

УДК 629.733.3(045)

О.О. Абрамович, к.т.н., доц.
С.О. Булавкіна, студ.
О.І. Надсадна, студ.

СИНТЕЗ ЗАКОНІВ КЕРУВАННЯ АЕРОСТАТОМ ПІД ДІЄЮ НЕСТРУКТУРОВАНИХ ЗБУРЕНЬ

Національний авіаційний університет
E-mail: lena.80@ua.fm

Запропоновано метод дослідження впливу неструктурованої динаміки під час проведення параметричної робастної оптимізації дискретних систем керування, що ґрунтується на використанні теореми Харитонова та теореми про малий коефіцієнт підсилення. Наведено результати використання цього методу на прикладі дискретної системи керування бічним рухом аеростатичної платформи.

аеростатична платформа, неструктуровані збурення, параметрична робастна оптимізація

Постановка проблеми

Нині стратосферні платформи (дирижаблі) є перспективним проектом забезпечення мобільного стільникового зв'язку, основні переваги використання яких полягають у дешевизні та простоті наземного обладнання, можливості легко і без додаткових затрат нарощувати та замінювати обладнання, в екологічній чистоті, добрій захищеності від різних природних впливів, починаючи з різних космічних випромінювань, як у випадку із супутниками, і закінчуючи землетрусами, як у випадку з базовими станціями.

Аналіз досліджень і публікацій

За останні 15 років спостерігається бурхливе зростання ринку мобільного стільникового зв'язку, що триватиме щонайменше 10–15 років. Відповідно це призводить до того, що будується велика кількість базових станцій (БС), модернізуються і дообладнуються вже існуючі БС, упроваджуються нові сучасні стандарти.

Стрімке зростання кількості базових станцій спонукає підвищувати вимоги до антенно-мачтових споруд, до їх несучої здатності, металомісткості, складності виробництва, і, як наслідок, до високої собівартості виготовлення, транспортування і обслуговування.

Стрімкий розвиток аудіо-, відео-, фото-, мультимедійних технологій сприяють тому, що сучасний користувач телекомунікаційних мереж стає дедалі вибагливішим щодо швидкості й ємності інформаційних каналів. Це призводить до суттєвого інформаційного навантаження на існуючі системи зв'язку.

Заміна фізично і морально застарілих мідних кабелів на сучасніші і потужніші оптоволоконні магістралі повністю не вирішує виниклої проблеми. Вартість оптоволоконних ліній зв'язку, складність і висока вартість їх монтажу, змушують звернутись до пошуків альтернативних варіантів.

Пошук інших шляхів розвитку, більш сучасних і менш затратних рішень для різних технологій, всі можливі телекомунікаційні проекти в епоху інформаційних революцій виявляються в центрі уваги. Однак вибір носіїв, здатних виконувати роль мачт для передачі, ретрансляції і приймання сигналів, обмежується 2–3 варіаціями традиційних рішень. Це і авіаційно-космічні платформи, і наземні вежі. Одні якісні, але дорогі, інші відносно дешеві, але не можуть забезпечити належної якості зв'язку. Широко використовується варіант виведення на навколоремну орбіту телекомунікаційних супутників. Колосальні можливості супутникового зв'язку загальновідомі та переконливі.

Спектр послуг, що ними надаються, визначається не лише забезпеченням телефонного, факсимільного зв'язку, можливістю визначати місцезребування абонента, але й обміном інформацією з глобальними і локальними наземними мережами, дистанційним зондуванням Землі та ін.

Про системи стратосферних платформ (дирижаблей), які виконували б роль висотних мачт, поки що відомо дуже мало. Однак це досить перспективний проект, тому ідеї використовувати дирижаблі для забезпечення зв'язку з'являються дедалі частіше й частіше. Технологія, що ґрунтується на використанні стратосферних платформ, передбачає ефективне розв'язання проблеми «останнього кілометра» особливо для сільських і віддалених від центрів територій, а також для країн із недостатньо розвиненою інфраструктурою зв'язку.

