показників якості СУОС. Зокрема, вона повинна забезпечувати задану точність орієнтації, прийнятну швидкодію, високі стійкість і надійність функціонування та бути економічною. При цьому остання вимога має принципове значення для СУОС через обмежені запаси робочого тіла і електроенергії на борту КА [4].

Реалізація цих вимог на практиці є складною багатофакторною задачею. До того ж, окремі із перерахованих вимог є суперечливими. Наприклад, підвищення точності або швидкодії СУОС приводить до збільшення витрат бортової енергії.

Тому виникає *проблема* створення такого алгоритму управління кутовим рухом КА, який був би оптимізованим за декількома критеріями. Цей алгоритм має бути реалізованим у бортовій ЕОМ і здійснювати у реальному масштабі часу оптимальний закон управління кутовим рухом КА з урахуванням режиму роботи СУОС і діючих збурень.

Аналіз останніх публікацій

На сьогоднішній день для синтезу оптимальних алгоритмів управління широко розповсюджені метод динамічного програмування Беллмана [5] і принцип максимуму Понтрягіна [6], [7].

Однак ці методи придатні для оптимізації лише за одним критерієм якості. У той же час, у багатьох практичних випадках потрібна оптимізація за декількома критеріями. До того ж ці методи мають велику обчислювальну складність навіть для задач невеликої розмірності [7]. Тому на практиці спрощують моделі об'єкта управління, жертвуючи при цьому умовою

оптимальності. У результаті одержують квазіоптимальні алгоритми, які більш прості в реалізації, але поступаються якістю управління [8].

Крім того, істотним недоліком цих методів є неможливість одержання для загальних випадків рішення в аналітичному виді. Чисельний метод їхнього розрахунку вимагає великих обчислювальних витрат. Це робить неможливим реалізацію оптимального алгоритму управління у реальному масштабі часу в сучасних бортових ЕОМ, які мають досить обмежені можливості [7].

Ціллю статті є знаходження способу аналітичного рішення задачі оптимізації параметрів СУОС, необхідного для створення оптимального алгоритму управління кутовим рухом КА за декількома критеріями. У якості таких критеріїв вибрано максимальну точність орієнтації і стабілізації при мінімальній витраті бортової енергії. При цьому закон управління орієнтацією і стабілізацією має формуватись в аналітичній формі, а оптимальний алгоритм повинний з урахуванням режимів роботи СУОС реалізувати цей закон управління, компенсуючи усі збурення.

Задача створення такого алгоритму є багатокритеріальною. І спосіб її рішення зручно здійснити на основі скалярної згортки часткових критеріїв за нелінійною схемою компромісів, запропонованої професором Вороніним А.Н. [9]. При цьому багатокритеріальна задача зводиться до рішення однієї задачі – оптимізації виразу виду

$$x^* = \arg \min_{x \in X} \sum_{\alpha=1}^k \gamma_j I_{jmax} [I_{jmax} - I_j(x)]^{-1}, \quad (1)$$

де $\gamma_j > 0$, $\gamma = \overline{1, k}$, $\sum_{j=1}^k \gamma_j = 1$. Тут γ_j – вагові коефіцієнти часткових критеріїв, I_j – часткові критерії, I_{jmax} – максимально можливе значення часткових критеріїв I_j .

До достоїнств скалярної згортки відноситься чутливість до зміни параметрів задачі. Наприклад, у випадку наближення одного з критеріїв I_j до верхньої границі припустимих значень скалярна згортка реалізує за даним критерієм мінімаксий оператор Чебишева. В інших випадках багатокритеріальна модель діє еквівалентно операторові інтегральної оптимальності з різними ступенями вирівнювання окремих критеріїв. Погіршення одного з часткових критеріїв компенсується поліпшенням інших окремих критеріїв, тобто багатокритеріальна модель задовольняє оптимальності за Парето.

Розглянемо процес багатокритеріальної оптимізації на прикладі каналу тангажа найбільш розповсюдженої СУОС з релейним регулятором і ЕМД, як виконавчими елементами. При цьому релейний регулятор є програмно реалізованим у пам'яті бортової ЕОМ.

Передатну функцію датчика кутового положення представимо у вигляді:

$$W_v(p) = k_v. \quad (2)$$

Крім того, згідно з [2] датчик кутової швидкості можна вважати ідеальною ланкою, що диференціює, з передатною функцією:

$$W_v(p) = k_v p. \quad (3)$$

Зазвичай для таких СУОС закон управління задають у вигляді релейної функції (рис. 1):

$$M(v, \dot{v}) = \begin{cases} +M_0, & u > b_2 \\ 0, & -b_1 \leq u \leq b_2 \\ -M_0, & u \leq -b_1 \end{cases}, \quad (4)$$

де M_0 – постійний момент, що розвивається ЕМД; $u = k_v v + k_v \dot{v}$ – пропорційно диференціальний закон управління, що сформований у релейному регуляторі; b_1, b_2 – ширина зони нечутливості релейного регулятора.

