

## МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ ТА ЯВИЩ

УДК 531.8

### АВАРІЙНЕ ПРИЗЕМЛЕННЯ КВАДРОКОПТЕРА В БЕЗПІЛОТНОМУ ПОЛЬОТІ

Б. Благітко, Ю. Мочульський

*Львівський національний університет імені Івана Франка,  
вул. Ген. Тарнавського, 107, Львів, 79017, Україна*

*[blagitko@electronics.lnu.edu.ua](mailto:blagitko@electronics.lnu.edu.ua) , [mochulsky@ukr.net](mailto:mochulsky@ukr.net)*

Методами математичного моделювання визначено основні особливості аварійного приземлення безпілотного квадрокоптера. Запропоновано методи приземлення безпілотного квадрокоптера у випадку виходу з ладу однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт. Основою цих методів є використання ефекту парашутування. Парашутування досягається примусовим відключенням живлення електродвигуна, розміщеного на протилежному кінці тієї самої траверси, що й несправний електродвигун. Унаслідок цього вертикальна швидкість квадрокоптера в момент приземлення суттєво зменшується і наближається до порівняно безпечного значення.

*Ключові слова:* квадрокоптер, висотомір, трьохосьовий гіроскоп, трьохосьовий акселерометр, трьохосьовий магнітометр, керування.

У всіх статтях з проблем безпілотного польоту квадрокоптера неявно передбачено, що всі чотири пари електродвигун–гвинт і схема керування ними є справними [1–5]. На практиці нерідко виникають ті чи інші несправності в послідовності ланок схема керування – електродвигун–гвинт. Коли несправність раптово з'являється в процесі безпілотного польоту квадрокоптера, то виникає аварійна ситуація. Простежується повна втрата керуваності польотом, унаслідок чого квадрокоптер падає на землю.

Нижче розглянуто проблему приземлення безпілотного квадрокоптера у випадку виходу з ладу однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт.

Рух квадрокоптера відбувається по трьох осях: поздовжній, поперечній та вертикальній. Як поздовжню використовують будівельну вісь квадрокоптера, закладену в ході проектування. Під час обертання навколо неї квадрокоптер опускає одну й піднімає іншу бокову консоль із прикріпленим до неї електродвигуном. Такий рух називають “крен” (roll). Поперечна вісь – це вісь, яка лежить у площині, що проходить через центри консолей і перпендикулярна до поздовжньої осі. Вона напрямлена в бік правої консолі й доповнює пов'язану систему координат до правої трійки векторів. Під час обертання навколо цієї осі квадрокоптер опускає чи піднімає ніс. Цей рух (і утворений з горизонтальною площиною кут) називають “тангаж” (pitch) – кут між поздовжньою віссю квадрокоптера і горизонтальною площиною. Розрізняють тангаж зі збільшенням кута – кадрування, та зі зменшенням кута – пікірування. Обертання навколо вертикальної осі

називають “рискання” (yaw) – 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 відносно горизонтальної площини. На рис. 1 показано схематичний вигляд квадрокоптера зверху та напрями обертання гвинтів.

