

I.В. ФОРКУН, Д.М. МЕДЗАТИЙ, Д.А. МАКАРИШКІН, О. В. ЧЕРВОНЕЦЬКИЙ
Хмельницький національний університет

СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ БЕЗПЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ НА ОСНОВІ ФІЛЬТРА КАЛМАНА

В статті наведено систему автоматичного керування безпілотним літальним апаратом на основі фільтра Калмана із покращеними характеристиками, що дозволяє підвищити ефективність керування та вимірювання координат безпілотних літальних апаратів. Представлені результати математичного моделювання контролерів, які використовуються в системі автоматичного керування безпілотним літальним апаратом на основі фільтра Калмана. Досліджено структурну схему системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом на основі фільтра Калмана з оптимізованою системою вимірювання, яка використовує генерації поточного стану, генерації опорних кутів і керуючі сигнали, а оцінка горизонтального та вертикального позиціонування виконується окремими програмами за заданими алгоритмами керування.

Ключові слова: система автоматичного керування, безпілотний літальний апарат, квадрокоптер, фільтр Калмана, ПІД-регулятор, ПІД-контролер, LQ-регулятор.

I. FORKUN, D. MEDZATYI, D. MAKARYSHKIN, O. CHERVONETSKII
Khmelnitsky national university

AUTOMATIC CONTROL SYSTEM FOR AN UNMANNED AIRCRAFT BASED ON A KALMAN FILTER

he modern development of unmanned aerial vehicles is extremely important for the defense capability, sovereignty and economy of Ukraine. The range of practical applications of unmanned aerial vehicles is very wide. The most important tasks of unmanned aerial vehicles are related to their use in the military, civilian (public, private, commercial) and anti-terrorist industries. Unmanned aerial vehicles have a number of advantages: high maneuverability, widely used in all areas of human activity, reliability and economy. Unmanned aerial vehicles are used in a wide range of applications, such as research, civil engineering, military use, aerial photography, search and rescue operations, and risk zone surveys. One of the most important classes of unmanned aerial vehicles are quadcopters, which have significant advantages in many parameters, such as simplicity of design, rapid manufacture and low cost. In recent years, the subject of many scientific studies in the field of quadcopters has been the control of their position, in part the height of the quadcopter. During these scientific studies, many algorithms were proposed to solve the problem of quadcopter control.

The article presents a system of automatic control of unmanned aerial vehicles based on Kalman filter with improved characteristics, which allows to increase the efficiency of control and measurement of coordinates of unmanned aerial vehicles. The results of mathematical modeling of controllers used in the system of automatic control of unmanned aerial vehicles based on the Kalman filter are presented. The structural scheme of the unmanned aerial vehicle automatic control system based on the Kalman filter with an optimized measurement system that uses current state generation, reference angle generation and control signals is studied, and the assessment of horizontal and vertical positioning is performed by separate programs according to specified control algorithms. A comparative analysis of the PID controller and LQ controller during the test flight, taking into account the actual and specified altitude.

Key words: automatic control system, unmanned aerial vehicle, quadcopter, Kalman filter, PID controller, PID controller, LQ controller.

Вступ

Сучасний розвиток безпілотних літальних апаратів є надзвичайно важливим для обороноздатності, суверенітету та економіки України. Спектр практичного застосування безпілотних літальних апаратів є дуже широким. Найбільш важливі задачі безпілотних літальних апаратів пов'язані із їх застосуванням у військовій, цивільній (державній, приватній, комерційній) та антитерористичній галузі.[1]. Безпілотні літальні апарати мають ряд переваг: висока маневреність, широко використовуються в усіх сферах людської діяльності, надійність та економічність. Безпілотні літальні апарати застосовуються у широкому спектрі додатків, таких як наукові дослідження, громадянське будівництво, воєнне використання, аерофотозйомка, пошуково-рятувальні операції, та огляди зони ризиків [2–5]. Одним з важливіших класів безпілотних літальних апаратів є квадрокоптери, які мають значні переваги по багатьох параметрах, таких як, простота конструкції, швидке їх виготовлення та мала ціна [6,7]. В останні роки предметом багатьох наукових досліджень в області квадрокоптерів було керування їх положенням, у частковому випадку висоти квадрокоптера [6]. Під час проведення цих наукових досліджень було запропоновано багато алгоритмів для вирішення проблеми керування квадрокоптером.

При проведенні наукових досліджень у напрямку застосувань квадрокоптерів у різних сферах людської діяльності, акцент робиться на наступні задачі: автономна посадка на рухомі платформи [6], точна посадка для автономної стикувальної та бездротової системи самозарядки [6] та завдання автономної доставки [6]. Ці всі задачі можуть бути вирішені за рахунок використання надійного та ефективного контролера для регулювання висоти. Тому проектування системи автоматичного регулювання висоти квадрокоптера з покращеними параметрами та характеристиками є актуальною задачею над якою сьогодні працюють усі наукові дослідники в цій області. З цією метою у науковій роботі [6,7] було розглянуто проблему контролю висоти, де запропоновано алгоритм для виконання задач відстеження траєкторії квадрокоптера, який базується на керуванні висотою за допомогою адаптивного динамічного контролера для усунення проблеми з невизначеностями параметрів моделі. У роботах [8] та [9] застосовують розсунувий режим контролю для керування горизонтальним положенням, що дає можливість забезпечувати

вдосконалення контролю висоти, а також цей метод використовується для покращення характеристик контролю висоти квадрокоптера.

