

УДК 621.382

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771342017122321>

Р. О. Богославець¹, бакалавр, В. В. Бурнашев², доцент, к.т.н.,
К. В. Пономаренко³, керівник сектора систем управління літальних апаратів

РОБАСТНА СИСТЕМА КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

En This article deals with the development of the new robust controller for unmanned aerial vehicle (UAV). UAV has a ballistic trajectory. Consequently, UAV's parameters vary strongly during the flight. UAV parameters variation affects the stability and performance of UAV's control loop. In order to augment stability and increase robustness of the control loop controller was designed. Controller robustness problems were considered. Especially, problem of command limitation was analyzed. As a result, the developed controller demonstrates better performance as compared to the classical PID controller.

Ru Разработан робастный регулятор параметров движения беспилотного летательного аппарата по аэробаллистической траектории. Синтез осуществлен с использованием 2-Риккати подхода H_∞ -теории. При наличии параметрических возмущений модели объекта управления регулятор обеспечивает заданное качество переходного процесса, а также отсутствие статической ошибки управления углом скоростного пеленга. Регулятор отклоняет орган управления на основе информации только об угле скоростного пеленга. Приведены результаты моделирования работы синтезированного робастного регулятора, а также ПИД-регулятора в одинаковых условиях.

Вступ

Нині актуальною є розробка регуляторів за методикою H_∞ [1] для безпілотних літальних апаратів (БПЛА). БПЛА є нелінійними МІМО (*multiply input multiply output*) об'єктами, параметри яких змінюються у часі. У більшості випадків керування безпілотними літальними апаратами реалізується за допомогою *PID*, *LQG* регуляторів [2, 3]. Але ці методи синтезу не забезпечують робастність, а відтак і якість керування БПЛА в умовах параметричної невизначеності його математичної моделі. Саме застосування H_∞ регулятора може гарантувати робастність керування на всій полосі частот та стійкість системи у разі варіації параметрів. Література, де

¹ НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», факультет авіаційних і космічних систем

² НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», кафедра приладів та систем керування літальними апаратами

³ Конструкторське бюро «Луч»

описана методика H_∞ -синтезу регулятора для БПЛА, що рухається по аеробалістичній траєкторії, відсутня.

Постановка задачі

Розглянемо задачу синтезу H_∞ регулятора для БПЛА, що рухається по аеробалістичній траєкторії. Регулятор має забезпечити задану якість керування за умови параметричної невизначеності.

Математична модель руху БПЛА

Розглядуваний БПЛА є симетричним відносно повздожньої площини твердим тілом, що рухається по аеробалістичній траєкторії та обертається навколо своєї повздожньої осі. Управління БПЛА реалізується за допомогою керуючих поверхонь – горизонтальних та вертикальних пар рулів.

Лінеаризована математична модель руху БПЛА у просторі станів представлена у наступному вигляді [4]:

$$\dot{x} = Ax + Bu; \quad (1)$$

$$y = Cx. \quad (2)$$

У рівняннях (1), (2)

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 0,796 & 0 & 0 \\ 0 & -0,796 & 1 & 0 \\ 0 & -136 & -1,809 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad B = \begin{pmatrix} 0,07756 \\ -0,07756 \\ 60,5966 \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (3)$$

вектор стану $x = [\Delta\theta, \Delta\alpha, \Delta w_z, \Delta I_\theta]^T$, де $\Delta\theta$ — кут швидкісного пеленгу, Δw_z — кутова швидкість, $\Delta\alpha$ — кут атаки, ΔI_θ — інтеграл кута швидкісного пеленгу, y — вектор вимірювання; C – матриця вимірювання. Детальний вивід рівнянь та законів руху БПЛА наведений у [4].

Реакція БПЛА (1) – (3) на східчає відхилення руля величиною $0,1^\circ$ розрахована у програмному пакеті *Matlab Simulink* (рис. 1).

Отже досліджуваний літальний апарат має стійкий поздовжній рух за кутами атаки та тангажа, однак кут пеленгу не є стійким (рис. 1).