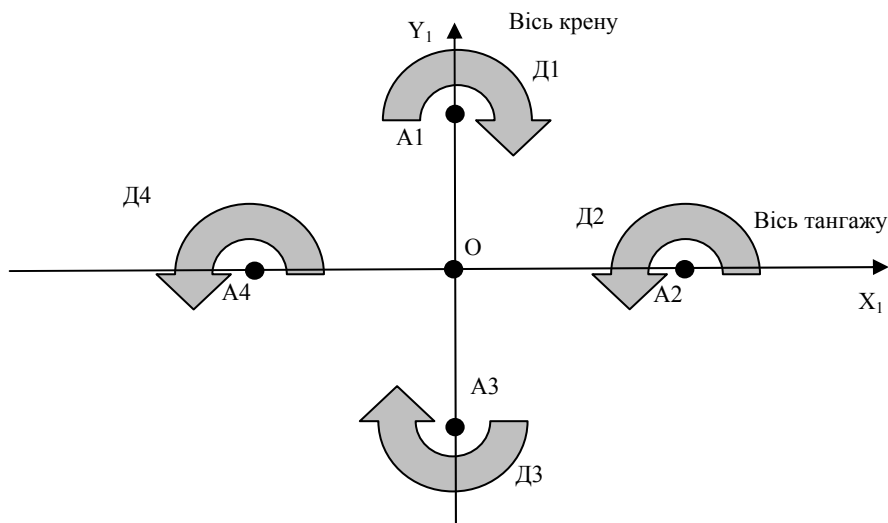


Рис. 1. Схематичний вигляд квадрокоптера зверху, напрями обертання гвинтів та три осі тангажу (pitch), крену (roll) і рискання (yaw).

У разі появи несправності однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт квадрокоптера можливі такі випадки:

- 1) відмова правої пари електродвигун–гвинт Д2 квадрокоптера;
- 2) відмова лівої пари електродвигун–гвинт Д4 квадрокоптера;
- 3) відмова носової пари електродвигун–гвинт Д1 квадрокоптера;
- 4) відмова хвостової пари електродвигун–гвинт Д3 квадрокоптера.

Математичну модель квадрокоптера в польоті у випадку, коли всі чотири пари електродвигун–гвинт і схема керування ними є справними, розглядають як дві суттєво різні математичні моделі: власне математичну модель квадрокоптера як безпілотного літального апарату (БПЛА), на вхід якого надходять значення напруг живлення електричних двигунів, а виходами є просторові координати та швидкості, кути тангажу, крену, рискання й відповідні кутові швидкості та кутові швидкості обертання двигунів; математичну модель ПД-регулятора, на вхід якого від сенсорів надходять виміряні значення, а мікроконтролер реалізує алгоритм ПД-регулятора і видає на вихід значення напруг живлення двигунів. Математичну модель квадрокоптера в польоті у випадку, коли всі чотири пари електродвигун–гвинт і схема керування ними справні, описують системою диференціальних рівнянь 16-го порядку у формі Коші [5].

На рис. 2 зображено блок-схему моделі квадрокоптера разом з платою керування та сенсорами, де  $Z$  – висота польоту квадрокоптера;  $V_z$  – вертикальна складова швидкості;

$\gamma, \theta, \psi$  – відповідно, кути крену, тангажу та рискання;  $\omega_\gamma, \omega_\theta, \omega_\psi$  – кутові швидкості обертання квадрокоптера;  $U_1, U_2, U_3, U_4$  – напруги, які надходять на двигуни квадрокоптера. Блок сенсорів складається з висотоміра, трьохосьового гіроскопа ( $\omega_\gamma, \omega_\theta, \omega_\psi$ ) трьохосьового акселерометра ( $A_x, A_y, A_z$ ) і трьохосьового магнітометра ( $B_x, B_y, B_z$ ).

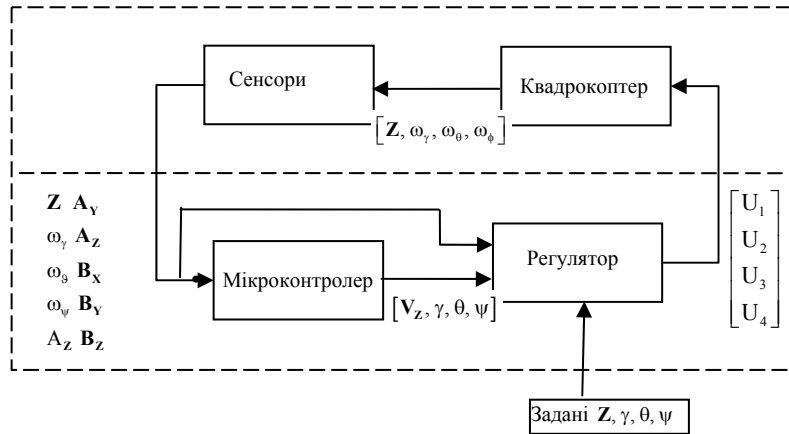


Рис. 2. Блок-схема квадрокоптера з регулятором, у випадку, коли всі чотири пари електродвигун–гвинт і схема керування ними справні.

