УДК 629.735.051

Кірчу П. І., с.н.с.,
НДЦ проблем авіації та
авіаційного пошуку і рятування

МЕТОД СИНТЕЗ КОМБІНОВАНОЇ АДАПТИВНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ БПЛА

Запропоновано метод оперативного синтезу оптимального за енерговитратами закону керування малорозмірним БПЛА літакового типу, який використовується в якості висотної ретрансляційної аероплатформи, в умовах наявності невизначених параметричних та стохастичних збурень великої інтенсивності.

Предложен метод оперативного синтеза оптимального по энергозатратам закона управления малоразмерным БПЛА самолетного типа, который используется в качестве высотной ретрансляционной аероплатформы, в условиях наличия неопределенных параметрических и стохастических возмущений большой интенсивности.

A method for rapid synthesis of optimal energy cost control law of small UAV aircraft type, which is used as a high-altitude relay platform, in the presence of parametric uncertain and stochastic disturbances of great intensity.

Вступ. Ключовим елементом новітніх систем широкосмугового бездротового доступу, що функціонують в умовах мегаполісу, гірської або пересічної місцевості, а також в умовах бойових дій та надзвичайних ситуацій є висотна аероплатформа із розташованим на ній спеціальним телекомунікаційним обладнанням. Застосування для таких систем мало розмірних БПЛА літакового типу дозволяє досягти наступних переваг: відносно низька вартість реалізації, невеликі малогабаритні показники, короткий проміжок часу, який необхідний для розгортання систем зв'язку на заданій території. Кероване переміщення цієї платформи у просторі дозволяє реалізувати забезпечення заданої якості обслуговування абонентів за рахунок підвищення зв'язності всієї мережі та застосування детермінованих протоколів множинного доступу, забезпечення дистанційного збору розвідувальної інформації або її знімання з датчиків сенсорних мереж. Однак специфічною властивістю такої аероплатформи як об'єкту керування (ОК) є той факт, що вона функціонує в умовах нестійких погодних умов, інтенсивного руху авіаційних апаратів , та дії інтенсивних стохастичних зовнішніх збурень. Це призводить до того, що просторове положення аероплатформи змінюється невизначено у

широкому діапазоні, що негативно впливає на показники якості функціонування телекомунікаційної системи. Для таких систем найкращим способом керування аероплатформою є метод структурно-параметричного адаптивного синтезу законів керування.

Аналіз досліджень і публікацій. Серед сучасних підходів до побудови адаптивних систем керування польотом БПЛА зустрічаються багато різноманітних теоретичних посилок і технічних прийомів. Аналіз публікацій [1 – 9] дозволяє зробити деякі висновки про сучасний стан та досліджувані шляхи побудови адаптивних систем керування польотом ЛА.

1. Концепція побудови адаптивних систем керування польотом на основі поєднання процесів ідентифікації і власне керування є домінуючою.

2. У всіх відомих дослідженнях в якості моделей керованого процесу приймаються лінеаризовані математичні моделі ізольованих повздовжнього і бокового рухів.

3. Оцінювання стану керованого процесу виконується на основі фільтра Калмана (або питання оцінювання стану не обговорюється – можна зробити припущення, що в цих випадках точність вимірювання змінних руху ЛА вважається допустимою для вирішення задачі).

4. Найбільш поширена ідентифікація параметрів вибраної моделі руху ЛА за допомогою алгоритмів, які реалізують метод найменших квадратів (МНК). В той же час досліджуються і такі методи, як узагальнений метод найменших квадратів; метод максимальної правдоподібності; метод оснований на фільтрації Калмана; методи, які використовують граничні цикли; метод слідкуючої моделі.

5. В число вимірюваних сигналів включаються практично всі пілотажні змінні, традиційно вимірюваних на ЛА, з тенденцією виключення сигналів аерометричних датчиків (при вимірюванні такі датчики використовують набігаючий потік повітря).

6. Вимоги до бажаного руху ЛА формулюються або завданням еталонних моделей з фіксованими чи змінюючимся в залежності від швидкісного напору параметрами, або завданням квадратичних функціоналів з відповідним вибором вагових коефіцієнтів.

