Моделювання КатастрофічнихПриземлень Квадрокоптера

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

Заячук І.М.
Центр математичного моделювання
ІППММ ім. Я.С. Підстригача НАН України
Львів, Україна
igorzaj@gmail.com

Simulation Quadrocopter's Catastrophic Landings

BlagitkoB., MochulskyY.
DepartmentofRadiophysicsand Computer Technologies
Ivan Franko Lviv's National University
Lviv, Ukraine
blagitko@gmail/com, mochulsky@ukr.net

ZajachukI.
Centre of Mathematical Modeling
Pidstryhach Institute for Applied Problems of Mechanics
and Mathematics Ukrainian Academy of Science
Lviv, Ukraine
igorzaj@gmail.com

***Анотація*–Шляхом математичного моделювання визначені основні особливості аварійного приземлення безпілотного квадрокоптера. Приведені результати моделювання процесів приземлення безпілотного квадрокоптера у випадках виходу з ладу однієї з чотирьох пар електродвигун-гвинт.**

***Abstract*–By means of mathematical modeling, the main features of emergency landing of quadrocopter are determined The results of simulation of landing of unmanned quadrocopter in cases of failure of one of four pairs of electric motor screw are given.**

Ключові слова–квадрокоптер, висотомір, 3-осьовийгіроскоп, 3-осьовийакселерометр, 3-осьовиймагнітометр, керування.

Keywords–quadrocopter, altimeter, 3-axis gyroscope, 3-axis accelerometer, 3-axis magnetometer, control.

I. ВСТУП

У більшості статей із проблем безпілотного польоту квадрокоптера неявно передбачається, що всі чотири пари електродвигун-гвинт і схема управління ними є справними [1-3]. На практиці нерідко виникають ті чи інші несправності у послідовності ланок: схема управління – електродвигун-гвинт. Коли несправність раптово появляється в процесі безпілотного польоту квадрокоптера, то виникає аварійна ситуація. Спостерігається повна втрата керованості польотом, в результаті чого квадрокоптер падає на землю.

Ця робота присвячена розгляду особливостей процесу приземлення безпілотного квадрокоптера у випадку виходу з ладу однієї з чотирьох пар електродвигун-гвинт.

II. МОДЕЛЮВАННЯ ПРИЗЕМЛЕННЯ КВАДРОКОПТЕРА ПРИ ВІДМОВІ БУДЬ-ЯКОЇ ПАРИ ДВИГУН-ГВИНТ

Математична модель квадрокоптера в польоті у випадку, коли всі чотири пари електродвигун-гвинт і схемауправління ними є справними,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 координати і кути крену, тангажу та рискання; 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 в польоті у випадку, коли всі чотири пари електродвигун-гвинт і схемауправління ними є справними,описується системою диференціальних рівнянь 16-го порядку у формі Коші [3].

При появі несправності однієї з чотирьох пар електродвигун-гвинт квадрокоптера можливі наступні випадки:

- відмова носової пари електродвигун-гвинт;
- відмова хвостової пари електродвигун-гвинт:
- відмова правої пари електродвигун-гвинт;

- відмова лівої пари електродвигун-гвинт квадрокоптера.

Для розв'язування диференціальних рівнянь математичної моделі квадрокоптера використовувався неявний метод Рунге-Кутта TR-BDF2 (на першому етапі рівняння інтегрують методом трапецій, а на другому етапі застосовують формулу диференціювання назад другого порядку).

III. РЕЗУЛЬТАТИ МОДЕЛЮВАННЯПРОЦЕСУ ПРИЗЕМЛЕННЯ КВАДРОКОПТЕРА ПРИ ВІДМОВІ БУДЬ-ЯКОЇ ПАРИ ДВИГУН-ГВИНТ

Приземлення квадрокоптера відбувається після зависання його на висоті 50 м над точкою з координатами X=0,Y=0.Умовний "ніс" квадрокоптера спрямований по осі X в сторону зростання. При цьому початкові значення кутів тангажу і крену дорівнюють нулю, а кут рискання дорівнює 90°. Імітація відмови конкретної пари електродвигун-гвинт проводиться шляхом присвоєння напрузі живлення відповідного електродвигуна значення 0.0В для всіх моментів часу $t=>ta$, де ta – момент відмови конкретної пари електродвигун-гвинт квадрокоптера.

