

Моделювання процесу аварійного приземлення безпілотного квадрокоптера

Богдан Благітко¹, Юрій Мочульський¹, Ігор Заячук²

¹ к. т. н., Львівський національний університет імені Івана Франка, вул. генерала Тарнавського, 107, Львів, 79017, e-mail: blagitko@electronics.lnu.edu.ua, mochulsky@ukr.net

² к. т. н., Центр математичного моделювання ІППММ ім. Я. С. Підстригача НАН України, вул. Дж. Дудасва, 15, Львів, 79005, e-mail: igorzaj@litech.lviv.ua

Шляхом математичного моделювання досліджено особливості процесу аварійного приземлення безпілотного квадрокоптера. Запропоновано методіку приземлення безпілотного квадрокоптера у випадку виходу з ладу однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт. Основою цієї методіки є застосування ефекту парашутування. Парашутування досягається шляхом примусового вимкнення живлення електродвигуна, який розміщується на протилежному кінці тієї самої траверси, що і несправний електродвигун. У результаті вертикальна швидкість безпілотного квадрокоптера в момент приземлення суттєво зменшується та наближається до порівняно безпечного значення.

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

Вступ. У всіх, без винятку, статтях із проблем безпілотного польоту безпілотного квадрокоптера неявно передбачається, що всі чотири пари електродвигун–гвинт і схема управління ними є справними [1-5]. На практиці можуть виникнути деякі несправності у послідовності ланок: схема управління–електродвигун–гвинт. Якщо несправність раптово з'являється у процесі польоту безпілотного квадрокоптера, то виникає аварійна ситуація. Спостерігається повна втрата керуваності польотом, внаслідок чого безпілотний квадрокоптер падає на землю.

Стаття стосується розробки математичної моделі процесу приземлення безпілотного квадрокоптера у випадку виходу з ладу однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт.

Рух безпілотного квадрокоптера відбувається за трьома осями: повздовжньою, поперечною та вертикальною. За поздовжню вісь використовують будівельну вісь безпілотного квадрокоптера, яка закладається у процесі проектування. Обертаючись навколо неї безпілотний квадрокоптер опускає одну та піднімає іншу бокову консоль із прикріпленням до неї електродвигуном. Такий рух називається «крен» (roll). Поперечна вісь — це вісь, яка лежить у площині, що проходить через центри консолей і є перпендикулярною до повздовжньої осі. Вона спрямована в бік правої консолі. Обертаючись навколо цієї осі безпілотний квадрокоптер опускає чи піднімає ніс. Цей рух називається «тангаж» (pitch).

Розрізняють тангаж зі збільшенням кута — кабрування, та зі зменшенням кута — пікірування. Обертання навколо вертикальної осі називається «рискання» (yaw). Кут, який описує поворот корпусу безпілотного квадрокоптера в горизонтальній площині, визначається від напрямку на північ. Три кути, крен, тангаж і рискання визначають нахил літального апарату стосовно горизонтальної площини. На рис. 1 проілюстровано схематичний вигляд безпілотного квадрокоптера зверху та напрями обертання гвинтів.

Несправності однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт безпілотного квадрокоптера можливі за таких причин:

1. відмова правої пари електродвигун–гвинт $D2$ безпілотного квадрокоптера;
2. відмова лівої пари електродвигун–гвинт $D4$ безпілотного квадрокоптера;
3. відмова носової пари електродвигун–гвинт $D1$ безпілотного квадрокоптера;
4. відмова хвостової пари електродвигун–гвинт $D3$ безпілотного квадрокоптера.

Математичну модель безпілотного квадрокоптера в польоті у випадку, коли всі чотири пари електродвигун–гвинт і схема управління ними є справними можна подати у вигляді двох суттєво різних математичних моделей. Одна з них — це математична модель безпілотного квадрокоптера у вигляді моделі безпілотного літального апарату, на вхід якого поступають значення напруг живлення електричних двигунів, а виходами є просторові координати, швидкості, кути тангажу, крену, рискання та відповідні кутові швидкості і кутові швидкості обертання двигунів. Інша математична модель — це модель пропорційно-диференціального регулятора, на вхід якого від сенсорів поступають виміряні значення, а мікроконтролер реалізує алгоритм ПД регулятора і видає на вихід значення