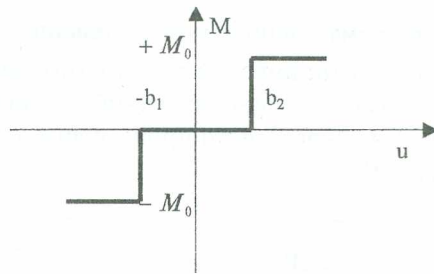


Рис. 1. Статична характеристика релейного регулятора

ЕМД, як виконавчий елемент даної СУОС, можна вважати аперіодичною ланкою другого порядку, передатна функція якої задається виразом:

$$W_{EMD}(p) = \frac{1}{T^2 S^2 + 2\alpha T S + 1}, \quad (5)$$

а передатну функцію маховика сумісно з об'єктом управління (КА) можна записати як

$$W_{KA}(p) = \frac{1}{I_z p^2}. \quad (6)$$

Тоді на підставі виразів (2 – 6) структурну схему каналу тангажа можна представити рис. 2.

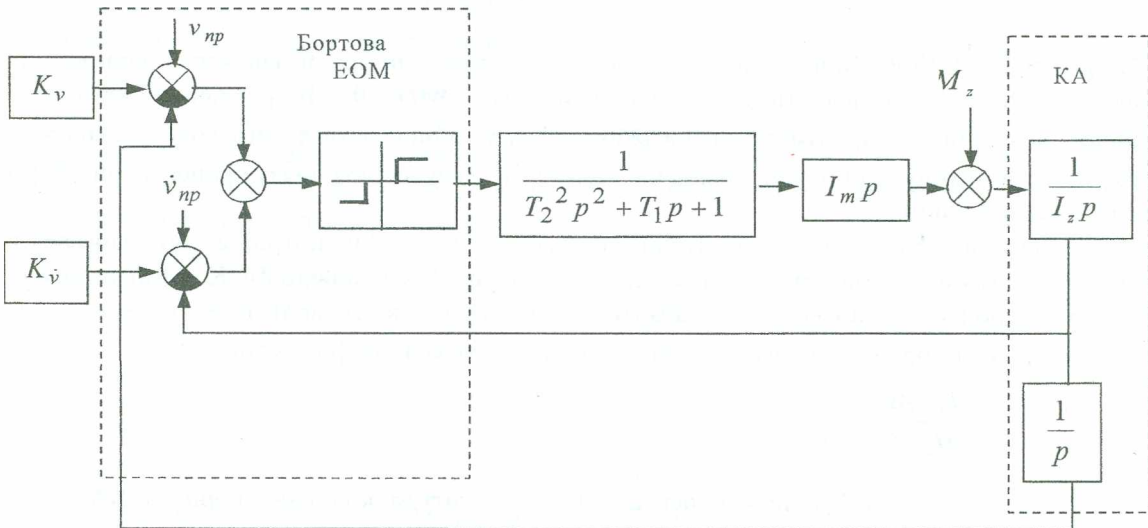


Рис. 2

Відповідно до цієї схеми передатну функцію СУОС можна подати у вигляді коливальної ланки [2]:

$$W_{СУОС}(p) = \frac{k_v + k_v p}{T_2^2 p^2 + 2\alpha T_1 p + 1}. \quad (7)$$

При одиничному східчастому збуренні і нульових початкових умовах перехідна функція коливальної ланки (3) матиме вигляд:

$$v(t) = \Delta v \cdot e^{-\alpha t} \sin(\omega t + \varphi_0), \quad (8)$$

де $\Delta v = \sqrt{\frac{2k_v^2 \tau^2 \omega^2 + k_v^2 - 2k_v^2 \tau \alpha}{1 + T_2^2 \alpha^2}}$ – амплітуда виникаючих коливань; $\alpha = \frac{T_1}{2T_2^2}$ – коефіцієнт загасання; $\omega = \frac{1}{T_2} \sqrt{1 - \alpha^2 T_2^2}$ – частота коливань.

Задача СУОС, як системи автоматичного управління, полягає у перетворенні вхідних впливів, що надходять на неї, у відповідне кутове положення корпусу КА відносно БСК.

