

Тунік А. А., д-р техн. наук
Абрамович О. О.
Абрамович Н. А.

РОБАСТНА ПАРАМЕТРИЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ ДИСКРЕТНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ СТРАТОСФЕРИЧНИМ АЕРОСТАТОМ

Інститут електроніки та систем управління Національного авіаційного університету

Ця стаття присвячується робастній параметричній оптимізації дискретних систем управління. Пропонується метод досягнення компромісу між робастністю і якістю системи управління для номінальних і параметрично збурених моделей об'єкта в детермінованому і стохастичному випадках. Для рішення задачі використовується багатомодельний H_2/H_∞ підхід робастної оптимізації. Новим результатом даної роботи є розробка названого підходу для дискретної моделі стратосферичного аеростату.

Останнім часом стратосферичний аеростат все частіше розглядається як багатообіцяюча платформа для майбутнього застосування з метою телезв'язку і спостереження навколишнього середовища. Передбачається, що такий повітряний корабель використовуватиме сонячну перезаряджаючу енергію протягом декількох років польоту, як удень, так і вночі. У світі аеростати використовують у різних напрямках.

У даний час стратосферна платформа аеростата /СПА/ дуже важлива для збільшення продуктивності мереж зв'язку. Саме тому деякі розвинуті країни такі як США, Японія і Південна Корея запустили проекти, які мають на меті дослідження, розвиток і створення аеростатів такого типу [1, 2, 4-7]. Найважливішою задачею, що повинна бути вирішена в цих проектах, є стабілізація аеростата на заданій висоті в близькості від певного заздалегідь обраного пункту в земній системі координат. Ця задача може бути вирішена тільки з автоматичними системами управління, що працюють у стохастичному навколишньому середовищі, яке можна охарактеризувати з погляду проблем управління двома головними факторами: впливом зовнішніх атмосферних збурювань (стохастичні стратосферні вітри [7-8]) і внутрішніх параметричних коливань, що змінюють динаміку аеростата. Тому необхідні показники робастності і точності системи управління при стохас-

тичних збуреннях навколишнього середовища повинні бути високоякісними в стратегії проектів. Для забезпечення працездатності такої системи, при конструюванні законів управління необхідно домагатися компромісу між точністю системи і її робастністю. З цією метою застосовується H_2/H_∞ багатомодельний підхід. У відомій раніше літературі H_2/H_∞ багатомодельний підхід застосовувався для неперервних систем управління аеростатом [1]. Метою даної роботи є розробка цифрової системи управління аеростатом, що був розроблений в Корейському Науково-Дослідному Аерокосмічному Інституті та описана в [6].

Метод стабілізації в заданій точці оснований на припущенні того, що аеростат вирівняний по напрямку вітру і сила тяги буде компенсувати силу вітру. З деяких недавніх публікацій [3, 4] відомо, що у випадку маленької повітряної швидкості ефективності аеродинамічних управляючих поверхонь недостатньо для управління положенням аеростата. У цьому випадку вектор тяги розглядається як головне вхідне управління поряд із традиційними аеродинамічними поверхнями. З іншого боку, коли дійсна повітряна швидкість приблизно дорівнює її номінальній величині ($v_t = 20 \text{ м/сек}$), вектор тяги набагато менш ефективний чим аеродинамічні поверхні, тоді в цьому випадку краще використовувати тільки їх.

Саме тому, закон управління визначений фактично швидкістю вітру на даній висоті, що має випадкову величину. Аеродинамічне дослідження показує, що якщо дійсна повітряна швидкість менша ніж $v_l = 10 \text{ м/сек}$, то необхідно використовувати вектор тяги разом із традиційними поверхнями управління, інакше потрібно використовувати тільки останні. У даній статті розглядається основний випадок (без вектора тяги).