У роботі [10], для керування динамікою висоти безпілотного літального апарату було запропоновано нейромережевий підхід. Наукові результати, які були отримані цим методом, були співставленні зі звичайним ПІД-регулятором, де було встановлено, що недоліком такого методу є скорочений термін служби всієї системи керування в цілому. Незважаючи на те, що у сучасній наукових дослідженнях запропоновано багато різних методів керування безпілотного літального апарату, найбільш поширеним метод є ПІД-регулятор, який має ряд наступних переваг: простота, легке його проектування та забезпечення необхідної продуктивності системи автоматичного керування. В останніх дослідженнях [6] пропонується використовувати багатоконтурну архітектуру керування квадрокоптерами, тобто архітектуру з внутрішнім та зовнішнім циклом. Контролери керування такої архітектури зовнішнього контуру були розроблені різними способами, тоді як контролери внутрішнього контуру реалізуються на базі ПІД-закону.

Аналіз останніх досліджень та публікацій

Звичайний ПІД-контролер має кілька обмежень: нестабільність ПІД-контролера при великому діапазоні роботи, який носить нелінійний характер у системі автоматичного керування; звичайні ПІД-контролери базуються на лінійній моделі. Для подолання цих недоліків у роботі [11] було представлено ПІД-контролер, який визначає підсилення шляхом лінійного ПІД-регулювання коефіцієнта підсилення як функції відстеження похибок, а у науковій роботі [12], автори використовували таблицю підбору для планування виграшів ПІД-контролера у завданні керування.

Ці методи дали змогу підвищити ефективність керування, тільки в різних робочих умовах. Однак, це все ще лінійний закон керування, тому ПІД-контролер нестабільно функціонує в нелінійних системах. Крім того, планування виграшів призводить до неперервних переходів, а це в свою чергу призводить до раптових ривків або коливань. Квадрокоптер, який здатен до самоналаштування представляє собою нечіткий ПІД-контролер, де підсилення налаштовується нелінійно за допомогою нечіткої логіки. Такий нелінійний ПІД-контроль здатен досягнути асимптотичну стабільність системи за наявності невизначеностей. Інший спосіб подолати труднощі в керуванні нелінійною системою - представити динамічну системою за нечіткою моделлю Такаґі – Сугено [13].

Аналіз існуючих методів по розробці систем автоматичного керування безпілотними літальними апаратами є складними для проектування та потребують великих обчислювальних ресурсів. Тим часом закон ПІД-регулювання, є простим та ефективним методом керування для різноманітних систем автоматичного керування безпілотними літальними апаратами.

Модель переміщення квадрокоптера (1) Іпредставлена у вигляді його конфігурації на рисунку 1 [6], у якій ϕ , θ і ψ позначають три кути Ейлера, де $\phi < \pi/2$, $\theta < \pi/2$, а $\psi \leq \pi$. Координати x , y та z відповідно представляють положення квадрокоптера вздовж осей x , y та z у фіксованій наземній навігації $\{E\}$. j_x, j_y , та j_z - це моменти інерції вздовж осей x , y та z відповідно; m -масу, l - довжина плеча пристрою і g гравітаційне прискорення [6].

$$\left\{ \begin{aligned} \ddot{\phi} &= \left(\frac{j_x - j_z}{j_x} \right) \theta \psi + \frac{l}{j_x} U_2 \\ \ddot{\theta} &= \left(\frac{j_z - j_x}{j_y} \right) \phi \psi + \frac{l}{j_y} U_3 \\ \ddot{\psi} &= \left(\frac{j_x - j_y}{j_z} \right) \theta \phi + \frac{1}{j_z} U_4 \\ \ddot{x} &= \frac{1}{m} (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) U_1 \\ \ddot{y} &= \frac{1}{m} (\cos \phi \sin \theta \cos \psi - \sin \phi \cos \psi) U_1 \\ \ddot{z} &= g - \frac{1}{m} (\cos \phi \cos \theta) U_1 \end{aligned} \right. \quad (1)$$

де U_1, U_2, U_3, U_4 – входи керування, які визначаються наступним чином:

$$\left\{ \begin{aligned} U_1 &= F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ U_2 &= F_4 - F_2 \\ U_3 &= F_3 - F_1 \\ U_4 &= C_d (F_1 + F_3 - F_3 - F_4) \end{aligned} \right. \quad (2)$$

де $F_i = C_i \Omega_i^2$ - сила тяги, яка створюється двигуном i ; Ω_i - швидкість двигуна i ; C_t та C_d - коефіцієнти тяги та опору відповідно.

