УДК 629.735.051:681.513 (043)

А.М. Кліпа, к.т.н. *(Національний авіаційний університет)*

Параметрична оптимізація при синтезі систем управління польотом легких безпілотних літальних апаратів

На сьогоднішній день широку увагу у всьому світі приділяють розвитку аерокосмічної галузі, зокрема легких безпілотних літальних апаратів (БПЛА). Для забезпечення конкурентоспроможності та ефективності використання такого типу літальних апаратів необхідно, щоб вони мали невелику вартість та велику масу корисної ваги (що дозволить встановлювати апаратуру, необхідну для виконання конкретних поставлених цілей). З метою забезпечення перерахованих вимог на борту БПЛА відмовляються від використання автомату тяги та встановлюється мінімальна кількість недорогих датчиків, що призводить до того, що не всі фазові змінні вимірюються, а доступні виміри містять шум, це значно ускладнює синтез ефективної системи управління і робить неможливим чи неефективним використання стандартних законів [1, 2].

Розроблені раніше методи синтезу систем управління польотом БПЛА при неповних вимірах вектора станів, що базуються на застосуванні спостерігача Люенбергера [2] не дають чіткої відповіді щодо вибору полюсів спостерігача. Також залишається відкритим питання щодо визначення додатно-визначених симетричних вагових матриць, що входять у інтегральний квадратичний критерій швидкості переходу системи з початкового стану в нульовий.

Математична модель руху БПЛА описується рівняннями в просторі станів [1, 3]:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t); \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(t), \end{aligned} \tag{1}$$

де $\mathbf{A}$ та $\mathbf{x}(t)$ – матриця та вектор стану розмірами $n \times n$ та $n \times 1$ відповідно; $\mathbf{B}$ та $\mathbf{u}(t)$ – матриця та вектор управління розмірами $n \times m$ та $m \times 1$ відповідно; $\mathbf{C}$ та $\mathbf{y}(t)$ – матриця та вектор спостереження розмірами $l \times n$ та $l \times 1$ відповідно; при чому $l < n$. Шуми датчиків в даній моделі не враховуються.

Для моделі (1) необхідно синтезувати оптимальний лінійний детермінований регулятор шляхом мінімізації інтегрального квадратичного критерію виду [2]:

$$J = \int_0^{\infty} \left[\mathbf{x}^T \mathbf{R}_1 \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R}_2 \mathbf{u}\right] dt, \tag{2}$$

де $\mathbf{R}_1$ та $\mathbf{R}_2$ – додатно-визначені симетричні вагові матриці.

В критерії (2) перша складова є мірою відхилення стану системи в момент t від нульового стану і характеризує якість (точність) управління, а друга враховує затрати потужності на управління.

Регулятор необхідно синтезувати для послідовного з'єднання об'єкта (моделі динаміки БПЛА) з виконавчим механізмом, що в свою чергу збільшує порядок об'єкту на кількість входів управління: $l < n + m$.

Для врахування турбулентності атмосфери при синтезі системи управління польотом застосовується стандартизована модель формуючого фільтру (фільтру Драйдена) [3].

Класичний варіант синтезу, запропонований Р. Калманом [2] припускає можливість вимірювання всіх компонентів вектора стану $\mathbf{x}(t)$. В такому випадку розмірність вихідного вектора $\mathbf{y}(t)$ співпадає з розмірністю $\mathbf{x}(t)$, тобто $l = n$ та матриця $\mathbf{C}$ представляє собою одиничну діагональну матрицю розміром $(n \times n)$. У відповідності з вищевказаним методом розв'язок задачі оптимального управління для регулювання по вихідній змінній [2]:

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{F}\mathbf{x}(t), \tag{3}$$

де $\mathbf{F}$ – матриця коефіцієнтів підсилення регулятора розміром $(m \times n)$, знак „–" враховує, що зворотній зв'язок від'ємний.

В задачі, що розв'язується, умова щодо вимірювання всіх змінних стану об'єкта не виконується. Для того, щоб скористатись класичним алгоритмом синтезу оптимального лінійного детермінованого регулятора [2] шляхом мінімізації критерію (2) необхідно відновити вектор стану системи. Це можна зробити за допомогою оптимального стохастичного спостерігача (фільтра Калмана) [2]. Та використання фільтра Калмана призводить до збільшення порядку системи вдвічі [2], отже і закон управління, який буде отримано в процесі синтезу, виходить досить складний. Реалізувати такий закон на простому бортовому комп'ютері, що має дуже обмежені ресурси важко, тому доцільно розглянути, як альтернативу, відновлення стану системи з використанням спостерігача пониженого порядку (фільтра Люенбергера) [2].

Матриця коефіцієнтів підсилення фільтра Люенбергера залежить від розміщення його полюсів, значення яких необхідно задати при синтезі фільтра. Оскільки значення полюсів суттєво впливають на результат відновлення вектору станів об'єкту, який в свою чергу враховується при синтезі системи управління, то їх вибір являє собою окрему задачу.