У всіх статтях [1-4] математичного моделювання рухи квадрокоптера розглядаються як рухи матеріальної точки маси m. Але квадрокоптер має складну просторову структуру з певними розмірами. Для того, щоб побачити не тільки рух центру мас, але й ідею його обертання під час аварійного приземлення, були імітовані рухи двох точок квадрокоптера: центру мас та носового двигуна. Тут і надалі пунктирна лінія показує траєкторію центру мас квадрокоптера а квадрати – траєкторію руху носового двигуна.На цьому рисунку (і на всіх решта) відлік висоти Z ведеться від горизонтальної поверхні. Для кращої візуалізації траєкторії польоту квадрокоптера на рисунках проведені горизонталі та вертикалі.

Результати математичного моделювання процесу приземлення квадрокоптера при появі несправності однієї з чотирьох пар електродвигун-гвинт квадрокоптераприведені у вигляді графіка траєкторій руху на Рис.1.Траєкторія 1 відображає процес приземлення квадрокоптера при відмові носової пари електродвигун-гвинт, а траєкторія 3 – при відмові хвостової пари електродвигун-гвинт.

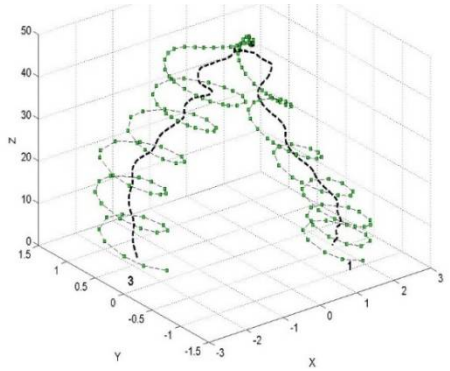

Рис. 1. Траєкторії руху квадрокоптера з регулятором: 1–при відмові носової пари електродвигун-гвинт, 3 – при відмові хвостової пари електродвигун-гвинт..

Графіки зміни кутів крену (Roll)і тангажу (Pitch) після того, як в момент ta =1 с відмовив носовий двигун , наведені на Рис.2.

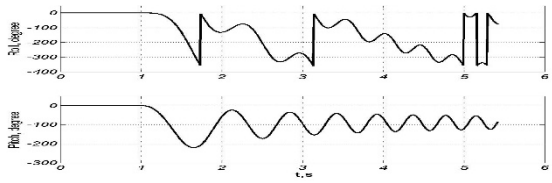

Рис. 2. Графіки зміни кутів крену при відмові носового двигуна. і тангажу

Як видно з Рис.2, після аварійного відключення носового електродвигуна кут тангажу починає зменшуватися (квадрокоптер "опускає" ніс). У той же час, внаслідок некомпенсованих моментів сил відносно вертикальної осі, квадрокоптер починає обертатися проти годинникової стрілки. Гіроскопічний момент сил починає обертати квадрокоптер відносно повздовжньої осі, тобто, виникає крен. Зробивши більш ніж півоберту відносно поперечної осі, квадрокоптер починає обертатися в протилежному напрямку і надалі тангаж коливається в околі -90º. Що стосується поздовжньої осі, то квадрокоптер робить повні три оберти у відємному напрямку і,повернувшись ще на 90º падає на землю лівим двигуном.

Графіки зміни кутів крену (Roll)і тангажу (Pitch) після того, як в момент ta =1 с відмовив хвостовий двигун , наведені на Рис.3.