У випадку стільникового зв'язку цю проблему намагаються розв'язати встановленням більшої кількості базових станцій, збільшивши площу покриття. Однак часто таке рішення є економічно невиправданим, і тому телекомунікаційні компанії неохоче встановлюють базові станції в малозаселених регіонах.

Проекти на основі аеростатичних платформ уже розробляються, причому можна відрізнити і лідерів у цій галузі – компанії Sanswire Networks (США), Sky Station International Inc. (США), Zeppelin Luftschifftechnik (Німеччина), Advanced Technology Group (ATG, Велика Британія), «РосАэроСистемы» (Росія).

Отже, можна вважати актуальним та доцільним дослідження такого об'єкта. Оскільки сила вітру визначає силу тяги, яку необхідно розвивати двигунам аеростата, щоб утримувати положення аеростата у стані спокою, відповідно визначається необхідна енергія для компенсації сили вітру. Від сили вітру залежить і дійсна повітряна швидкість аеростата, а отже, паралельно змінюються параметри динаміки об'єкта. Для вирішення поставленого завдання потрібно синтезувати таку систему керування аеростатом, яка могла б функціонувати належним чином у широкому діапазоні збурень [1; 2]: стохастичні стратосферні вітри (структуровані збурення) і внутрішні параметричні збурення, що змінюють динаміку аеростата (неструктуровані параметричні збурення).

Мета синтезу – гарантія потрібної якості незалежно від перешкод навколишнього середовища та зміни параметрів моделі.

Параметрична робастна оптимізація дискретних законів керування

Одним із перспективних методів розв'язання поставленої задачі є H_2/H_∞ – багатомодельний підхід для систем керування аеростатом, що ґрунтується на виконанні параметричної оптимізації дискретних систем керування за такими критеріями [3; 4]:

1) H_2 -норма для кожної моделі дискретної системи в детермінованому випадку:

$$J_d = \sqrt{\sum_{k=0}^{\infty} [x_k^T Q x_k + u^T R u]},$$

де x_k – вектор стану;

u – вхідний вектор;

R, Q – вагові матриці;

2) H_2 -норма для кожної моделі дискретної системи в стохастичному випадку:

$$J_d = \sqrt{E_M \sum_{k=0}^{\infty} [x_k^T Q x_k + u^T R u]},$$

де E_M – оператор математичного сподівання;

3) H_∞ -норма функції комплементарної чутливості дискретної системи для кожної моделі:

$$\|T\|_\infty = \sup_{\omega} \bar{\sigma}(T(j\omega)),$$

де σ – сингулярне число матриці T ;

$\bar{\sigma}$ – максимальне сингулярне число на заданій частоті.

Відповідно до праці [5] $\|T\|_\infty$ є мірою робастності. Такий підхід є основним для процедури синтезу законів керування бокового руху в системі керування аеростата, який функціонує в стохастичному середовищі, оскільки саме досягнення компромісу між робастністю і якістю системи керування номінальних і збурених моделей об'єкта в детермінованому і стохастичному випадках є дуже важливою стратегією у конструюванні законів керування.

Забезпечення номінальної якості та робастної стійкості можна досягти, використовуючи складний критерій оптимізації, до складу якого входить H_2 -норма (з відповідними ваговими коефіцієнтами), що обчислюється для детермінованого та стохастичного випадків, а також H_∞ -норму. H_2 -норма і H_∞ -норма обчислюються і для номінальної, і для параметрично збуреної моделей об'єкта керування.

Це дозволяє регулювати внесок детермінованої та стохастичної частин в цільовій функції. Водночас об'єднуючи в один критерій оптимізації H_2 - і H_∞ -норми, можна знайти компроміс між вимогами до пригнічення координатних і параметричних збурень [4].

Складний показник якості можна записати у вигляді:

$$J_c = \lambda_d J_d^2 + \lambda_d^p (J_d^p)^2 + \lambda_s J_s^2 + \lambda_s^p (J_s^p)^2,$$

де $\lambda_d, \lambda_d^p, \lambda_s, \lambda_s^p$ – відповідні вагові коефіцієнти.

