

Особливості Польоту Квадрокоптера на Малих Висотах

Б. Я. Благітко, Ю. С. Мочульський
Кафедра радіофізики та комп'ютерних технологій
ЛНУ імені Івана Франка
Львів, Україна
blagitko@gmail.com, mochulsky@ukr.net

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

Features the Quadrocopter's Flight at Low Altitudes

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

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

Анотація—Обґрунтована необхідність аналізу і моделювання польотів квадрокоптера на малих висотах. Шляхом математичного моделювання визначені основні особливості польотів квадрокоптера на малих висотах. Запропоновані методи вимірювання висоти польоту квадрокоптера за допомогою ультразвукового далекоміра.

Abstract—The necessity of analyzing and modeling process the quadrocopter's flight at low altitudes is described. Through mathematical modeling the basic features of the quadrocopter's flight at low altitudes are considered. The measuring methods of low altitudes of the quadrocopter's flight are proposed.

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

Keywords—quadrocopter; altimeter; 3-axis gyroscope; 3-axis accelerometer; 3-axis magnetometer; thermometer; control

I. ВСТУП

Політ квадрокоптера на малих висотах має суттєві відмінності від польотів на середніх та великих висотах [1,2].

Є дві основні особливості польоту квадрокоптера на малих висотах.

Перша особливість полягає в тому, що вимірювання висоти польоту на малих висотах не доцільно виконувати за допомогою барометра, як це робиться при польотах на великих висотах. Згідно із барометричною формулою біля поверхні Землі зміна висоти на 1 м викликає зміну атмосферного тиску на 0.09 мм. рт. ст. Тому точність

вимірювання висоти барометричним висотоміром лежить в межах 10 м, що недостатньо при польоті на висоті кілька метрів. Використовування для вимірювання радіовисотоміра є недоцільним, оскільки тривалість часу проходження сигналу дуже мала (порядку десяти наносекунд). Тому похибка вимірювання висоти висотомірами такого типу становить десятки сантиметрів.

Друга особливість польоту квадрокоптера на малих висотах полягає в тому, що квадрокоптер при польоті повинен опустити "ніс" і летіти з від'ємним значенням тангажу. Якщо використати для вимірювання висоти інфрачервоний висотомір, то для правильного вимірювання висоти він повинен бути напрямлений перпендикулярно до поверхні Землі. Тут є дві альтернативи встановлення напрямку прикріплення висотоміра. З одної сторони при вертикальному спуску (наприклад, в процесі приземлення) для правильного вимірювання висот висотомір необхідно встановити в напрямі перпендикулярному до площини квадрокоптера. Але при такому напрямку кріплення висотомір при горизонтальному польоті показуватиме відстань від нього до точки на Землі, яка розміщена не під ним, а дещо ззаду. Якщо ж встановити висотомір під гострим кутом в напрямку "носа", то покази висотоміра при посадці не будуть відповідати дійсній висоті, а даватимуть відстань від квадрокоптера до точки на Землі перед ним.

Для вирішення цих особливостей пропонується вимірювати висоту квадрокоптера при польоті на малих висотах за допомогою ультразвукового висотоміра, який має значно ширшу діаграму направленості. Кріпити ультразвуковий дальномір пропонується під певним кутом

до площини квадрокоптера. Математичному моделюванню можливих похибок при такому кріпленні присвячена дана робота.

II. УЛЬТРАЗВУКОВИЙ ДАЛЕКОМІР

Для вимірювання висоти польоту квадрокоптера над поверхнею Землі на квадрокоптері розмішений ультразвуковий далекомір HC-SR04. Далекімір працює за принципом сонара, який посилає ультразвуковий пучок хвиль і за тривалістю затримки відбитого від об'єкту сигналу визначає відстань до об'єкту

$$S = V \cdot t / 2 \quad (1)$$

де S – відстань до об'єкту, V – швидкість звуку в повітрі, t – час між відправленням сигналу і отриманням відбитого сигналу. Далекімір HC-SR04 дає на виході прямокутний імпульс (Echo), тривалість якого дорівнює часу t . На рис. 1 приведена часова діаграма роботи ультразвукового далекоміра HC-SR04 [3].

