

Вплив ухилу поверхні на злет і приземлення квадрокоптера в автоматичному режимі польоту

Б.Я Благітко
кафедра радіофізики та
комп'ютерних технологій
ЛНУ імені Івана Франка
Львів, Україна
blagitko@gmail.com

Ю.С. Мочульський
кафедра радіофізики та
комп'ютерних технологій
ЛНУ імені Івана Франка
Львів, Україна
mochulsky@ukr.net

І. М. Заячук
Центр математичного
моделювання ІППММ
ім. Я.С. Підстригача НАН України
Львів, Україна
igorzaj@litech.lviv.ua

Influence of slope surface on takeoff and landing in automatic flight of quadrocopter

Blagitko B.
Department of Radiophysics and
Computer Technologies
Ivan Franko Lviv's National
University
Lviv, Ukraine
blagitko@gmail.com

Mochulsky Y.
Department of Radiophysics and
Computer Technologies
Ivan Franko Lviv's National
University
Lviv, Ukraine
mochulsky@ukr.net

Zajachuk I.
Centre of Mathematical Modelling
Pidstryhach Institute for Applied
Problems of Mechanics and
Mathematics Ukrainian Academy of
Science, Lviv, Ukraine,
igorzaj@litech.lviv.ua

I. ВСТУП

Анотація—Обґрунтована необхідність аналізу і моделювання процесів злету безпілотного квадрокоптера із похилої площини та його приземлення на похилу площину. Шляхом математичного моделювання визначені основні особливості впливу ухилу місця старту/приземлення безпілотного квадрокоптера на процес виходу до заданої точки маршруту. Запропоновані методи старту/приземлення безпілотного квадрокоптера, який знаходиться на похилій площині.

Abstract—The necessity of analyzing and modeling process of the takeoff unmanned quadrocopter from the inclined plane and landing it on of an inclined plane is described. Through mathematical modeling the basic features of influence of slope the start / landing unmanned quadrocopter on the process output to the desired waypoint are considered. The methods of launch / landing unmanned quadrocopter which is on an inclined plane are proposed.

Ключові—слова квадрокоптер, висотомір, 3-осьовий гіроскоп, 3-осьовий акселерометр, 3-осьовий магнітометр, керування

Keywords—quadrocopter, altimeter, 3-axis gyroscope, 3-axis accelerometer, 3-axis magnetometer, control

Традиційно математична модель квадрокоптера описує динамічні процеси в системі в цілому при нулевих початкових умовах [1-5]. Це означає, що квадрокоптер нерухомо стоїть на горизонтальній площині при злеті. Приземлення відбувається на ту ж горизонтальну площину. Профіль місця злету/приземлення квадрокоптера складається з окремих ділянок з підйомами або спусками і рідше з горизонтальних ділянок. Крутизна підйому або спуску ділянки характеризується ухилом, поздовжнім або поперечним. Рух квадрокоптера відбувається по трьох осях: поздовжній, поперечній та вертикальній. У якості поздовжньої осі використовують будівельну вісь квадрокоптера, яка закладається при проектуванні. При обертанні навколо неї квадрокоптер опускає одну і піднімає іншу бокову консоль із прикріпленням до неї електродвигуном. Такий рух називається «крен» (Roll). Поперечна вісь - це вісь, перпендикулярна площині симетрії квадрокоптера, спрямована в бік правої консолі, яка доповнює, таким чином, пов'язану систему координат до правої трійки векторів. При обертанні навколо цієї осі квадрокоптер опускає чи піднімає ніс. Цей рух (і утворений з горизонтальною площиною кут) називається «тангаж» (Pitch) - кут між поздовжньою віссю квадрокоптера і горизонтальною площиною. Розрізняють тангаж зі збільшенням кута — кабривання, та зі

зменшення кута — пікірування. Обертання навколо вертикальної осі називається «рискання» (ψ), кут який означає кут повороту корпусу квадрокоптера в горизонтальній площині, відлічуваний від напрямку на північ. Ці три кути, крен, тангаж і рискання, визначають нахил літального апарата щодо його центру. Важливо знати як впливають на динаміку руху квадрокоптера ненульові значення кутів крену, тангажу і рискання, які обумовлені ухилом поверхні злету/приземленням безпілотного (БПЛА) квадрокоптера.