Приєднуючи H_∞ -норму для номінальної і параметрично збуреної моделей з відповідними ваговими коефіцієнтами $\lambda_\infty, \lambda_\infty^p$ до складного показника якості, можна отримати сукупний показник якості–робастності:

$$P_{p-r} = J_c + \lambda_\infty \|T\|_\infty^2 + \lambda_\infty^p \|T^p\|_\infty^2. \quad (1)$$

Збільшуючи або зменшуючи вагу $\lambda_\infty, \lambda_\infty^p$ відповідно до ваги складових якості $\lambda_d, \lambda_d^p, \lambda_s, \lambda_s^p$, можна досягти компромісу між якістю та робастністю системи.

Показник якість–робастність (1) є функцією вектора змінних параметрів регулятора \vec{C}_a , до складу якої входять коефіцієнти підсилення всіх вхідних сигналів. Оптимізаційна процедура визначає таку величину вектора, за якої показник якість–робастність досягає мінімуму.

Оскільки H_2 -норма визначається лише для стійких систем, то у разі варіювання \vec{C}_a в процесі виконання оптимізаційної процедури необхідно забезпечити стійкість системи, тобто величини варійованих параметрів регулятора необхідно обмежити умовами стійкості системи. Для зведення задачі умовної мінімізації показника якості до безумовної необхідно ввести в критерій оптимізації штрафну функцію (PF), що обмежує розміщення полюсів замкненої системи всередині деякої області M на комплексній площині [6]. Розміщення полюсів всередині цієї області, що обмежує коливання, запас стійкості, максимальну смугу пропускання частот, гарантує високу якість і робастність системи [7].

Область, показану на рис. 1, обмежено двома жирними півколами.

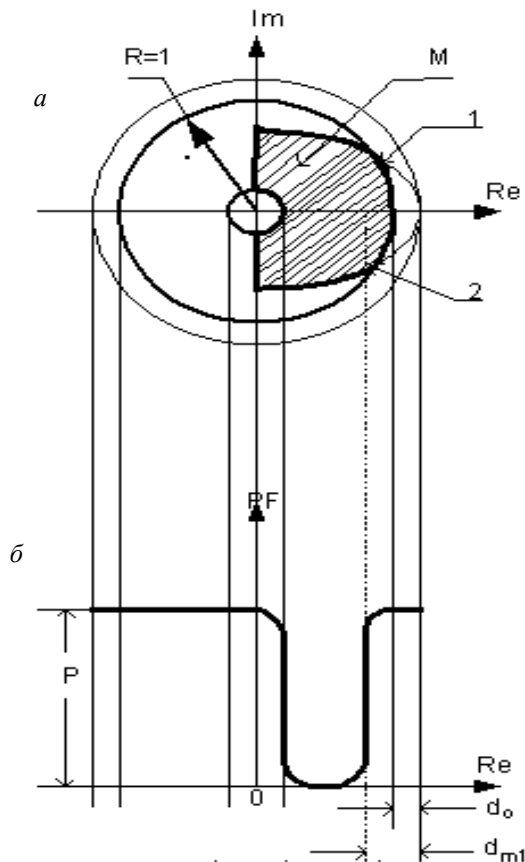


Рис. 1. Штрафна функція на комплексній площині:
 а – розміщення полюсів замкненої системи;
 б – графік $PF(d_m)$ – переріз по вертикальній площині «PF – Re»

Півколо з більшим радіусом визначає запас стійкості (відстань d_0 до півкола з одиничним радіусом). Друге півколо з малим радіусом визначає максимальну смугу пропускання замкненої системи.

Щоб запобігти виникненню височастотних коливань з частотою Найквіста всі полюси замкненої системи мають розміщуватись між правим і лівим півколами. Штрафна функція являє собою функцію мінімальної відстані від полюсів номінальної і збуреної систем до меж області M .