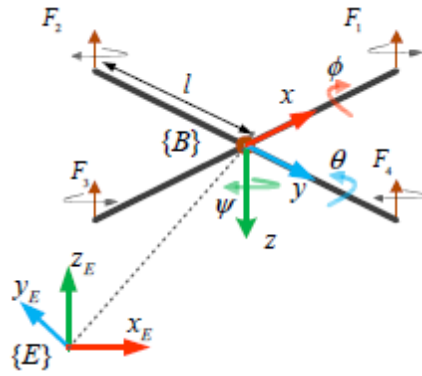


Рис. 1. Конфігурація квадрокоптера

Загальна структурна схема автоматичного керування складається з контролерів положення і висоти (рисунок 2). Звичайні PID-регулятори використовуються для горизонтального (x і y) контролю положення і висоти, а алгоритм для керування висотою, який в свою чергу може використовуватися для горизонтального керування становищем [6].

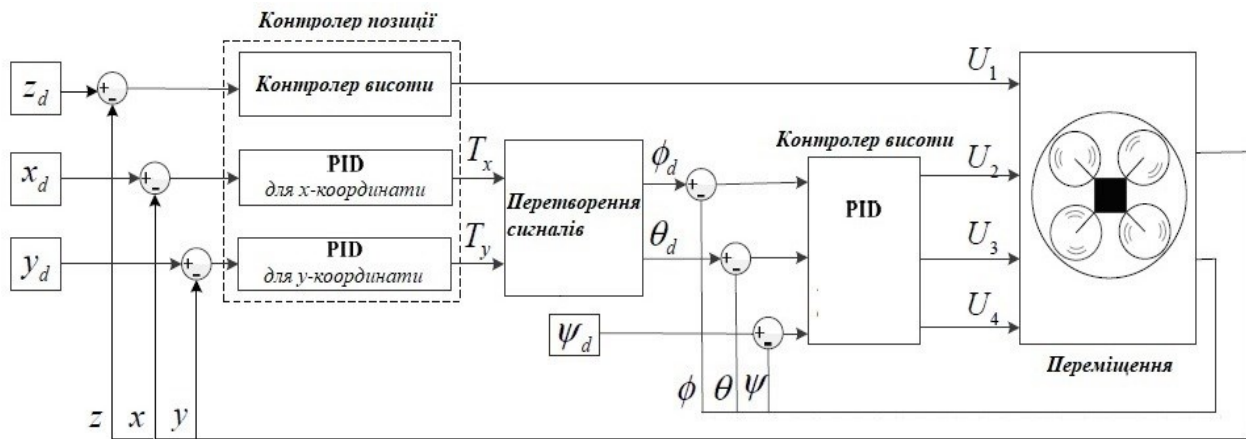


Рис. 2. Повна структурна схема автоматичного керування квадрокоптера: алгоритм роботи застосовується для контролю висоти в той час як PID- регулятори використовуються для контролю горизонтального положення і висоти

Виклад основного матеріалу дослідження

Контроль стану квадрокоптера розділено на дві частини - горизонтальну і вертикальну. Для керування вертикальним станом у роботі пропонується використовувати підхід, який представлено в [14], а саме застосовувати PID регулятор і LQ регулятор, а для горизонтального переміщення необхідно використовувати контролер позиції, який підтримує постійне положення і контролер траєкторії, що підтримує постійну швидкість. Контролери, які відповідають за вертикальний стан генерують сигнал, що керує тягою, а контролери, які відповідають горизонтальному стану, в свою чергу генерують відповідні кути, які використовуються контролером кутів. Загальна структурна схема системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом представлена на рисунку 3, особливістю якої є використання фільтра Калмана. Методи фільтра Калмана розповсюджуються дуже легко на задачі визначення недоступних безпосередньому вимірюванню координат об'єкта, що в свою чергу, дає можливість отримати їх оптимальні оцінки в умовах дії завад та перешкод.

Для підтримки заданої висоти були реалізовані два різних регулятора: LQ регулятор і PID регулятор. Обидва регулятора використовують два компоненти із прямою передачею: статичної тяги і кута квадрокоптера. Пряма передача статичної тяги означає, що регулятори не повинні компенсувати гравітаційне прискорення, а лише керувати відхиленнями від заданої висоти. Щоб залишатися в повітрі при збільшенні куту нахилу або кроку, необхідно використовувати більше тяги. Пряма передача цього кута означає, що регулятори не повинні компенсувати ці зміни. Сигнал, що генерується контролерами, \$u_{controller}\$ додається до сигналу, який відповідає за прискорення \$u_0\$. Потім генерується сигнал керування акселератором, \$u_{throttle}\$ шляхом компенсації поточних кутів нахилу і кроку відповідно до виразу (3):

$$u_{throttle} = \frac{u_0 + u_{controller}}{z_g + z_Q} \tag{3}$$

де \$z_g\$ та \$z_Q\$ описані у роботі [14].