При синтезі оптимального лінійного детермінованого регулятора необхідно задавати значення $\mathbf{R_1}$ та $\mathbf{R_2}$, вибір яких також впливає на роботу системи управління.

Для вирішення поставлених задач в роботі пропонується застосування процедури параметричної оптимізації (мінімізації) H_2- норми, як показника якості $J = H_2$, шляхом одночасного налаштування полюсів спостерігача пониженого порядку та додатно-визначених симетричних вагових матриці, що входять до інтегрального квадратичного критерію (2).

При оптимізації вводяться наступні умови:

- значення полюсів спостерігача від'ємні та дійсні;
- елементи додатно-визначених симетричних вагових матриць додатні та дійсні.

Оскільки граміан керованості, що обчислюється при знаходженні показника якості J, можна визначити лише для стійких і повністю керованих систем, то при зміні полюсів спостерігача та елементів матриць $\mathbf{R_1}$ та $\mathbf{R_2}$ в процесі виконання оптимізаційної процедури необхідно забезпечити стійкість системи. Для зведення задачі умовної оптимізації до задачі безумовної, включаємо до показника якості штрафну функцію PF, що обмежує розміщення полюсів всередині деякої області М на комплексній площині [4], тобто

$$J = H_2 + PF.$$

Розроблений підхід до вирішення поставленої проблеми було застосовано до «benchmark» моделі поздовжнього руху легкого БПЛА [4] з вектором стану $\mathbf{x}(t) = [V,\ \alpha,\ \vartheta,\ q,\ h]^T$, де V – швидкість БПЛА, α – кут атаки, ϑ – кут тангажа, q – кутова швидкість тангажа та h – висота польоту; вектором управління $\mathbf{u}(t) = [\delta_{elev}]$, де δ_{elev} – відхилення руля висоти та вектором вимірювань $\mathbf{y}(t) = [q,\ h]^T$.

H_2 – норми БПЛА з синтезованою системою управління є наступними:

- для детермінованого випадку 0.3600;
- для стохастичного – 2.0684.

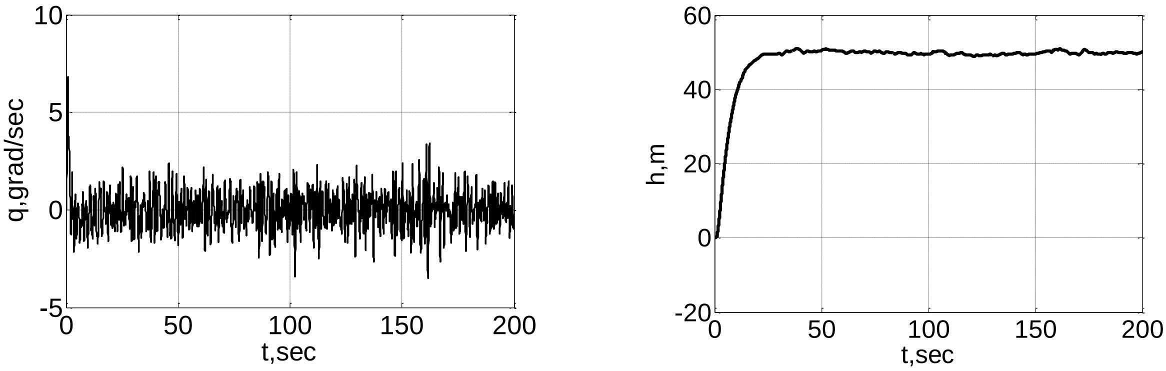
Середньо квадратичні відхилення (с.к.в.) змінних стану замкненої системи з синтезованим регулятором наведені в табл. 1.

Таблиця 1

С.к.в. змінних стану

V, м/с	α, град	ϑ, град	q, град/с	h, м	δ_{elev}, град
0.2125	0.3826	0.3237	0.9731	0.3833	0.2395

Результати моделювання замкненої системи у вигляді реакції системи на відхилення руля висоти для зміни висоти польоту на 50 м наведені на рис.1.



а) б)

Рис. 1. Результати моделювання замкненої системи: перехідні процеси а) за кутовою швидкістю тангажа; б) за висотою

В роботі запропоновано та підтверджено прикладом ефективність застосування процедури параметричної оптимізації під час синтезу систем управління польотом легких БПЛА при стохастичних збуреннях і неповних вимірах вектора станів для визначення оптимальних значень полюсів спостерігача Люенбергера та вагових матриць, необхідних для синтезу оптимального детермінованого регулятора.

Список літератури

1. Klipa A., Sydorenko A. Influence of Number of Measured States on Accuracy and Robustness of Flight Control System // Proceedings of 2014 IEEE 3-rd International Conference: Methods and Systems of Navigation and Motion Control, 2014. – pp. 125-128.
2. Kwakernaak H., Sivan R. Linear Optimal Control Systems. Wiley-Interscience, 1972.
3. McLean D. Automatic flight control systems, Englewood: Prentice Hall Inc., 1990.
4. Tunik A., Ryu H., Lee H. Parametric optimization procedure for robust flight control system design // KSAS Int. Journal, Vol. 2, № 2, 2001, pp. 95-107.