

Особливості синтезу системи керування польотом малого безпілотного літального апарату

Робота присвячена розробці системи керування польотом безпілотного літального апарату при неповних вимірюваннях змінних стану. Ефективність запропонованої процедури підтверджується за допомогою комп'ютерного моделювання

Розвиток аерокосмічної промисловості, зокрема, проектування системи керування польотом безпілотного літального апарату (БПЛА) є предметом розгляду та дослідження в усьому світі. Очевидно, що БПЛА мають велику різноманітність можливих реалізацій завдяки своїй мобільності, зниженій вазі, меншому об'єму та енергоспоживанню, а також відносно простому використанню.

Для забезпечення конкурентоспроможності та ефективності даного типу літальних апаратів необхідно, щоб вони мали низьку вартість і велику корисну вагу (що дозволяє встановлювати на них обладнання, необхідне для виконання конкретних цілей). Для забезпечення цих вимог на борту БПЛА встановлюють мінімальну кількість недорогих датчиків, що призводить до того, що не всі змінні вимірюються.

Відомо, що традиційна процедура синтезу оптимальної системи керування передбачає вимірювання всіх компонентів простору станів. У випадку, коли повні вимірювання недоступні для вимірювання, використовується спостерігач станів [1]. Після відновлення повного вектора стану можна застосувати лінійно-квадратичний підхід [1].

Метою даної роботи є розробка процедури оптимізації синтезу системи керування польотом малих БПЛА. Процедура оптимізації на основі методу Нелдера-Міда використовується для досягнення бажаного розташування полюсів спостерігача пониженого порядку та отримання необхідних вагових матриць для синтезу оптимального детермінованого регулятора.

Постановка задачі

Математична модель руху БПЛА може бути описана лінеаризованими рівняннями простору станів зі постійними коефіцієнтами [2, 3]:

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

де \mathbf{A} , $\mathbf{x}(t)$ – матриця станів розміром $n \times n$ і вектор станів розміром $n \times 1$ відповідно; \mathbf{B} , $\mathbf{u}(t)$ – матриця керування розміром $n \times m$ та вектор керування розміром $m \times 1$ відповідно; $\mathbf{y}(t)$, \mathbf{C} – вектор вимірювань розміром $l \times 1$ та матриця вимірювань розміром $l \times n$ відповідно; \mathbf{D} – матриця прямої передачі

керування з входу на вихід розміром $l \times m$. Шум та зміщення датчиків не беруться до уваги в цій математичній моделі.

Вектор станів $\mathbf{x}(t)$ та вектор керування $\mathbf{u}(t)$ лінеаризованої моделі (1) для опису поздовжнього руху малого БПЛА є наступними [3]:

$$\mathbf{x}(t) = [V, \alpha, \vartheta, q, h]^T, \quad \mathbf{u}(t) = [\delta_{elev}] \quad (2)$$

де всі змінні є відхиленнями їх ustalених значень, а саме, V – істинна повітряна швидкість; α – кут атаки; ϑ – кут тангажу; q – кутова швидкість тангажу; h – висота польоту; δ_{elev} – відхилення руля висоти.

Необхідно створити процедуру синтезу оптимального детермінованого регулятора для системи керування поздовжнім рухом БПЛА, якщо не всі стани цього руху виміряні. Вирішуючи цю задачу, необхідно враховувати також динаміку виконавчого механізму (в даному випадку виконавчого механізму руля висоти).

Розв'язання поставленої задачі

Для вирішення поставленої задачі було розглянуто випадок, коли для вимірювання доступні тільки три змінні стану, такі як істинна повітряна швидкість, кутова швидкість тангажу та висота: $\mathbf{y}(t) = [V, q, h]^T$. Також необхідно визначити точність синтезованої системи керування.

Перед синтезом системи керування необхідно включити динаміку виконавчого механізму в модель БПЛА. Це можна виконати шляхом послідовного з'єднання двох моделей: динаміки виконавчого механізму та динаміки БПЛА. Динаміка виконавчого механізму руля висоти може бути описана лінеаризованою моделлю в просторі станів (1) з наступними матрицями:

$$\mathbf{A}_{ac} = \left[-\frac{1}{T_{ac}} \right]; \quad \mathbf{B}_{ac} = \left[\frac{1}{T_{ac}} \right]; \quad \mathbf{C}_{ac} = [1]; \quad \mathbf{D}_{ac} = [0] \quad (3)$$

де T_{ac} – постійна часу виконавчого механізму руля висоти.

У результаті послідовного з'єднання динаміки виконавчого механізму руля висоти (1) з (3) і динаміки БПЛА (1) з (2) розмірність системи збільшується на 1.

Математичною моделлю оптимального детермінованого регулятора є матриця коефіцієнтів підсилення \mathbf{F} , яка входить в закон керування як

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{F}\mathbf{x}(t).$$

Для того, щоб отримати матрицю коефіцієнтів підсилення \mathbf{F} оптимального детермінованого регулятора необхідно мінімізувати інтегрально-квадратичний критерій:

$$J = \int_0^{\infty} [\mathbf{x}^T \mathbf{R}_1 \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R}_2 \mathbf{u}] dt \quad (4)$$

де \mathbf{R}_1 та \mathbf{R}_2 – позитивно-визначені симетричні матриці.