Однак на практиці в таких системах виникають коливання $v(t)$ відносно вхідної величини (рис. 3). Це є характерним для нелінійних систем другого порядку [6]. Амплітуда коливань являє собою періодичну складову помилки орієнтації, а швидкість коливань – періодичну складову помилки стабілізації. Час перехідного процесу визначає кількість включень системи, а отже і витрати бортової енергії [2].

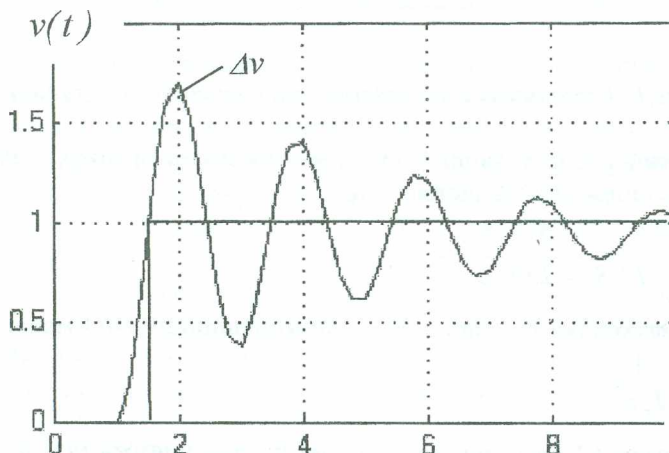


Рис. 3

В ідеальних СУОС при появі управляючого впливу на вході системи коливання не виникають, тобто забезпечується виконання вимоги $\Delta v(t) = 0$. В реальних же системах подібний результат є практично недосяжним. Тому обмежуються вимогою $\Delta v(t) = \min$, прагнучи до мінімуму амплітуди коливань і мінімуму часу перехідного процесу при збуренні типу східчаста функція.

Нагадаємо, що мінімізація амплітуди коливань Δv та $\Delta \dot{v}$ потрібна для забезпечення максимальної точності орієнтації та стабілізації корпусу КА відносно БСК. Мінімізація часу перехідного процесу t_D дозволить одержати найменшу кількість включень системи, а отже, зменшити витрати бортової енергії G , які можна розрахувати за формулою [3]:

$$G = \frac{4 \cdot I_z \cdot \Delta v \cdot t_D}{M_0 \cdot T_k}, \tag{9}$$

де I_z – момент інерції КА відносно осі z ; Δv – амплітуда коливань корпусу КА; t_D – час перехідного процесу; M_0 – постійний момент, що розвивається ЕМД; T_k – період коливань.

Реалізація обох вимог викликає протиріччя, оскільки при підвищенні коефіцієнта загасання час перехідного процесу зменшується, але підвищується амплітуда коливань, що негативно впливає на точність роботи СУОС. Тому пропонується дану задачу розв'язувати методом багатокритеріальної оптимізації [9].

Для цього визначимо два часткових критерії: перший I_1 виберемо як функцію, пропорційну квадратові амплітуди коливань Δv^2 і деякому постійному зсувові, а другий I_2 визначимо як функцію, пропорційну квадратові коефіцієнта загасання.

Тоді перший з цих критеріїв можна представити як:

$$I_1 = \frac{k_v^2 (\tau^2 (\omega^2 + a^2) - 2\tau a) + k_v^2}{1 - T_2^2 a^2} - (k_v^2 + k_v^2 \tau^2 \omega^2). \tag{10}$$

Задамо область зміни критерію (10) у формі двостороннього обмеження:

$$0 \leq I_1 \leq 1. \tag{11}$$

Для спрощення виразу (10) I_1 введемо нові безрозмірні перемінні: $\bar{\tau} = \frac{\tau}{T_2}$ і $a_0 = aT_2$. З урахуванням значень ω із виразу (8) рівність (10) перетворимо до виду:

$$I_1(a_0) = \frac{a_0^2(k_v^2 + k_v^2\bar{\tau}^2 - 2\bar{\tau})}{1 - a_0^2}, \tag{12}$$

де коефіцієнт загасання змінюється в інтервалі:

$$0 \leq a_0 \leq 1. \tag{13}$$

Таким чином, при $a_0 = 0$ згідно з (12) і (13) маємо $I_1 = I_{1\min} = 0$ на границі нижнього значення критерію.