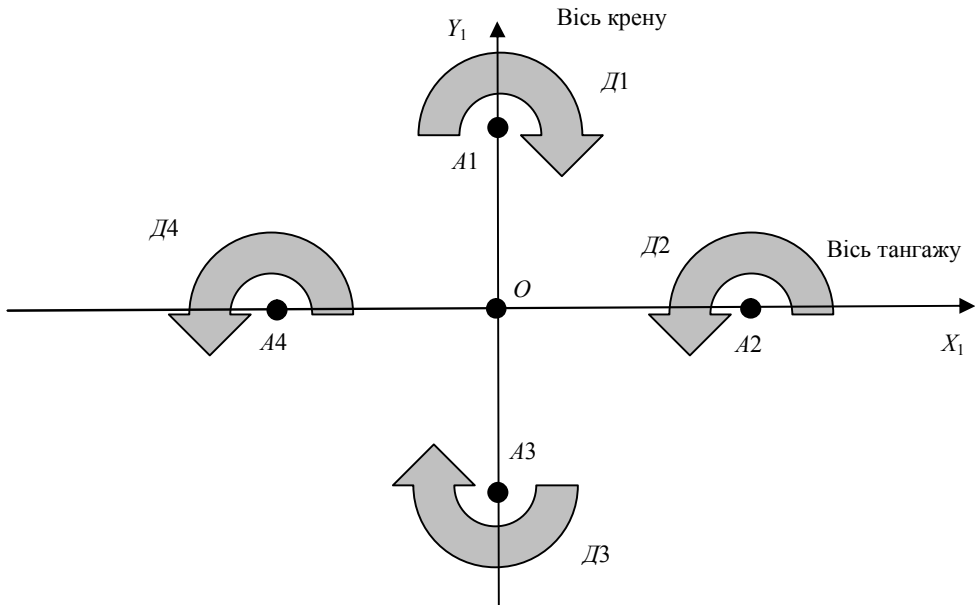


Рис. 1. Схематичний вигляд безпілотного квадрокоптера зверху та напрями обертання гвинтів

напруг живлення двигунів. У випадку, якщо всі чотири пари електродвигун–гвинт і схема управління ними є справними, то математична модель безпілотного квадрокоптера в польоті описується системою диференціальних рівнянь 16-го порядку у формі Коші [5].

На рис. 2 зображено структурну схему моделі безпілотного квадрокоптера разом із платою керування та сенсорами, де Z — висота польоту квадрокоптера, V_z — вертикальна складова швидкості, γ, θ, ψ — відповідно кути крену, тангажу та ристання, $\omega_\gamma, \omega_\theta, \omega_\psi$ — 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 ($\omega_\gamma, \omega_\theta, \omega_\psi$), 3-осьового акселерометра (A_x, A_y, A_z) і 3-осьового магнітометра (B_x, B_y, B_z).

1. Методика управління процесом безпечного приземлення безпілотного квадрокоптера з несправністю однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт

Процес некерованого аварійного приземлення безпілотного квадрокоптера з несправністю однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт містить багато невизначеностей, зокрема: непрогнозоване місце приземлення, непрогнозована швидкість у момент приземлення, непрогнозовані тривалість падіння та його характер, непрогнозований кут приземлення тощо.

Положення безпілотного квадрокоптера із несправністю однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт, як і для безпілотного квадрокоптера без несправності, задається шістьма параметрами: просторовими координатами X, Y, Z та кутами θ, γ, ψ . Але змінювати їх можна лише за допомогою трьох параметрів, якими є швидкості обертання валів трьох справних пар електродвигун–гвинт квадрокоптера. Очевидно,

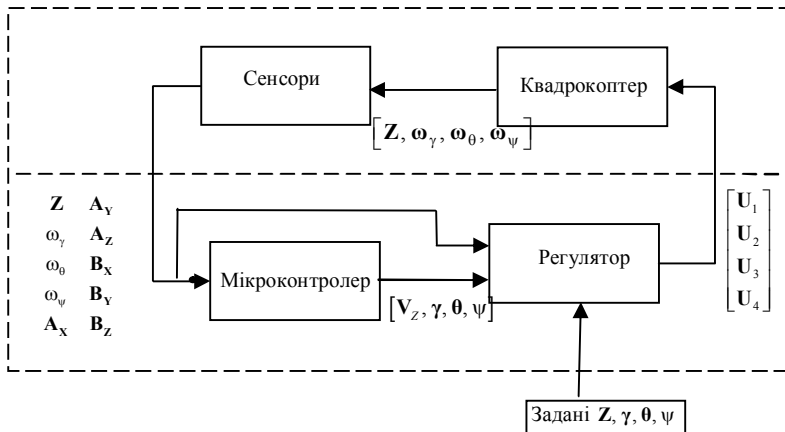


Рис. 2. Структурна схема безпілотного квадрокоптера з регулятором зі справними чотирма парами електродвигун–гвинт і схемою управління ними

що у всіх чотирьох випадках вони будуть різними, а висота польоту буде залишатися постійною.