Самий простий опис впливу вітру може бути описаний за допомогою моделей Драйдена, які представляють поздовжню u_g та вертикальну w_g компоненти вектора вітру. Їх ми розглядаємо як постійні випадкові процеси із слідуєчими спектральною питомою щільністю:

$$S_u(\omega) = \frac{2\sigma_u^2 L_u}{U_0 \pi} \cdot \frac{1}{(1 + \tau_u^2 \omega^2)}$$

$$S_w(\omega) = \frac{\sigma_w^2 L_w}{U_0 \pi} \cdot \frac{1 + 3 \cdot \tau_w^2 \cdot \omega^2}{(1 + \tau_w^2 \omega^2)^2} \quad (1)$$

$$\tau_u = \frac{L_u}{U_0}; \quad \tau_w = \frac{L_w}{U_0};$$

На рис. 1 показане схематичне зображення розглянутого аеростата. Він обладнаний кермом напрямку (δ_r), кермом висоти (δ_e) і двигунами малої тяги з двох сторін (правий і лівий борт, на рис. 1 представлений тільки правий двигун малої тяги). Вектор тяги досягається нахиленням обох (правого і лівого) двигуна малої тяги на кут $\mu_s = \mu_p = \mu$. З попередніх розумінь $\mu = 0$. У цьому методі вектор управління – 2D-вектор:

$U_c = [\delta_r, \delta_e]^T$, де його перший компонент – значення сили тяги, що може змінюватися в діапазоні ± 5 (чи $\pm 50\%$ від розрахункового номінального значення $T_0 = 1380 \text{ Н}$ в урівноваженому стані на висоті 3 км і $v_l = 20 \text{ м/сек}$). На тій же висоті і при $v_l = 10 \text{ м/сек}$ урівноважене значення збуреної тяги дорівнює $T_0^p = 345 \text{ Н}$. Місце розташування

двигунів малої тяги щодо центра мас визначається трьома відстанями $d_x = 8,925 \text{ м}$, $d_y = 6,5 \text{ м}$ (це на показано на рис. 1), $d_z = 3,75 \text{ м}$. Інші важливі розміри – діаметр і довжина корпусу: $D = 12,5 \text{ м}$, $L = 50 \text{ м}$. Маса аеростата 2600 кг, моменти інерції $(\text{в}) \text{ кг} \cdot \text{м}^2$: $J_x = 75000$, $J_y = 570000$, $J_z = 550000$.

\bar{P} – вектор тяги. Модель поздовжньої динаміки розрахована з відомого підходу, описаного в роботах [8].

Як відомо, найпростіший опис турбулентного вітру можна зробити за допомогою моделі Драйдена, яка представляє u_g , вертикальну w_g та бічну v_g компоненти вектора миттєвої швидкості вітру як стаціонарний випадковий процес із наступними спектральними щільностями:

$$S_u(\omega) = \frac{2\sigma_u^2 L_u}{U_0 \pi} \cdot \frac{1}{(1 + \tau_u^2 \omega^2)}$$

$$S_v(\omega) = \frac{\sigma_v^2 L_v}{U_0 \pi} \cdot \frac{1 + 3 \cdot \tau_v^2 \cdot \omega^2}{(1 + \tau_v^2 \omega^2)^2} \quad (2)$$

$$S_w(\omega) = \frac{\sigma_w^2 L_w}{U_0 \pi} \cdot \frac{1 + 3 \cdot \tau_w^2 \cdot \omega^2}{(1 + \tau_w^2 \omega^2)^2}$$

$$\tau_u = \frac{L_u}{U_0}; \quad \tau_v = \frac{L_v}{U_0}; \quad \tau_w = \frac{L_w}{U_0};$$

де L_u, L_v, L_w відповідні масштаби турбулентності, U_0 постійна швидкість літака, $\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w$ с. к. з. відповідних компонент швидкості. Ці процеси можуть бути представлені як виходи формуючих фільтрів, входи яких збуджуються некорельованими білими шумами: η_x, η_y, η_z .

Вертикальна швидкість w_g може бути легко перерахована у турбулентний кут атаки: $\alpha_g = w_g / U_0$. Для поздовжнього руху можливо ввести вхідний $\eta = [\eta_x, \eta_z]^T$ та вихідний $g = [u_g, \alpha_g, q_g]^T$ вектори, де q_g є турбулентним приростом кутової швидкості тангажу, що дорівнює: $q_g = -\dot{\alpha}_g$. Структурна схема системи управління для по-

здовжнього каналу показана на рис. 2. Елемент "Sat" – це елемент насичення для обмеження помилки висоти.