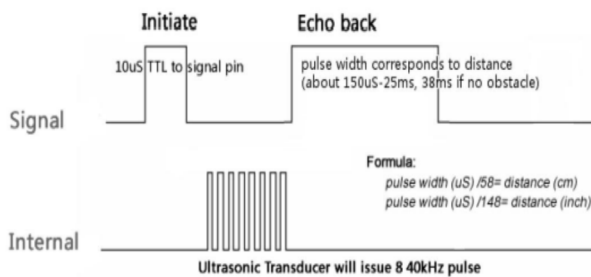


Рис. 1. Часова діаграма роботи ультразвукового далекоміра HC-SR04.

Залежність швидкості звуку V в м/с у повітрі від температури T описується формулою

$$V = 332 + 0,6 \cdot T \quad (2)$$

де T – температура в °C. З врахуванням цієї залежності при висоті польоту квадрокоптера 3.5 м тривалість імпульсу Echo при температурі повітря -30°C становитиме 22.4 м/с, а при температурі +30°C зменшиться до 20 мс. Якщо не враховувати залежність швидкості звуку від температури і прийняти її рівною 340 м/с (як описано в технічних даних), то при висоті квадрокоптера 3.5 м висотомір покаже при $T=-30^\circ\text{C}$ висоту 3.79 м, а при $T=+30^\circ\text{C}$ покази зменшаться до 3.4 м. З цього випливає, що для точнішого вимірювання висоти необхідно в квадрокоптері поставити термометр і в мікроконтролері врахувати залежність швидкості звуку від температури.

Оскільки в основі роботи пристрою використовується ультразвук, сонар погано надається для визначення відстані до звукопоглинальних об'єктів.

На рис. 2 приведена діаграма направленості ультразвукового далекоміра HC-SR04.

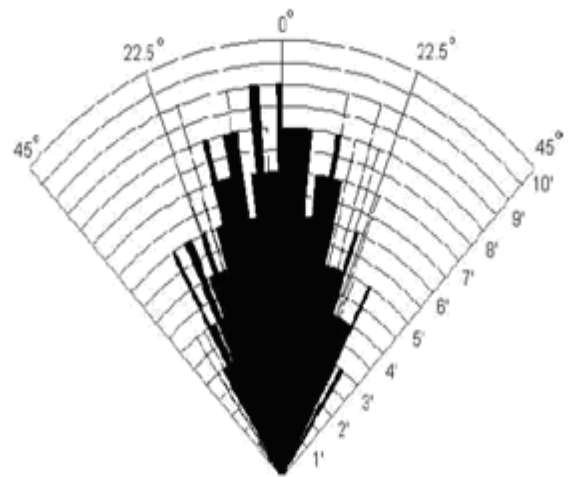


Рис. 2. Діаграма направленості ультразвукового далекоміра HC-SR04.

Ультразвуковий далекомір HC-SR04 має такі основні параметри:

вимірювання відстані – від 2 см до 4 м.

Ефективний кут вимірювання <math><15^\circ</math>.

Період вимірювання 50 мс.

Розглянемо перший варіант кріплення висотоміра (перпендикулярно до площини квадрокоптера). Тоді при польоті з кутом тангажу β головна вісь висотоміра буде відхилена від вертикалі на цей кут (рис. 3).

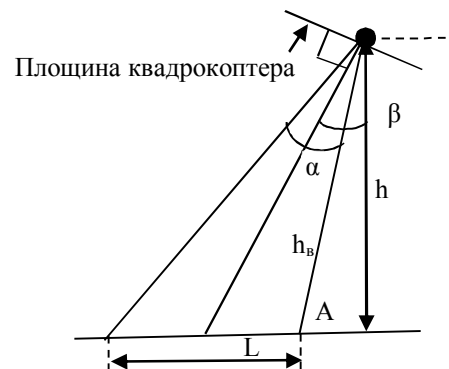


Рис. 3. Висотомір розмішений перпендикулярно до площини квадрокоптера.

Кут вимірювання висотоміра дорівнює α . Як видно з рис. 3, ультразвуковим імпульсом опромінюється ділянка Землі позаду квадрокоптера у формі еліпса з довжиною великої осі еліпса L . Відстань до об'єкта висотомір визначає за початком відбитого сигналу. Найшвидше прийде сигнал, відбитий від точки А, тобто висотомір покаже відстань h_b . Як видно з рис. 3,

$$h_g = h / \cos(\beta - \alpha / 2). \quad (3)$$

Відносна похибка вимірювання висоти дорівнюватиме

$$\delta = 1 - 1 / \cos(\beta - \alpha / 2). \quad (4)$$

Формули (3) і (4) справедливі лише при $\beta > \alpha / 2$. Як витікає з цього, висотомір даватиме правильні покази висоти квадрокоптера при куті тангажу $\beta \leq \alpha / 2$. Для вибраного висотоміра цей граничний кут становитиме 7.5° . При моделюванні горизонтального польоту квадрокоптера із швидкістю 1.8 м/с кут тангажу становив 5.7° , тобто, існує деякий запас для точного вимірювання висоти.