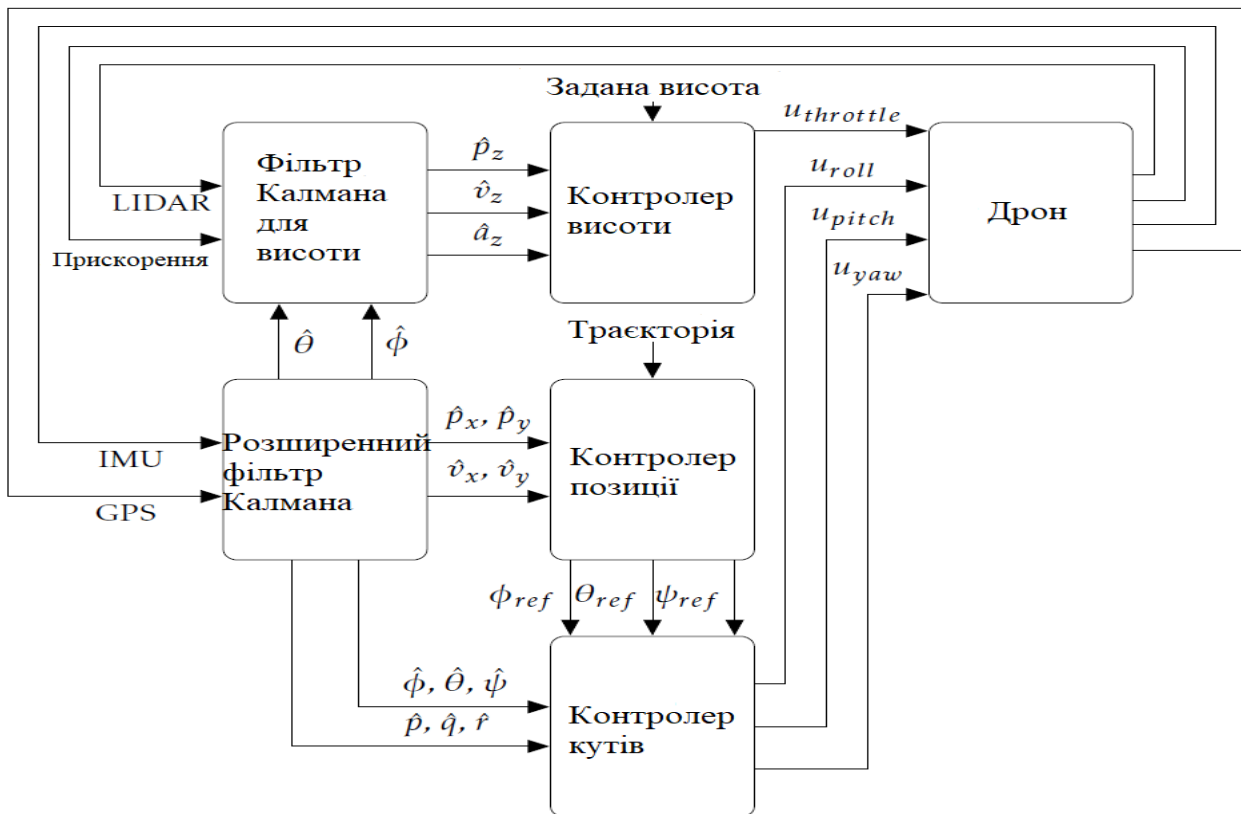


Рис. 3. Загальна структурна схема системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом на основі фільтра Калмана

Для того, щоб отримати оцінку вертикальної швидкості v , згладжену оцінку висоти h та оцінку тяги, яка є необхідною для наведення u_0 , фільтр Калмана був реалізований з використанням вимірювань на акселерометрах і лідарі. Модель такого фільтра Калмана представлена у роботі [14].

Використовуючи висоту та вертикальну швидкість, які оцінені фільтром Калмана, які наведені у роботі [14], був реалізований PID-регулятор висоти відповідно до

$$e = h_{ref} - h, \tag{4}$$

$$u_{PID} = K_p e + K_I \int_0^t (e) dt - K_D \dot{e} \tag{5}$$

Для запобігання перевантаження системи, використовується умовна інтеграція, де умовою об'єднання є те, що $u_{throttle}$ повинен знаходитися в інтервалі $u_0 \pm 0.25$. Цей інтервал був обраний, оскільки $u_0 = 0.75$, а $u_{throttle}$ знаходиться в межах $[0; 1]$, а інтервал, де дозволено об'єднання, повинен бути приблизно симетричним до u_0 , щоб однаково обробляти додатні та від'ємні відхилення висоти. Для того, щоб визначити стабільність системи, співвідношення між $u_{throttle}$ і висотою h було визначено. Наступні обчислення зроблені в припущенні, що значення ϕ і θ є маленькими, і що кут прямої передачі буде обробляти кутові відхилення. Якщо припустити, що тяга від двигунів є лінійною функцією сигналу керування, сила тяги дорівнює $F_{throttle} = K_t u_{throttle}$, для деякого параметра K_t . При наведенні пари $u_{throttle} = u_0$ і $F_{throttle} = mg$. Отже,

$$K_t u_0 = mg \Rightarrow K_t = \frac{mg}{u_0} \quad K_t u_0 = mg \Rightarrow K_t = \frac{mg}{u_0} \tag{6}$$