Синтез H_∞ регулятора

Для об'єкта, що заданий у вигляді (1) – (3), синтезуємо робастний регулятор, який задовольнить критерій:

$$\|P(s) \times K(s)\|_\infty < 1, \quad (4)$$

де $P(s)$ - передатна функція БПЛА, $K(s)$ - передатна функція регулятора,

$P(s) \times K(s)$ - добуток Редшефера. Крім того регулятор має задовольняти наступним вимогам:

1. час перехідного процесу повинен не перевищувати 5 секунд;
2. перерегулювання за кутом швидкісного пеленгу – не більше 25%;
3. статична похибка за кутом швидкісного пеленгу має дорівнювати нулю;
4. регулятор має працювати за умовах збурень та обмеження відхилення рулів.

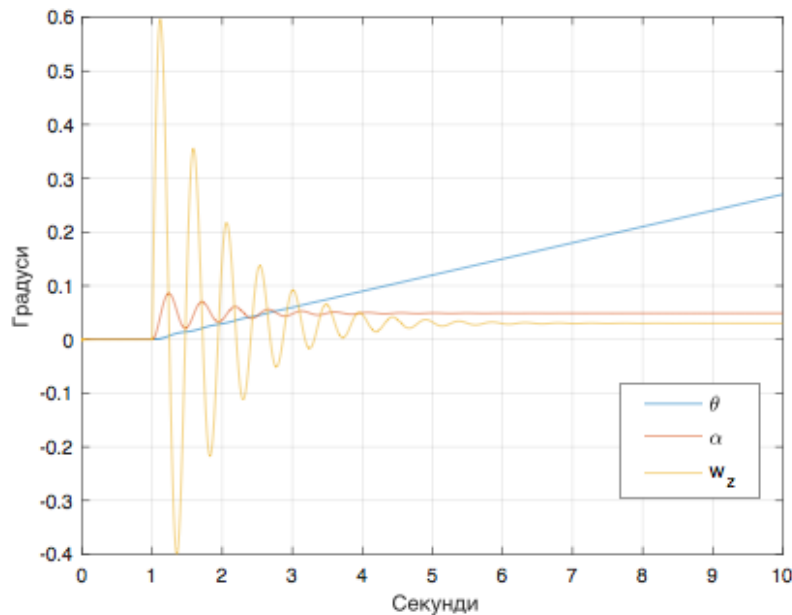


Рис. 1. Зміна параметрів руху системи при відхиленні руля на $0,1^\circ$

Серед параметрів руху БПЛА (1) – (3) фізично вимірюваним є лише кут швидкісного пеленга θ . Тому для розробки регулятора буде використана передатна функція

$$T_{u \rightarrow \theta}(s) = \frac{\theta(s)}{u(s)} = \frac{0,0422s^3 + 0,07637s^2 + 53,31s + 1,143 \times 10^{-17}}{s^4 + 2,339s^3 + 177,4s^2}, \quad (5)$$

де s – змінна Лапласа. Згідно методики синтезу H_∞ регулятора [1] необхідно визначити передатні функції обмежень $W_1(s), W_2(s), W_3(s)$ передатних функцій для похибки $T_1(s), T_2(s), T_3(s)$, а потім розрахувати передатну функцію регулятора методом двох рівнянь Рікатті [1].

Запропоновані наступні передатні функції обмежень.

$$\text{Для } T_1(s) = \frac{e(s)}{\theta_c(s)} \text{ обмеження } W_1(s) = \frac{501,2s + 865,3}{1000s + 0,8653}.$$

$$\text{Для } T_2(s) = \frac{u(s)}{\theta_c(s)} \text{ обмеження } W_2(s) = \frac{10s + 0,8955}{s + 895,5}.$$

Для $T_3(s) = \frac{u(s)}{p(s)}$ обмеження $W_3(s) = \frac{3,161 \times 10^4 s + 1 \times 10^5}{0,9995s + 3,162 \times 10^6}$.

Також у разі синтезу регулятора враховувались обмеження сили команди (не більше 15 градусів) та придушення збурень.