Розглянемо другий випадок (вісь висотоміра направлена під кутом γ до перпендикуляру до площини квадрокоптера (рис. 4)).

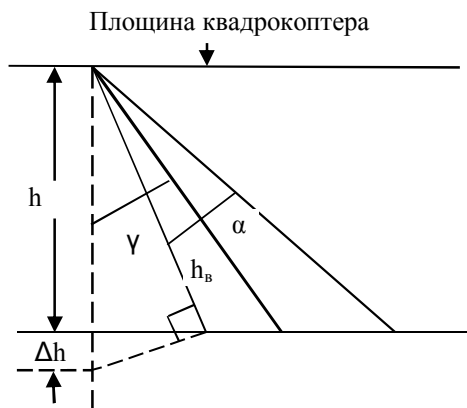


Рис. 4. Висотомір розміщений під кутом до перпендикуляру до площини квадрокоптера.

В цьому випадку при вертикальному приземленні висотомір покаже значення

$$h_g = h / \cos(\gamma - \alpha / 2), \quad (5)$$

яке на величину Δh більше від дійсної висоти. Відносна похибка вимірювання становитиме

$$\delta = 1 - 1 / \cos(\gamma - \alpha / 2). \quad (6)$$

З цих формул і рис.4 випливає, що для точного вимірювання висоти кут γ не повинен перевищувати $\alpha/2$, тобто 7.5° .

Отже, при польоті з швидкістю 1.8 м/с, вертикальному наборі висоти і вертикальному приземленні похибка від напрямку висотоміра дорівнюватиме нулю, якщо кут нахилу висотоміра не перевищуватиме 7.5° .

Для більшої швидкості польоту необхідно збільшити кут тангажу. Залежність кута тангажу від швидкості польоту V задається формулою

$$\theta = \arctan\left(\frac{V \cdot A_x}{m \cdot g}\right), \quad (7)$$

де A_x – коефіцієнт опору повітря, m – маса квадрокоптера, g – прискорення вільного падіння.

Якщо для заданої швидкості кут тангажу перевищує 7.5° , то для будь-якого кута нахилу висотоміра при вертикальному приземленні виникатиме похибка. Як випливає з рівнянь (4) і (6), для того, щоб мінімізувати цю похибку необхідно висотомір направити під кутом

$$\gamma = \theta / 2 \quad (8)$$

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 безпілотного літального апарату, на вхід якого поступають значення напруг живлення електричних двигунів, а виходами є кутові швидкості обертання валів електричних двигунів; математичної моделі пропорційно-диференціального (ПД) регулятора, на вхід якого від сенсорів поступають вимірні 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].

Для керування польотом квадрокоптера використовують регулятор, який задає необхідні напруги на двигуни пропелерів. В даній роботі вибрано пропорційно-диференційний регулятор, 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 ристання. 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 .

$$\gamma_{i+1} \approx \gamma_i + \omega_{\gamma,i} \cdot (t_{i+1} - t_i) + \Delta_\gamma \cdot (t_{i+1} - t_i) \quad (9)$$

Аналогічно обчислюються кути тангажу та ристання. За рахунок похибки нуля гіроскопа (третього доданку) похибка визначення кутів тангажу, крену та ристання

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'єкту 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 ризику використовують не акселерометр, а магнітометр. 3-осьовий магнітометр визначає проекції вектора магнітної індукції на осі X_0 , Y_0 , Z_0 квадрокоптера (відповідно B_{x_0} , B_{y_0} та B_{z_0}).

Для аналізу використовувалася неявний метод Рунге-Кутта TR-BDF2 (на першому етапі рівняння інтегрують методом трапецій, а на другому етапі застосовують формулу диференціювання назад другого порядку) [5].

IV. МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПОЛЬОТУ КВАДРОКОПТЕРА НА МАЛИХ ВИСОТАХ

Для прикладу проведене моделювання автономного польоту квадрокоптера на висоті 3.5м над ділянкою розміром 200x30 м..

На рис. 5 приведена траєкторія автономного польоту квадрокоптера на висоті 3.5м, яка отримана в результаті моделювання. Злет квадрокоптера з горизонтальної поверхні відбувається у вертикальному напрямі [6].

