

УДК 531.8

ОСОБЛИВОСТІ КАТАСТРОФІЧНИХ ПРИЗЕМЛЕНЬ КВАДРОКОПТЕРА

Б. Благітко, Ю. Мочульський

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

blagitko@gmail.com

mochulsky@ukr.net

Методами математичного моделювання визначені основні особливості аварійного приземлення квадрокоптера. Запропоновані методи приземлення квадрокоптера у випадку виходу з ладу однієї з чотирьох пар електродвигун-гвинт. Основою запропонованих методів є використання ефекту парашутування. Парашутування досягається шляхом примусового відключення живлення електродвигуна, який розміщується на протилежному кінці тієї самої траверси, що і несправний електродвигун. В результаті вертикальна швидкість квадрокоптера в момент приземлення суттєво зменшується і наближається до порівняно безпечного значення.

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

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 з'являється в процесі безпілотного польоту квадрокоптера, то виникає аварійна ситуація. Спостерігається повна втрата керованості польотом, в результаті чого квадрокоптер падає на землю. У статті [7] розглянуті загальні питання виникнення аварійної ситуації при раптовій появі у польоті несправності одного з електродвигунів квадрокоптера.

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

Математична модель квадрокоптера в польоті у випадку, коли всі чотири пари електродвигун-гвинт і схема управління 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 ролання; 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 схема управління ними є справними, описується системою диференціальних рівнянь 16-го порядку у формі Коші [3]. 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).

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

- відмова правої пари електродвигун-гвинт квадрокоптера;
- відмова лівої пари електродвигун-гвинт квадрокоптера;
- відмова носової пари електродвигун-гвинт квадрокоптера;
- відмова хвостової пари електродвигун-гвинт квадрокоптера.

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 ристання 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 всіх рисунках відлік висоти Z ведеться від горизонтальної поверхні. Для кращої візуалізації траєкторії польоту квадрокоптера на рисунках проведени горизонталі та вертикалі.

Результати математичного моделювання процесу приземлення квадрокоптера при появі несправності однієї з чотирьох пар електродвигун-гвинт квадрокоптера приведені 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. Пунктирна лінія показує траєкторію руху центра мас квадрокоптера, а лінія з маркерами – траєкторію руху носового двигуна.

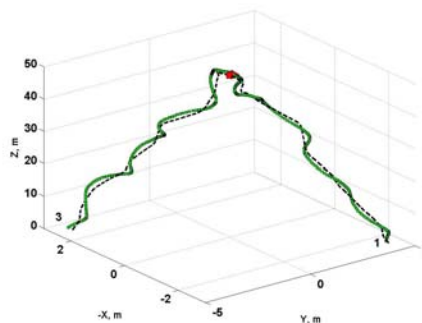


Рис. 1. Траєкторії руху квадрокоптера з регулятором: 1 – при відмові носової пари електродвигун-гвинт, 3 – при відмові хвостової пари електродвигун-гвинт.

На рис.2 наведені фазові портрети (зв'язок між кутом і відповідною швидкістю обертання) для кутів тангажу (Pitch), рискання (Yaw) та крену (Roll) після того, як відмовив носовий двигун.

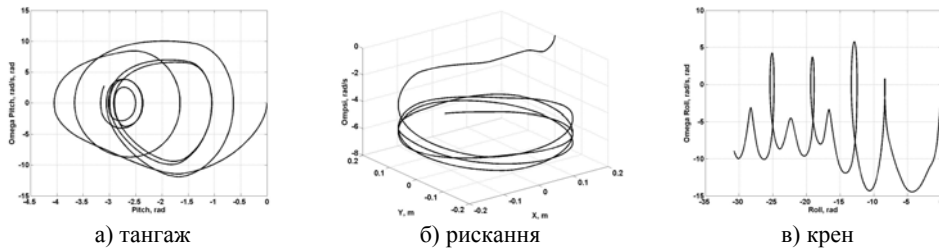


Рис.2. Фазові портрети кутів тангажу, рискання та крену при відмові носового двигуна.