**1. Спосіб керування для безпечного приземлення квадрокоптера з несправністю однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт.** Некероване аварійне приземлення квадрокоптера із несправністю однієї пари електродвигун–гвинт має суттєві недоліки, а саме: непрогнозоване місце приземлення, непрогнозована швидкість у момент приземлення, непрогнозовані тривалість падіння та його характер, непрогнозований кут приземлення тощо.

Положення квадрокоптера з несправністю однієї пари електродвигун–гвинт, як і для квадрокоптера без несправності, задають шістьма величинами: просторовими координатами  $X, Y, Z$  та кутами  $\theta, \gamma, \psi$ . Однак змінювати їх ми можемо лише за допомогою трьох величин. Цими величинами є швидкості обертання валів трьох справних пар електродвигун–гвинт квадрокоптера. Очевидно, що в усіх чотирьох випадках вони різні. Однаковою буде тільки висота польоту, адже метою є досягнення безаварійного приземлення квадрокоптера з несправністю однієї пари електродвигун–гвинт.

Нижче запропоновано спосіб керування для безпечного приземлення квадрокоптера з несправністю однієї пари електродвигун–гвинт. Цей спосіб полягає у примусовому вимкненні електродвигуна, який у парі з тепер уже несправним електродвигуном міститься на протилежному кінці тієї ж консолі. На валах обох електродвигунів прикріплені однакові повітряні гвинти, праві або ліві. Наприклад, у разі відмови електродвигуна Д1 квадрокоптера необхідно примусово вимкнути електродвигун Д3, і навпаки, а в разі відмови електродвигуна Д2 – електродвигун Д4, і навпаки (див. рис. 1). Степінь безпечного приземлення квадрокоптера оцінюють за значенням вертикальної швидкості в момент приземлення. Для порівняння наведено результати вільного падіння квадрокоптера зі всіма вимкненими електродвигунами та приземлення квадрокоптера з одним несправним електродвигуном.

Для розв'язування диференціальних рівнянь математичної моделі квадрокоптера використовували неявний метод Рунге–Кутти TR-BDF2 (на першому етапі рівняння інтегрують методом трапецій, а на другому етапі застосовують формулу диференціювання назад другого порядку) [6]. Несправність однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт квадрокоптера моделювали присвоєнням напрузі, яка подається на несправний двигун квадрокоптера, значення  $U_i=0$ , де  $i=1\dots 4$ . Квадрокоптер у момент виникнення несправності нерухомо зависає на деякій висоті  $Z_0$ .

**2. Математичне моделювання приземлення квадрокоптера в разі відмови однієї пари електродвигун–гвинт квадрокоптера.** Нижче визначено час зниження квадрокоптера з висоти 50 м до моменту приземлення для п'яти випадків, згаданих вище. Найшвидше квадрокоптер приземляється в разі вимкнення всіх двигунів (через 5,5 с), фактично в разі вільного падіння з урахуванням опору повітря. У випадку аварійного вимкнення одного двигуна час зниження зростає до 6 с. Вимкнення протилежного до аварійного двигуна збільшує час зниження до 9–12 с у разі затримки моменту вимкнення від 0,1 до 0 с. На рис. 3 показано зміни вертикальної складової швидкості квадрокоптера для різних випадків.

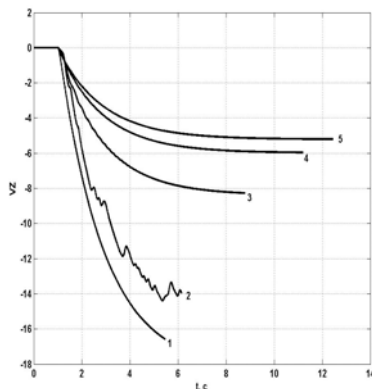


Рис. 3. Залежність швидкості зниження від часу.