Заслуговують уваги ідеї комбінації різних принципів автоматичної настройки систем керування польотом. Так, об’єднання настройок за параметрами середовища з параметричною адаптацією [10] дозволяє поєднувати переваги цих підходів при виключенні недоліків, притаманних по окремості кожному з них. Програмна настройка за параметрами середовища забезпечує високу швидкодію адаптації системи керування польотом до змінюючихся умов і спрощує виникаючі проблеми стійкості, а самонастроювання забезпечує високу точність керування.

Постановка завдання. Нехай об’єкт керування (ОК) (БПЛА) описується рівнянням стану:

$$\dot{X} = A(t)X(t) + B(t)U(t) + \eta(t);$$
$$Y = CX(t) + \xi(t), \quad (1)$$

де $X \in R^n$ – вектор стану ОК; $U \in R^n$ – вектор керування; Y – вектор вимірювань $A(t)$, $B(t)$ – $n \times n$ і $n \times m$ матриці параметрів ОК; η та ξ - вектор шумів збурень та шумів вимірювання. Допускається можливість виміру або відновлення всього вектору стану ОК, так що $X_B=X(t)$. Розглянемо задачу забезпечення ОК бажаної динаміки при мінімізації енерговитрат на керування. Бажану динаміку ОК при мінімізації енерговитрат на керування будемо задавати за допомогою еталонної моделі

$$\dot{X}_M = A_M X_M(t) + B_M R(t), \quad (2)$$

де $X_M \in R^n$ – вектор стану еталонної моделі, $R \in R^m$ – вектор вхідних дій.

Формалізуємо ціль керування (ЦК), вимагаючи, щоб

$$\lim_{t \to \infty} E(t) = 0, \quad (3)$$

де $E(t) = X(t) - X_M(t)$ – похибка системи (1) і (2). Таким чином, ставиться задача синтезу самонастроювальної системи з явною еталонною моделлю. Нехай на ОК впливають вимірювані збурення (задані дії) $R=R(t)$, збурення які не вимірюються $N=N(t)$ і керуючі дії $U=U(t)$. Спостереженню доступні вихідні змінні об'єкту $X_B=X(t)$ Поведінка об'єкту керування залежить від ряду незалежних параметрів, які позначимо через ζ. Задано множину Ξ можливих значень ζ, яка визначає допустимий клас об'єкту і збурень. Задано ціль керування (3), яка визначає бажану поведінку ОК. Необхідно синтезувати алгоритм керування, який використовує вимірювані чи обчислені на основі вимірювань величини, які не залежать від $\zeta \in \Xi$, і забезпечуючи для кожного $\zeta \in \Xi$ досягнення заданої цілі керування. Вектор ζ складається з коефіцієнтів рівнянь, які складають математичний опис (11) ОК, а також із коефіцієнтів, які визначають зміну зовнішніх збурень (стану середовища). Крім того, вектор ζ включає абстрактні параметри, які описують невимірювані збурення, обумовлені неточністю описання ОК. Вектор ζ вважається повільно змінюючимся.

Тоді постановку задачі можна сформулювати наступним чином.

Формулювання 1: Знайти такий алгоритм керування

$$U(t) = U_t(X(t), U(t), \Theta(t), R(t)), \quad (4)$$
$$\Theta(t) = \Theta_t(X(t), U(t), \Theta(t), R(t)), \quad (5)$$

який забезпечує досягнення цілі керування (3) в системі (1), (2), (4), (5) для кожного $\zeta \in \Xi$. Тут $\Theta(t)$ – вектор параметрів регулятора. При визначені алгоритмів керування (4), (5) необхідно враховувати обмеження на параметри руху БПЛА визначені вище, а саме обмеження на максимальні та мінімальні кути крену та тангажу, а також обмеження по висоті польоту.

Синтез комбінованої адаптивної системи керування. Узагальнена процедура синтезу адаптивного алгоритму керування з еталонною

моделлю складається з наступних етапів: Етап 1 Постановка задачі синтезу; Етап 2 Синтез оптимальної еталонної моделі; Етап 3 Синтез оптимального спостерігача стану (фільтра Калмана); Етап 4 Вибір структури регулятора (синтез основного контуру); Етап 5 Вибір настроюваних параметрів; Етап 6 Вибір алгоритму адаптації; Етап 7 Загрубленя; Етап 8 Налаштування адаптера.