Як видно з рис.2, після аварійного відключення носового електродвигуна кут тангажу починає зменшуватися (квадрокоптер "опускає" ніс). Як показано в [3], носовий і хвостовий двигуни створюють момент сил, який обертає квадрокоптер відносно вертикальної осі за годинниковою стрілкою (якщо дивитися знизу). Правий і лівий двигуни обертають квадрокоптер проти годинникової стрілки відносно цієї осі. Тому при відмові носового двигуна квадрокоптер починає обертатися проти годинникової стрілки). Тангаж і рискання створюють гіроскопічний момент сил, який починає обертати квадрокоптер відносно позадвжньої осі, тобто, виникає крен. Зробивши трохи більш ніж один оберт відносно поперечної осі, квадрокоптер починає обертатися в протилежному напрямку і надалі тангаж коливається в околі -150° . Що стосується позадвжньої осі, то квадрокоптер робить майже п'ять обертів у від'ємному напрямку і падає на землю правим двигуном.

Фазові портрети для кутів тангажу (Pitch), рискання (Yaw) та крену (Roll) після того, як відмовив хвостовий двигун, наведені на рис.3.

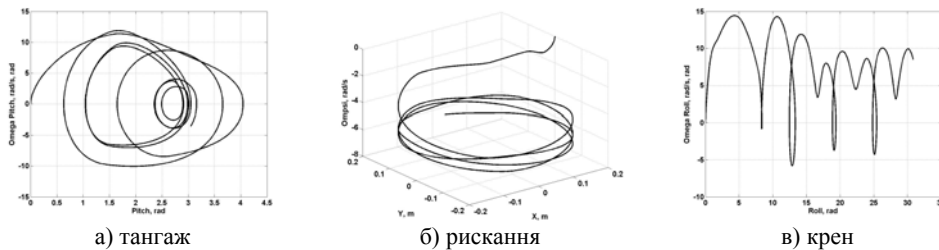


Рис.3. Фазові портрети кутів тангажу, рискання та крену при відмові хвостового двигуна.

Як видно з рис.3, після аварійного відключення хвостового електродвигуна кут тангажу починає зростати (квадрокоптер "опускає" хвіст). Як вказано вище, носовий і хвостовий двигуни обертають квадрокоптер відносно вертикальної осі в однаковому напрямку. Але кутова швидкість тангажу змінила напрям обертання на протилежний. Тому гіроскопічний момент сил викликає крен квадрокоптера теж в протилежному

напрямку. Зробивши в додатному напрямку більш ніж один оберт відносно поперечної осі, квадрокоптер починає обертатися в протилежному напрямку і надалі тангаж коливається в околі $+150^\circ$. Що стосується поздовжньої осі, то квадрокоптер робить майже п'ять обертів в додатному напрямку і падає на землю лівим двигуном.

Результати математичного моделювання процесу приземлення квадрокоптера в разі виходу з ладу однієї з інших пар електродвигун-гвинт відображені 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.

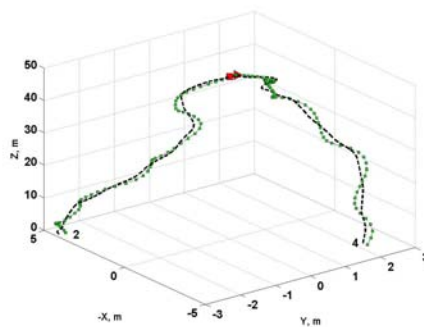


Рис.4. Траєкторія руху квадрокоптера з регулятором: 2 – при відмові правої пари електродвигун-гвинт, 4 – при відмові лівої пари електродвигун-гвинт.

Фазові портрети для кутів крену (Roll), рискання (Yaw) і тангажу (Pitch) після того, як відмовив правий двигун, наведені на рис.5.