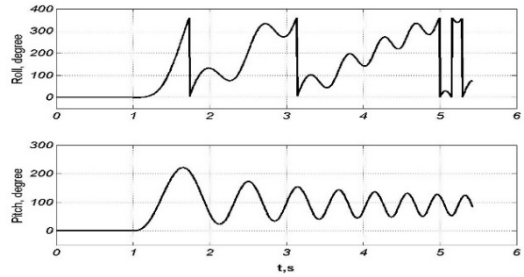

Рис. 3. Графіки зміни кутів крену і тангажу при відмові хвостового двигуна.

Як видно з Рис.3, після аварійного відключення хвостовогоелектродвигуна кут тангажу починає зростати (квадрокоптер "опускає" хвіст). У той же час, внаслідок некомпенсованих моментів сил відносно вертикальної осі, квадрокоптер починає обертатися за годинниковою стрілкою. Гіроскопічний момент сил викликає крен квадрокоптера. Зробивши в додатному напрямку більш ніж півоберту відносно поперечної осі, квадрокоптер починає обертатися в протилежному напрямку і надалі тангаж коливається в околі +90º. Що стосується поздовжньої осі, то квадрокоптер робить повні три оберти в додатному напрямку і, повернувшись ще на +90º падає на землю правим двигуном.

Результати математичного моделювання процесу посадки квадрокоптера в разі виходу з ладу однієї з інших

пар електричного моторного гвинтового квадрокоптер відбуваються у вигляді графіка траєкторій руху на Рис. 4. Траєкторія 2 відображає процес приземлення квадрокоптера при відмові правої пари електродвигун-гвинт, а траєкторія 4 – при відмові лівої пари електродвигун-гвинт.

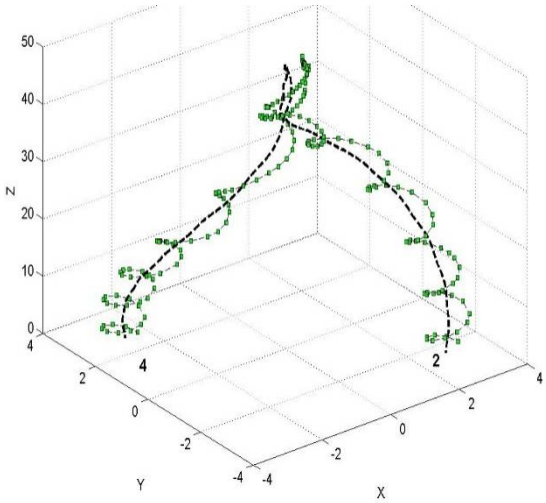

Рис. 4. Траєкторії руху квадрокоптера з регулятором: 2– при відмові правої пари електродвигун-гвинт, 4 – при відмові лівої пари електродвигун-гвинт.

Графіки зміни кутів крену (Roll)і тангажу (Pitch) після того, як в момент *ta* =1 с відмовив правий двигун , наведені на Рис.5.

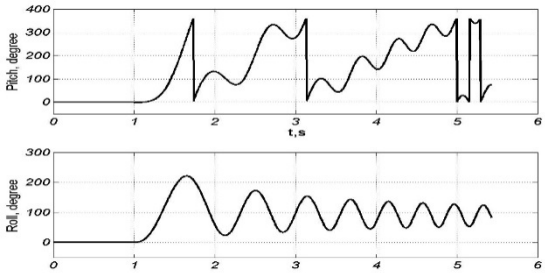

Рис. 5. Графіки зміни кутів крену і тангажу при відмові правого двигуна.

Як видно з Рис.5, після аварійного відключення правого електродвигуна кут крену починає зменшуватися (квадрокоптер "опускається" направо). У той же час, внаслідок некомпенсованих моментів сил відносно вертикальної осі, квадрокоптер починає обертатися проти годинникової стрілки. Гіроскопічний момент сил викликає тангаж квадрокоптера. Зробивши більш ніж півоберту відносно повздовжньої осі, квадрокоптер починає обертатися в протилежному напрямку і надалі крен коливається в околі +90º. Що стосується поперечної осі, то квадрокоптер робить повні три оберти у додатньому напрямку і ,повернувшись ще на 90º падає на землю.