На етапі 2 докладно розглянуто процедуру синтезу оптимальної неперервної та дискретної еталонної моделі. В процесі синтезу оптимальної (з точки зору енерговитрат на управління) еталонної моделі застосовується лінійний оптимальний квадратичний регулятор (ЛОКР), який використовується для корегування динаміки об'єкту керування (БПЛА). Для синтезу оптимального квадратичного регулятора розглядається номінальна лінійна стаціонарна модель детермінованого об'єкту керування у вигляд простору станів. Тоді задача оптимального регулятора визначається як задача знаходження оптимального управління $u(t)$ на інтервалі $[t_0 , t_f]$, такого, щоб була мінімальна наступна функція вартості:

$$J_0(x(t_0),t_0) = \int_{t_0}^{t_f} [x(t)^T \Psi x(t) + u(t)^T \Phi u(t)]dt + x(t_f)^T \Psi_f x(t_f), \qquad (6)$$

де а $\Psi \in R^{nxn}$ і а $\Phi_f \in R^{nxn}$ - симетричні невід'ємно-визначені матриці, а $\Phi \in R^{nxn}$ – симетрична невід'ємно-визначена матриця. Для досягнення бажаної якості перехідних процесів еталонної моделі детально розглядається процедура вибору матриць вагових коефіцієнтів Ψ та Ф.

Оскільки для застосування адаптивного закону керування необхідно знати повний вектор стану ОК тому на третьому етапі синтезується оптимальний спостерігач стану. Як відомо умовою застосування процедури синтезу оптимального спостерігача стану є дія на об'єкт білого шуму у якості стохастичних збурень. Однак основним стохастичним збурення, що діє на БПЛА в польоті є турбулентний вітер, а він не являється білим шумом. Тому для застосування процедури синтезу оптимального спостерігача стану необхідно об'єкт керування описати в просторі станів у вигляді послідовного з'єднання формуючого фільтру, який описує дію турбулентного вітру на БПЛА, та моделі детермінованого об'єкту керування, яка включає в собі модель послідовного з'єднання виконавчих механізмів з об'єктом. Входи формуючого фільтру збурюються некорельованими білими шумами, а на виході маємо кольорові шуми, які характеризують турбулентність атмосфери. Тоді входи розширеного об'єкту у просторі станів будуть збурюватися білими шумами, що є необхідною умовою застосування процедури синтезу оптимального спостерігача стану, а безпосередньо на об'єкт буде діяти кольоровий шум, що характеризує дію турбулентності. В американській практиці стандартизовано модель формуючого фільтру. Для опису

турбулентності вітру використовується модель Драйдена MIL-F-8785C. У відповідності з нею турбулентний вітер може бути представлений як стохастичний процес, що залежить від швидкості і може бути розділений на три складові: повздовжню u_g, бокову v_g та вертикальну w_g. Для літака, що летить з швидкістю V через турбулентне поле з просторовою частотою Ω рад/м, кругова частота ω обчислюється шляхом множення V на Ω. На етапі 4 – 7 розглядаються процедури синтезу оптимальної адаптивної системи керування аероплатформою з використанням функцій Ляпунова та методу градієнтного спуску

Об'єкт керування (ОК) описується рівнянням у просторі станів (1). Ставиться задача забезпечення ОК бажаної динаміки, яка задається за допомогою еталонної моделі (2). Вважається, що вектор параметрів ξ ОК, який складається із коефіцієнтів матриць A, B, зарані не визначений. Відомо, що $\xi \in \Xi$. Множину Ξ можна задати, наприклад, за допомогою мінімальних та максимальних значень, які можуть приймати параметри ОК в залежності від умов виготовлення і функціонування.

Задача синтезу основного контуру вирішується за умови припущення, що параметри ОК відомі. Для отримання структури «ідеального» регулятора запишемо рівняння у відхиленнях

$$\dot{E}(t) = A_M E(t) + (A - A_M)X(t) + BU(t) - B_M R(t). \quad (7)$$

Поставимо вимогу виконання умови вирішення рівняння

$$(A - A_M)X(t) + BU(t) - B_M R(t) = 0, \quad (8)$$

відносно $U_* \in R^m$ при любих $X \in R^n$, $R \in R^m$.Ідеальне керування, яке задовольняє співвідношенню (8), описується рівнянням

$$U_*(t) = K_*^X X(t) + K_*^R R(t), \text{ або } U_*(t) = \overline{K}_*^R \overline{K}_*^X X(t) + \overline{K}_*^R R(t), \quad (9)$$