Штрафна функція утримує полюси всередині допустимої області M . Графічно штрафну функцію зображено на рис. 1, б перерізом вертикальною площиною, що проходить через дійсну вісь. Сама ж штрафна функція PF як функція цієї мінімальної відстані d_m , визначається таким чином:

$$PF(d_m) = \begin{cases} 0, & d_m \geq d_{m1}, \\ \frac{P}{2} \left[1 + \cos \left(\frac{\pi(d_m - d_0)}{(d_{m1} - d_0)} \right) \right], & d_0 < d_m < d_{m1}, \\ P, & d_m \leq d_0, \end{cases}$$

де P – велике число (наприклад, $P=10^4-10^6$).

У результаті складний критерій оптимізації набуває вигляду

$$J_\Sigma = J_c + PF,$$

а оптимальний вектор параметрів регулятора є результатом виконання процедури оптимізації:

$$\vec{C}_a^* = \arg \min J_\Sigma(\vec{C}_a), \quad \vec{C}_a \in M_c,$$

де M_c – область стійкості в просторі параметрів регулятора, яка визначається областю M .

Першим кроком виконання оптимізаційної процедури є визначення структури і вектора початкових параметрів щодо розміщення полюсів замкненої системи в заданій області. Після цього виконується процедура оптимізації методом Нелдера – Міда [8].

Оптимальні значення знайдені в результаті виконання параметрів регулятора використовуються для оцінювання якості та робастності системи керування.

Якщо результат не задовольняє вимоги до системи керування польотом, необхідно змінити відповідні вагові коефіцієнти в цільовій функції і знову виконати оптимізаційну процедуру.

Таким чином, оптимізаційна процедура виконується в інтерактивному режимі доти, доки якість та робастність системи не будуть задовольняти наперед задані вимоги. Останнім етапом процедури оптимізації системи керування є її моделювання з включенням нелінійних елементів типу насичення, зони нечутливості тощо, що притаманні реальним законам керування (рис. 2).

