

Моделювання процесу керування вертикальним злетом і приземленням безпілотного квадрокоптера

Богдан Благітко¹, Юрій Мочульський¹, Любомира Кіт², Ігор Заячук³

¹ к. т. н., доцент, Львівський національний університет імені Івана Франка, вул. ген. Тарнавського, 107, Львів, 79017, e-mail: blagitko@electronics.wups.lviv.ua, mochulsky@ukr.net

² Центр математичного моделювання ІППММ ім. Я. С. Підстригача НАН України, вул. Дж. Дудаєва, 15, Львів, 79005

³ к. т. н., Центр математичного моделювання ІППММ ім. Я. С. Підстригача НАН України, вул. Дж. Дудаєва, 15, Львів, 79005, e-mail: igorzaj@litech.lviv.ua

Наведено результати досліджень особливостей ручного керування вертикальними злетом, утримуванням на заданій висоті та приземленням безпілотного квадрокоптера за двопозиційного керування з урахуванням опору повітря. Він може дискретно змінювати силу тяги та змінювати моменти часу, у які повинні відбуватися ці зміни. Вхідною інформацією є значення часу польоту квадрокоптера. Проаналізовано в які моменти часу необхідно перемикати силу тяги двигунів для оптимального виведення квадрокоптера на заданий режим.

Ключові слова: квадрокоптер, злет, приземлення, позиційне керування.

Вступ. Квадрокоптер — це безпілотний літальний апарат з чотирма вертикально розміщеними пропелерами. Перші квадрокоптери були розроблені ще на початку минулого століття. Але внаслідок технічних складностей він не набув поширення. На початку нинішнього століття безпілотні квадрокоптери почали широко використовувати в аматорському авіамоделюванні. Окрім цього, ці пристрої можна використовувати для дешевої аерофото- та кінозйомки з малих висот.

1. Методика ручного керування вертикальним злетом і приземленням безпілотного квадрокоптера

Проаналізовано можливі способи ручного керування процесом вертикального злету та приземлення квадрокоптера, пов'язані з розробкою безпілотних літальних апаратів. Такі автономні літальні апарати замінюють керовані людиною на борту апарати, наприклад, для забезпечення екологічного моніторингу, моніторингу й автоматизованого керування транспортними потоками тощо.

У праці [1, 2] розглянуто математичні основи стабілізації висоти польоту безпілотного квадрокоптера. У праці [3, 4] розглянуто способи ручного керування вертикальним злетом і приземленням квадрокоптера без урахування опору повітря. Шляхом математичного моделювання для забезпечення плавного виведення квадрокоптера на задану висоту врахуємо вплив опору повітря. Оператор може змінювати величину приросту сили тяги, знак приростів і моменти часу, в які повинні відбуватися всі ці зміни. Вхідною інформацією є значення часу.

Фізичну модель безпілотного квадрокоптера реалізовано у вигляді хрестовидної (прямий хрест) балкової конструкції, у центрі якої розташовані акумулятор і мікропроцесорна система керування чотирма двигунами з повітряними гвинтами для забезпечення польоту квадрокоптера. Рух забезпечують безколекторні двигуни, керовані струмом. Електричні двигуни підвишені вертикально на кінцях конструкції так, що до вала кожного з них закріплено повітряний гвинт із незмінюваним кутом атаки. Сила тяги кожної пари електродвигун – повітряний гвинт керується мікропроцесорною системою шляхом подачі струму для підтримування певної швидкості обертання вала електродвигуна. Довжина кожної півдіагоналі хрестоподібної балкової конструкції становить 200 мм. Діаметр кожного з повітряних гвинтів — 80 мм. Переріз тонкостінної порожнистої балки — 10×10 мм.

Математичну модель квадрокоптера реалізовано у вигляді спрощеної стрижневої системи заміщення з невагомими жорсткими стрижнями, схему якої зображено на рис. 1.