використовуючи (3) та $F=ma$

$$a = \frac{F}{m} = \frac{K_t u_{throttle} - mg}{m} = \frac{K_t u_0 + K_t u_{PID} - mg}{m} = \frac{K_t u_{PID}}{m} = \frac{u_{PID} g}{u_0} \quad K_t u_0 = mg \Rightarrow K_t = \frac{mg}{u_0} \tag{7}$$

Використовуючи u_{PID} , описану у виразі (5), диференціальне рівняння можна записати наступним чином

$$a = \ddot{h} = \frac{g}{u_0} (K_p (h_{ref} - h) + \int_0^t (h_{ref} - h) dt - K_D \dot{h}) \Rightarrow \frac{u_0}{g} \ddot{h} + K_p h + K_I \int_0^t h dt + K_D \dot{h} = K_p h_{ref} + K_I \int_0^t h_{ref} dt \quad (8)$$

Співвідношення (8), можна представити у наступному вигляді (9):

$$\left(\frac{u_0}{g} s^3 + K_D s^2 + K_p s + K_I \right) h = (K_p s + K_I) h_{ref} \Rightarrow h = \frac{K_p s + K_I}{\frac{u_0}{g} s^3 + K_D s^2 + K_p s + K_I} \quad (9)$$

Параметр u_0 не має постійного значення, але зазвичай знаходиться в інтервалі 0,7-0,8. Функція вибору напрямку в (9) можна використовувати для визначення полюсів системах замкненого циклу, а також для моделювання покровових відповідей для різних значень u_0 . Були проведені випробування з різними параметрами, і змодельована покорова відповідь зі значеннями $K_p=0.2$, $K_I=0.05$ та $K_D=0.2$. Покровові відповіді для різних значень u_0 можна побачити на рисунку 5, а діаграма Бode представлена на рисунку 4.