Автопілот має ПД-регулятор у контурі горизонтальної швидкості (i) так само як висоту (h) контур стабілізації. Останній має внутрішній контур для управління кутом тангажа (k_g і k_q) і зовнішній контур для стабілізації висоти (одержуємо k_h й елемент насичення). Вихід регулятора висоти використовується як управляючий сигнал для контура управління тангажем. У цьому випадку, включивши елемент насичення у зовнішній ланцюг, можна обмежити максимальне значення кута тангажа в плінні перехідного процесу, межі якого були визначені в процедурі моделювання. Необхідно також пам'ятати, що в силових приводах маємо два елементи: "BM(δT)" для управління тягою й "BM(δ_e)" у керуванні кермом висоти. Структурна схема силових приводів показана в [2]. Відповідно до [4, 5] керована сила тяги кожного двигуна може бути записана як:

$$T = T_0(1 + \delta T), \quad (3)$$

де T_0 – середнє значення сили тяги і δT – збільшення тяги, викликане системою управління. Середнє значення T_0 дорівнює силі лобового опору:

$$T_0 = C_d^v \cdot \bar{q} \cdot (\nabla)^{2/3}, \quad (4)$$

де C_d^v – коефіцієнт сили лобового опору, що впливає на повітряну швидкість; \bar{q} – динамічний тиск, і ∇ – об'єм аеростата. Ця формула показує, що T_0 залежить від квадрата повітряної швидкості. Саме тому коли повітряна швидкість дорівнює номінальному значенню 20 м/сек збільшення повинне бути обмежене наступними межами: $-0.5 \leq \delta T \leq 0.5$, тим часом знижуючи значення повітряної швидкості можна розширити ці межі до $-0.75 \leq \delta T \leq 0.75$ чи навіть до ± 1 . Однак ці межі насичення повинні бути оцінені більш точно для даного проекту аеростата. Межі насичення $-0.5 \leq \delta T \leq 0.5$ можуть також використовуватися для силового привода керма висоти.