Лінійні розміри стрижневої системи заміщення збігаються з розмірами фізичної моделі квадрокоптера. Маса m тіла, яке розміщене в центрі конструкції, складається з маси акумулятора, маси балкової конструкції та маси плати мікропроцесорної системи керування разом. Маси m_1, m_2, m_3, m_4 тіл, які містяться на кінцях стрижнів конструкції, позначають маси кожної з пар електродвигун–гвинт; кутові швидкості $\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4$ — швидкості обертання валів кожного з електродвигунів; сили F_1, F_2, F_3, F_4 — силу тяги кожної пари електродвигун–гвинт. Напрямок обертання гвинтів за годинниковою стрілкою вважають додатним, напрям обертання гвинтів проти годинникової стрілки — від’ємним. Те саме стосується напрямку обертання всієї конструкції, якщо вона обертається у процесі

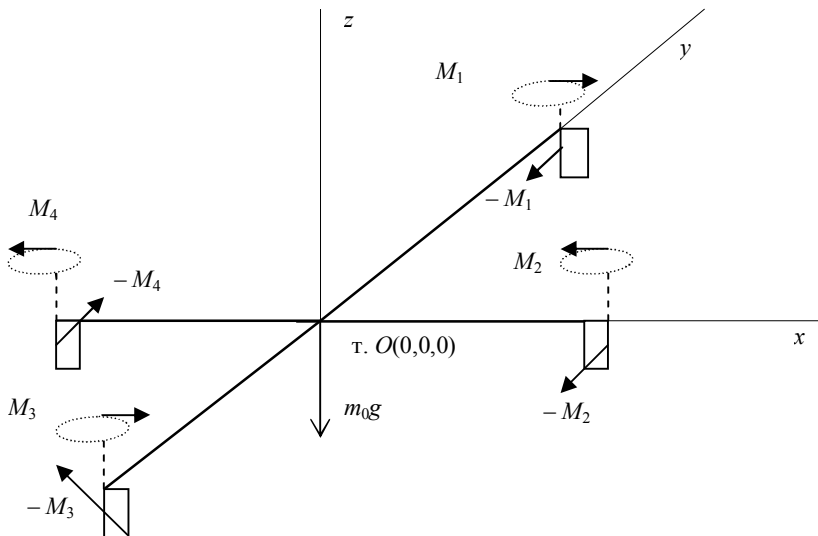


Рис. 1. Стрижнева система заміщення фізичної моделі квадрокоптера

керування. Кутова швидкість ω_0 стосується обертання квадрокоптера навколо своєї осі, яка проходить через центр конструкції вертикально до поверхні Землі. Центр координат т. $O(0,0,0)$ системи координат x, y, z збігається з точкою перехрестя, вісь z напрямлена вертикально вгору, а осі x, y — за стрижнями балок конструкції.

Конструкція не повинна обертатися навколо осі z за будь-яких сигналів системи керування, тобто в усталеному режимі повинна виконуватися рівність $\omega_0 = 0$. Вибираємо напрями обертання валів електродвигунів: $\omega_1 = \omega_3 > 0$, $\omega_2 = \omega_4 < 0$. Під час обертання вал кожного з електродвигунів створює обертовий момент $M_1 = M_3$ і $M_2 = M_4$. Згідно з третім законом Ньютона, на статорі кожного з електродвигунів виникає протидіючий момент $-M_1 = -M_3$ та $-M_2 = -M_4$. Перерахувавши всі обертові моменти за правилом важеля, отримаємо сумарний обертовий момент M_0 . Якщо $M_0 = 0$, то $\omega_0 = 0$ і конструкція не обертається навколо осі z . У разі найменшої зміни будь-якої одної $\omega_i + \Delta\omega$ конструкція починає обертатися в той чи інший бік відносно осі z , що є неприйнятним. Це означає, що мікропроцесорна система повинна забезпечувати синхронне керування швидкостями усіх чотирьох електродвигунів одночасно за будь-яких змін висоти польоту квадрокоптера.