У статті запропоновано методику управління процесом безпечного приземлення безпілотного квадрокоптера із несправністю однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт. Суть методики полягає у примусовому вимкненні електродвигуна, який у парі з несправним електродвигуном знаходиться на протилежному кінці тієї ж самої консолі. На валах обох електродвигунів закріплені однакові повітряні гвинти, праві або ліві. Наприклад, якщо відмовив електродвигун $D1$ безпілотного квадрокоптера, то необхідно примусово вимкнути електродвигун $D3$ і навпаки. Аналогічно, якщо відмовив електродвигун $D2$ безпілотного квадрокоптера, то необхідно примусово відімкнути електродвигун $D4$ і навпаки. Степінь безпечного приземлення безпілотного квадрокоптера оцінюється за величиною вертикальної швидкості в момент приземлення. Проведено дослідження та зроблено порівняння отриманих результатів для процесу вільного падіння безпілотного квадрокоптера зі всіма чотирма вимкненими електродвигунами та його приземлення з одним несправним електродвигуном.

Результати були отримані шляхом розв'язку диференціальних рівнянь, які є основою математичної моделі безпілотного квадрокоптера. Для розв'язку використовувався неявний метод Рунге-Кутта (на першому етапі рівняння інтегрують методом трапецій, а на другому етапі застосовують формулу диференціювання назад другого порядку) [6]. У процесі розрахунку використовувалися такі параметри електродвигунів [7]: момент інерції ротора (J) = 0,01 кг·м²; демпфівальний коефіцієнт (b) = 0,1 Н·м·с; коефіцієнт е.р.с. (k) = 0,01 Н·м/А; опір обмотки (R) = 1 Ом; індуктивність обмотки (L) = 0,5 Гн. В моделі процесу автономного польоту безпілотного квадрокоптера [7] використано такі параметри:

$$\begin{array}{lll} g = 9,81 \text{ м/с}^2 & k = 2,98 \cdot 10^{-6} \text{ кг}\cdot\text{м/рад}^2 & J_{xx} = J_{yy} = 4,856 \cdot 10^{-3} \text{ кг}\cdot\text{м}^2 \\ m = 0,468 \text{ кг} & b = 1,14 \cdot 10^{-7} \text{ кг}\cdot\text{м}^2/\text{рад}^2 & J_{zz} = 9,801 \cdot 10^{-3} \text{ кг}\cdot\text{м}^2 \\ L = 0,225 \text{ м} & J_I = 3,357 \cdot 10^{-5} \text{ кг}\cdot\text{м}^2 & A_x = A_y = A_z = 0,25 \text{ кг/с} \end{array}$$

Окрім того в запропонованій моделі несправність однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт безпілотного квадрокоптера моделювали шляхом встановлення величини напруги, яка подається на несправний двигун безпілотного квадрокоптера, значення $U_i = 0$, де $i = 1 \dots 4$. Прийнято, що безпілотний квадрокоптер у момент виникнення несправності нерухомо зависає на заданій висоті Z_0 .

2. Апробація й аналіз результатів розрахунку на основі математичної моделі процесу безпечного приземлення безпілотного квадрокоптера з несправністю однієї з чотирьох пар електродвигун–гвинт

У процесі розрахунку визначено час зниження безпілотного квадрокоптера з висоти 50 м до моменту приземлення для п'яти випадків, які згадані вище. Час приземлення безпілотного квадрокоптера з вимкненими двигунами становить 5,5 с (фактично час вільного падіння з урахуванням опору повітря). Якщо відбувається аварійне вимкнення одного з двигунів, то час зниження зростає до 6 с. Вимкнення протилежного