Другий частковий критерій I_2 визначимо як функцію:

$$I_2(a_0) = 1 - \alpha_0^2. \tag{14}$$

З урахуванням (7) критерій (14) матиме інтервал обмежень:

$$0 \leq I_2(a_0) \leq 1. \tag{15}$$

Як показує аналіз, критерії $I_1(a_0)$ і $I_2(a_0)$ конфліктують між собою. Дійсно, з одного боку, зменшення коефіцієнта a_0 веде згідно з виразом (12) до зменшення критерію $I_1(a_0)$, а з іншого, – до синхронного зростання критерію $I_2(a_0)$, який за виразом (14) при $a_0 \rightarrow 0$ приймає значення $I_2(a_0) \rightarrow 1$. Якщо ж a_0 зростає, то критерій $I_2(a_0)$ зменшується при одночасному підвищенні значень критерію $I_1(a_0)$.

Завдяки мінімізації критерію $I_2(a_0)$ одержуємо значно більш швидкий процес загасання $v(t)$ за виразом (8), відповідно до якого $e^{-at} = e^{-\alpha_0 t / T_2}$ буде зменшуватися тим швидше, чим більше буде a_0 .

Відповідно до методу скалярної згортки часткових критеріїв за нелінійною схемою компромісів (1) [9] будемо шукати рішення двокритеріальної задачі (12) і (14) в області обмежень (11) і (15). При таких умовах пошук оптимальних параметрів СУОС означає знаходження мінімуму узагальненого критерію виду:

$$\min I(\alpha_0) = \min \left[\frac{\gamma_1}{1 - \frac{I_1(\alpha_0)}{I_{1\max}}} + \frac{\gamma_2}{1 - \frac{I_2(\alpha_0)}{I_{2\max}}} \right], \tag{16}$$

де $I_{1\max}$ і $I_{2\max}$ – максимально можливі значення відповідних часткових критеріїв згідно з (11) і (15), що забезпечує $I_{1\max} = I_{2\max} = 1$ для даної задачі. У наступному викладі прийнято, що $\gamma_1 = \gamma_2 = 1$.

Після підстановки часткових критеріїв $I_1(a_0)$ (12) і $I_2(a_0)$ (14) в отриманий вираз (16) маємо:

$$I(a_0) = \frac{1 - a_0^2}{1 - (1 - k_v^2 - (\bar{\tau}^2 - 2\bar{\tau})k_v^2)a_0} + \frac{1}{a_0^2}, \tag{17}$$

що зводить задачу до пошуку мінімуму за одним змінним параметром a_0 , якщо прийняти $\bar{\tau}$ як фіксований параметр.

Необхідна умова екстремуму функції (16) має вигляд:

$$\frac{\partial I(\alpha_0)}{\partial \alpha_0} = 0. \tag{18}$$

Аналітичне перетворення (17) відповідно до виразу (18) дозволяє одержати рівняння:

$$\alpha_0^5 k_v^2 \bar{\tau} + (k_v^4 \bar{\tau}^4 + 2k_v^4 \bar{\tau}^2 + k_v^2 \bar{\tau}^2 + 1 + k_v^4 + k_v^2) \alpha_0^4 - (3k_v^2 \bar{\tau} + 4k_v^4 \bar{\tau}^3 + 4k_v^4 \bar{\tau}) \alpha_0^3 - (-4k_v^4 \bar{\tau}^2 + 2k_v^2 \bar{\tau}^2 + 2 + 2k_v^2) \alpha_0^2 + 4k_v^2 \alpha_0 \bar{\tau} + 1 = 0, \tag{19}$$

де $\bar{\tau} = \frac{\tau}{T_2}$ і $a_0 = aT_2$.

Формула (19) встановлює аналітичний зв'язок між оптимальними параметрами СУОС, а точніше між коефіцієнтами передачі датчика кутового положення k_v і датчика кутової

швидкості k_v . Регулюванням значень цих коефіцієнтів можна домогтися бажаних параметрів виникаючих коливань.

Для перевірки вірогідності отриманих результатів проведено математичне моделювання перехідних процесів, які відбуваються в СУОС при деяких режимах її функціонування, при вхідному одиничному східчастому впливі і нульових початкових умовах. Згідно з отриманим виразом (19) розраховано оптимальні значення параметрів k_v і T_2 коливальної ланки (8) при фіксованих решті параметрах.

Зокрема, одним з основних режимів функціонування СУОС є режим прецизійної орієнтації. Виходячи з високих вимог до точності орієнтації в цьому режимі, можна вибором значень коефіцієнтів k_v , k_φ досягти швидко загасаючого перехідного процесу з мінімальною амплітудою (рис. 4).