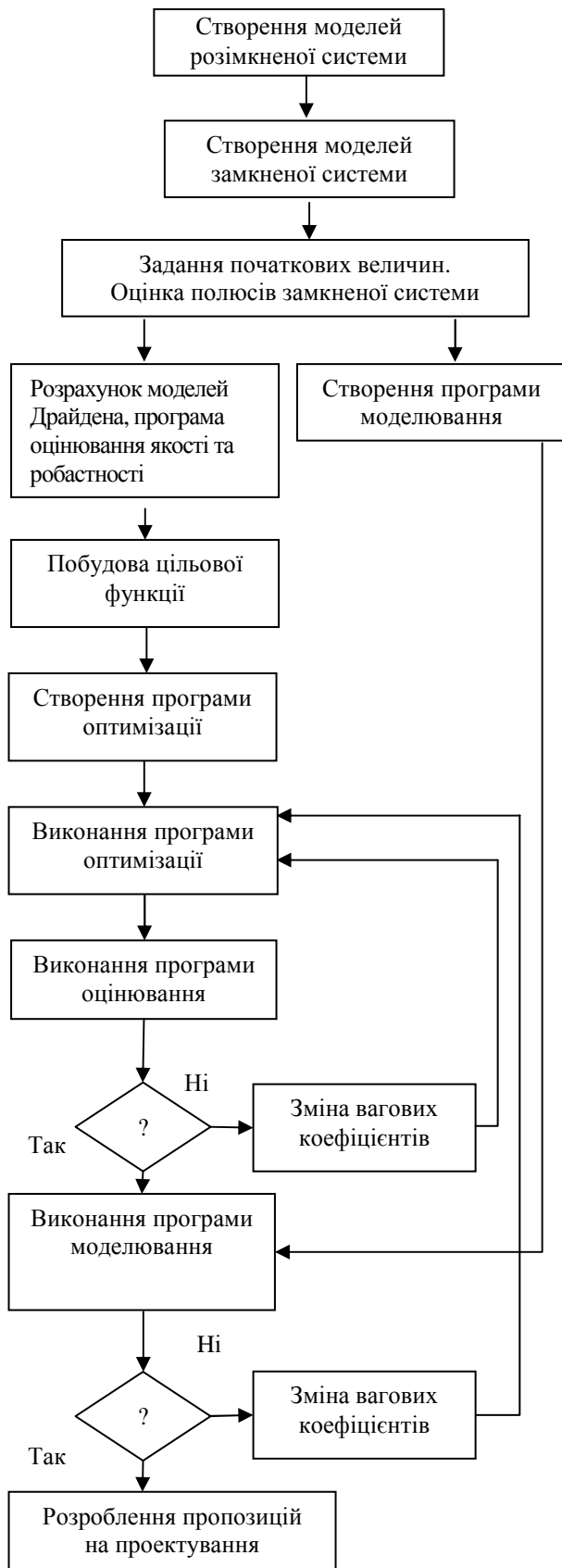


Рис. 2. Блок-схема алгоритму процедури параметричної оптимізації системи керування

Невизначеність, яка розглядається в цій системі, є структурованими параметричними збуреннями, оскільки структура системи не змінювалась. Необхідно розглянути і неструктуровані параметричні збурення, що визначаються динамікою дискретної системи керування і не враховуються на початку синтезу.

У розглядуваному з фізичного погляду ця неструктурована динаміка зводиться до наявності обчислювального запізнення в дискретних системах керування та наявності аналогових передімпульсних фільтрів для запобігання явищу накладання частот [9].

У статті [10] таку задачу розглянуто для неперервних систем на основі теореми Харитонова та теореми про малий коефіцієнт підсилення. Але оскільки задано дискретну систему керування, то необхідно оцінити вплив неструктурованих параметричних збурень на динаміку дискретної системи керування.

Розглянемо замкнену систему, яка містить у зворотному зв'язку неструктуровані збурення (рис. 3).



Рис. 3. Спрощена структурна схема замкненої системи з неструктурованими збуреннями

Цю систему подано передавальною функцією типу

$$W(z) = \frac{P(z)}{Q(z)}$$

Необхідно виконати білінійне перетворення для того, щоб отримати можливість розглядати дискретну систему як неперервну. Розглянемо основні аспекти теорії поліномів Харитонова [9]. Нехай задано дійсний поліном. Визначимо його парну $\delta^{пар}(s)$ та непарну $\delta^{непар}(s)$ частини та запишемо:

$$\delta(s) = \underbrace{(\delta_0 + \delta_2 s^2 + \delta_4 s^4 + \dots)}_{\delta^{пар}(s)} + \underbrace{(\delta_1 s + \delta_3 s^3 + \delta_5 s^5 + \dots)}_{\delta^{непар}(s)}$$

Визначимо сім'ю поліномів з реальними інтервалами

$$\delta(s) = \delta_0 + \delta_1 s + \delta_2 s^2 + \dots + \delta_{n-1} s^{n-1} + \delta_n s^n,$$

де $\delta_0 \in [x_0, y_0]$, $\delta_1 \in [x_1, y_1]$, $\delta_n \in [x_n, y_n]$.

Чотири поліноми Харитонова, що входять у цю сім'ю, визначаємо відповідно:

$$\begin{aligned} K^1(s) &= x_0 + x_1s + y_2s^2 + y_3s^3 + x_4s^4 + x_5s^5 + \dots \\ K^2(s) &= x_0 + y_1s + y_2s^2 + x_3s^3 + x_4s^4 + y_5s^5 + \dots \\ K^3(s) &= y_0 + x_1s + x_2s^2 + y_3s^3 + y_4s^4 + x_5s^5 + \dots \\ K^4(s) &= y_0 + y_1s + x_2s^2 + x_3s^3 + y_4s^4 + y_5s^5 + \dots \end{aligned}$$