Для спрощення задачі приймаємо квадрокоптер за матеріальну точку масою $m_0 = m + m_1 + m_2 + m_3 + m_4$, на яку діє сумарна підймальна сила чотирьох електродвигунів $F_0 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4$, сумарна сила тяжіння $P_0 = m_0g$ та пропорційна до квадрату швидкості $V = dz/dt$ сила опору повітря $F_{on} = -\text{sign}(V)kV^2$, як це показано на рис. 2.

Враховуючи силу опору повітря пропорційну до квадрату швидкості V , згідно з другим законом Ньютона, запишемо рівняння руху квадрокоптера в повітрі

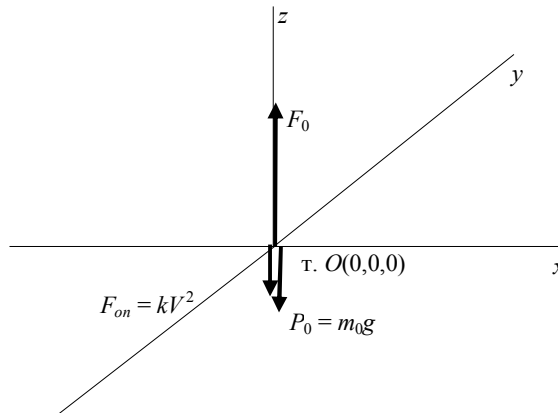


Рис. 2. Спрощена схема системи заміщення фізичної моделі квадрокоптера

$$m_0 a = F_0 - m_0 g - \text{sign}(V) k V^2 \quad (1)$$

або

$$a = \frac{F_0}{m_0} - g - \text{sign}(V) \frac{k V^2}{m_0}, \quad (2)$$

де a — прискорення квадрокоптера.

Диференціальне рівняння руху квадрокоптера по вертикалі має вигляд

$$\frac{d^2 z}{dt^2} = \frac{F_0}{m_0} - g - \text{sign}(V) \frac{k (dz/dt)^2}{m_0}, \quad (3)$$

або

$$\frac{dV}{dt} = \frac{F_0}{m_0} - g - \text{sign}(V) \frac{k V^2}{m_0}, \quad (4)$$

Ввівши змінні стану $x_1 = z$, $x_2 = V$, можна записати рівняння змінних стану

$$\begin{pmatrix} \frac{dx_1}{dt} \\ \frac{dx_2}{dt} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ f(x_2) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U, \quad (5)$$

$$y = (1 \ 0) \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix},$$

де $f(x_2) = -\text{sign}(x_2) \frac{k x_2^2}{m_0}$, $U = \frac{F_0}{m_0} - g$ — вхід системи, y — вихід системи.

Тут і надалі всі часові залежності отримані із застосуванням методу припасування [5] в ході розв'язування диференціальних рівнянь руху квадрокоптера. Для моделювання руху квадрокоптера було використано інтерактивний інструмент Simulink пакету MatLab [6]. Модель руху квадрокоптера зображена на рис. 3.

Найпростішим для людини є неперервне керування рухом квадрокоптера, за якого на вхід системи подаються два протилежні за знаком значення вхідного сигналу U_1 та U_2 . Сигнал U_1 піднімає квадрокоптера, а сигнал U_2 опускає його. Для виходу на задану висоту з нульовою кінцевою швидкістю необхідно спочатку прикласти вхідний сигнал U_1 , а після злету на половину заданої висоти подати сигнал U_2 , який буде зменшувати швидкість злету.

На рис. 4 зображено зміну вхідного сигналу, швидкості та координати квадрокоптера в часі у разі двопозиційного керування під час злету на висоту 5 м за час 10 с із нульовою кінцевою швидкістю. Після злету періодично з періодом 4 с перемикалися вхідні сигнали починаючи з U_2 . Як видно з рисунку, в цьому випадку квадрокоптер поступово втрачає висоту. Якщо почати перемикання з сигналу U_1 , то квадрокоптер, навпаки, поступово набиратиме висоту.