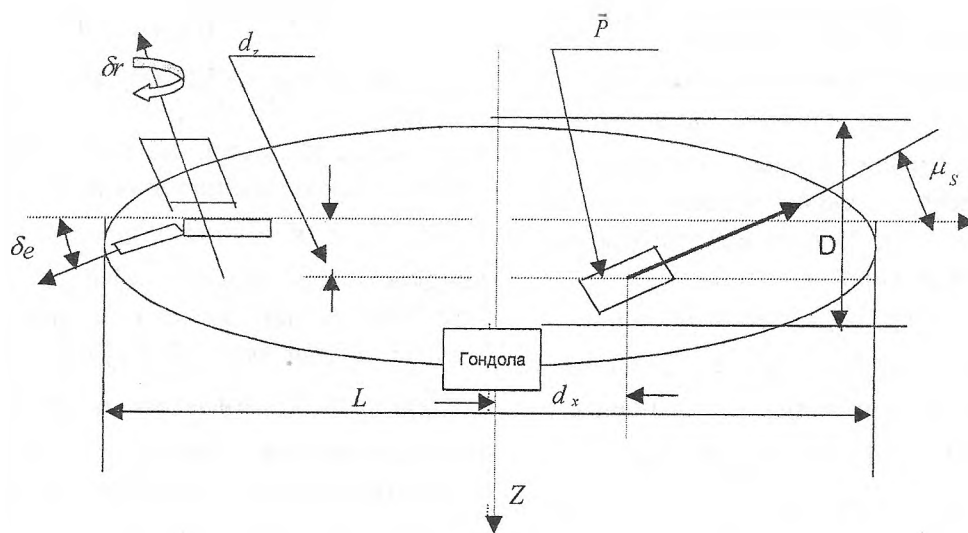


Рис. 1. Схематичне зображення аеростата

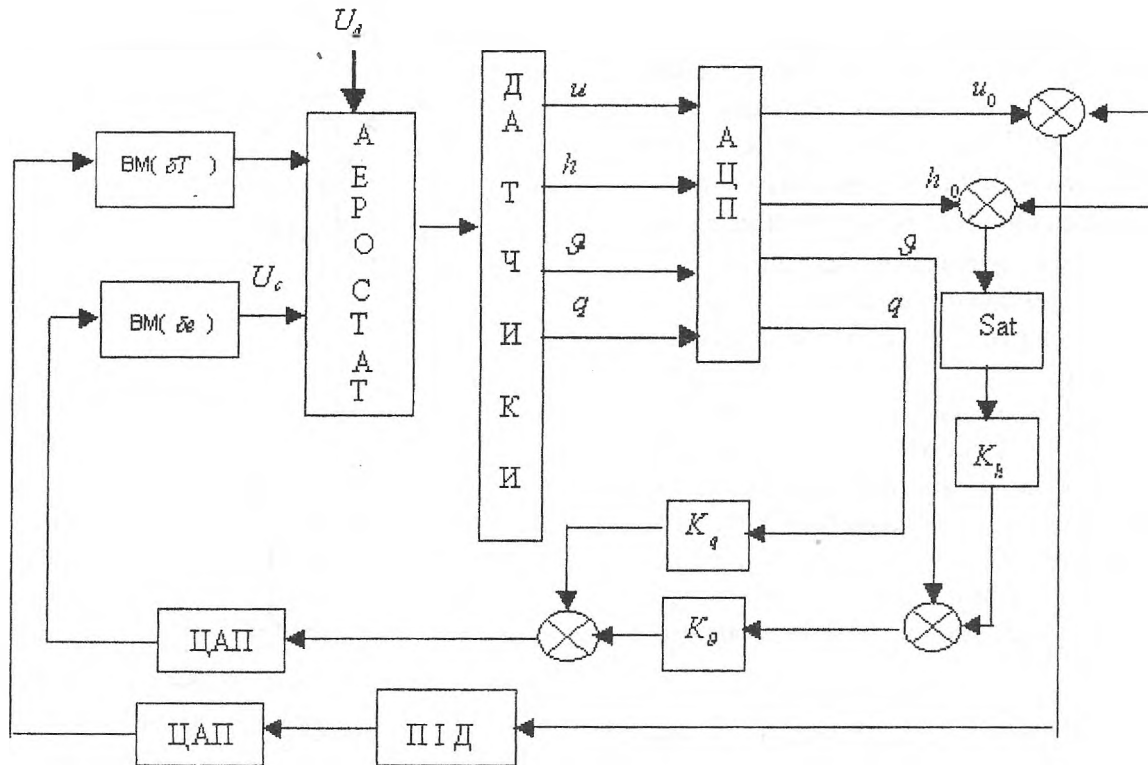


Рис. 2. Структурна схема систем управління

Елемент ФФ – це формуючий фільтр для вектора білого шуму η із одиничною ковариаційною матрицею 3×1 вектора збурювання $U_d = [u_g, w_g, q_g]$ відповідно до моделі Драйдена. Простір станів цього фільтра описується в [1]. Тому детермінована модель аеростата в просторі станів має вектор входу $U_c = [\delta T, \delta \epsilon]^T$, що складається тільки із входів управління, у той час коли в стохастичному випадку цей вектор має 5 компонентів: $U = [U_c, U_d]^T$. Вектор виходу Z використовується для оцінки якості в обох (стохастичному і детермінованому) випадках. Канал управління висотою складається із 2 контурів: внутрішній контур для управління кутом тангажа (коефіцієнти k_g, k_q) і зовнішній контур для управління висотою (коефіцієнт k_h і "Sat"). Ця структура поряд з елементом насичення обмежує кут тангажа ϑ в перехідних процесах. Блоки "ВМ(δT)" і "ВМ($\delta \epsilon$)" представляють силові приводи двигунів малої тяги і керма висоти