де $K_*^X, K_*^R, \overline{K}_*^X, \overline{K}_*^R$ – матриці ідеальних коефіцієнтів регулятора, які задовольняють рівнянням:

$$BK_*^X = A_M - A, \qquad BK_*^R = B_M, \quad (10а),$$

$$B_M \overline{K}_*^X = A_M - A, \quad B\overline{K}_*^R = B_M. \quad (10б)$$

Умови (10а, 10б) називаються умовами узгодженості моделі і ОК, і вони визначають можливість вирішення поставленої задачі в умовах точного знання коефіцієнтів ОК. Структуру основного контуру вибирається у вигляді

$$U_*(t) = \overline{K}^R(t)\overline{K}^X(t)X(t) + \overline{K}^R(t)R(t), \quad (11)$$

де $\overline{K}^X(t), \overline{K}^R(t)$ – матриці коефіцієнтів регулятора, які підлягають налаштуванню.

Для алгоритмів налаштування матриць $\overline{K}^X(t)$ і $\overline{K}^Y(t)$ запишемо рівняння УНО у вигляді

$$\dot{E}(t) = A_M E(t) + B_M \Theta(t)\Sigma(t), \quad (12)$$

де $\Theta(t)=(\Phi(t)\vdots\Psi(t))$ – розширена матриця відхилень настроюваних коефіцієнтів від їх «ідеальних» значень,

$$\Phi(t)=\overline{K}^{X}(t)-\overline{K}_{*}^{X},\quad \Psi(t)=(\overline{K}_{*}^{R})^{-1}-(\overline{K}_{*}^{R}(t))^{-1}, \tag{13}$$

$$\Sigma(t)=\begin{pmatrix} X(t) \\ \overline{K}^{Y}(t)[Y(t)+\overline{K}^{X}(t)X(t)] \end{pmatrix}. \tag{14}$$

У якості функції Ляпунова візьмемо квадратичну скалярну функцію вигляду

$$V=0.5E^{T}\mathrm{H}E+0.5tr(\Theta^{T}\Gamma^{-1}\Theta),\quad \mathrm{H}=\mathrm{H}^{T},\quad \Gamma=\Gamma^{T}. \tag{15}$$

Визначимо похідну функції (15), використовуючи рівняння УНО (12)

$$\dot{V}=E^{T}\mathrm{H}E+tr(\dot{\Theta}^{T}\Gamma^{-1}\Theta)=E^{T}\mathrm{H}A_{M}E+E^{T}\mathrm{H}B_{M}\Theta\Sigma+tr(\dot{\Theta}^{T}\Gamma^{-1}\Theta)=$$
$$=E^{T}\mathrm{H}A_{M}E+tr\left[(B_{M}^{T}\mathrm{H}E\Sigma^{T}+\Gamma^{-1}\dot{\Theta})^{T}\Theta\right]$$

Якщо алгоритм адаптації вибрати у вигляді

$$\dot{\Theta}=-\Gamma B_{M}^{T}\mathrm{H}E\Sigma^{T}(t),\quad \Gamma=\Gamma^{T}.>0, \tag{16}$$

то функція V має властивості $V<0$ і $\dot{V}<0$, тобто являється функцією Ляпунова.

Це слідує із гурфіцевої матриці A_M , для якої в силу леми Ляпунова існує $\mathrm{H}=\mathrm{H}^{\mathrm{T}}>0$, яка задовольняє матричному рівнянню

$$A_{M}^{T}\mathrm{H}+\mathrm{H}A_{M}=-Q,\quad Q=Q^{T}>0.$$

В результаті алгоритм налаштування матриць $\overline{K}^{X}(t)$ і $\overline{K}^{Y}(t)$

$$\begin{aligned}\dot{\overline{K}}^{X}(t)&=-\Gamma_{1}B_{M}^{T}\mathrm{H}E(t)X^{T}(t),\\ \dot{\overline{K}}^{R}(t)&=-\overline{K}^{R}\Gamma_{2}B_{M}^{T}\mathrm{H}E(t)(R+\overline{K}^{X}X(t))^{T}(\overline{K}^{R})^{T}\overline{K}^{R}.\end{aligned} \tag{17}$$