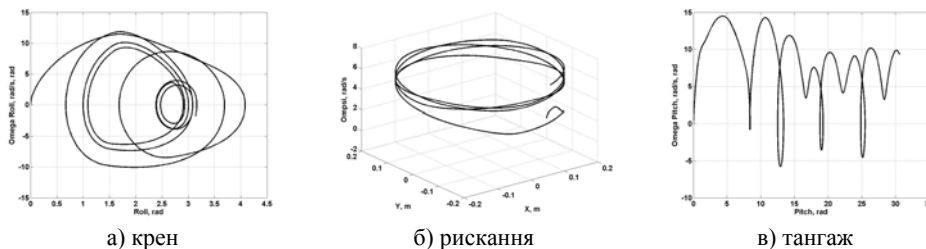


Рис.5. Фазові портрети кутів крену, рискання і тангажу при відмові правого двигуна.

Як видно з рис.5, після аварійного відключення правого електродвигуна кут крену починає збільшуватися (квадрокоптер "опускається" направо). Правий і лівий двигуни створюють момент сил, який обертає квадрокоптер відносно вертикальної осі проти годинникової стрілки (якщо дивитися знизу). Тому при відмові правого двигуна квадрокоптер починає обертатися за годинниковою стрілкою. Крен і рискання створюють гіроскопічний момент сил, який починає обертати квадрокоптер відносно поперечної осі, тобто, виникає тангаж. Зробивши трохи більше ніж один оберт відносно поздовжньої осі, квадрокоптер починає обертатися в протилежному напрямку і надалі

крен коливається в околі $+150^\circ$. Що стосується поперечної осі, то квадрокоптер робить майже п'ять обертів у додатному напрямку і падає на землю на носовий двигун.

Фазові портрети для кутів крену (Roll), рискання (Yaw) і тангажу (Pitch) після того, як відмовив лівий двигун, наведені на рис.6.

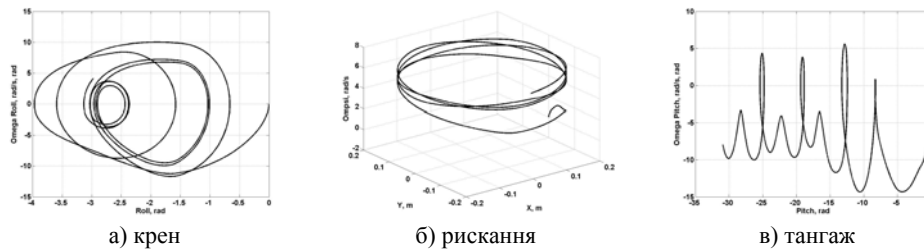


Рис.6. Фазові портрети кутів крену, рискання і тангажу при відмові лівого двигуна.

Як видно з рис.6, після аварійного відключення лівого електродвигуна кут крену починає зменшуватися (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 трохи більше ніж один оберт відносно повздовжньої осі, квадрокоптер починає обертатися в протилежному напрямку і надалі крен коливається в околі -150° . Що стосується поперечної осі, то квадрокоптер робить майже п'ять обертів у від'ємному напрямку і падає на землю на хвостовий двигун.

Слід зауважити, що розглянуті вище падіння квадрокоптера на землю на один з двигунів справедливі лише при падінні з висоти 50 м і нульових початкових кутах тангажу і крену. При інших початкових умовах внаслідок обертання квадрокоптера відносно всіх трьох осей можливе падіння на землю в будь-якому положенні.

Аварійне приземлення квадрокоптера із несправністю однієї з чотирьох пар електродвигун-гвинт має суттєві недоліки, а саме: непрогнозоване місце приземлення, непрогнозована швидкість в момент приземлення, непрогнозовані тривалість падіння та його характер, непрогнозований кут приземлення, тощо.

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

Для прикладу проведені результати 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.

Фазові портрети кута рискання для запропонованого методу безпечного аварійного приземлення квадрокоптера наведені на рис.7 (при відмові носового двигуна та

миттєвому відключенні хвостового двигуна) і рис.8 (при відмові лівого двигуна та миттєвому відключенні правого двигуна).