Графіки зміни кутів крену (Roll) і тангажу (Pitch) після того, як в момент *ta* =1 с відмовив лівий двигун , наведені на Рис.6.

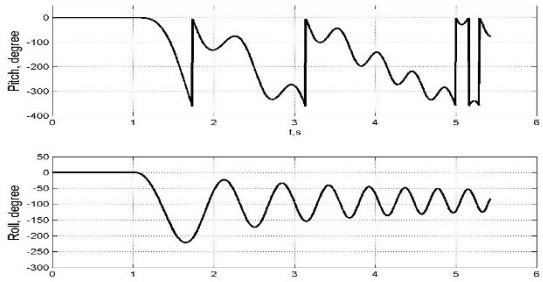

Рис. 6. Графіки зміни кутів крену і тангажу при відмові лівого двигуна.

Як видно з Рис.6, після аварійного відключення лівогоелектродвигуна кут крену починає зростати (квадрокоптер "опускається" наліво). У той же час, внаслідок некомпенсованих моментів сил відносно вертикальної осі, квадрокоптер починає обертатися за годинниковою стрілкою. Гіроскопічний момент сил викликає тангаж квадрокоптера. Зробивши більш ніж півоберту відносно повздовжньої осі, квадрокоптер починає обертатися в протилежному напрямку і надалі крен коливається в околі -90º. Що стосується поперечної осі, то квадрокоптер робить повні три оберти у від'ємному напрямку
і,повернувшись ще на -90º падає на землю

IV. МЕТОД БЕЗПЕЧНОГО ПРИЗЕМЛЕННЯ КВАДРОКОПТЕРА ПРИ ВІДМОВІ БУДЬ-ЯКОЇ ПАРИ ДВИГУН-ГВИНТ

У цій статті пропонується метод управління безпечним приземленням квадрокоптера з відмовою однієї з чотирьох пар електричний двигун - гвинт. Цей метод використовує ефект парашутування квадрокоптера. Парашутування досягається шляхом примусового відключення живлення електродвигуна, який протилежний до дефектного електродвигуна. У результаті вертикальна швидкість квадрокоптера на момент приземлення значно зменшується в порівнянні зі швидкістю вільного падіння.

На Рис.7 зображений фрагмент безпечного приземлення аварійного квадрокоптера з відмовою носового двигуна та миттєвого відключення хвостового двигуна або з відмовою хвостового двигуна та миттєвого відключення носового двигуна.

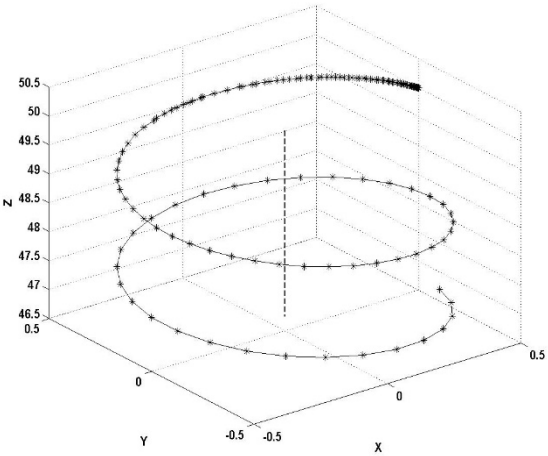

Рис. 7. Траєкторії руху квадрокоптера з регулятором:при відмові носової пари електродвигун-гвинт або при відмові хвостової пари електродвигун-гвинт..

На Рис.8 зображений фрагмент безпечного приземлення аварійного квадрокоптера з відмовою правого двигуна та миттєвого відключення лівого двигуна або з відмовою лівого двигуна та миттєвого відключення правого двигуна.