Структурна схема адаптивної системи з урахуванням структури УНО наведена на рис. 1. В зазначеному алгоритмі зовнішні збурення w_1 та шуми датчиків вимірювання w_2 можна розглядати як випадкову зміну параметрів ОК, яку повинен відслідковує контур адаптації та налаштовує матриці параметрів регулятора $\overline{K}^{X}(t)$, $\overline{K}^{Y}(t)$ для досягнення цілі керування $E(t)\rightarrow 0$.Для забезпечення працездатності оптимальної адаптивної системи керування БПЛА в умовах інтенсивної дії зовнішніх стохастичних збурень використовується процедура синтезу оптимальної адаптивної системи керування з явною еталонною моделлю на основі методу градієнтного спуску Алгоритмом градієнтного спуску (АГС) називається правило зміни вектора налаштовуваних коефіцієнтів регулятора Θ, яке задається рівнянням адаптера вигляду

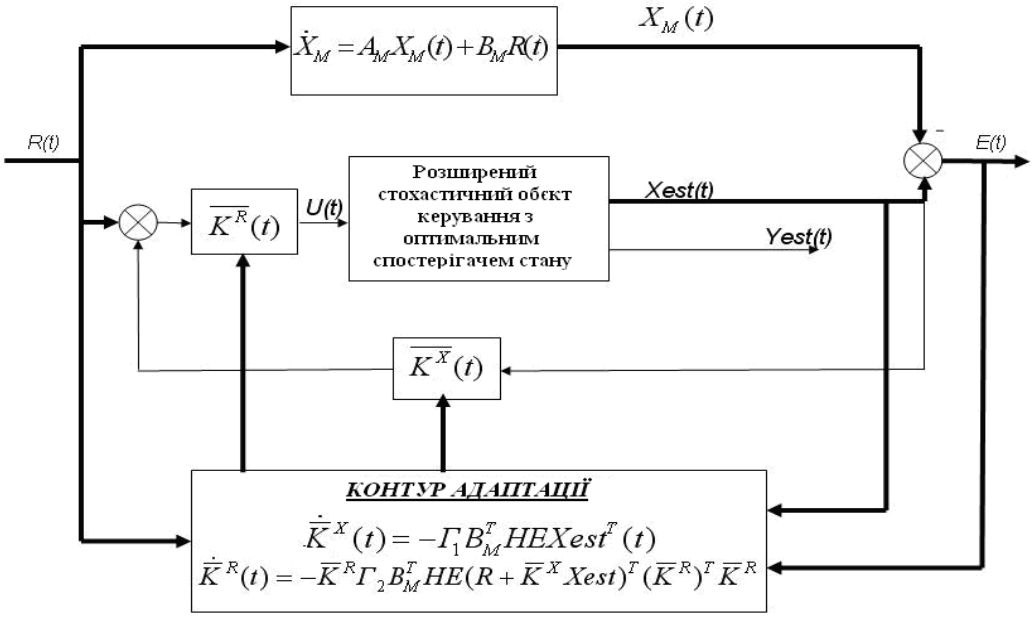

Рис. 1. Структурна схема оптимальної адаптивної системи керування

$$\frac{d(\Theta + \psi(X,\Theta,t))}{dt} = -\Gamma \nabla_\Theta \omega(X,\Theta,t). \tag{18}$$

де $\Gamma=\Gamma^T > 0$ – $m_\Theta \times m_\Theta$ матриця коефіцієнтів підсилення,

$$\omega(X,\Theta,t) = \frac{\partial q}{\partial t} + \nabla_X q^T F(X,\Theta,t). \tag{19}$$

ЦК задається цільовою нерівністю $q \le \Delta$ при $t \ge t_*$ $\Delta \ge 0$, де q – локальний $q=q(X(t),t)$ цільовий функціонал. Для застосування схеми АГС виберемо локальний цільовий функціонал у формі скалярної квадратичної функції $q=0.5E^THE$, $H=H^T>0$,. Видно, що з $q \to 0$ при $t \to \infty$ слідує виконання ЦК $E(t) \to 0$ при $t \to \infty$. Діючи по схемі швидкісного градієнту, отримаємо похідну цільової функції в силу траєкторії системи (1), (2)

$$\dot{q} = \omega(X,\Theta,t) = E^T(AX + BU - A_M X_M - B_M R) \tag{20}$$

Структуру основного контуру виберемо із класу допустимих алгоритмів, які задовольняють умовам досяжності (10). Умова досяжності буде виконана, якщо рівняння (8) вирішити відносно $U_*(t) \in R^m$ при любих $X \in R^n$, $R \in R^n$ і