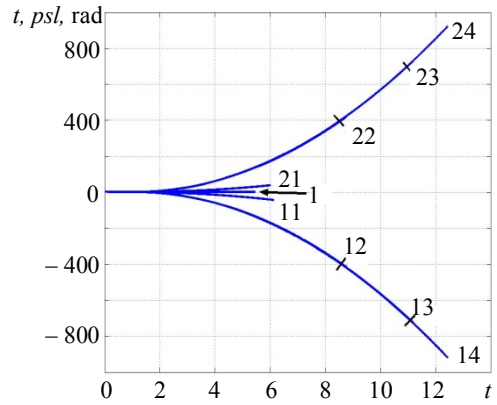
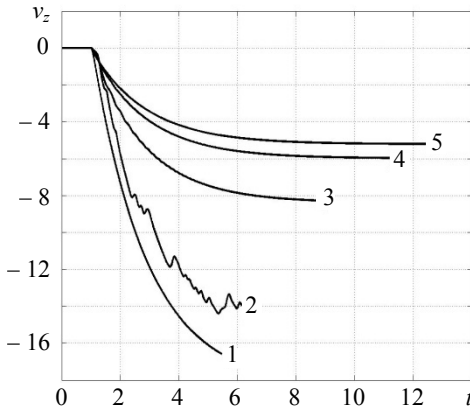


Рис. 3. Залежність швидкості зниження від часу

Рис. 4. Залежність кута рискання від часу

до аварійного двигуна збільшує час зниження до 9÷12 с з урахуванням затримки моменту вимкнення від 0,1 с до 0 с.

На рис. 3 зображені криві, які характеризують характер змін вертикальної складової швидкості безпілотного квадрокоптера для різних випадків. Крива 1 відповідає вільному падінню безпілотного квадрокоптера (всі чотири двигуни вимкнені). У цьому випадку безпілотний квадрокоптер досягає землі всього за 6 с, а вертикальна складова швидкості приземлення становить 16,5 м/с. Крива 2 описує процес, який відбувається у випадку відмови носового двигуна та працюючих трьох інших. Тоді упродовж всього часу зниження діє момент сили щодо осі тангажу і безпілотний квадрокоптер обертається стосовно цієї осі. Внаслідок цього швидкість падіння змінюється не монотонно, але вертикальна складова швидкості приземлення зменшується до 14 м/с.

Використавши запропоновану методику вимкнення протилежного (хвостового) двигуна після аварії, можна суттєво зменшити швидкість приземлення. Якщо цей двигун вимкнути із затримкою 0,1 с (крива 3), то швидкість приземлення зменшиться до 8,3 м/с. Якщо час затримки становить 0,05 с (крива 4), то швидкість приземлення зменшиться до 6 м/с, а за відсутності затримки (крива 5) — до 5 м/с.

Залежності кута рискання безпілотного квадрокоптера від часу подані на рис. 4. Лінія 1 відповідає процесу падіння безпілотного квадрокоптера з вимкненими всіма двигунами. У цьому випадку відсутній момент сил щодо вертикальної осі та безпілотний квадрокоптер не обертається. Крива 1.1 відповідає аварійному вимкненню носового двигуна з працюючими трьома іншими. Обертовий момент сил правого та лівого двигунів, які обертають безпілотний квадрокоптер стосовно вертикальної осі проти годинникової стрілки, компенсується обертовим моментом сил лише одного хвостового двигуна, який обертає квадрокоптер за годинниковою стрілкою. Внаслідок цього безпілотний квадрокоптер знижується, обертаючись проти годинникової стрілки, і до приземлення здійснює 9 повних обертів. Якщо відбувається вимкнення хвостового двигуна, то

правим і лівим двигунами створюються моменти сил, які обертають безпілотний квадрокоптер проти годинникової стрілки і нічим не компенсуються. Тому безпілотний квадрокоптер у процесі падіння буде обертатися швидше, що відображено кривими 1.2, 1.3 і 1.4. Ці три криві практично співпадають, але процес зниження закінчується у різні моменти часу. Адже криву 1.2 отримано з урахуванням величини часу затримки вимкнення хвостового двигуна 0,1 с, крива 1.3 — 0,05 с, а крива 1.4 — 0 с. Зауважимо, що до моменту приземлення безпілотний квадрокоптер встигає зробити, відповідно, 63, 111 або 146 обертів.