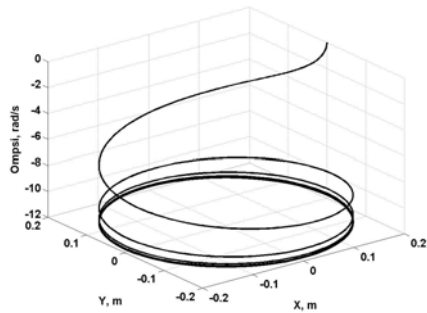


Рис.7. Фазовий портрет кута рискання при відмові носового або хвостового двигуна.

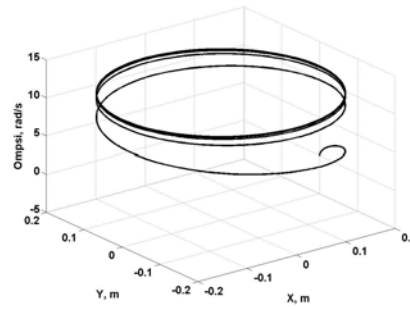


Рис.8. Фазовий портрет кута рискання при відмові правого або лівого двигуна.

На рис.9 зображений фрагмент безпечного аварійного приземлення квадрокоптера з відмовою носового двигуна та миттєвого відключення хвостового двигуна або з відмовою хвостового двигуна та миттєвого відключення носового двигуна. На рис.10 зображений фрагмент безпечного аварійного приземлення квадрокоптера з відмовою правого двигуна та миттєвого відключення лівого двигуна або з відмовою лівого двигуна та миттєвого відключення правого двигуна.

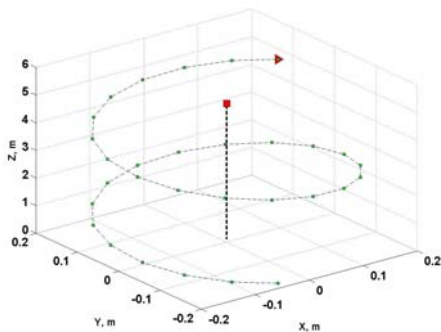


Рис. 9. Безпечне аварійне приземлення квадрокоптера при відмові носового або хвостового двигуна.

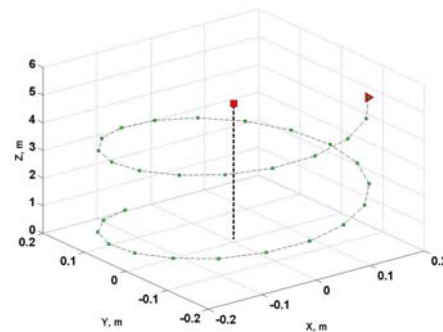


Рис. 10. Безпечне аварійне приземлення квадрокоптера при відмові лівого або правого двигуна.

Якщо одночасно з двигуном, який вийшов з ладу, вимкнути живлення електродвигуна, який розміщується на протилежному кінці тієї самої траверси, що і несправний електродвигун, то час падіння становить 11,7 с, а вертикальна швидкість приземлення становить 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 в момент приземлення становитиме $4,4 \text{ рад/с}$. Така швидкість створюватиме на відстані $22,5 \text{ см}$ від центра мас прискорення $4,4 \text{ м/с}^2$.

Висновки. Для зменшення вертикальної складової швидкості приземлення при відмові одного з двигунів доцільно якомога швидше від'єднати напругу від протилежного двигуна, який розміщений на протилежному кінці консолі. При цьому 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, and C. J. Tomlin // IEEE International Conference on Robotics and Automation, May 2009, pp. 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 17th World Congress The International Federation of Automatic Control, Seoul Korea, July 6-11, 2008, pp. 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, pp.1623-1629.
4. *Marcelo B.* In-Flight Collision Avoidance Controller Based Only on OS4 Embedded Sensors/ B.Marcelo, 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.
5. *Благітко Б.* Математичне моделювання процесу стабілізації квадрокоптера у польоті / Б. Благітко, Ю. Мочульський // Електроніка та інформаційні технології. – 2013. – Вип. 3. –С. 96–107.
6. *Благітко Б.* Моделювання процесу польоту квадрокоптера з врахуванням особливостей сенсорів / Б. Благітко, Ю. Мочульський // Електроніка та інформаційні технології. – 2015 – Вип. 5. –С. 83–94.
7. *Благітко Б.* Аварійне приземлення квадрокоптера в безпілотному польоті / Б. Благітко, Ю. Мочульський // Електроніка та інформаційні технології. – 2017 – Вип. 8. –С. 137-142.
8. *Мочульський Ю.* Matlab у фізичних дослідженнях: навч. - метод. посіб. — Львів: ВЦ ЛНУ ім. Івана Франка, 2004. — 121 с.