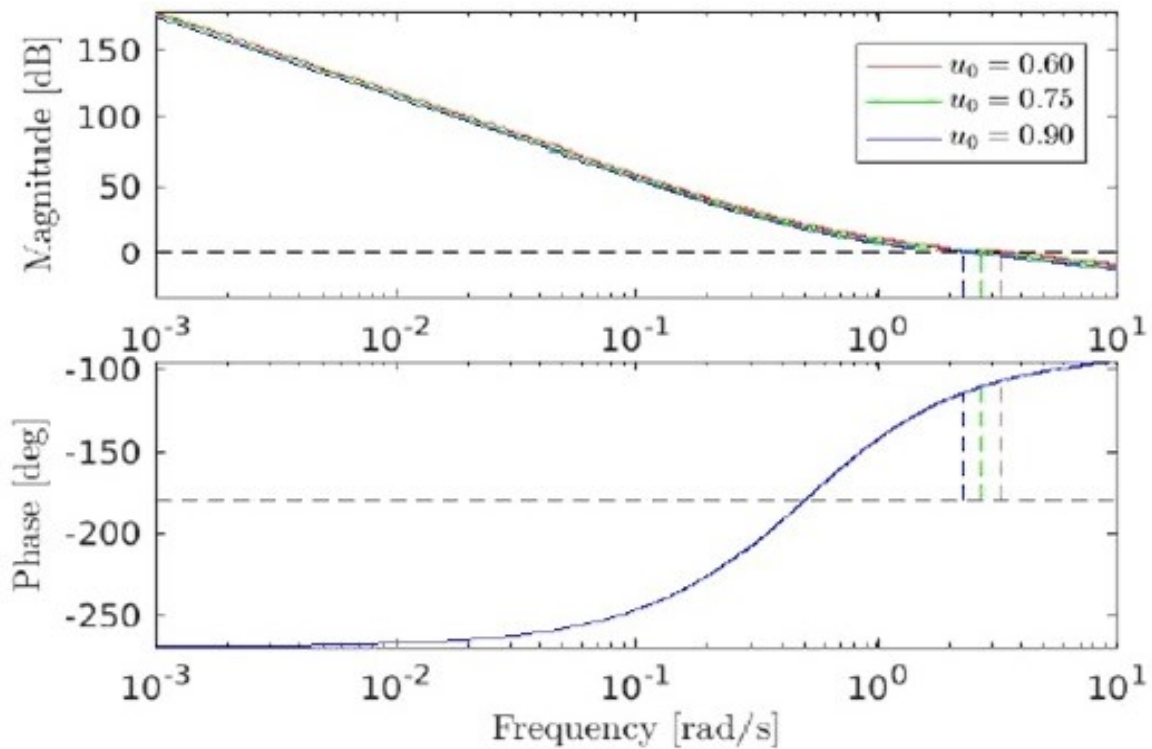


Рис. 4. Діаграма Бode PID-контролера для різних значень u_0

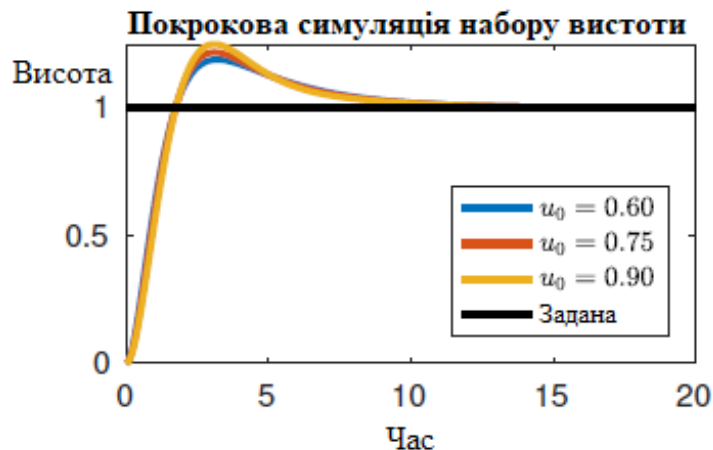


Рис. 5. Результат моделювання покровової відповіді після переміщення в задану висоту з використанням PID-контролера для різних значень u_0

Результати випробувального польоту з використанням цих параметрів можна побачити на рис. 6.

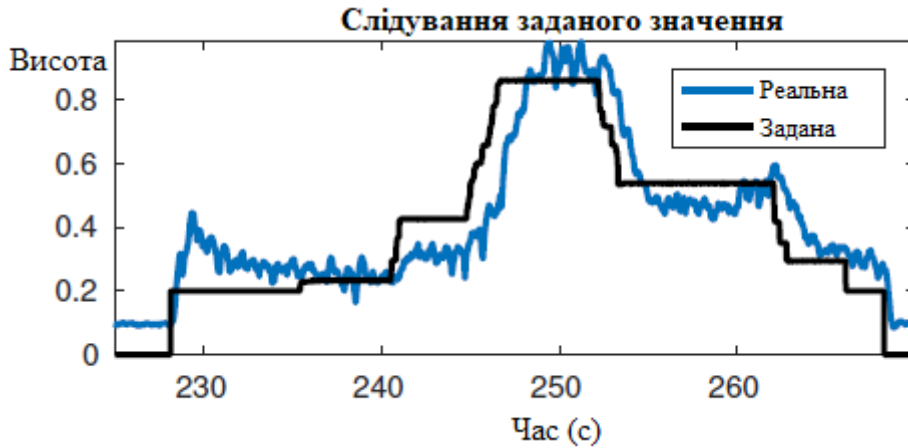


Рис. 6. Виміряна висота при дотриманні якої використовують PID-регулятор

Для того, щоб створити LQ-регулятор висоти, необхідна модель станів простору. У цій моделі нехтують силою тертя, а вхідним сигналом є сила, а не керуючий сигнал. Причиною цього є те, що оскільки u_0 не є постійним, зв'язок між станами та керуючим сигналом не є лінійним. Проте, співвідношення між станами і утвореною силою є лінійним. Така модель представлена у роботі [14].

Результати, які були отримані при покроковій відповіді представлено на рисунку 7, а Діаграма Боде на рисунку 8.

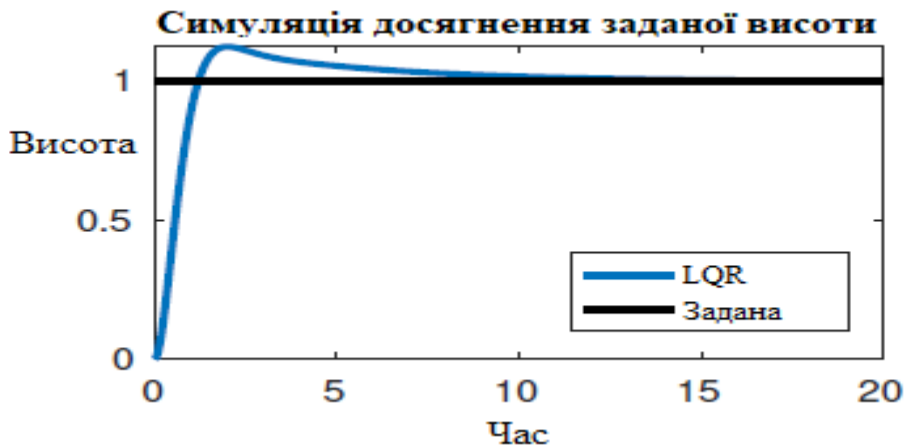


Рис. 7. Результат моделювання покрокової відповіді після кроку на заданій висоті за допомогою LQ регулятора