Розглянемо сім'ю поліномів для об'єкта з передавальною функцією

$$g(s) = \frac{n(s)}{d(s)},$$

де $n(s)$ належить сім'ї поліномів N , $d(s)$ – сім'ї поліномів D , які визначаються так:

$$\begin{aligned} n(s) &= n_0 + n_1s + \dots, \text{ де } n_i[\alpha_i, \beta_i], \forall i = 0 \dots p, \\ d(s) &= d_0 + d_1s + \dots, \text{ де } d_i[\gamma_i, \delta_i], \forall i = 0 \dots p. \end{aligned}$$

Нехай $K_N^i(s)$, $i = 1, 2, 3, 4$, та $K_D^i(s)$, $i = 1, 2, 3, 4$ визначаються поліномами Харитонова, пов'язаними з N і D відповідно. Далі можна визначити 16 об'єктів із відповідними передавальними функціями:

$$g(s) = \frac{K_N^i(s)}{K_D^i(s)}. \tag{2}$$

Припустімо, що ΔP – неструктуровані параметричні збурення, які діють на систему.

Теорема 1. Якщо $g(s)$ – стійка передавальна функція, то замкнена система лишається стійкою для всіх неструктурованих збурень, які задовольняють умову $\|\Delta P\|_\infty < \alpha$, якщо і тільки якщо $\|g(s)\|_\infty < \alpha$.

Теорема 2. Замкнена система (рис. 1) залишається стійкою для всіх неструктурованих збурень, які задовольняють умову $\|\Delta P\|_\infty < \alpha$, якщо і

$$\text{тільки якщо } \alpha < \frac{1}{\max \|g(s)\|_\infty}.$$

Визначення робастної стійкості системи керування бічним рухом аеростатичної платформи

Задано в просторі станів модель бічного руху аеростатичної платформи. Вважаємо, що за швидкості $V_i=20$ м/с маємо номінальну модель, а за швидкості $V_p=10$ м/с – параметрично збурену. Вектор стану системи:

$$X = [v, p, r, \phi]^T,$$

де v – бічна швидкість;
 p – кутова швидкість за креном;
 r – кутова швидкість за рисканням;
 ϕ – кут крену.

Вектором керування є δ_r відхилення керма напрямку δ_r . Припускається, що на об'єкт діє турбулентний бічний вітер, середньоквадратичне відхилення миттєвої швидкості якого дорівнює 2,5 м/с. Номінальну модель стратостата подано такими матрицями:

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} -0.4222 & -0.7781 & 8.8109 & -3.4476 \\ -0.0341 & -0.4808 & 3.1348 & -2.1249 \\ -0.0286 & 0.0234 & -0.2533 & 0.0887 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \\ B &= \begin{bmatrix} 1.7549 \\ 0.2244 \\ -0.1258 \\ 0 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

Відповідно параметрично збурену модель стратостата подамо такими матрицями:

$$\begin{aligned} A_p &= \begin{bmatrix} -0.2111 & -0.3891 & 4.4055 & -3.4476 \\ -0.0170 & -0.2404 & 1.5674 & -2.1249 \\ -0.0143 & 0.0117 & -0.1267 & 0.0887 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \\ B_p &= \begin{bmatrix} 0.4387 \\ 0.0561 \\ -0.0315 \\ 0 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

На вхід регулятора надходять сигнали від датчиків бічної швидкості v , кутової швидкості за креном p та по рисканню r . Коефіцієнти підсилення цих сигналів позначають відповідно як K_v , K_p , K_r . Відповідно регулятор запишеться вектором параметрів $K = [K_v, K_p, -K_r]$. Після виконання оптимізаційної процедури отримано вектор оптимальних параметрів регулятора:

$$p = [-14.4192 \quad 35.2040 \quad 364.0529].$$

Результати програми оцінювання зведено в таблицю.

Із таблиці видно, що значення H_2 -норми і H_∞ -норми номінальної та збуреної систем мають невеликі розходження, припустимі з погляду функціонування системи в цілому.