Після розрахунку була отримана наступна передатна функція регулятора:

$$K(s) = \frac{1,2472 \times 10^6 (s + 895,5)(s + 0,7255)(s^2 + 1,516s + 181,3)}{(s + 1,451 \times 10^7)(s + 7,846)(s + 0,0008653)(s^2 + 10,37s + 243,4)}$$

Норма передатної функції (1) виконує умову (4) і дорівнює 0,9966.

У розробленій системі керування зворотній зв'язок має лише контур керування кутом швидкісного пеленгу. Інші параметри знаходяться у відкритому контурі. Фізично це означає, що пара рулів БПЛА, яка є єдиним органом у горизонтальному каналі, реалізує керування лише із урахуванням зміни величини швидкісного кута пеленгу.

Графіки перехідних процесів зображені на рис. 2 - рис. 5. Тут робота синтезованого робастного регулятора порівнюється із класичним *PID* регулятором, що був розроблений спеціально для досліджуваного БПЛА. Коефіцієнти *PID* регулятора наступні:

$$K_p = 7,33; K_D = -0,861; K_I = 3,3; T_f = 0,118.$$

Для демонстрації роботи системи керування із регулятором задається значення θ рівне $0,1^\circ$, за яким система керування повинна слідкувати. Крім того на десятій секунді виникає вітрове збурення зі швидкістю 2 м/с. На рис. 2 зображений сигнал команди, розрахований регуляторами.