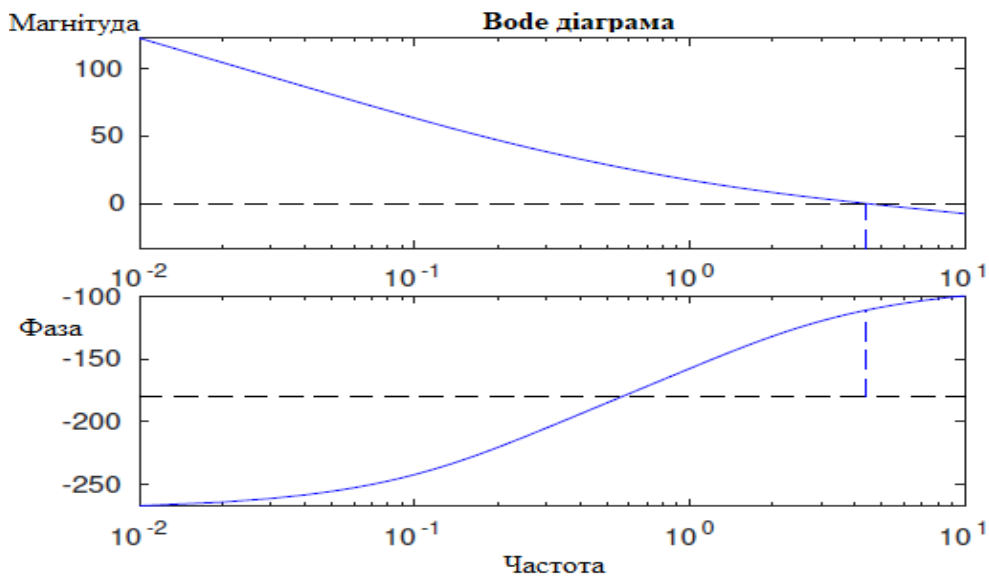


Рис. 8. Діаграма Боде для LQ регулятора



Рис. 9 Виміряна висота при дотриманні заданої висоти за допомогою LQ регулятора

Проводячі аналіз покрокових відповідей LQ та PID регуляторами, можна зробити висновок, що LQ-регулятор є швидшим і має меншу похибку відхилення. Однак, незважаючи на те, що цей регулятор має більший час встановлення, на нього не впливають зміни в u_0 . Залежно від u_0 , PID-регулятор має вищу або нижчу різницю по фазі, ніж LQ-регулятор. Реальну та задану висоту під час випробувального польоту представлено на рисунку 9. У порівнянні з PID регулятором, LQ має менше відхилення при зльоті, а після зльоту, показує кращу швидкість.

Висновки

Встановлено, що при використанні системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом на основі фільтра Калмана, збільшуючи сигнал двигуна, який відповідає за прискорення безпілотного літального апарату, фаза є постійною, а магнітуда спадає, при цьому зменшуючи різницю фази. Розмір різниці по фазі дозволяє компенсувати відхилення для тимчасових затримок.

PID-регулятор з великою ефективністю утримує задану висоту, однак його недоліком є значне перевищення висоти при зльоті. Це обумовлено ефектом впливу землі, який спричиняє несподівано потужний підйом до того, як безпілотний літальний апарат покине стартову площадку.

Визначено, що для LQ-регулятора в системі автоматичного керування безпілотним літальним апаратом запас по фазі складає 68.99 градусів, а перехресні частоти дорівнюють 4,34 рад/с, які виступають в протизагу часовим затримкам, що в свою чергу, залишаються постійними в залежності від сигналу двигуна.

Контролер висоти в системі автоматичного керування безпілотним літальним апаратом на основі фільтра Калмана, підтримує відповідну висоту поточної точки маршруту, в той час як контролер траєкторії слідує по лінії руху в горизонтальній проекції.

Література

1. Луцький М.Г. Розвиток міжнародного регулювання та нормативної бази використання безпілотних літальних апаратів / М.Г. Луцький, В.П. Харченко, Д.О. Бугайко // Вісник НАУ. – 2015. – № 4. – С. 5-14.
2. Дьяконов В.П. Генерация и генераторы сигналов / Дьяконов В.П. – Издательство: Л.: Энергия, 2009. – 384 с.
3. Xuan-Mung N. A Multicopter ground testbed for the evaluation of attitude and position controller / Xuan-Mung N., Hong S.K. // Int. J. Eng. Technol. - 2018., - №7. - p. 65–73.
4. Yu Y. A Quadrotor test bench for six degree of freedom flight / Yu, Y., Ding, X. // J. Intell. Robot. Syst. – 2012. - № 68. – p. 323–338.
5. Lee K.U. Inverse optimal design for position control of a quadrotor / Lee K.U., Choi Y.H., Park J.B.// Appl. Sci. – 2017. – p. 907.
6. Nguyen N.P. Sliding mode thau observer for actuator fault diagnosis of quadcopter UAVs / Nguyen N.P., Hong S.K. // Appl. Sci. - 2018 – p. 1893.
7. Xuan-Mung N. Improved Altitude Control Algorithm for Quadcopter Unmanned Aerial Vehicles / Xuan-Mung N., Hong S.K. // Applied sciences - 2019., - №9., 2122 - p.1–15.
8. Santos M.C.P. An adaptive dynamic controller for quadrotor to perform trajectory tracking tasks / Santos M.C.P., Rosales C.D., Sarapura J.A., Sarcinelli-Filho M., Carelli R. // J. Intell. Robot. Syst. – 2019. – p.5–16.
9. Jayakrishnan H.J. Position and attitude control of a quadrotor UAV using super twisting sliding mode / Jayakrishnan H.J. // IFAC Pap. Online – 2016. - p. 284–289.
10. Xiong J.J. Position and attitude tracking control for a quadrotor UAV / Xiong J.J., Zheng E.H. // ISA Trans. 2014.
11. Muliadi J. Neural network control system of UAV altitude dynamics and its comparison with the PID control system / Muliadi J., Kusumoputro B. // J. Adv. Trans. 2018. – p.1–18.
12. Nguyen N.P. Position control of a hummingbird quadcopter augmented by gain scheduling / Nguyen N.P., Hong S.K. // Int. J. Eng. Res. Technol. - 2018, №11. – p.1485–1498.
13. Milhim A.B., Zhang Y. Gain Scheduling based PID controller for fault tolerant control of a quad-rotor UAV / Milhim A.B., Zhang Y. // In Proceedings of the AIAA Infotech@Aerospace, Atlanta, GA, USA, 20–22 April 2010.