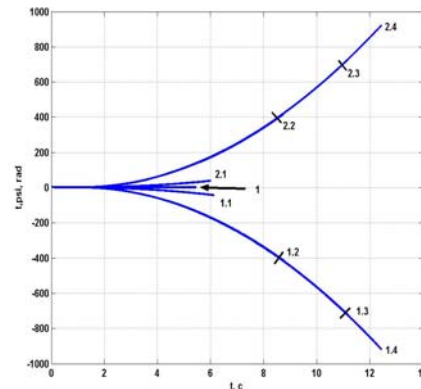


Рис. 4. Залежності кута ризику від часу.

Крива 1 відповідає вільному падінню квадрокоптера (усі чотири двигуни вимкнені). Як бачимо з графіка, у цьому випадку квадрокоптер досягає землі всього за 6 с, а вертикальна складова швидкості приземлення становить 16,5 м/с. Крива 2 отримана в разі відмови носового двигуна, коли працюють решта три. У цьому випадку впродовж усього часу зниження діє момент сили щодо осі тангажу і квадрокоптер обертається відносно цієї осі. Завдяки цьому швидкість падіння змінюється немонотонно, проте вертикальна складова швидкості приземлення зменшується до 14 м/с.

З використанням запропонованого вище методу вимкнення протилежного (хвостового) двигуна після аварії можна суттєво зменшити швидкість приземлення. Якщо цей двигун вимкнути з затримкою 0,1 с (крива 3), то швидкість приземлення зменшиться до 8,3 м/с. У разі затримки 0,05 с (крива 4) швидкість приземлення зменшиться до 6 м/с, а без затримки (крива 5) – до 5 м/с.

На рис. 4 зображено залежності кута ризання квадрокоптера від часу. Лінія 1 відповідає падінню в разі вимкнених усіх двигунів. У цьому випадку нема моменту сил відносно вертикальної осі й квадрокоптер не обертається. Крива 1.1 відображає аварійне вимкнення носового двигуна, коли працюють решта три. Обертальний момент сил правого і лівого двигунів, які обертають квадрокоптер відносно вертикальної осі проти годинникової стрілки, компенсований обертальним моментом сил лише одного хвостового двигуна, який обертає квадрокоптер за годинниковою стрілкою. Унаслідок цього квадрокоптер знижується, обертаючись проти годинникової стрілки, і до приземлення виконує дев'ять повних обертів. У разі вимкнення хвостового двигуна правий і лівий двигуни створюють моменти сил, які обертають квадрокоптер проти годинникової стрілки і нічим не компенсовані. Тому квадрокоптер під час падіння обертатиметься швидше, що бачимо з кривих 1.2, 1.3 і 1.4. Ці три криві майже збігаються, однак процес зниження закінчується в різні моменти часу. Крива 1.2 отримана в разі затримки вимкнення хвостового двигуна 0,1 с, крива 1.3 – 0,05 с, а крива 1.4 – 0с. Тоді до моменту приземлення квадрокоптер встигає зробити, відповідно, 63, 111 і 146 обертів.

У разі аварійного вимкнення правого двигуна обертіві моменти носового і хвостового двигунів скомпенсовані не будуть, унаслідок чого квадрокоптер під час зниження обертатиметься аналогічно попередньому випадку, однак у протилежний бік (криві 2.1, 2.2, 2.3 і 2.4).

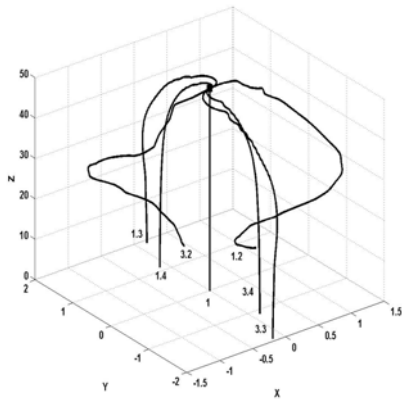


Рис. 5. Відмова носового або хвостового двигуна.