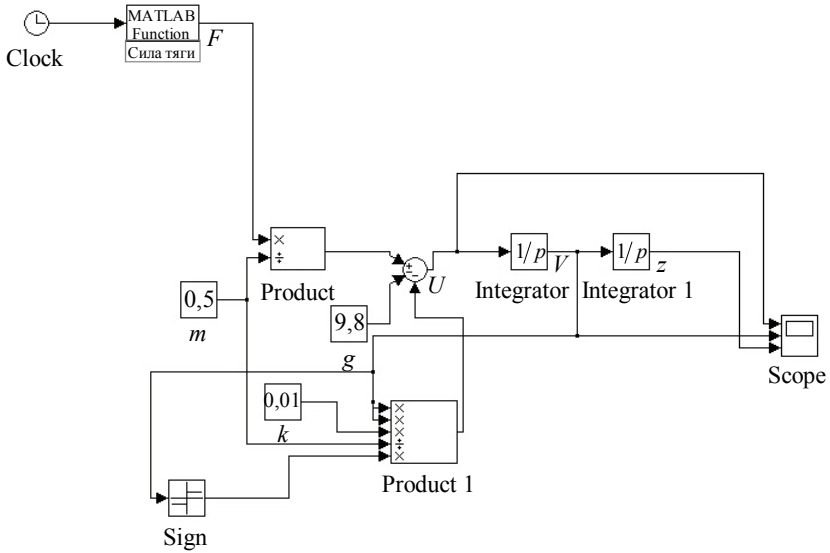


Рис. 3. Моделювання руху квадрокоптера в пакеті MatLab

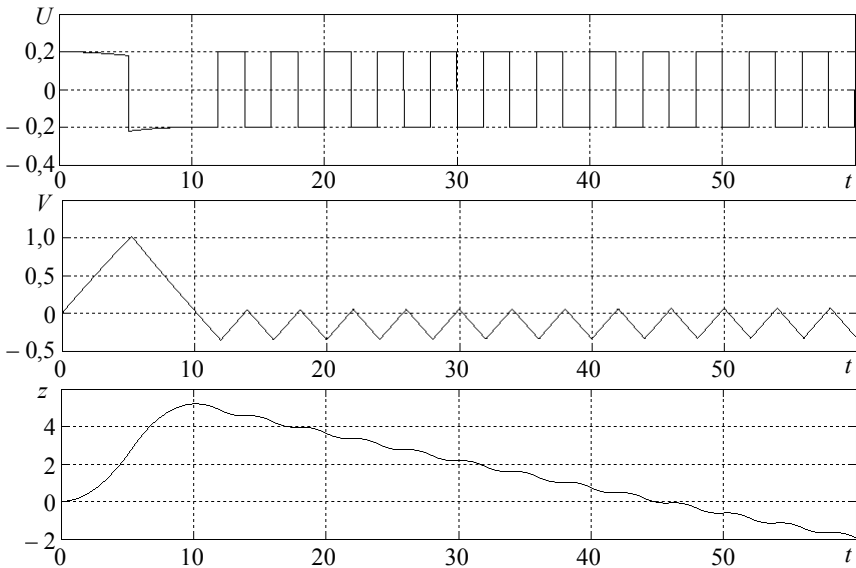


Рис. 4. Злет квадрокоптера на задану висоту з нульовою кінцевою швидкістю

Тобто підняття квадрокоптера на задану висоту здійснюється за допомогою додатної або від’ємної швидкості. Для подальшого коливання біля заданої висоти в першому випадку необхідно починати перемикання вхідного сигналу з U_2 , а в другому — з U_1 . Окрім того для коливання квадрокоптера в околі заданої висоти необхідно правильно вибрати період перемикання вхідного сигналу.