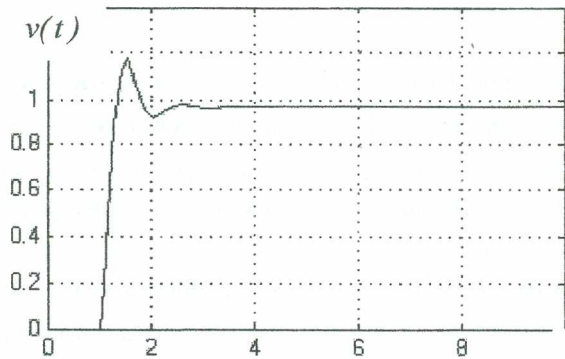


Рис. 4

Інший, черговий, режим роботи СУОС не вимагає високої точності орієнтації. В цьому режимі доцільно економити запас бортової енергії. Тому вибором значень коефіцієнтів k_v , k_φ можна перевести СУОС в автоколивальний режим з періодом коливань, який забезпечує найменшу кількість включень ЕМД, тобто забезпечує економне витрачання бортової енергії (рис. 5).

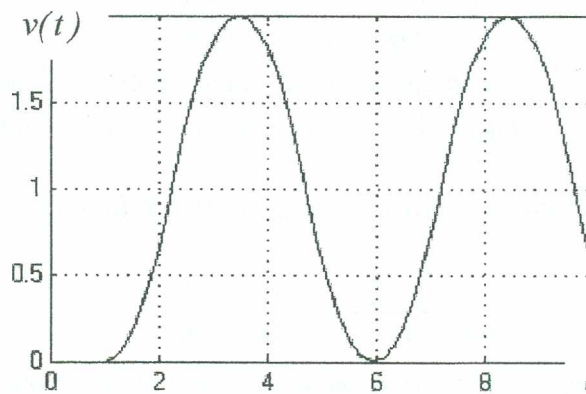


Рис. 5

Таким чином, виходячи з режимів функціонування СУОС і вимог до точності їх роботи, можна адаптивно формувати оптимальний закон управління кутовим рухом КА, тобто реалізувати *адаптивний алгоритм управління*, який матиме кілька гілок у залежності від режиму роботи СУОС. Вибір гілок алгоритму може здійснюватися автоматично залежно від поточних ситуацій, а також за разовими командами з Землі або згідно з бортовою програмою функціонування СУОС.

Висновки.

Запропонований спосіб вирішення задачі оптимізації параметрів СУОС дозволяє звести проблему синтезу оптимального алгоритму управління до вирішення кінцевого алгебраїчного рівняння в аналітичному виді, що не вимагає чисельного інтегрування. Це дозволяє вирішити проблему розмірності і забезпечує реалізацію адаптивного алгоритму управління у реальному масштабі часу в пам'яті бортової ЕОМ. Запропонована схема оптимізації є багатокритеріальною

і дозволяє знайти оптимальне співвідношення між точністю роботи СУОС і витратами бортової енергії, а також забезпечити аналітичний зв'язок між параметрами системи, які оптимізуються.

ЛИТЕРАТУРА:

1. *Бесекаерский В.А., Иванов В.А., Самошкин Б.Б.* Орбитальное гироскопирование / Под ред. Б.Б. Самошкина – СПб.: Политехника, 1993.– 256 с.
2. *Каргу Л.И.* Системы угловой стабилизации космических аппаратов – М.: Машиностроение, 1980. – 170 с.
3. *Разыграев А.П.* Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей. – Г.: Машиностроение, 1977. – 469 с.
4. *Павловський М.А., Горбулін В.П., Клименко О.М.* Системи керування обертальним рухом космічних апаратів. – К.: Наукова думка, 1997.– 196 с.
5. *Артюшин Л.М., Машков О.А., Сівов М.С.* Теорія автоматичного керування. – К.: КІ ВПС, 2000. – 320 с.
6. *Зайцев Г.Ф.* Теория автоматического управления и регулирования.– К.: Вища школа, 1988.– 431 с.
7. *Баранов В.Л., Гусинін В.П., Гусинін А.В.* Диференціальні перетворення в задачах керування рухом літальних апаратів: Навчальний посібник.– К.: НАУ, 2003.– 158 с.
8. *Артемьев В.М., Яшугин Э.А.* Основы автоматического управления системами радиоэлектронных средств. – Г.: Воениздат, 1994. – 456 с.
9. *Воронин А.Н., Зиятдинов Ю.К., Козлов А.И., Чабанюк В.С.* Векторная оптимизация динамических систем / Под ред. А.Н. Воронина. – К.: Техніка, 1999. – 284 с.

ФРИЗ Володимир Петрович – ад'юнкт Житомирського військового інституту радіоелектроніки ім. С.П. Корольова.

Наукові інтереси:

– математичне моделювання нелінійних систем управління орієнтацією і стабілізацією космічних апаратів.

Тел.: 8 (0412) 25-14-88

E-mail: fpv@zvir.zt.ua

Подано 26.05.2004