II. БЛОК-СХЕМА КВАДРОКОПТЕРА З РЕГУЛЯТОРОМ

Квадрокоптер конструктивно є поєднанням двох підсистем: власне квадрокоптера, як електромеханічної підсистеми і плати керування польотом, як електронної підсистема. Електромеханічна підсистема реалізована у вигляді хрестоподібної балкової конструкції, у якій на кожному з кінців однакової довжини балок прикріплені електричні двигуни постійного струму з повітряними пропелерами із незмінюваним кутом атаки так, що сили тяги всіх чотирьох пар електричних двигун-пропелер напрямлені перпендикулярно до площини балкової конструкції, причому двигуни на сусідніх кінцях балок мають різні пропелери: один з них — правий пропелер, інший — лівий. Швидкості обертання роторів електродвигунів і, відповідно, сили тяги пропелерів змінюють, змінюючи напруги, які подають на обмотки електродвигунів [4,5]. Електронна підсистема реалізована як плата управління силою тяги електродвигунів шляхом визначенням напруг, які необхідно подати на обмотки відповідних електродвигунів для переміщення квадрокоптера за заданою траєкторією. Процес обчислення у мікроконтролері значення сигналів управління відбувається за результатами вимірювань сенсорів.

На Рис. 1 зображена блок-схема моделі квадрокоптера разом із платою керування та сенсорами, де Z — висота квадрокоптера, V_z — вертикальна складова швидкості, γ , θ , ψ — відповідно кути крену, тангажу та рискання, ω_γ , ω_θ , ω_ψ — кутові швидкості обертання квадрокоптера, U_1, U_2, U_3, U_4 — напруги, які подаються на двигуни квадрокоптера. Блок сенсорів складається з висотоміра, 3-осьового гіроскопа, 3-осьового акселерометра і 3-осьового магнітометра.

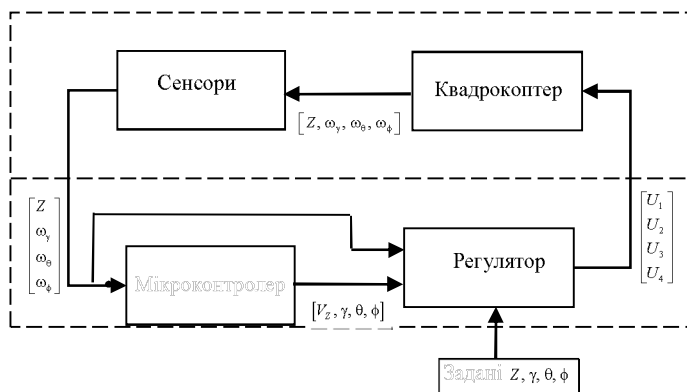


Рис. 1. Блок-схема квадрокоптера з регулятором

III. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ КВАДРОКОПТЕРА

Математична модель квадрокоптера в польоті з врахуванням особливостей сенсорів розглядається як дві суттєво різні математичні моделі: власне математичної моделі квадрокоптера, як БПЛА, на вхід якого поступають значення напруг живлення електричних двигунів, а виходами є кутові швидкості обертання валів електричних двигунів; математичної моделі ПД регулятора, на вхід якого від сенсорів поступають виміряні значення, а мікроконтролер реалізує алгоритм ПД регулятора і видає на вихід значення напруг живлення двигунів.

Математична модель квадрокоптера описується системою диференціальних рівнянь 16-го порядку у формі Коші [4,5].

Для керування польотом квадрокоптера використовують регулятор, який задає необхідні напруги на двигуни пропелерів. В даній роботі вибрано пропорційно-диференційний регулятор (ПД), який регулює висоту польоту та кути нахилу квадрокоптера, змінюючи вертикальну складову сили тяги пропелерів та моменти сил, які обертають квадрокоптер.