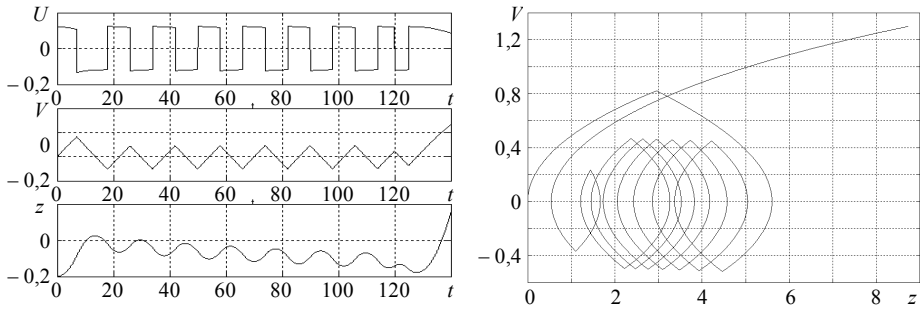


Рис. 5. Політ квадрокоптера після злету для періоду перемикання сигналу $T = 16$ с
 а) графік; б) фазовий портрет

На рис. 5 наведено політ квадрокоптера після злету на висоту 5 м із кінцевою швидкістю 0,5 м/с із періодом перемикання вхідного сигналу 16 с. Квадрокоптер, окрім коливань, починає плавно знижуватися. Якщо період перемикання зменшити до 14 с, то квадрокоптер, навпаки, коливаючись буде підніматися. Звідси випливає, що людині необхідно експериментально вибрати період перемикання вхідного сигналу.

На відміну від злету м'яку посадку квадрокоптера здійснити значно складніше. Аналогічно до злету, для м'якої посадки необхідно спочатку увімкнути вхідний сигнал U_2 , а потім для гальмування сигнал U_1 . Але тривалість дії цих сигналів потрібно вибирати залежно від висоти, на якій перебуває квадрокоптер, і швидкості в момент початку спуску. На рис. 6 зображено зміну параметрів квадрокоптера підчас посадки, якщо в момент $t = 120$ с увімкнули вхідний сигнал U_2 на 8,5 с, а після цього подали сигнал U_1 . Квадрокоптер, не долетівши до землі 0,5 м, починає підніматися. Якщо час дії сигналу U_2 збільшити до 9 с, то квадрокоптер вдариться об землю з швидкістю біля 0,5 м/с.

Проаналізувавши залежність зміни висоти квадрокоптера від часу (див. рис. 5, 6) можна зробити висновок, що характер зміни висоти є коливний, проте

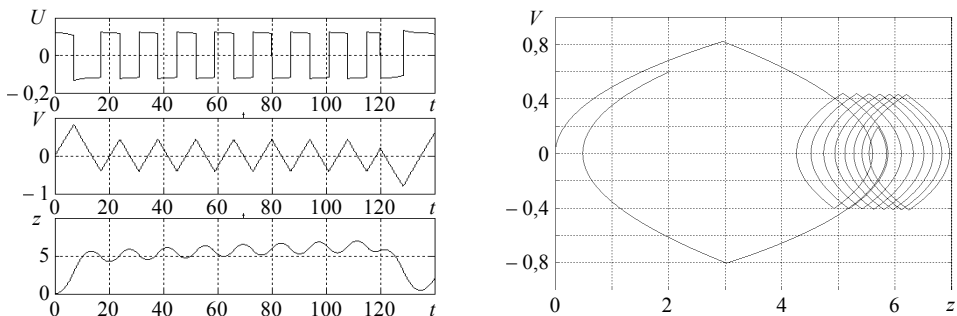


Рис. 6. Плавне приземлення квадрокоптера: а) графік залежностей висоти, швидкості та напруги керування від часу; б) фазовий портрет руху

оператор повинен правильно вибрати період зміни сил для того, щоб квадрокоптер коливався в околі заданої висоти, а не опускався чи піднімався. Таким чином оператор може миттєво змінювати підймальну силу квадрокоптера.

На жаль, двигун не може моментально змінювати силу тяги з F_1 на F_2 (або з F_2 на F_1), як це потрібно в разі двопозиційного керування. Розглянемо електричний двигун, який має такий коефіцієнт передачі

$$K(p) = \frac{0,01}{0,005p^2 + 0,06p + 0,1} \quad (6)$$

де p — комплексна частота $j\omega$.