відповідно. Як моделі цих блоків були прийняті інерційні ланки першого порядку з постійними часу 0,5сек (для "ВМ($\delta \epsilon$)") і 2 сек (для "ВМ(δT)"), що зв'язані з елементом насичення для обмеження ходу кермових поверхонь. Матриця лінеаризованного регулятора K може бути записана як:

$$K = \begin{bmatrix} k_{np} & k_{диф} & k_{инт} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -k_q & -k_g & -k_g k_h \end{bmatrix} \quad (5)$$

яка включає пропорційну, диференціальну й інтегральну складові в першому рядку (канал управління швидкістю) і складові кутової швидкості, кута тангажа і висоти в другому рядку (канал управління висотою). Остаточна мета процедури синтезу – це відшукання оптимальних величин цих параметрів. Ці параметри повинні гарантувати мінімальне значення деякої функції втрат, яка оцінює якість системи управління на основі деякого вектора простору станів Z . У [1] показано, що метою стабілізації місця розташування є використання не тяги, що нахиляє навіть у випадку маленької швидкості вітру, і традиційного управління щодо тяги, а краще використовувати кермо висоти.

В аналітичній процедурі синтезу прийняті в увагу тільки лінеаризовані моделі аеростата, силових приводів і регулятора. Як було згадано вище, такий вид проблем у даний час вирішується методом змішаної H_2/H_∞ оптимізації, яка дозволяє забезпечувати робастність одночасно для декількох моделей і зберігати необхідну якість СУ особливо в області БПЛА [7, 8].

Процедура робастної оптимізації дискретної системи управління ґрунтується на одержанні складного показника якості, що складається з наступних компонентів:

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

$$J_d = \sqrt{\sum_{k=0}^{\infty} [X_k^T \cdot Q \cdot X_k + u^T \cdot R \cdot u]}, \quad (9)$$

де: X_k – вектор стану, U – вхідний вектор керування, Q, R – вагові матриці.

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

$$J_s = \sqrt{E_M \sum_{k=0}^{\infty} [X_k^T \cdot Q \cdot X_k + u^T \cdot R \cdot u]} \quad (10)$$

E_M – символ операції математичного очікування по ансамблю.

3) H_∞ – норма функції комплексної чутливості дискретної системи для кожної моделі:

$$\|T\|_\infty = \sup_{\omega} \bar{\sigma}(T(j\omega)), \quad (11)$$

де: σ – сингулярне число матриці T , $\bar{\sigma}$ – максимальне сингулярне число на заданій частоті. Відповідно до [9] $\|T\|_\infty$ є мірою робастності.

Так як всі ці розрахунки можна проводити тільки для стійких систем, необхідно в складний показник якості оптимізаційної процедури включити штрафну функцію, що обмежує розміщення полюсів замкнутої системи в деякій області M на комплексній площині [10]. Ця область обмежена двома напівжирними колами (рис. 3).

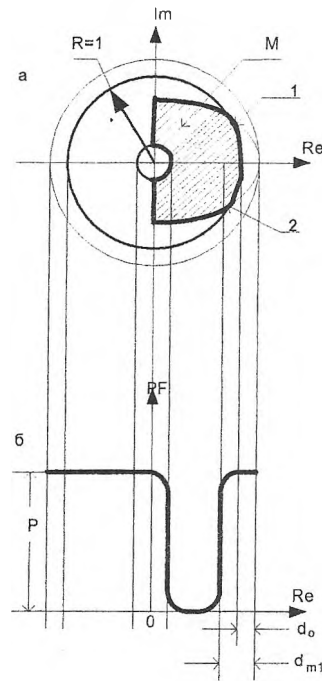


рис.3.

