

УДК 629.735.017

DOI: <http://doi.org/10.20535/0203-3771372019169500>

О. М. Нечипоренко¹, доцент, к.т.н.,
В. О. Мелашенко², інженер-конструктор

ПІДВИЩЕННЯ НАДІЙНОСТІ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОЇ ПОСАДКИ КВАДРОКОПТЕРА

En

The aim of the project is to develop a method to increase the functional reliability of the multicopter automatic landing system and altitude measurement system. To do this, a combination of sensors is used to determine the change in the flight altitude of the quadrocopter over the terrain and relative to the horizon plane. Sensors such as a barometric altimeter, an inertial measuring module, an ultrasonic rangefinder and a satellite navigation system are used.

The following methods were used: a method for increasing the functional reliability of technical objects and systems with software redundancy, a mathematical modeling method, a PCB layout with a microprocessor. The method of physical reservation of the ultrasonic system for determining the height is also being implemented. To do this, four ultrasonic sensors are installed on board the object at the ends of the beam of the object. The developed algorithm for determining the height of the object is necessary, it is necessary to use the horizon plane and determine the orientation of the object for making an accident-free landing on the site.

Ru

Цель проекта – разработка метода повышения функциональной надежности системы автоматической посадки мультикоптера. Для этого используется комплексирование датчиков для определения изменения высоты полета квадрокоптера над местностью. Используются следующие способы: способ повышения функциональной надежности технических объектов и систем программным резервированием, способ математического моделирования.

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² ДП «Державне ККБ «Луч»

Вступ

Проблема забезпечення надійності системи автоматичної посадки мультикоптера – одна із нагальних для безаварійної посадки, яка вирішується під час проектування, виробництва та експлуатації безпілотних літальних апаратів типу мультикоптери [1 – 2]. Відмова техніки може викликати великі збитки засобів, сил і часу через пошкодження, необхідність проведення відновлювальних робіт і пов'язаного із цим простоем устаткування, збиткам від невиконаних завдань. Недостатня надійність техніки негативно впливає на безпеку під час експлуатації.

Актуальність теми даного дослідження полягає в ефективному вирішенні задачі підвищення надійності системи посадки мультикоптера [3] у разі невеликої тривалості польоту і розробці системи автоматичної посадки із використанням режиму *Altitude Hold Mode* (автоматичного підтримання висоти) [4].

Постановка задачі

Метою є дослідження метода підвищення функціональної надійності системи автоматичної посадки мультикоптера. Розглядається класична архітектура побудови бортового комплексу керування безпілотного літального апарата (БПЛА), де навігаційний контур функціонально та фізично відокремлений від контуру керування та стабілізації апарату.

Вирішення задачі

У такій будові система автоматичного керування постійно отримує від бортового обчислювача завдання та поточні навігаційні параметри. Надійне виконання заданих завдань можливе у разі коректності навігаційного забезпечення. Що стосується автоматичної посадки, то у цьому випадку суттєва навігаційна похибка із високою ймовірністю приведе до пошкодження квадрокоптера чи до його аварії. Для вирішування навігаційних задач на борту квадрокоптера встановлюють навігаційні датчики. Сучасні датчики мають достатню точність для виконання посадки малогабаритних об'єктів. Для вирішення навігаційної задачі використовують такі датчики як баровисотомір, супутниковий навігаційний приймач, інерціально-вимірювальний модуль та ультразвуковий датчик. Але припущення про безвідмовність роботи усіх датчиків системи вимірювання висоти є дуже оптимістичним та прийняття такого припущення може призвести до аварії квадрокоптера та його втраті. Так як досвід практичного використання показує, що навігаційна система вимірювання висоти не має безкінечної надійності та є схильною до зовнішніх впливів різного характеру. Звідси і

маємо специфіку розв'язання задачі вимірювання висоти, яку доцільно розділити на два етапи:

- визначити поточні навігаційні параметри об'єкта. Для цього використовуємо оптимальну обробку даних від усіх бортових навігаційних датчиків,
- виявлення та усунення усіх викидів вимірювання датчиків.

Треба приділити увагу основній задачі забезпечення роботи системи вимірювання висоти із урахуванням високої ймовірності подій, що викликані відмовами датчиків. Розглянемо наступні відмови датчиків:

- контрольовані відмови. До цих відмов будемо відносити усі відмови, де присутня явна індикація, коли об'єкт перестає видавати вимірювання чи коли видає флаг недостовірності,
- неконтрольовані відмови. У цьому випадку об'єкт продовжує видавати вимірювання із датчиків, але числова оцінка викривлена додатковими похибками, що мають випадковий характер.

Алгоритм комплексування повинен парирувати відмови як першого, так і другого типу. Виходячи із технічного завдання будемо розглядати задачу комплексування системи вимірювання висоти для автоматичної посадки використовуючи вимірювання трьох типів:

- висота, що вимірюється барометричним висотоміром;
- зміна висоти, отримана інерціально-вимірювальним модулем;
- відстань до поверхні, виміряна ультразвуковим датчиком.