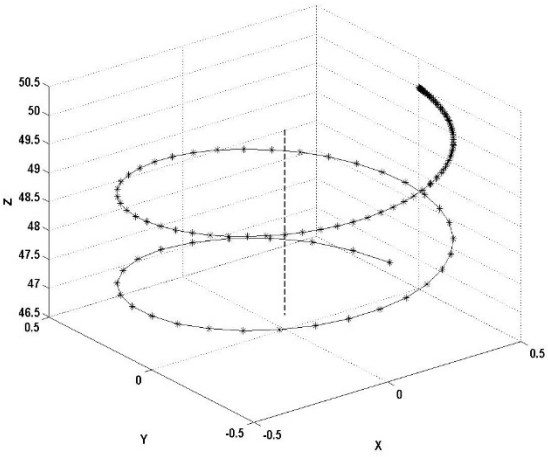

Рис. 8. Траєкторії руху квадрокоптера з регулятором:при відмові правої пари електродвигун-гвинт або при відмові лівої пари електродвигун-гвинт..

V. РЕЗУЛЬТАТИ МАТЕМАТИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ БЕЗПЕЧНОГО ПРИЗЕМЛЕННЯ КВАДРОКОПТЕРА

Для прикладу проведене моделювання безпечного приземлення аварійного квадрокоптера з висоти 50 м над точкою з координатами X=0,Y=0.Квадрокоптер при цьому «висить» нерухомо (кути тангажу і крену дорівнюють нулю). Основні параметри квадрокоптера: маса – 468 г, відстань від центру мас до двигуна – 22,5 см, ЕРС акумулятора – 11,1 В.

При виході з ладу будь-якого одного двигуна квадрокоптер приземлюється за 6 с. При цьому в момент приземлення вертикальна швидкість дорівнює 16 м/с, а горизонтальні складові швидкості не перевищують 0,3 м/с.При приземлені квадрокоптер обертається навколо вертикальної осі із кутовою швидкістю 0,3 рад/с, для якої прискорення на відстані 22,5 см від центра мас дорівнюватиме 0,02 м/с^2.

Якщо одночасно з двигуном, який вийшов з ладу, вимкнути протилежний йому двигун, то час падіння збільшиться до 11,7 с, а вертикальна швидкість приземлення зменшиться до 5,6 м/с. Горизонтальні складові швидкості весь час дорівнюватимуть нулю, тобто, квадрокоптер падатиме вертикально вниз. Крен і тангаж під час падіння дорівнюють нулю, тобто квадрокоптер завжди приземлиться на шасі. В зв'язку з тим, що в цьому випадку не скомпенсовані моменти сил двох протилежних двигунів, швидкість обертання навколо вертикальної осі буде значно більшою, ніж в першому випадку, і вмомент приземлення становитиме 4,4 рад/с. Така швидкість створюватимена відстані 22,5 см від центра мас прискорення 4,4 м/с^2.

ВИСНОВКИ

Результати проведених досліджень визначають ефективність та практичну значимість використання запропонованого методу безпечного приземлення аварійного квадрокоптера у випадку виходу з ладу однієї з чотирьох пар електродвигун-гвинт. А саме, метод використовує ефект парашутування квадрокоптера. Парашутування досягається шляхом примусового відключення живлення електродвигуна, який розташований на протилежному кінці тієї ж консолі, що й несправний двигун. У результаті вертикальна швидкість квадрокоптера на момент приземлення значно зменшується в порівнянні зі швидкістю вільного падіння..

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.

[2] 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– C. 294–107.

[3] http://www.robotshop.com/media/files/pdf/datasheet-sen026.pdf

[4] 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.

[5] Мочульський Ю. Matlab у фізичних дослідженнях: навч. - метод. посіб. — Львів: ВЦ ЛНУ ім. Івана Франка, 2004. — 121 с.

[6] 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.111–11