Висоту Z визначають висотоміром. Вертикальну швидкість вичислюємо, чисельно продиференціювавши висоту квадрокоптера. Кутові швидкості ω_γ , ω_θ та ω_ψ , які повинен дати 3-осьовий гіроскоп, це відповідні змінні стану моделі квадрокоптера. Маючи покази гіроскопа за допомогою формул чисельного інтегрування вичислюємо кути тангажу, крену та рискання. Врахувавши при цьому, що гіроскоп має зміщення нуля Δ , отримаємо формулу для обчислення кута крену в момент часу t_{i+1} на основі значень цих кутів в момент часу t_i .

$$\gamma_{i+1} = \int_{t_i}^{t_{i+1}} \omega_\gamma(t) dt + \int_{t_i}^{t_{i+1}} \Delta_\gamma dt + \gamma_i \approx \gamma_i + \omega_{\gamma,i}(t_{i+1} - t_i) + \Delta_\gamma(t_{i+1} - t_i)$$

Аналогічно обчислюються кути тангажу та рискання. За рахунок похибки нуля гіроскопа (третього доданку) похибка визначення кутів тангажу, крену та рискання буде накопичуватися, що приводить до відхилення траєкторії польоту від заданої.

Для того, щоб провести корекцію кутів положення квадрокоптера використовують обчислення цих кутів за показами акселерометра. 3-осьовий акселерометр надає проекції $(A_{x_0}, A_{y_0}, A_{z_0})$ суми вектора прискорення вільного падіння і вектора абсолютного прискорення об'єкта на осі X_0, Y_0, Z_0 системи координат, зв'язаної з об'єктом. При нерухомому об'єкті або його рівномірному русі наведені вище проекції будуть проекціями вектора прискорення вільного падіння \vec{G} на осі X_0, Y_0, Z_0 квадрокоптера. Для корекції кута рискання використовують не акселерометр, а магнітометр. 3-осьовий магнітометр визначає проекції вектора магнітної індукції на осі X_0, Y_0, Z_0 квадрокоптера (відповідно V_{x_0}, V_{y_0} та V_{z_0}).

Для аналізу використовувався неявний метод Рунге-Кутта TR-BDF2 (на першому етапі рівняння інтегрують

методом трапецій, а на другому етапі застосовують формулу диференціювання назад другого порядку) [6].

IV. МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ЗЛЕТУ КВАДРОКОПТЕРА З ПОХИЛОЇ ПОВЕРХНІ

Злет квадрокоптера з горизонтальної поверхні відбувається у вертикальному напрямі [1-5]. Спроба виконати вертикальний злет квадрокоптера із похилої площини може привести до непередбачуваних наслідків: на ковзкій поверхні квадрокоптер переміщатиметься, не злітаючи, по поверхні в некерованому напрямі, а на шорсткій поверхні квадрокоптер або злітає в некерованому напрямі, або перевертається.

Пропонується виконувати злет квадрокоптера з похилої площини у перпендикулярному напрямі до площини з відключеним регулятором. Після того, як квадрокоптер відлетить на деяку віддаль від площини, включається регулятор і політ продовжується за програмою.

На Рис.2 приведені траєкторії злету квадрокоптера при різних кутах повздовжнього ухилу похилої площини. Траєкторія 1 демонструє злет квадрокоптера з площини ухилом -0.5 рад, 2 – -0.3 рад, 4 – $+0.3$ рад, 5 – $+0.5$ рад. Для порівняння приведена траєкторія 3 традиційного вертикального злету квадрокоптера з горизонтальної площини. Всі траєкторії сходяться в одній і тій же точці подальшого маршруту.

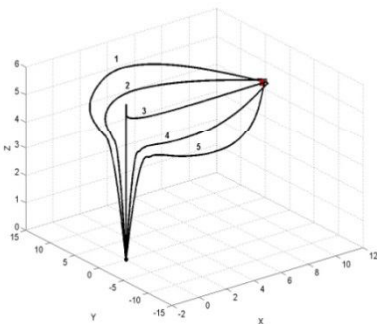


Рис. 2. Траєкторії злету квадрокоптера при різних кутах повздовжнього ухилу похилої площини.

V. МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПРИЗЕМЛЕННЯ КВАДРОКОПТЕРА НА ПОХИЛУ ПОВЕРХНЮ

Реалізація приземлення квадрокоптера на похилу площину ще важча ніж реалізація злету його із похилої площини. Адже після приземлення квадрокоптер повинен бути готовим до нового старту з тими ж ненульовими початковими умовами що і при першому злеті з похилої площини.

Пропонується виконувати приземлення квадрокоптера на похилу площину у два етапи. При підльоті до точки приземлення регулятору задається висота $0,5$ м. Таким чином, він повертається до точки вильоту на висоті $0,5$ м.

Після цього регулятор відключається і квадрокоптер, як і при ручному управлінні [7], приземляється на похилу площину.

На Рис.3 приведені траєкторії приземлення квадрокоптера при підльоті його з чотирьох різних сторін світу. Всі траєкторії сходяться в одній і тій же точці на висоті 0.5 м над місцем приземлення.

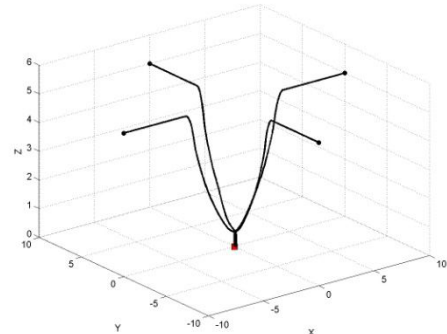


Рис. 3. Траєкторії приземлення квадрокоптера при підльоті його з чотирьох різних сторін світу.

ВИСНОВКИ

Результати проведених досліджень визначають ефективність та практичну значимість використання запропонованих методів злету/приземлення квадрокоптера з/на похилої/похилу площини/площину.

ЛІТЕРАТУРА REFERENCES

- [1] Huang H. Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive manoeuvring / H. Huang, G. M. Hoffmann, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin // IEEE International Conference on Robotics and Automation, May 2009, pp. 3277–3282.
- [3] Wissiere D. Experimental autonomous flight of a small-scaled helicopter using accurate dynamics model and low-cost sensors / David Wissiere, Piere-Jean Bristeau, Alain Piere Martin, Nikolas Petit // Proceeding of the 17th World Congress The International Federation of Automatic Control, Seoul Korea, July 6-11, 2008, pp. 14642-14650.
- [4] Nartin P. The True Role of Accelerometer Feedback in Quadrotor Control / Philip Nartin, Erwan Salaun // IEEE International Conference on Robotics and Automation, Anchorage, May 2010, pp.1623-1629.
- [5] Marcelo Becker. In-Flight Collision Avoidance Controller Based Only on OS4 Embedded Sensors/ R.C.B.Sampaio, S.Bounabdallah, V.de Perrot, R.Siegwart// Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering. vol.34 no.3 Rio de Janeiro July/Sept. 2012 – March 2012. – Vol. XXXIV, No.3, July-September 2012–С. 294–107.
- [6] Благітко Б. Математичне моделювання впливу особливостей сенсорів на процес польоту безпілотного квадрокоптера /Б.Благітко, І.Заячук, Ю. Мочульський// Фізико-математичне моделювання та інформаційні технології. – 2015. – Вип. 21. –С. 22–29.
- [7] Мочульський Ю. Matlab у фізичних дослідженнях: навч. - метод. посіб. — Львів: ВЦ ЛНУ ім. Івана Франка, 2004. — 121 с.
- [8] Благітко Б. Моделювання процесу керування вертикальним злетом і приземленням безпілотного квадрокоптера /Б.Благітко, І.Заячук, Л.Кіт. Ю.Мочульський// Фізико-математичне моделювання та інформаційні технології.-2012.-Вип.2.-С.111-117.