Перше коло з великим радіусом визначає запас стійкості, друге коло з маленьким радіусом визначає максимальну полосу пропускання. Для того щоб уникнути високочастотних коливань з частотою Найквіста, необхідно всі полюси замкнутої системи розміщувати всередині правого одиничного кола. Коливальність системи обмежується логарифмічною спіраллю. Штрафна функція розраховується за формулою:

$$PF(d_m) = \begin{cases} 0, & \text{якщо } d_m \geq d_{m1} \\ \frac{P}{2} \left[1 + \cos \left(\frac{\pi \cdot (d_m - d_0)}{(d_{m1} - d_0)} \right) \right], & \text{якщо } d_0 < d_m < d_{m1} \\ P, & \text{якщо } d_m \leq d_0 \end{cases} \quad (12)$$

якщо $d_0 < d_m < d_{m1}$

Побудуємо комплексний критерій "якість-робастність", що містить в собі показники якості для детермінованих та стохастичних збурень, а також показники робастності для цих моделей літального апарату:

$$J = \lambda_d J_d^2 + \lambda_d^p (J_d^p)^2 + \lambda_s J_s^2 + \lambda_s^p (J_s^p)^2 + \lambda_\infty \|T\|_\infty^2 + \lambda_\infty^p \|T^p\|_\infty^2 + PF, \quad (13)$$

де λ_d, λ_s – вагові коефіцієнти для показників (9,10) номінальної моделі відповід-

но; $\lambda_{di}^{(n)}, \lambda_{Si}^{(n)}$ - вагові коефіцієнти для показників (9,10) для сімейства із m параметрично - збурених моделей відповідно; $\lambda_{\infty}, \lambda_{\infty}^p$ - вагові коефіцієнти для показників робастності (11) для номінальної та параметрично збуреної моделей відповідно.

Включення H_{∞} - норм функцій комплементарної чутливості для номінальної та збуреної моделей із відповідними ваговими коефіцієнтами λ_{∞} та $\lambda_{\infty}^{(p)}$ дозволяє віднайти бажаний компроміс між точністю і робастністю системи за рахунок варіації цих коефіцієнтів при багаторазовому виконанні процедури оптимізації. Включення в критерій (13) всіх вищезгаданих моделей систем (номінальної та збуреної) гарантує відшукування компромісу щодо якості та робастності системи у всіх можливих точках області допустимих режимів польоту.

Мінімізація виразу (13) здійснюється методом Нелдера - Міда.

Ця процедура оптимізації може застосовуватися тільки до лінійних систем. Однак у більшості випадків необхідно включити деяку нелінійну функцію, яка необхідна для нормальної роботи замкнутої системи. У випадку систем управління польотом ці нелінійні функції - це елементи насичення, що обмежують вхідні і вихідні сигнали з погляду безпеки польотів, і іноді мертвозональні елементи, які відбивають фактичні властивості деяких силових приводів і датчиків. Саме тому дуже важливо виконати моделювання оптимізованої СУ, в яку були б включені необхідні нелінійні елементи.

Робастна параметрична оптимізація дискретних систем управління стратосферного аеростата. Подовжній канал.

Задаємо модель аеростата в просторі станів, де вектор простору станів дорівнює $X=[u,w,q,\theta,h,iu]^T$. При цьому вважаємо, що при швидкості $Vt=20$ м/сек

ми маємо номінальну модель, а при швидкості $V_{tr}=10$ м/сек - збурену.

Номінальна модель:

$$A = \begin{bmatrix} -0,0486 & -0,0908 & 0,2633 & 0,4698 & 0 & 0 \\ 0,0001 & -0,3829 & -3,9684 & -0,0390 & 0 & 0 \\ 0,0005 & 0,0330 & -0,1059 & -0,1707 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = [Bd, A(:,1:3)]$$

$$\text{де } Bd = \begin{bmatrix} 0,4822 & 0,5651 \\ 0,0004 & -2,7755 \\ 0,0018 & -0,2053 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

і збурена:

$$Ap = \begin{bmatrix} -0,0243 & -0,0454 & 0,1317 & 0,4698 & 0 & 0 \\ 0,0001 & -0,1914 & -1,9842 & -0,0390 & 0 & 0 \\ 0,0002 & 0,0165 & -0,0529 & -0,1707 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$Bp = [Bdp, Ap(:,1:3)]$$

$$\text{де } Bdp = \begin{bmatrix} 0,1206 & 0,1413 \\ 0,0001 & -0,6939 \\ 0,0004 & -0,0513 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

На вхід регулятора надходять сигнали від датчиків висоти h , кута тангажа θ і кутової швидкості по тангажу q , відповідно, K_h, K_{θ}, K_q їхні коефіцієнти підсилення.