A_M – гурвіцева матриця. При цих умовах існує матриця $H=H^T>0$, яка задовольняє рівнянню Ляпунова $A_M^T H + H A_M = -Q$, $Q = Q^T > 0$, Ідеальне керування запишемо у вигляді

$$U_*(t) = K_*^X(t) X(t) + K_*^R(t) R(t), \tag{21}$$

де матриці ідеальних коефіцієнтів регулятора задовольняють співвідношенню

$$BK_*^X = A_M - A,\ BK_*^R = B_M \tag{22}$$

Використовуючи прямий підхід до синтезу, виберемо в якості настроюваних параметрів регулятора $\Theta(t) = col\{K_X(t), K_R(t)\}$. При цьому структура основного контуру має вигляд

$$U(t) = K^X(t)X(t) + K^R(t)R(t). \quad (23)$$

Синтез алгоритму адаптації в класі АГС. Градієнт має вигляд

$$\nabla_{K_X}\omega(X,\Theta,t) = B^T HEX^T,\ \nabla_{K_R}\omega(X,\Theta,t) = B^T HER^T. \quad (24)$$

Вибираючи АГС в диференціальній формі і покладаючи $\Gamma = \gamma \mathrm{In}$, $\gamma > 0$, отримаємо

$$\frac{dK_X}{dt} = -\gamma B^T HEX^T,\ \ \frac{dK_R}{dt} = -\gamma B^T HER^T. \quad (25)$$

Суттєвою особливістю системи з алгоритмом вигляду (25) являється властивість зберігати працездатність при зміні координатних і параметричних збурень в широких межах. Недоліком являється погіршення якості системи при високій швидкості зміни параметричних збурень. АГС в скінченій формі в природних умовах при обмежених збуреннях являється робастним навіть при залежності збурень від фазових координат.

Тоді рівняння процесу ідентифікації матимуть наступний вигляд:

$$B = B_M(K_*^R)^{-1},\quad A = A_M - B_M(K_*^R)^{-1}K_*^X, \quad (26а)$$

$$A = A_M - B_M\overline{K}_*^X,\ \ B = B_M(\overline{K}_*^R)^{-1}. \quad (26б)$$

Процедуру ідентифікації проводиться періодично. Під час розрахунку матриць параметрів ОК система керування запам'ятовує значення матриць коефіцієнтів K^X та K^R та згідно з гіпотезою квазістаціонарності на час ідентифікації закон керування стає стаціонарним, відповідно до того який адаптивний регулятор використовується в даний момент. Аналогічна процедура проходить і в спостерігачі стану де на час розрахунку оновлених параметрів оптимального спостерігача зберігаються та використовуються попередні значення. Використовуючи метод комп'ютерного моделювання було визначено оптимальний період часу між проведенням процедури ідентифікації що становить 20 с. для даного об'єкту керування, який задовольняє поставленим вимогам до якості процесів керування.

Висновки. Основний науковий результат роботи полягає в тому, що на відміну від існуючих підходів до синтезу адаптивного управління вперше запропоновано запрограмувати бортову ЦОМ на використання не одного попередньо обраного методу оперативного синтезу, а декількох методів(метод функцій Ляпунова і метод швидкісного градієнту), вибір яких для кожної конкретної ситуації визначається за величиною швидкості зміни зовнішнього збурення Ця швидкість ідентифікується спеціальним алгоритмом за інформацією, що надходить від бортового інформаційного комплексу.

Відповідно до описаної процедури було синтезовано неперервну та дискретну еталонну модель для оптимальної адаптивної системи керування БПЛА. Так як дана еталонна модель побудована з використанням оптимального квадратичного регулятора то використання її в основному контурі адаптивної системи керування дає змогу забезпечити бажану якість перехідних процесів та мінімізувати енергетичні витрати на керування. Загальне середнє зниження паливних витрат становить 15,47 %, а загальне середнє зниження енерговитрат на керування керуючими поверхнями становить 13,24 %

Розроблена циклічна комбінована оптимальна адаптивна система керування БПЛА, з використанням процедури періодичної ідентифікації для налаштування параметрів оптимального спостерігача стану в польоті дала змогу забезпечити наступні показники якості керування, в умовах дії інтенсивних зовнішніх збурень та невизначеної зміни параметрів БПЛА:

- в повздовжньому каналі для режимі керування кутом тангажу максимальне відхилення рулів висоти становить 25 градусів. Перехідний процес по куту тангажу має аперіодичний характер без статичної похибки, час перехідного процесу становить 4 с. При максимальному куті тангажу $\Theta_{зад} = 15^{\circ}$ відхилення по швидкості становить - 0.2 м/с. Для режиму керування швидкість перехідний процеси по u також має аперіодичний характер, а похибка стабілізації висоти становить 1% .