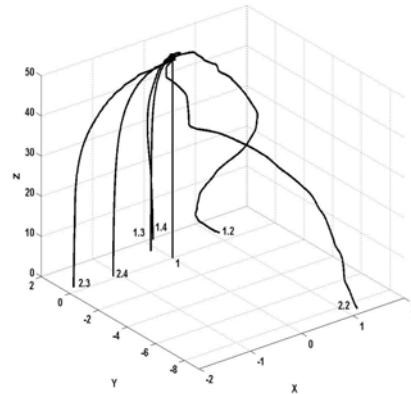


Рис. 6. Відмова лівого або правого двигуна.

На рис. 5 зображено траєкторії приземлення квадрокоптера у випадку відмови носового (перша цифра у підписі ліній – 1) або хвостового (перша цифра у підписі ліній – 3) двигунів. Друга цифра у підписі означає таке: 2 – вимкнений тільки аварійний двигун, 3–5 – вимкнено протилежний до аварійного двигун: 3 – через 0,1 с, 4 – через 0,05 с, 5 – через 0 с. Прямая 1 відповідає вільному падінню (вимкнено всі двигуни). Ця лінія відповідає і випадку 5, проте в цьому разі квадрокоптер, падаючи вертикально вниз, обертатиметься вздовж вертикальної осі.

**3. Метод приземлення квадрокоптера в разі відмови однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт квадрокоптера.** Відмова носового двигуна приводить до обертання квадрокоптера навколо поперечної осі проти годинникової стрілки, а хвостового – за годинниковою стрілкою. Відмова правого двигуна приводить до обертання квадрокоптера навколо поздовжньої осі за годинниковою стрілкою, а лівого – проти годинникової стрілки. У всіх цих випадках квадрокоптер зривається в штопор і наслідки приземлення є катастрофічними.

Ми запропонували метод керування для безпечного приземлення квадрокоптера з несправністю однієї пари електродвигун–гвинт. Цей метод полягає у примусовому відімкненні електродвигуна, який у парі з тепер уже несправним електродвигуном розміщений на протилежному кінці тієї ж консолі. Цей метод використовує ефект парашутування квадрокоптера.

У всіх попередніх моделюваннях квадрокоптер розглядали як матеріальну точку, у тому числі в разі отримання результатів моделювання, відображених на рис. 5, 6.

На рис. 7, 8 показано фрагмент аварійного спуску квадрокоптера в разі відмови одного з двигунів і моментального відімкнення протилежного двигуна.

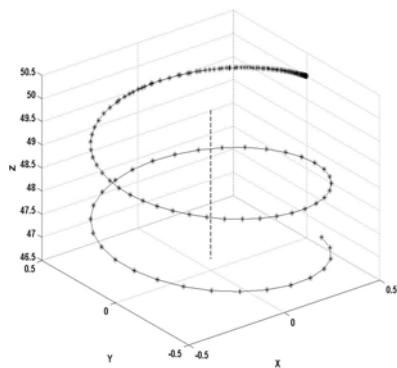


Рис. 7. Відмова носового або хвостового двигуна.

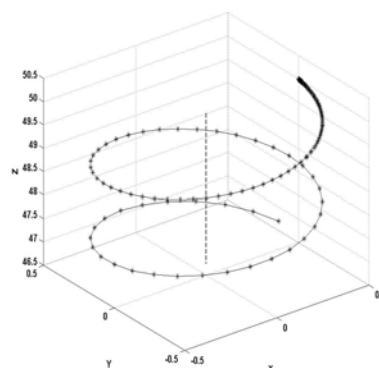


Рис. 8. Відмова лівого або правого двигуна.

На рис. 7, 8 крапками позначено носовий двигун (Д1) у моменти часу, віддалені на 50 мс. Як бачимо, у разі відмови носового або хвостового двигуна квадрокоптер виконує складний рух. Він одночасно спускається вниз по певній траєкторії й обертається довкола своєї вертикальної осі. У випадку відмови носового або хвостового двигуна квадрокоптер обертається за годинниковою стрілкою, якщо дивитися знизу (див. рис. 7). Відмова лівого або правого двигуна приводить до аналогічного спуску, лише обертання відбувається в протилежному напрямі (див. рис. 8). У цьому разі швидкість обертання спочатку збільшується, а потім стабілізується.