На горизонтальній ділянці знаходиться одна дзвоноподібна гірка висотою 3.0 м із координатами центра $X=35$ м, $Y=40$ м та діаметром 50 м. Також на ділянці знаходиться одна яма у формі відбитка дзвона глибиною 3.0 м із координатами центра $X=90$ м, $Y=50$ м та діаметром 50 м

На цьому рисунку відлік висоти Z ведеться від горизонтальної поверхні. Для кращої візуалізації траєкторії польоту квадрокоптера на рисунку проведені горизонталі через горбик і яму.

Траєкторія польоту задається координатами точок, через які повинен пролетіти квадрокоптер. Послідовність цих координат наступна: [0, 30 м], [120 м, 30 м], [130 м, 40 м], [0, 40 м], [10 м, 50 м], [120 м, 50 м], [110 м, 60 м], [0, 60 м].

Перший відрізок проходить по схилу горбика і через центр ями. На ньому видно невеликий підйом і великий спуск квадрокоптера. Третій відрізок проходить через центр горбика і схил ями. Відповідно квадрокоптер спочатку трохи спускається, а потім піднімається на 3 м. На наступних відрізках квадрокоптер проходить по схилах горбика і ями, а на останньому поза ямою. Окрім того, показаний вертикальний злет квадрокоптера з місця старту (координати $X=0$ м, $Y=30$ м).

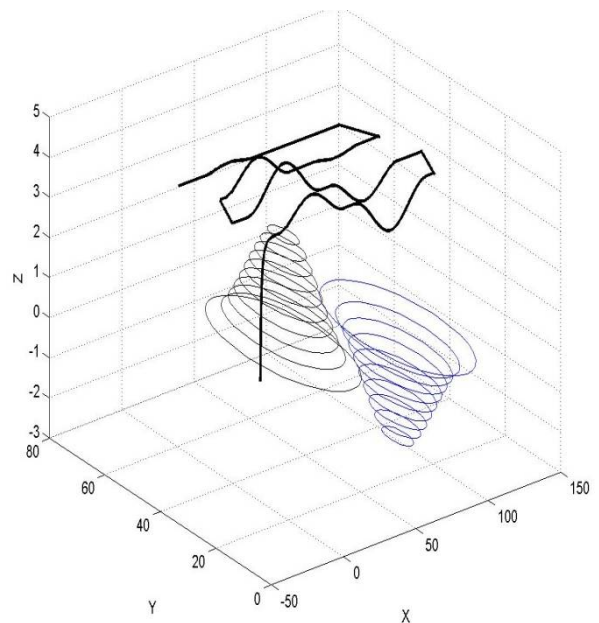


Рис. 5. Траєкторія автономного польоту квадрокоптера на висоті 3.5м.

V. ВИСНОВКИ

Результати проведених досліджень визначають ефективність та практичну значимість використання запропонованих методів вимірювання висоти польоту квадрокоптера. А саме, для вимірювання висоти польоту на малих висотах доцільно використовувати ультразвукові висотоміри. При використанні ультразвукового висотоміра HC-SR04 для зменшення похибки вимірювання висоти необхідно направити вісь висотоміра під кутом до перпендикуляра до площини квадрокоптера $\gamma = \theta_m / 2$, де θ_m – максимальний кут тангажу при польоті.

ЛІТЕРАТУРА REFERENCES

- [1] H. Huang, G. M. Hoffmann, S. L. Waslander, C. J. Tomlin, "Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive manoeuvring" in "IEEE International Conference on Robotics and Automation", May 2009, pp. 3277–3282.
- [2] Becker Marcelo, 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, C. 294–107.
- [3] <http://www.robotshop.com/media/files/pdf/datasheet-sen026.pdf>
- [4] Б. Благітко, І. Заячук, Ю. Мочульський, Математичне моделювання впливу особливостей сенсорів на процес польоту безпілотного квадрокоптера, "Фізико-математичне моделювання та інформаційні технології", 2015, Вип. 21, С. 22–29.
- [5] Ю. Мочульський, Matlab у фізичних дослідженнях: навч. - метод. посіб, Львів: ВЦ ЛНУ ім. Івана Франка, 2004, 121 с.
- [6] Б. Благітко, І. Заячук, Л. Кіт. Ю. Мочульський, Моделювання процесу керування вертикальним злетом і приземленням безпілотного квадрокоптера, "Фізико-математичне моделювання та інформаційні технології", 2012, Вип.2, С.111–117