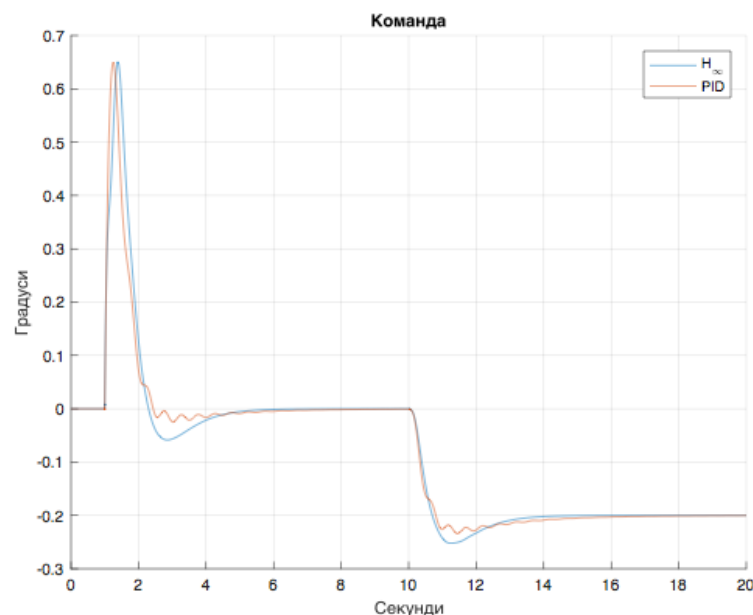


Рис. 2. Зміна сигналу керування

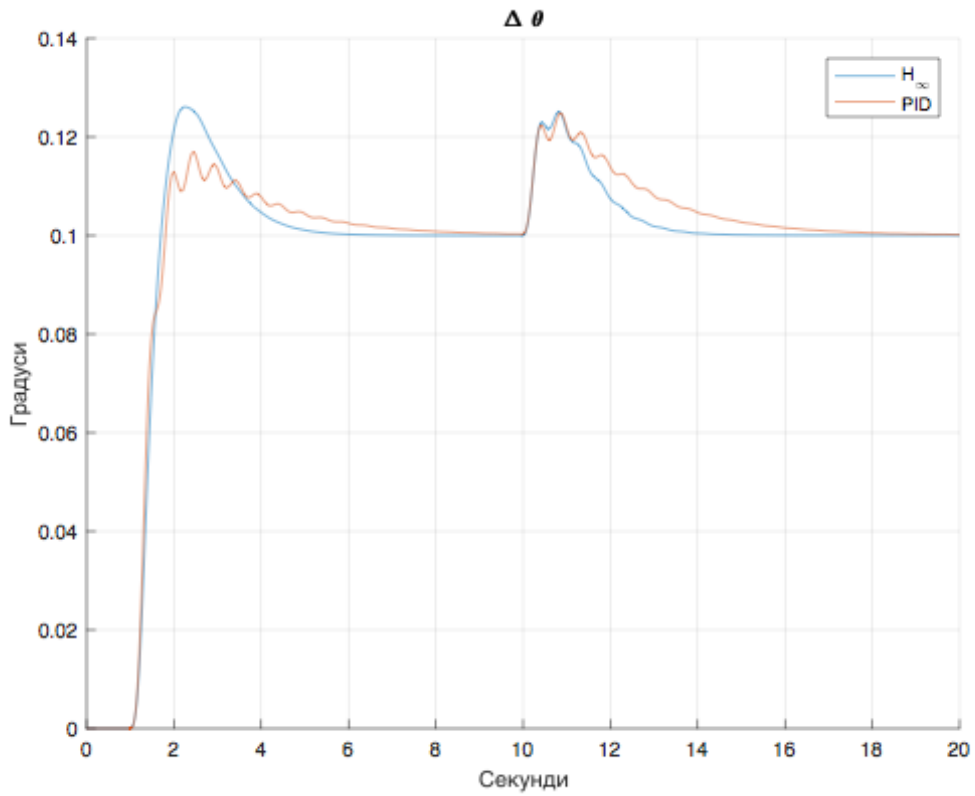


Рис. 3. Зміна кута швидкісного пеленгу БПЛА

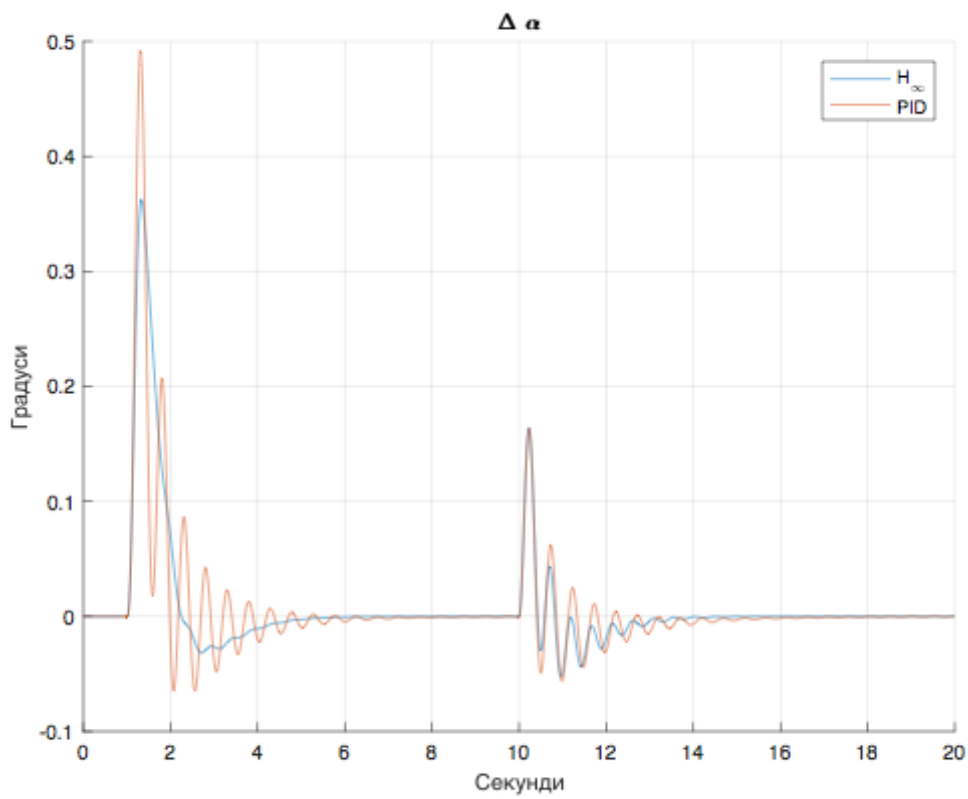


Рис. 4. Зміна кута атаки БПЛА

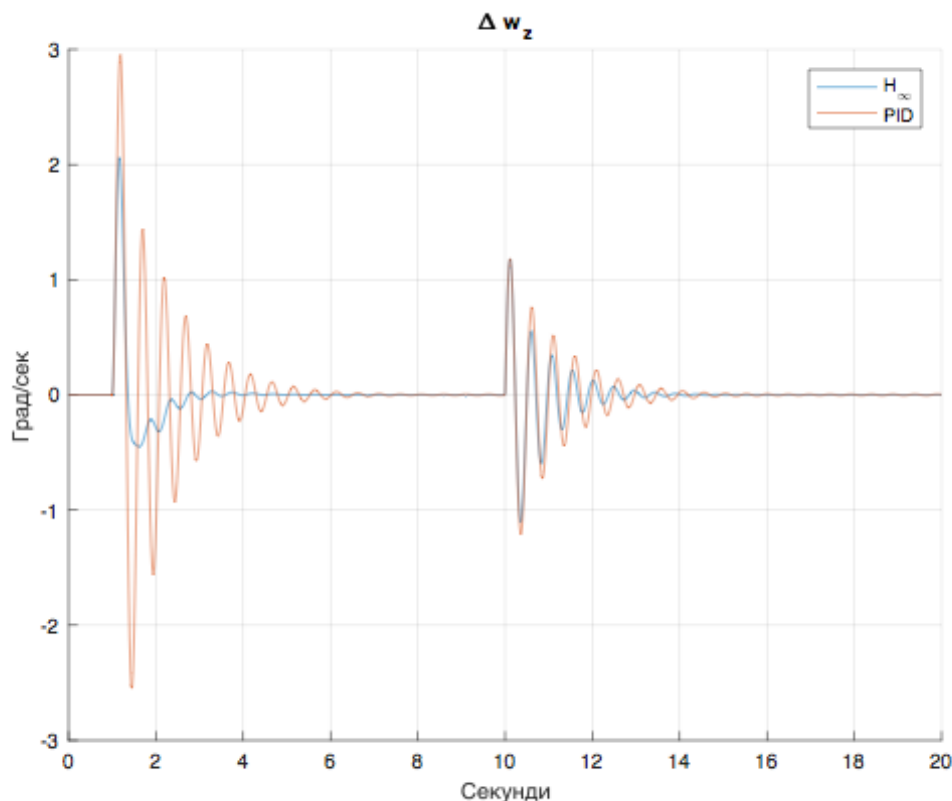


Рис. 5. Зміна кутової швидкості БПЛА

Як бачимо за результатами моделювання (1) – (3), регулятор задовольняє висунутим умовам за невеликих витрат органу керування. У свою чергу, PID регулятор за такої самої сили команди має набагато більший час перехідного процесу та коливальність.

Оцінка робастності

Для оцінки робастності регуляторів у разі варіації параметрів моделі використана діаграма Найквіста, що зображена на рис. 6. Базова система представлена першими двома графіками (синій - H_∞ , помаранчевий - PID).

Також була отримана збурена модель БПЛА, що відповідає зменшенню його швидкості на 15%. Друга група графіків (жовтий - H_∞ , фіолетовий - PID) демонструє діаграму Найквіста для збуреної моделі. На ній видно, що годограф для системи із PID регулятором сильно наблизився до точки $(-1; 0)$ комплексної осі (*Imaginary Axis*), тобто до межі стійкості. Це означає коливальність перехідного процесу, що і спостерігається під час моделювання на рис. 2 - рис. 5. У свою чергу діаграма Найквіста для H_∞ майже не змінилась. Таким чином, H_∞ в умовах параметричних збурень за рівних величин відхилення руля забезпечує більші запаси стійкості та кращу якість керування, ніж PID регулятор.