13. Takagi T. Fuzzy identification of systems and its applications to modeling and control / Takagi T., Sugeno M. // *IEEE Trans. Syst. Man Cybern.* 1985. - №1. - p.116–132.
14. Gustafsson F. *Statistical Sensor Fusion*. Studentlitteratur AB / Gustafsson F. // second edition. - 2012. – p. 2-29.

References

1. Luckij M.G. Rozvitok mizhnarodnogo reguluyvannya ta normativnoi bazi vikoristannya bezpilotnih litalnih aparativ / M.G. Luckij, V.P. Harchenko, D.O. Bugajko // *Visnik NAU.* – 2015. – № 4. – S. 5-14. Dyakonov V.P. *Generaciya i generatory signalov* / Dyakonov V.P.– Izdatelstvo: L.: Energiya, 2009. – 384
2. Xuan-Mung N. A Multicopter ground testbed for the evaluation of attitude and position controller / Xuan-Mung N., Hong S.K. // *Int. J. Eng. Technol.* - 2018., - №7. - p. 65–73.
3. Yu Y. A Quadrotor test bench for six degree of freedom flight / Yu, Y., Ding, X. // *J. Intell. Robot. Syst.* – 2012. - № 68. – p. 323–338.
4. Lee K.U. Inverse optimal design for position control of a quadrotor / Lee K.U., Choi Y.H., Park J.B.// *Appl. Sci.* – 2017. – p. 907.
5. Nguyen N.P. Sliding mode thau observer for actuator fault diagnosis of quadcopter UAVs / Nguyen N.P., Hong S.K. // *Appl. Sci.* - 2018 – p. 1893.
6. Xuan-Mung N. Improved Altitude Control Algorithm for Quadcopter Unmanned Aerial Vehicles / Xuan-Mung N., Hong S.K. // *Applied sciences* - 2019., - №9., 2122 - p.1–15.
7. Santos M.C.P. An adaptive dynamic controller for quadrotor to perform trajectory tracking tasks / Santos M.C.P., Rosales C.D., Sarapura J.A., Sarcinelli-Filho M., Carelli R. // *J. Intell. Robot. Syst.* – 2019. – p.5–16.
8. Jayakrishnan H.J. Position and attitude control of a quadrotor UAV using super twisting sliding mode / Jayakrishnan H.J. // *IFAC Pap. Online* – 2016. - p. 284–289.
9. Xiong J.J. Position and attitude tracking control for a quadrotor UAV / Xiong J.J., Zheng E.H. // *ISA Trans.* 2014.
10. Muliadi J. Neural network control system of UAV altitude dynamics and its comparison with the PID control system / Muliadi J., Kusumoputro B. // *J. Adv. Trans.* 2018. – p.1–18.
11. Nguyen N.P. Position control of a hummingbird quadcopter augmented by gain scheduling / Nguyen N.P., Hong S.K. // *Int. J. Eng. Res. Technol.* - 2018, №11. –p.1485–1498.
12. Milhim A.B., Zhang Y. Gain Scheduling based PID controller for fault tolerant control of a quad-rotor UAV / Milhim A.B., Zhang Y. // *In Proceedings of the AIAA Infotech@Aerospace, Atlanta, GA, USA, 20–22 April 2010.*
13. Takagi T. Fuzzy identification of systems and its applications to modeling and control / Takagi T., Sugeno M. // *IEEE Trans. Syst. Man Cybern.* 1985. - №1. - p.116–132.
14. Gustafsson F. *Statistical Sensor Fusion*. Studentlitteratur AB / Gustafsson F. // second edition. - 2012. – p. 2-29.

Надійшла / Paper received : 23.10.2020 Надрукована/Printed :27.11.2020