У разі аварійного вимкнення правого двигуна обертові моменти носового і хвостового двигунів скомпенсовані не будуть, внаслідок чого безпілотний квадрокоптер у процесі зниження буде обертатися аналогічно, як у попередньому випадку, але у протилежну сторону (криві 2.1, 2.2, 2.3, 2.4).

На рис. 5 зображені траєкторії приземлення безпілотного квадрокоптера за відмови носового (перша цифра у підписі ліній — 1) або хвостового (перша цифра у підписі ліній — 3) двигунів. Друга цифра у підписі означає: 2 — вимкнений тільки аварійний двигун, 3 — вимкнено протилежний до аварійного двигун через 0,1 с, 4 — через 0,05 с, 5 — через 0 с. Пряма 1 відповідає вільному падінню (вимкнено всі двигуни). Ця лінія відповідає і випадку 5, але у такій ситуації безпілотний квадрокоптер, падаючи вертикально вниз, обертатиметься вздовж вертикальної осі.

3. Евристичне обґрунтування методики приземлення безпілотного квадрокоптера

за відмови однієї з чотирьох пар елементів конструкції електродвигун–гвинт

У розробленій моделі безпілотний квадрокоптер було подано у вигляді матеріальної точки з масою m , і результати розрахунку (рис. 5, 6) були отримані з використанням цієї моделі. Але безпілотний квадрокоптер має складну

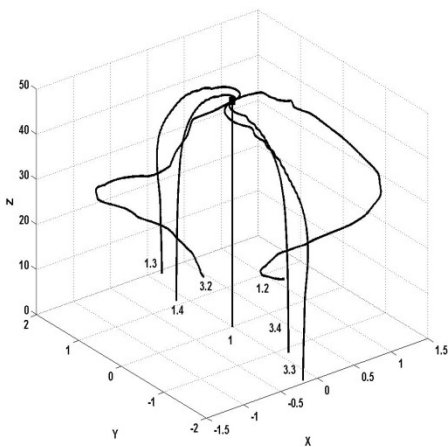


Рис. 5. Траєкторії приземлення за відмови носового або хвостового двигуна

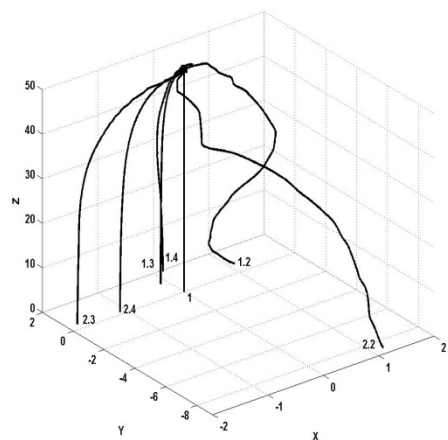


Рис. 6. Траєкторії приземлення за відмови лівого або правого двигуна

просторову конструкцію з заданими габаритами. Тому для оцінки переміщення центру мас безпілотного квадрокоптера необхідно мати уявлення про обертання безпілотного квадрокоптера у процесі аварійного приземлення. Для цього необхідно змодельовати переміщення ансамблю двох точок безпілотного квадрокоптера — центру мас і носового двигуна. На рис. 7 зображено фрагменти траєкторії приземлення безпілотного квадрокоптера за відмови носового (криві 1) або хвостового (криві 2) двигуна. На цьому ж рисунку пунктирною лінією показано траєкторію руху центру мас безпілотного квадрокоптера, а квадратиками траєкторію руху носового двигуна. На рис. 8 зображено аналогічні траєкторії за відмови правого (криві 3) або лівого (криві 4) двигуна.

Відмова носового двигуна впливає на обертовий момент сил щодо поперечної осі, створений хвостовим двигуном. Цей обертовий момент не буде компенсуватися протилежним моментом сил, який створював носовий двигун. Внаслідок цього безпілотний квадрокоптер починає обертатися навколо поперечної осі проти годинникової стрілки. Окрім того, момент сил стосовно вертикальної осі, який був компенсований силами тяги всіх чотирьох двигунів і дорівнював нулю, не буде компенсованим і стане від'ємним. Це зумовлює обертання безпілотного квадрокоптера навколо вертикальної осі проти годинникової стрілки. Аналогічно відмова хвостового двигуна призводить до обертання безпілотного квадрокоптера навколо поперечної осі, але за годинниковою стрілкою, а обертання навколо вертикальної осі проти годинникової стрілки. З аналізу траєкторії руху носового двигуна (рис. 7), побудованої за результатами моделювання, можна перекоонатися, що обертання безпілотного квадрокоптера навколо вертикальної осі відбувається проти годинникової стрілки. Якщо відбувається одночасне обертання безпілотного квадрокоптера навколо поперечної та вертикальної осей, то виникає момент гіроскопічних сил. У результаті безпілотний квадрокоптер обертається навколо повздовжньої осі проти годинникової стрілки за відмови носового двигуна або за годинниковою стрілкою за відмови хвостового