Вектор вимірюваних координат $Y=[u,h,\theta,q]^T$. Регулятор представляється матрицею

$$\begin{bmatrix} \delta T \\ \delta e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_{пл}(z) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & K_h & K_{\theta} & K_q \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} e_u \\ e_h \\ \theta \\ q \end{bmatrix}$$

де

$$W_{\text{ПД}}(z) = K_{\text{пр}}^* + K_{\text{диф}} \frac{z-1}{z} + K_{\text{инт}} \frac{z}{z-1},$$

$$e_h = h_0 - h, \quad e_u = u_0 - u.$$

Вектор параметрів автопілоту K що визначається оптимізаційною процедурою, складається з наступних компонентів:

$$K = [K_{\text{пр}}, K_{\text{диф}}, K_{\text{инт}}, K_{\text{g}}, K_{\text{q}}, K_{\text{h}},] \cdot (14)$$

Вагові коефіцієнти в складному показнику якості: $\lambda_{0d} = \lambda_{pd} = 1$; $\lambda_{0s} = \lambda_{ps} = 1$, $\lambda_{\infty} = \lambda_{p\infty} = 1$. У штрафній функції вико-

ристовуються наступні параметри: $R1=0,9999$, $R2=0.0005$. Після оптимізації вектор параметрів буде мати вигляд: $K=[0.1529 \ 1.0156 \ 0.0102 \ 8.1384 \ 1.0079 \ 0.0476]$

Чисельні характеристики номінальної й збуреної систем представлені в таблиці 1. З цих таблиць видно, що с. к. з. перемінних стану номінальної й збуреної систем, так само як і H_2 і H_{∞} -норми мають невеликі розходження, цілком припустимі з погляду функціонування системи в цілому.

Таблиця 1 Чисельні характеристики номінальної й збуреної систем

Об'єкт	С.К.В. перемінних стану						H2- норма детер.	H2- норма стах.	H_{∞} - норма
	u (рад)	v (рад)	q (град)	Θ (рад)	h (м)	δe (град)			
Ном.	0,09	0,35	1,36	0,42	0,78	3,96	0,481	3,15	1,41
Збур.	0,05	0,16	0,64	0,43	0,27	4,8	0,235	2,08	0,53

Близкість динамічних характеристик замкнутих номінальної та параметрично збуреної систем ілюструється і логарифмічними частотними характеристиками сингулярних чисел, які представлені на рис. 4 (а – номінальної замкнутої системи, б – збуреної відповідно). Піки ЛЧХ сингулярних величин функції чутливості для номінальної й збуреної менше нуля (чи менше 1 у природному масштабі). Такі маленькі величини $\|T\|_{\infty}$ гарантують робастність замкнутої системи.

Процедура оптимізації складається з оптимізаційної програми, програми оцінки результатів оптимізації і моделювання кінцевої СУ.

Практичне використання результатів оптимізації вимагають також моделювання динаміки системи при наявності нелінійних елементів типу насичення, зони нечутливості і т.д., що широко використовуються в реальних законах керування польотом. У зв'язку з цим остаточний висновок про якість функціонування СУ роблять після її моделювання в пакеті СИМУЛІНК із використанням необхідних нелінійних функцій.