- в боковому каналі для режиму координованого розвороту перерегулювапння по куту курсу становить 10%. При зміні курсу на 1º, максимальне відхилення по куту крену також становить 1º. Перерегулювання по куту ковзання становить 15%. Отримані результатів роботи еталонних моделей для повздовжнього та бокового каналу відповідають вимогам до умов польоту аероплатформи на базі БПЛА.

- підтримка точність оцінювання вектору стану аероплатформи нам рівні, коли с.к.в. помилки за кутовим та просторовим положенням по відношенню до номінального значення не перевищує відповідно $0{,}1^{o}$ та 2м.

- середнє значення с.к.в. параметрів БПЛА по відношенню до значень параметрів еталонної моделі в повздовжньому каналі 0.055, в боковому каналі 0.04.

Використані джерела інформації:

1. *Буков В.Н.* Адаптивные прогнозирующие системы управления / Буков В.Н. – М.: Наука, 1987. – 230 с.
2. *Николаев Ю.А.* Построение адаптивных цифровых систем управления многорежимных летательных аппаратов / Ю.А. Николаев, Е.Д. Теряев, И.С. Уколов, Б.М. Шамриков // Вопросы кибернетики. Проблемы авиационной и космической кибернетики (адаптивные системы управления летательных аппаратов с ЦВМ). – М.: Научный совет АН СССР по комплексной проблеме «Кибернетика», 1974. – с. 91 – 115.

3. *Лысенко А.И.* Применение классического способа синтеза САУ методами ЛАЧХ для создания робастного закона управления короткоживущим ДПЛА / А.И. Лысенко, П.И. Кирчу // Механіка гіроскопічних систем. – 2008. – № 19. – С. 47–52.
4. *Лысенко А.И.* Метод синтеза оптимального по энергозатратам закона управления мобильной телекоммуникационной аэроплатформой / А.И. Лысенко, П.И. Кирчу // Науковий вісник академії муніципального управління, серія «Техніка». – 2010. – № 1. – С. 47–52.
5. *Лисенко О.І.* Дослідження оптимального адаптивного закону керування аероплатформою для телекомунікаційних систем / О.І. Лисенко, П.І. Кірчу // Інформаційні системи, механіка та керування. – 2011. – № 6. – С. 96–102.
6. *Лисенко О.І.* Метод управління топологією мережі повітряних ретрансляторів для підвищення структурно-інформаційної зв'язності безпроводових епізодичних мереж / О.І. Лисенко, С.В. Валуйський, П.І. Кірчу // Збірник наукових праць ВІТІ НТУУ «КПІ». – 2011. – № 1. – С. 117–126.
7. *Лисенко О.І.* Особливості побудови телекомунікаційної мережі на основі аероплатформ / О.І. Лисенко, П.І. Кірчу, С.В. Валуйський // Наукоємні технології. – 2011. – № 1-2(9-10). – С. 58–64.
8. *Лисенко О.І.* Методика побудови системи автоматичного керування безпілотної ретрансляційної аероплатформи, яка використовується для підвищення зв'язності безпроводових епізодичних мереж / О.І. Лисенко, П.І. Кірчу // Науковий вісник академії муніципального управління, серія «Техніка». – 2011. – № 4. – С. 101–111.
9. *Теряев Е.Д.* Об адаптивных цифровых системах управления самолетами / Е.Д. Теряев // Вопросы кибернетики. Проблемы авиационной и космической кибернетики. – М.: Научный совет АН СССР по комплексной проблеме «Кибернетика», 1981. – с. 44–53.
10. *Nikiforuk P.N.* Design a two-level adaptive controller for application to flight control system / P.N. Nikiforuk, H. Ohta, M.M. Gupta // AIAA Guid. and Contr. Conf. Hollywood, 1977 Collect. Techn. Pap., 1977. – p. 97–108.