Вхідним сигналом двигуна вважаємо прикладену до двигуна напругу, а вихідним — силу тяги, яку розвивають лопаті гвинтів.

Нехай до двигуна прикладено постійну напругу U , а сила тяги змінюватиметься від початкового значення F_0 за законом

$$F = (0,025e^{-10t} - 0,125e^{-2t} + 0,1)U + (1,25e^{-2t} - 0,25e^{-10t})F_0 \quad (7)$$

Формула (7) показує, що максимальна постійна часу цього двигуна дорівнює 2 с, тобто час розгону двигуна до заданої потужності дорівнює $2 \div 3$ с.

Проаналізуємо рух квадрокоптера за двопозиційного керування напругою, яка подається на двигун. Спочатку для розгону двигуна подамо на нього упродовж 4 с напругу 49 В, яка повинна створити підймальну силу гвинтів рівною силі тяжіння. Результати моделювання цього процесу наведені на рис. 7.

Аналіз процесу злету вказує, що на момент першого перемикання (5 с після злету) квадрокоптер підніметься на висоту 1,9 м з кінцевою швидкістю 0,85 м/с.

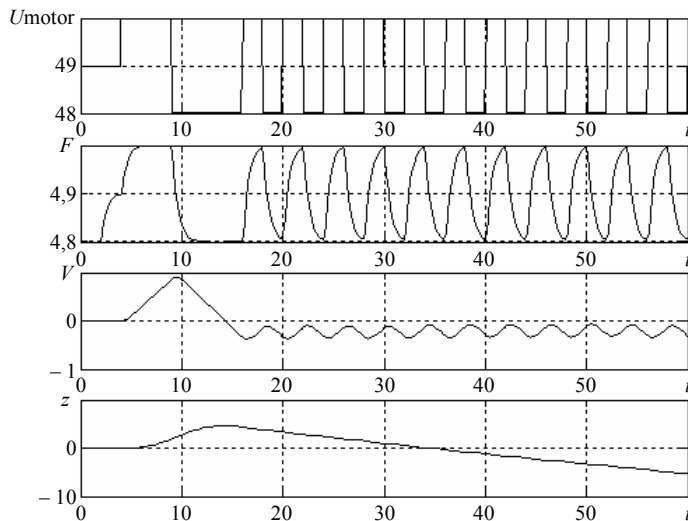


Рис. 7. Злет квадрокоптера на задану висоту з нульовою кінцевою швидкістю за керування напругою на двигуні

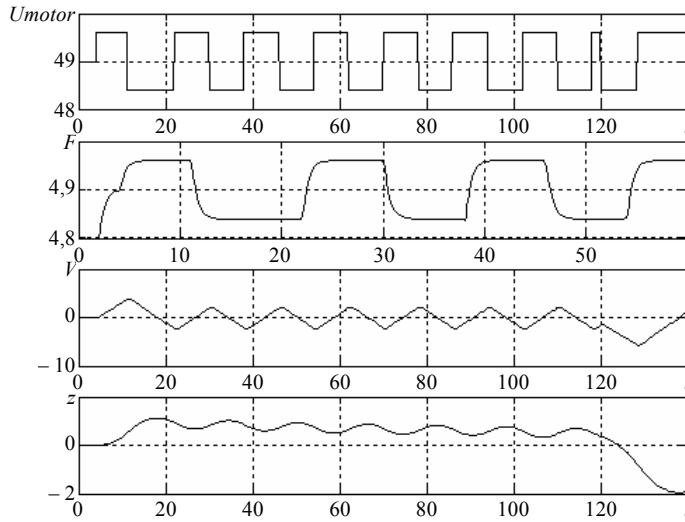


Рис. 8. Коливний процес на заданій висоті у разі керування напругою електродвигунів