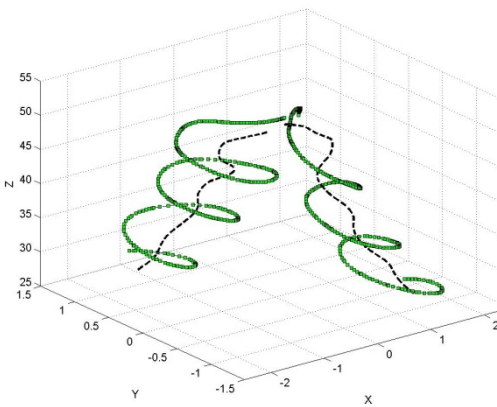


Рис. 7. Приземлення безпілотного квадрокоптера за відмови носового (1) або хвостового (2) двигуна

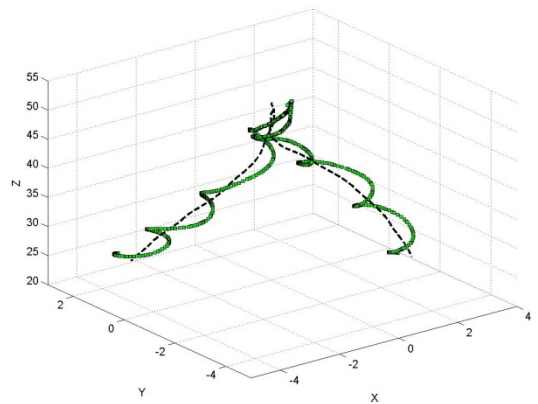


Рис. 8. Приземлення безпілотного квадрокоптера за відмови правого (1) або лівого (2) двигуна

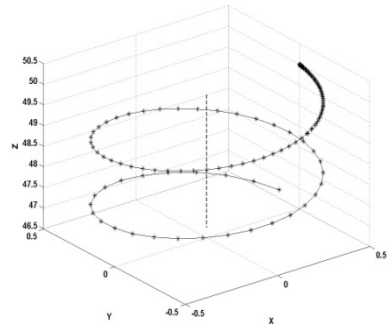
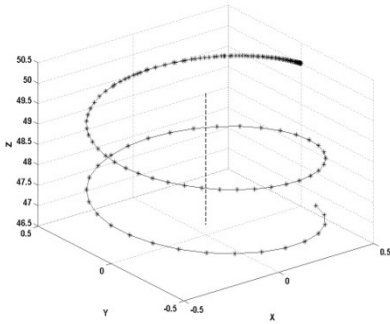


Рис. 9. Відмова носового або хвостового двигуна Рис. 10. Відмова лівого або правого двигуна

двигуна. Таке обертання викликає додаткові моменти гіроскопічних сил вздовж поперечної осі, що зумовлює складну траєкторію руху безпілотного квадрокоптера.

Відмова правого або лівого двигуна проілюстрована траєкторіями, зображеними на рис. 8. Криві вказують на те, що у початковий момент починається обертання безпілотного квадрокоптера навколо повздовжньої осі за годинниковою стрілкою за відмови правого двигуна або проти годинникової стрілки за відмови лівого двигуна. Окрім того, внаслідок некомпенсованої дії двигунів виникає обертання навколо вертикальної осі за годинниковою стрілкою, як за відмови правого, так і за відмови лівого двигуна. Ці обертання створюють момент гіроскопічних сил, який викликає обертання навколо поперечної осі та продовжується складне обертання навколо всіх трьох осей.

У статті пропонується методика управління для безпечного приземлення безпілотного квадрокоптера з несправністю однієї з чотирьох пар електродвигунів. Пропонована методика полягає у примусовому відключенні електродвигуна, який знаходиться на протилежному кінці тієї ж самої консолі. Ця методика використовує ефект парашутування безпілотного квадрокоптера.