Для мінімізації критерію (4) необхідно розв'язати неперервне алгебраїчне рівняння Ріккати [2]:

$$0 = C^T \mathbf{R}_3 C - \mathbf{PBR}_2^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} + A^T \mathbf{P} + \mathbf{P}A, \quad (5)$$

де $C^T \mathbf{R}_3 C = \mathbf{R}_1$; \mathbf{R}_3 – позитивно-визначена симетрична матриця; \mathbf{P} – розв’язок рівняння Ріккати.

Матриця коефіцієнтів підсилення \mathbf{F} оптимального детермінованого регулятора визначається як [2]

$$\mathbf{F} = \mathbf{R}_2^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P}. \quad (6)$$

Основним обмеженням застосування процедури синтезу оптимального детермінованого регулятора є те, що має бути відома інформація про всі змінні станів. У випадку, що розглядається, є інформація тільки про три змінні станів. Для відновлення невідомих (невимірних) станів використовується спостерігач пониженого порядку (фільтр Люенбергера) [2].

Після застосування відомої процедури відновлення станів [2] всі стани відомі, і можна застосувати процедуру синтезу оптимального детермінованого регулятора (4)-(6).

Матриця підсилення спостерігача пониженого порядку залежить від розташування його полюсів, значення яких необхідно задати при синтезі. Оскільки значення полюсів суттєво впливають на відновлення вектора станів системи, що враховується при синтезі системи керування, їх вибір є окремою важливою задачею.

Для синтезу лінійного детермінованого регулятора також необхідно задати значення матриць \mathbf{R}_1 та \mathbf{R}_2 .

Для вирішення поставлених задач пропонується застосовувати оптимізацію (мінімізацію) H_2 -норми, як показника якості $J = H_2$, шляхом одночасного налаштування полюсів спостерігача пониженого порядку та позитивно визначених симетричних вагових матриць, які є складовими інтегрально-квадратичного критерію (4).

При проведенні процедури оптимізації необхідно враховувати наступні умови:

- значення полюсів спостерігача розташовані на дійсній осі в лівій півплощині;
- елементи позитивно-визначених симетричних вагових матриць позитивні та дійсні.

Оскільки граміан керованості, необхідний для розрахунку показника якості J , можна визначити лише для стійких і повністю керованих систем, необхідно забезпечити стійкість системи під час процедури оптимізації. Для перетворення процедури обмеженої оптимізації на необмежену в [4] запропоновано включити штрафну функцію PF до показника якості. Штрафна функція обмежує розташування полюсів всередині деякої області на комплексній площині [4], тобто $J = \lambda \cdot H_2 + PF$, де λ – ваговий коефіцієнт, H_2 – H_2 -норма, PF – штрафна функція. Потім слід перевірити, чи задовольняє показник якості набору вимог до системи керування, що синтезується. Якщо результати відповідають вимогам, процедура оптимізації завершується успішно. В іншому випадку необхідно змінити відповідний

ваговий коефіцієнт і знову виконати процедуру оптимізації. Тому процедуру параметричної оптимізації можна проводити кілька разів до отримання результатів, які задовольняють набору технічних вимог до системи керування.

Наведена вище процедура синтезу системи керування польотом була застосована для розв'язання задачі синтезу системи керування польотом поздовжнього руху малого БПЛА «Target Drone», математична модель якого відома [4].

Результатом процедури (4)-(6) для синтезу оптимального детермінованого регулятора, застосованого до числової моделі БПЛА «Target Drone», є матриця коефіцієнтів підсилення регулятора (6):

$$F = [-0.50 \quad 548.93 \quad -728.43 \quad -24.36 \quad -25.50 \quad 25.25]$$

Точність розробленої системи керування польотом оцінювалась за допомогою H_2 - норми, яка становила 0.7775.

Висновки

Найбільш поширеним типом регуляторів, які використовуються на малих БПЛА, є оптимальні детерміновані регулятори. Щоб застосувати відому процедуру синтезу оптимального детермінованого регулятора, необхідно знати інформацію про всі стани, але для малих БПЛА це неможливо. Жорсткі вимоги до ваги та вартості БПЛА не дозволяють застосувати всі необхідні бортові датчики. Таким чином, кількість вимірних станів моделі БПЛА обмежена. Пропонується спочатку відновити весь вектор станів моделі руху БПЛА за допомогою фільтра Люенберґера, а потім застосувати відому процедуру синтезу оптимального детермінованого регулятора.

Процедуру параметричної оптимізації було застосовано для досягнення бажаного розташування полюсів спостерігача Люенберґера та вагових матриць, необхідних для синтезу оптимального детермінованого регулятора. Цю процедуру прийнято проводити кілька разів. Ефективність запропонованої процедури була перевірена на «еталонній» математичній моделі поздовжнього руху малого БПЛА та підтверджена комп'ютерним моделюванням.

Список літератури

1. Klipa, A. Sydorenko, "Performance and Robustness Estimation of UAV Flight Control Systems using Different Methods of Flight Parameters Measurements", Proceedings of XIV International Scientific and Practical Conference of Young Researches and Students: Polit. Challenges of Science Today, 2014, pp. 152.
2. H. Kwakernaak, R. Sivan, Linear Optimal Control Systems. Wiley-Interscience, 1972.
3. D. McLean, Automatic flight control systems, Englewood: Prentice Hall Inc., 1990.
4. Tunik, H. Ryu, H. Lee, "Parametric optimization procedure for robust flight control system design", KSAS Int. Journal, Vol. 2, № 2, 2001, pp. 95-107.