За керування підйомальною силою гвинтів ці величини дорівнювали відповідно 2,4 м та 0,97 м/с. Тобто внаслідок інерційності двигуна квадрокоптер підніметься на меншу висоту та матиме меншу швидкість. Але після перемикаання напруги ($t = 9$ с) підйомальна сила гвинтів ще деякий час перевищуватиме силу тяжіння. Отже на кінцевий момент злету квадрокоптер досягне висоти 4,65 м за швидкості 0,06 м/с. Під час перемикаання сили тяги гвинтів ці величини дорівнювали відповідно 4,69 м та $-0,06$ м/с., тобто інерційність двигуна суттєво не впливає на процес злету.

Розглянемо тепер, як зміниться колювання квадрокоптера в околі заданої висоти. На рис. 8 наведено результати моделювання колювання квадрокоптера для параметрів, аналогічних до процесу, зображеного на рис. 5. Характер колюного процесу у разі керування напругою співпадає із характером колюного процесу за безінерційного керування.

Висновки. Процес моделювання показує, що за найпростішого двопозиційного керування необхідно виводити безпілотний квадрокоптер на задану висоту з ненульовою швидкістю та правильно вибирати період перемикаання вхідного сигналу. Окрім того, м'яку посадку квадрокоптера здійснити значно складніше, бо потрібно увімкнути сигнал посадки за певної швидкості квадрокоптера, тобто для ручного керування квадрокоптером необхідно набути певного досвіду.

Література

- [1] Благітко Б., Мочульський Ю. Плавний вертикальний злет квадрокоптера на задану висоту польоту // Електроніка та інформаційні технології: Матеріали IV наук.-практ. конф. — Львів, 2012. — С. 21-24.

- [2] *Ким Д. П.* Теория автоматического управления. Т. 2. Многомерные, нелинейные, оптимальные и адаптивные системы: учеб. пособие. — Москва: ФИЗМАТЛИТ, 2004. — 464 с.
- [3] *Благитко Б., Мочульський Ю.* Способи ручного керування вертикальним злетом та приземленням квадрокоптера // Електроніка та інформаційні технології. — 2012. — Вип. 2. — С. 206-211.
- [4] *Craig J. J.* Introduction to Robotics Mechanics and Control. — Pearson Education International, 2005. — 400 p.
- [5] *Синицкіий Л. А., Лисицкая И. Н., Шумков Ю. Н.* Анализ нелинейных цепей с магнитными полупроводниковыми элементами. — Киев: Наук. думка, 1969. — 440 с.
- [6] *Мочульський Ю.* Matlab у фізичних дослідженнях: навч.-метод. посіб. — Львів: ВЦ ЛНУ ім. Івана Франка, 2004. — 121 с.

Simulation of vertical flight control and landing of unmanned quadrocopter

Bogdan Blahitko, Yuriy Mochulsky, Lyubomyra Kit, Igor Zayachuk

There results of studies features of hand flying for the vertical flight, retaining on a given height and landing of unmanned quadrocopter for two-position control with regard to wind age are described. It can discretely change a force of draught and a time moments in which these changes must occur. The input information is the time value of quadrocopter flight. We have analyzed during what moments of time it is necessary to switch draught force of engines for an optimum setting of quadrocopter for the given mode.

Моделирование процесса управления вертикальным взлётом и посадкой беспилотного квадрокоптера

Богдан Благитко, Юрий Мочульский, Любомыра Кит, Игор Заячук

Приведено результати досліджень особливостей управління вертикальним взльотом, утриманням на заданній висоті і посадкою беспилотного квадрокоптера при двохпозиційному управленні з урахуванням опору повітря. Він може дискретно змінювати тягову силу і моменти часу, в які повинні відбуватися ці зміни. Вхідною інформацією є значення часу польоту квадрокоптера. Проаналізовано в які моменти часу необхідно переключати тягову силу винтов для оптимального вивода квадрокоптера на заданий режим.

Представлено професором Г. Сулимом

Отримано 22.11.12