Фрагменти аварійного безпечного приземлення безпілотного квадрокоптера за відмови одного з двигунів і моментальному від'єднанні протилежного двигуна зображені на рис. 9 і рис. 10. На рисунках крапками позначено координати носового двигуна ($D1$) у моменти часу, віддалені на 50 мс. З аналізу зображеного на рисунках зрозуміло, що за відмови носового або хвостового двигуна безпілотний квадрокоптер обертається проти годинникової стрілки навколо вертикальної осі, якщо дивитися зверху. За таких умов швидкість обертання спочатку збільшується, а потім стабілізується. За відмови лівого або правого двигуна приземлення відбувається аналогічно, з різницею в тому, що обертається безпілотний квадрокоптер за годинниковою стрілкою (рис. 10).

Висновки. Розроблено методику керування безпілотним квадрокоптером в умовах аварійної ситуації, що виникла у процесі приземлення. Для зменшення вертикальної складової швидкості приземлення за відмови одного з двигунів доцільно

якомога швидше від'єднати напругу живлення від двигуна, який розміщений на протилежному кінці консолі. У такому випадку приземлення відбувається практично вертикально, тобто горизонтальні складові швидкості практично дорівнюють нулю. Якщо відбувається моментальне від'єднання протилежного до аварійного двигуна, то вертикальна складова швидкості приземлення зменшується. Зроблено аналіз результатів розрахунків із використанням розробленої моделі для різних критичних ситуацій.

Література

- [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 / *D. Wissiere, P.-J. Bristeau, A. P. Martin, N. Petit* // Proceeding of the 17th World Congress The International Federation of Automatic Control, Seoul Korea, July 6-11, 2008. — P. 14642-14650.
- [3] *Nartin P.* The True Role of Accelerometer Feedback in Quadrotor Control / *P. Nartin, E. Salaun* // IEEE International Conference on Robotics and Automation, Anchorage, May 2010. — P.1623-1629.
- [4] *Becker M.* 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. — P. 294-107.
- [5] *Благітко Б.* Математичне моделювання впливу особливостей сенсорів на процес польоту безпілотного квадрокоптера / *Б. Благітко, І. Заячук, Ю. Мочульський* // Фіз.-мат. моделювання та інформ. технології. — 2015. — Вип. 21. — С. 22-29.
- [6] *Благітко Б.* Моделювання процесу стабілізації та керованості безпілотного квадрокоптера у польоті / *Б. Благітко, І. Заячук, Л. Кім, Ю. Мочульський* // Фіз.-мат. моделювання та інформ. технології. — 2013. — Вип. 18. — С. 21-31.
- [7] *Благітко Б.* Моделювання процесу злету та приземлення безпілотного квадрокоптера з похилою поверхні в автоматичному режимі польоту / *Б. Благітко, І. Заячук, Ю. Мочульський* // Фіз.-мат. моделювання та інформ. технології. — 2016. — Вип. 24. — С. 7-13.
- [8] *Мочульський Ю.* Matlab у фізичних дослідженнях: навч. - метод. посіб. — Львів: ВЦ ЛНУ ім. Івана Франка, 2004. — 121 с.

Simulation emergency landing of quadrocopter

Bogdan Blahitko, Yuriyi Mochulsky, Jgor Zajzchuk

The necessity of analyzing and modeling process of the emergency landing unmanned quadrocopter is described. Through mathematical modeling the basic features of landing unmanned quadrocopter are considered. The methods of safe landing of an unmanned quadrocopter 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, quadrocopter vertical speed at the time of landing is reduced significantly and is approaching a relatively safe value.

Моделирование процесса аварийной посадки беспилотного квадрокоптера

Богдан Благітко, Юрій Мочульський, Ігор Заячук

Путем математического моделирования исследованы особенности процесса аварийного приземления беспилотного квадрокоптера. Предложено методику приземления беспилотного квадрокоптера в случае выхода из строя одной из четырех пар электродвигатель–винт. В основу такой методики заложен эффект парашютирования. Парашютирование достигается путем принудительного отключения питания электродвигателя, который размещается на противоположном конце той же траверсы, что и неисправный электродвигатель. В результате вертикальная скорость беспилотного квадрокоптера в момент приземления существенно уменьшается и приближается к сравнительно безопасной величине.

Отримано 17.10.17