Числові характеристики моделей системи

Об'єкт	H_2 -норма		H_∞ -норма
	детермінована	стохастична	
Номінальний	0.0124	0.0802	0.0348
Збурений	0.0070	0.0800	0.0133

Виконано моделювання системи керування бічного каналу під час впливу стохастичних збурень, у результаті чого отримано задовільні результати. Після вдалого завершення оптимізаційної процедури необхідно дослідити вплив неструктурованої динаміки на стійкість отриманої оптимальної системи керування бічним рухом аеростатичної платформи.

Згідно з теоремою про граничну норму неструктурованого параметричного збурення система залишається стійкою під час дії неструктурованих параметричних збурень, якщо збільшення H_∞ -норми не перевищує граничної норми α . У зв'язку з цим проведено такі дослідження [10]. Оскільки розглядаємо дискретну систему керування, необхідно зробити заміну змінних за допомогою білінійного перетворення, в результаті чого, відповідно до теореми відображення, можна розглядати дискретну систему як неперервну. Розглянемо сім'ю поліномів для об'єкта з передавальною функцією:

$$g(s) = \frac{n_0 + n_1s + n_2s^2 + \dots + n_8s^8}{d_0 + d_1s + d_2s^2 + \dots + d_8s^8}$$

$$n_0 = [5.59 \cdot 10^7, 6.99 \cdot 10^6];$$

$$n_1 = [4.42 \cdot 10^7, 9.65 \cdot 10^6];$$

$$n_2 = [3.67 \cdot 10^7, 4.7 \cdot 10^6];$$

$$n_3 = [2.24 \cdot 10^7, 5.52 \cdot 10^6];$$

$$n_4 = [5.01 \cdot 10^5, 1.256 \cdot 10^5];$$

$$n_5 = [602, 162.3];$$

$$n_6 = [-50.48, -12.59];$$

$$n_7 = [-0.2848, -0.07149];$$

$$n_8 = [-4.7 \cdot 10^6, -1.7 \cdot 10^6];$$

$$d_0 = [5.6 \cdot 10^7, 7.0 \cdot 10^6];$$

$$d_1 = [4.4 \cdot 10^7, 9.9 \cdot 10^6];$$

$$d_2 = [3.8 \cdot 10^7, 6.6 \cdot 10^6];$$

$$d_3 = [2.4 \cdot 10^7, 7.6 \cdot 10^6];$$

$$d_4 = [1.7 \cdot 10^6, 1.2 \cdot 10^6];$$

$$d_5 = [8.1 \cdot 10^5, 8.0 \cdot 10^5];$$

$$d_6 = [2.5 \cdot 10^4, 2.5 \cdot 10^4];$$

$$d_7 = [278.5, 227.8];$$

$$d_8 = [1, 1].$$

Отримаємо 16 поліномів Харитонова відповідно до формули (2). Обчислюємо для кожного полінома $\|H\|_\infty$ -норму:

$$g_1 = 0.506; g_2 = 0.779;$$

$$g_3 = 0.889; g_4 = 7.610;$$

$$g_5 = 3.458; g_6 = 5.526;$$

$$g_7 = 11.793; g_8 = 6.258;$$

$$g_9 = 1.477; g_{10} = 8.282;$$

$$g_{11} = 0.573; g_{12} = 0.906;$$

$$g_{13} = 18.220; g_{14} = 8.207;$$

$$g_{15} = 2.380; g_{16} = 2.151.$$

Відповідно до теореми 2 розраховуємо граничну норму α :

$$\alpha = \frac{1}{18,22} = 0,0549.$$

Замкнена система залишається стійкою, якщо різниця за модулем H_∞ -норми номінальної моделі та H_∞ -норми параметрично збуреної моделі не перевищує граничної норми α , тобто $\|\Delta\| \leq \alpha$, де $\|\Delta\| = \|H_{35}\| - \|H_0\|$. Перевіримо цю умову робастної стійкості для досліджуваної системи:

$$\|\Delta\| = 0,0348 - 0,0133 = 0,0215,$$

що не перевищує граничної норми α .