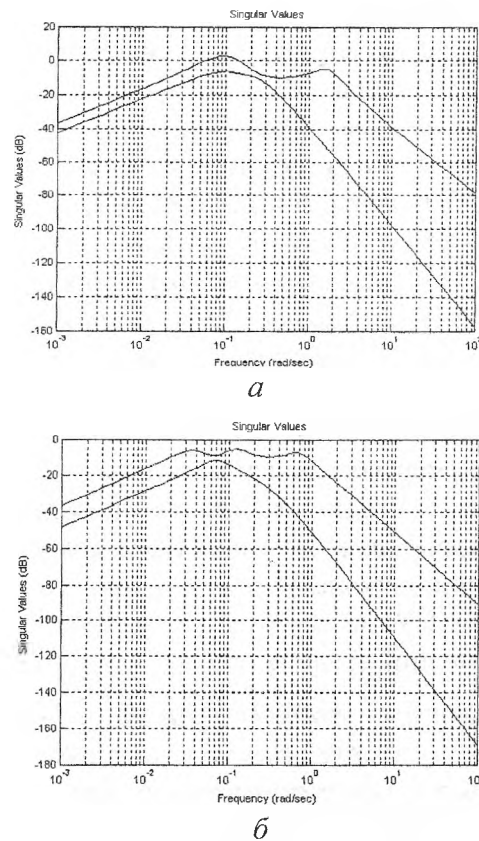


Рис. 4. Логарифмічні частотні характеристики сингулярних чисел

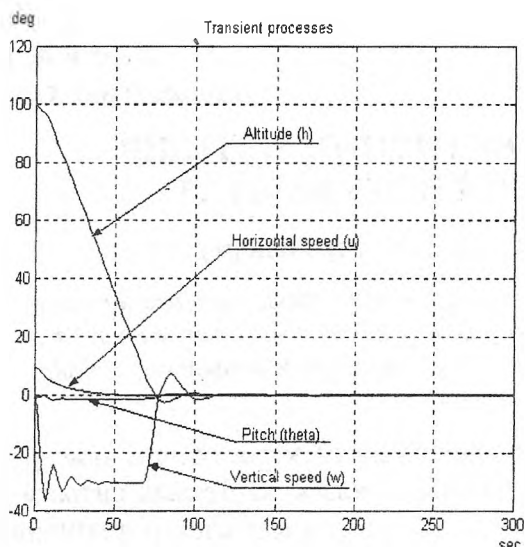


Рис. 5. Результати моделювання подовжнього каналу

Результати моделювання подовжнього каналу з включенням усіх необхідних нелінійних елементів (насичення сервопривода, коректора висоти і т.п.) при впливі стохастичних вітрових збурювань показані на рис. 5.

Список літератури

1. A. A. Tunik, I. K. Ahn, H. Ryu, C. H. Lim, H. C. Lee. Platform Airship's Robust Stabilization in Stochastic Atmosphere. Proceedings of the KSAS Fall Annual Meeting, 2001, Sejong Univ., Seoul, pp.293-299.
2. M. Marushani et al. Design of Tracking and Control System for Stratospheric Platform Airstrip Flights. AIAA 14th Lighter-Than-Air Technical Committee Convention and Exhibition. Akron, USA, July 16, Session 2, 2001.

3. E. Schoemig, M. Sznaier. Mixed H/HL, Control of Multi-model Plants. Journal of Guidance, Control and Dynamics, No.3, May-June, 1995, p.p. 525-531.

4. Nagabhushan B. L. Control Configuration of a Relaxed Stability Airship. Journal of Aircraft. – vol. 28. – No.9. – 1991. – pp.558-563.

5. Nagabhushan B. L. and Faiss, G. D. Thrust Vector Control of a V/STOL Airship. Journal of Aircraft, vol. 21. – No.6. – 1984. – pp.408-412.

6. Cook M. V. Stability and Control. In the book: "Airship Technology," edited by G.A. Khoury and J.D. Gilett, Cambridge University Press, 1999, pp. 73-106.

7. K. Harada, K. Eguchi, T. Suzuki. A Design Approach to Power System of Stratospheric Platform Airship. AIAA 14th Lighter-Than-Air Technical Committee Convention and Exhibition. Akron, USA, July 16, Session 3, 2001.

8. E. de Paiva et al. An H_2 / H_∞ PID Heading Controller for AURORA-1 Semi-Autonomous Robotic Airship. AIAA 14th Lighter-Than-Air Technical Committee Convention and Exhibition. Akron, USA, Session 2, 2001.

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

10. A. A. Tunik, E. A. Abramovich. Parametric robust optimization of the digital flight control systems. Вісник НАУ, №2, 2003. – С. 31-37.