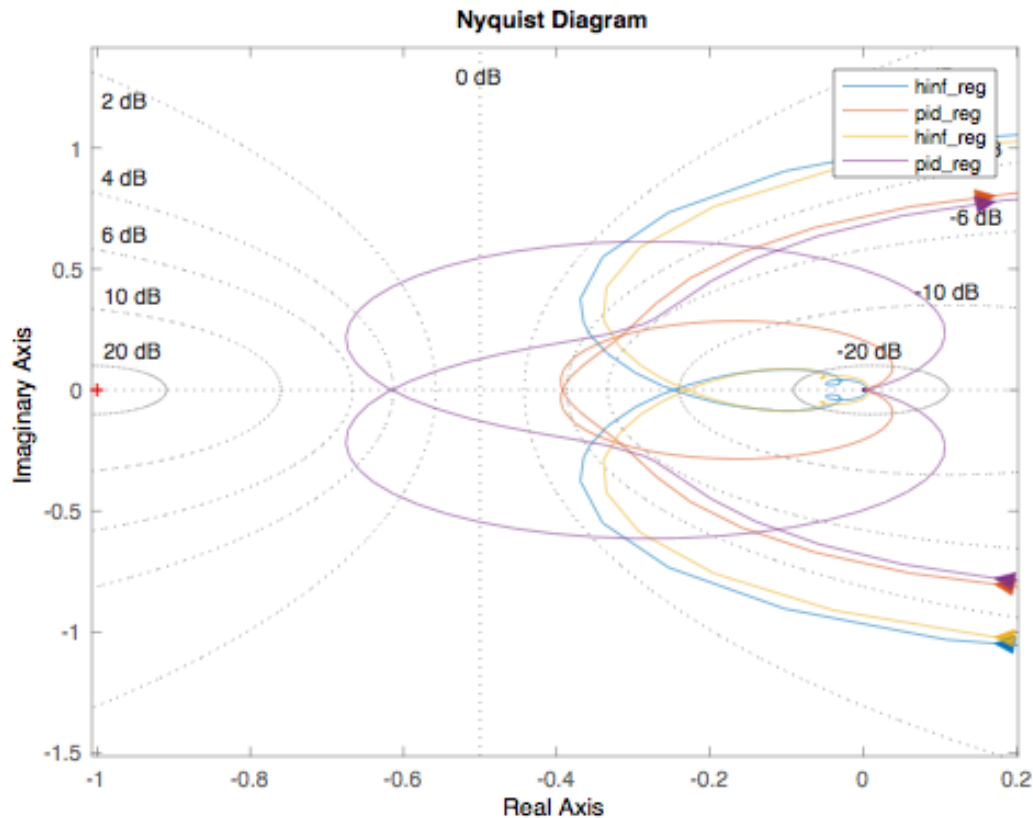


Рис. 6. Діаграма Найквіста для контуру керування із H_∞ – та PID -регуляторами

Висновки

Розроблений за допомогою H_∞ – теорії робастний регулятор в умовах параметричної невизначеності задовольняє вимогам до якості керування рухом БПЛА по аеробалістичній траєкторії. Використовуючи інформацію лише про кут швидкісного пеленга, регулятор забезпечує стійкість параметрів руху, час перехідних процесів – 4 с, перерегулювання 25%, а також відсутність статичної похибки у разі відхилення поверхонь керування, що не перевищує 0,65 градусів.

Показано, що для досліджуваного БПЛА якість керування синтезованого регулятора значно перевищує якість керування PID у відповідних умовах. Можливе використання LQG або адаптивних алгоритмів потребує наявності більшої кількості інформації та великого об'єму обчислень.

Для майбутнього дослідження слід також враховувати вплив керування на інші фізичні параметри БПЛА.

Список використаної літератури

1. Gérard Scorletti et Vincent Fromion. Automatique fréquentielle avancée. Polycopie. Ecole Centrale de Lyon, 2008. – 110 P.

2. Hannu Toivonen, Chapter 3: The H₂ optimal control problem. Robust Control Methods, 1998, p. 24–37.
3. Huibert Kwakernaak, H₂ optimisation - Theory and applications to robust control design. 2007. – 56 P.
4. Лебедев А. А. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов //А. А. Лебедев, Л. С. Чернобровкин/ – М.: Машиностроение, 1973. – 615 с.