*Стаття: надійшла до редакції 29.05.2018,
доопрацьована 19.06.2018,
прийнята до друку 20.06.2018.*

PECULIARITIES OF CATASTROPHIC LANDING OF QUADROPTER**B. Blahitko, Yu. Mochulsky**

*Ivan Franko National University of Lviv,
107 Tarnavsky St., UA-79017 Lviv, Ukraine
blagitko@gmail.com, mochulsky@ukr.net*

Most articles on quadcopter unmanned flight implicitly assume that all four pairs of electric motor-screw and control scheme are intact. In practice, there are often some or other problems in the sequence: control circuit – motor-screw. This work is devoted to the consideration of the features of the landing of a pilotless quadcopter in the event of failure of one of four pairs of electric motor-screw. The main features of the emergency landing of the quadcopter are determined by mathematical modelling. In good condition, the nasal and tail motors create the moment of forces that the quadcopter rotates relative to the vertical axis clockwise. Therefore, after the emergency cut-off of the nasal electric motor, the yaw angle begins to decrease. At the same time the tail engine will create a moment at which the pitch angle begins to decrease (quadcopter "lowers" the nose). The Yaw and Pitch create a gyroscopic moment of forces, which begins to rotate the quadcopter relative to the longitudinal axis, that is, there is a Roll. Having made a little more than one turn relative to the transverse axis, the quadcopter begins to rotate in the opposite direction and in the future the Pitch changes in the vicinity -150° . The quadcopter makes almost five turns in the negative direction around the longitudinal axis and falls to the ground by the right engine. After the emergency shutdown of the tail motor, the pitch angle begins to increase (the quadcopter "lowers" the tail). By making more than one turn in a positive direction relative to the transverse axis, the quadcopter starts to rotate in the opposite direction, and in the future the Pitch fluctuates in the vicinity of $+150^\circ$. The quadcopter makes almost five turns in a positive direction around the longitudinal axis and falls to ground by the left engine. In good condition, the right and left motors create the moment of forces that the quadcopter rotates relative to the vertical axis counterclockwise. Beside this, after the emergency cut-off of the right electric motor, the roll angle begins to increase (quadcopter "lowers" the right side). The Yaw and Roll create a gyroscopic moment of forces, which begins to rotate the quadcopter relative to the transverse axis. Having made a little more than one turning relative to the longitudinal axis, the quadcopter begins to rotate in the opposite direction and in the future the Roll fluctuates in the vicinity $+150^\circ$. The quadcopter makes almost five turns in the positive direction around the transverse axis and falls to the ground by the nasal engine. After the emergency cut-off of the left electric motor, the roll angle begins to decrease (quadcopter "lowers" the left side). By making more than one turn in a negative direction relative to the longitudinal axis, the quadcopter starts to rotate in the opposite direction, and in the future the Roll fluctuates in the vicinity of -150° . The quadcopter makes almost five turns in the negative direction around the transverse axis and falls to the ground by the tail engine. The horizontal speed at the moment landing, as well as the angles is unpredictable.

The methods of safe landing of a quadcopter in the event of failure of one of the four pairs of motor-screw are proposed. The basis of the proposed methods is to use a parachuting effect. The 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 components of the speed all the time will be zero, that is, the quadcopter will fall vertically down. The angles of the roll and pitch during the fall are zero, that is, the quadcopter always land on the chassis.

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