Отже, для зменшення вертикальної складової швидкості приземлення в разі відмови одного з двигунів доцільно якомога швидше відімкнути напругу від протилежного двигуна. У цьому випадку, як бачимо з рис. 5, 6, горизонтальні складові швидкості практично дорівнюють нулю.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. *Huang H.* Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering / H. Huang, G. M. Hoffmann, S. L. Waslander, C. J. Tomlin // IEEE International Conference on Robotics and Automation. May, 2009. –P. 3277–3282.
2. *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 17<sup>th</sup> Word Congress the International Federation of Automatic Control, Seoul Korea, July 6–11, 2008. – Seoul, 2008. – P. 14642–14650.
3. *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. – P. 1623–1629.
4. *Marcelo Becker.* In-Flight Collision Avoidance Controller Based Only on OS4 Embedded Sensors / R. C. B. Sampaio, S. Bounabdallah, V. de Perrot, R. Siegwart// J. of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering. – 2012. – Vol. 34, N 3. – P. 294–107.
5. *Благітко Б.* Математичне моделювання впливу особливостей сенсорів на процес польоту безпілотної квадрокоптера / Б. Благітко, І. Заячук, Ю. Мочульський // Фізико-математичне моделювання та інформаційні технології. – 2015. – Вип. 21. – С. 22–29.
6. *Мочульський Ю.* Matlab у фізичних дослідженнях : навч.-метод. посіб. – Львів : ВЦ ЛНУ ім. Івана Франка, 2004. – 121 с.
7. *Благітко Б.* Моделювання процесу стабілізації та керованості безпілотної квадрокоптера у польоті / Б. Благітко, І. Заячук, Л. Кіт. Ю. Мочульський // Фізико-математичне моделювання та інформаційні технології. – 2013. – Вип. 18. – С. 21–31.

Стаття: надійшла до редакції 25.09.2017,  
доопрацьована 29.09.2017,  
прийнята до друку 03.10.2017.

## EMERGENCY LANDING OF QUADROPTER IN THE UNMANNED FLIGHT

**B. Blahitko, Yu. Mochulsky**

*Ivan Franko National University of Lviv,  
107 Tarnavsky St., UA-79017 Lviv, Ukraine  
[blagitko@electronics.lnu.edu.ua](mailto:blagitko@electronics.lnu.edu.ua) , [mochulsky@ukr.net](mailto:mochulsky@ukr.net)*

The necessity of analyzing and modeling process of the emergency landing unmanned quadcopter is described. All articles, without exception, are devoted to problems of an unmanned flight of a quadcopter, unconditionally foresee that all four pairs of screw-engines and their control system function correctly. In practice, often there are those or other faults in the sequence of links: the control circuit – the motor-the screw. When a malfunction suddenly appears during the quadcopter unmanned flight, then an emergency situation occurs. Through mathematical modeling the basic features of landing unmanned quadcopter are considered. The results of mathematical modelling of quadcopter landing after the appearance of failure of one of the four pairs of electric motor-screw are presented. When the quadcopter landing after failure of nose pair or of tail pair the electric motor-screw, the quadcopter begins a counter-clockwise rotate and falls to the ground. When the quadcopter landing after failure of right pair or of left pair the electric motor-screw, the quadcopter begins a clockwise rotate and falls to the ground also. The vertical speed at the moment landing is equal to the free fall practically. The horizontal speed at the moment landing, as well as the angle and the landing site are unpredictable, The methods of safe landing of an unmanned quadcopter in case of failure of one of four pairs of motor-screw are proposed. The basis of the proposed methods is to use a parachuting effect. Parachuting achieved by forced off the power of the motor, which is located at the opposite end of the same yoke as faulty motor As a result, the quadcopter vertical speed at the moment landing is reduced significantly and is approaching a relatively safe value. The horizontal speed of an unmanned quadcopter at moment landing, as well as the angle equals null.

*Key words:* quadcopter, altimeter, 3-axis gyroscope, 3-axis accelerometer, 3-axis magnetometer, control.