Висновки

Система залишається стійкою при дії на неї неструктурованих параметричних збурень.

Література

1. Platform Airship's Robust Stabilization in Stochastic Atmosphere / A.A. Tunik, I.K. Ahn, H. Ryu, et al. // Proceedings of the KSAS Fall Annual Meeting. – Sejong Univ., Seoul. – 2001. – P. 293 – 299.
2. Tunik A.A. Robust Optimization of Control Law of Flight in Stochastically Disturbed Atmosphere / A.A. Tunik, I.K. Ahn, C.H. Yeom // Proc. of Millennium Conference on Air and Space Sciences, Technology and Industries. – Hankook Aviation University. – Apr. 28, 2000. – Seoul, Korea. – P. 122 – 133.
3. Schoemig E. Mixed H_2/H_∞ Control of Multimodel Plants / E. Schoemig, M. Sznaiier // Journal of Guidance, Control and Dynamics. – No. 3, May – June, 1995. – P. 525 – 531.

4. Тунік А.А. Многомодельный подход к параметрической робастной оптимизации цифровых систем управления полетом / А.А. Тунік // Проблемы управління і інформатики. – 2004. – №2. – С. 32–43.

5. Kwakernaak H. Robust Control and H_∞ - Optimization / H. Kwakernaak // Automatica. – 1993. – Vol.29, No.2. – P. 255 – 273.

6. Тунік А.А. Робастна параметрична оптимізація дискретної системи управління, яка має неструктуровані параметричні збурення / А.А. Тунік, О.О. Абрамович // Вісник НАУ. – 2004. – № 2. – С. 31–35.

7. McLean D. Automatic Flight Control Systems / D. McLean // Prentice Hall Inc., Englewood Cliffs, 1990. – 593 p.

8. Джури Э. Импульсные системы автоматического регулирования / Э. Джури. – М.: ГИФМЛ, 1963. – 455 с.

9. Chapellat H. Robust stability under structured and unstructured perturbations / H. Chapellat, M. Dahleh, S.P. Bhattacharyya // IEEE Transactions on Automatic Control. – October 1990. – Vol. 35, No.10. – P. 1100–1107.

10. Харитонов В. Л. Об асимптотической устойчивости положения равновесия семейства систем линейных дифференциальных уравнений / В.Л. Харитонов // Дифференциальные уравнения. – 2000. – Т. 14, №11. – С. 2086–2088.

Стаття надійшла до редакції 18.12.09.

Е.А. Абрамович, С.О. Булавкина, О.И. Надсадная

СИНТЕЗ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ АЭРОСТАТОМ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

Национальный авиационный университет

аэростатическая платформа, параметрическая робастная оптимизация, неструктурированные возмущения

Одним из наиболее эффективных решений достижения робастности систем управления одновременно с сохранением показателя качества в допустимых пределах является H_2/H_∞ – многомодельный подход. Использование предложенного метода оценки влияния неструктурированных параметрических возмущений на динамику дискретной системы управления с помощью теоремы Харитонова показано на примере дискретной системы управления боковым движением аэростатической платформы. Оценка предельной нормы неструктурированных возмущений позволяет сделать вывод о их незначительном влиянии на динамику системы.

Olena O. Abramovich, Svitlana O. Bulavkina, Olga I. Nadsadna

SYNTHESIS OF CONTROL LAWS, WHEN AEROSTAT IS INFLUENCED BY INSTRUCTED DISTURBANCES

National Aviation University

aerostatic platform, parametric robust optimization, unstructured disturbance

Aerostatic platforms are perspective project for securing mobile communication. Robust system should be synthesized for stabilizing. It can function in the following wide disturbance range: stratosphere wind (structure disturbance), parametric disturbance (unstructured disturbance). One of the way to solve the task is a H_2/H_∞ -many-model approach. The appraisal of discrete system stability, which are influenced by disturbances, was made by the Kharytonov theorem.