У роботі було розглянуто різні методи отримання висоти польоту такі як радіотехнічний та супутниковий. Виходячи із габаритів квадрокоптера використання радіотехнічного методу не є можливим, а отримання даних зі супутникової навігаційної системи робить неможливим автономність роботи об'єкту в умовах зі штучними та природними перешкодами. Тому і в воєнно-технічній сфері намагаються розробляти системи, що є незалежними від даних *GPS* та ГЛОНАС.

Необхідно розробити такий алгоритм комплексування обраних типів вимірювання, який зможе парирувати відмовами першого і другого типу одного із датчиків. Тому алгоритм має зберігати працездатність у разі відмові першого типу усіх датчиків одного або двох різних типів вимірювання.

Щоб задовольнити вимоги із парирування відмов першого типу достатнім є використання алгоритму оптимального фільтру Калмана. У разі правильного запису простору станів можлива оцінка навігаційних параметрів за будь-яких комбінаціях контрольованих відмов. Але даний алгоритм суперечить вимогам до відмовостійкості, так як створює єдину точку відмови якщо хоча б одне хибне вимірювання потрапить у такий фільтр, то це призведе до недостовірності оцінки простору станів. Для уникнення потрапляння у таку ситуацію треба використовувати додаткові процедури

виявлення та ізоляції недостовірних вимірювань. Використаємо у якості підвищення надійності метод резервування. Ми маємо двократне резервування вимірювання висоти. Задача виявлення неконтрольованої відмови має просте вирішення як і під час розходження показів двох однотипних датчиків більш ніж на порогове значення, формується сигнал про виявлення відмови. Але задача ідентифікації таким простим способом не вирішується. Тому у якості процедури ідентифікації неконтрольованої відмови можна використовувати метод найменших модулів (МНМ). Цей метод використовує критерії мінімуму суми модуля похибки, що використовуються в оптимальному фільтрі Калмана [5].

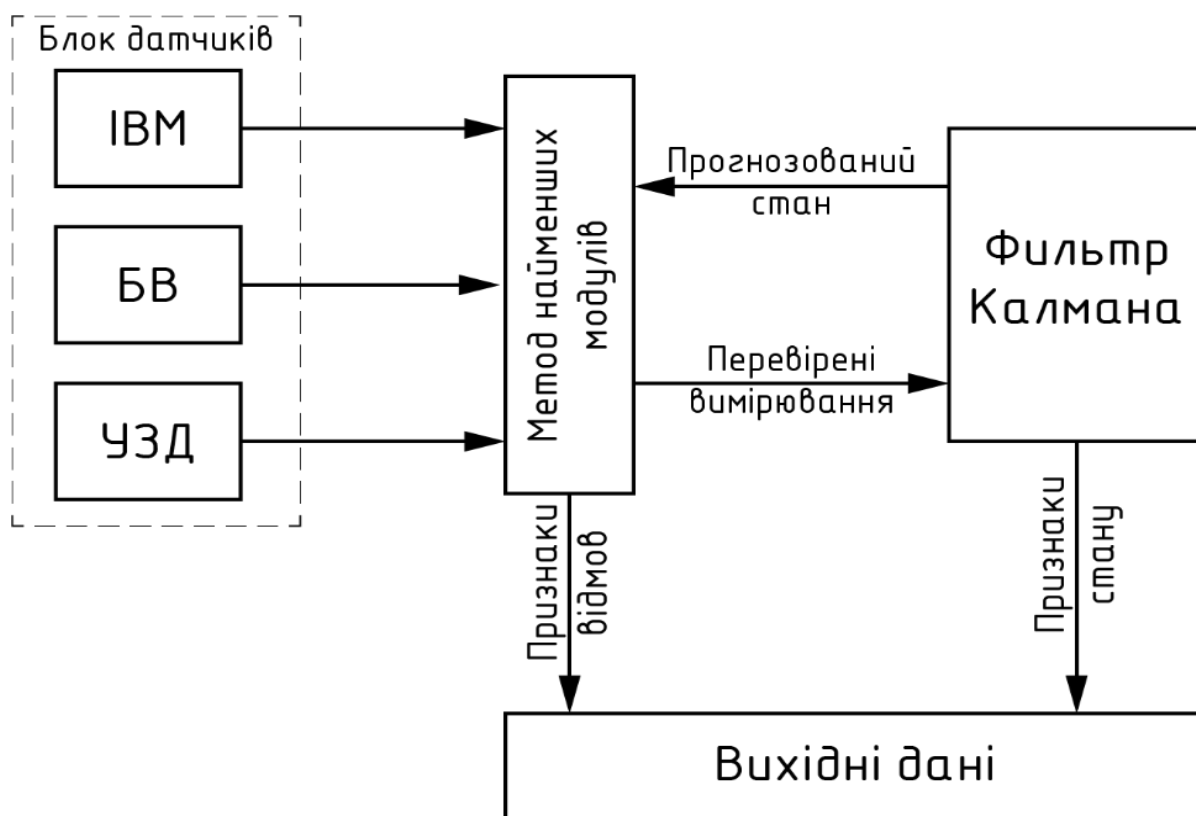


Рис. 1. Структурна схема алгоритму комплексування

На рис. 1 позначено ІВМ – інерціально-вимірювальний модуль, БВ - барометричний висотомір, УЗД – ультразвуковий дальномір. Алгоритм спільного використання МНМ та фільтра Калмана має такі етапи:

- лінійна екстраполяція вектору стану та розрахунок матриці екстраполяції вектору стану;
- пошук оптимального розв’язку за МНМ із усіх доступних даних вимірювання та екстраполяція вектору стану;
- ідентифікація викидів вимірювання та їх ізоляція;
- фільтрація достовірних вимірювань оптимальним фільтром.

Модель вимірювання

Динаміку об'єкта можна описати стохастичним диференціальним рівнянням

$$d\mathbf{x}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t)dt + \mathbf{B}d\omega(t), \quad (1)$$

де $\omega(t)$ – багатомірний вінеревський випадковий процес; $\mathbf{x}(t)$ – вектор стану системи; матриця \mathbf{A} та \mathbf{B} є константами.

У дискретному вигляді рівняння приймає наступний вигляд:

$$\mathbf{x}(t_i) = \mathbf{F}(t_{i-1}, t_i)\mathbf{x}(t_{i-1}) + \mathbf{n}_i, \quad (2)$$

де $\mathbf{F}(0, t) = \exp(\mathbf{A}t)$ – матрична експонента; \mathbf{n}_i – вектор нормального розподілу випадкових величин, таких що:

$$\text{cov}(n_i, n_i^T) = \int_0^{t_i - t_{i-1}} \mathbf{F}(0, t)\mathbf{B}\mathbf{B}^T\mathbf{F}^T(0, t)dt. \quad (3)$$

Усі типи вимірювання є лінійними і у загальному вигляді модель вимірювання можна описати так:

$$\mathbf{z}(t_i) = \mathbf{H}\mathbf{x}(t_i) + \xi_i, \quad (4)$$

де ξ_i – вектор незалежних випадкових величин; \mathbf{H} – постійна матриця спостереження.

Представимо модель так, щоб кожен тип вимірювання був прямим виміром вектору стану:

$$\mathbf{x}(t) = \begin{bmatrix} \text{Вертикальна швидкість} \\ \text{Вертикальне прискорення} \\ \text{Барометрична висота} \\ \text{Барометрична швидкість} \\ \text{Ультразвукова відстань} \\ \text{Ультразвукова швидкість} \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Задум полягає у тому, що на випадковий процес другого порядку, який описує рух центра мас мультикоптера, накладається випадковий процес, що описує заздалегідь невідому різницю між барометричною зміною висоти та зміною висоти за показом акселерометра. Другий випадковий процес є моделлю динаміки висоти над поверхнею, тобто зміна реальної висоти.

І якщо зробити оцінку параметрів трьох випадкових процесів, між якими є кореляція та стан яких вимірюють датчиками, у яких похибки вимірювання незалежні один від одної, то матриця динаміки системи матиме наступний вигляд:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad F(0, dt) = \begin{bmatrix} 1 & dt & dt^2/2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & dt & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & dt^2/2 & 1 & dt & 0 \\ 0 & 0 & dt & 0 & 1 & 0 \\ 0 & dt & dt^2/2 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad (6)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \sigma_{axel} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{bar} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{uzd} \end{bmatrix}.$$

Розглянемо задачу для двократного резервування. Вектор змін буде складатися з наступних компонентів:

$$\mathbf{z}(t) = \begin{bmatrix} \text{Барометрична висота 1} \\ \text{Барометрична висота 2} \\ \text{ІВМ висота 1} \\ \text{ІВМ висота 2} \\ \text{Ультразвукова висота 1} \\ \text{Ультразвукова висота 2} \end{bmatrix} + \xi_i,$$

де 1 та 2 позначені як перше та друге джерело однотипних вимірювань.

Вектор випадкових величин ξ_i має діагональну коваріаційну матрицю:

$$\mathbf{R} = \text{cov}(\xi, \xi^T) = \text{diag}(\sigma_{axel}^2, \sigma_{axel}^2, \sigma_{bar}^2, \sigma_{bar}^2, \sigma_{uzd}^2, \sigma_{uzd}^2). \quad (7)$$

Матриця спостереження для прийнятих моделей матиме вигляд:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Опис алгоритму оптимальній лінійній фільтрації приведений у [6]. Розрахунок оцінки стану системи відповідно рекурентному алгоритму Калмана виконується у два етапи:

Перший етап прогнозування:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_a(t_i) = \mathbf{F}(t_{i-1}, t_i) \hat{\mathbf{x}}(t_{i-1}) \\ \mathbf{P}_a(t_i) = \mathbf{F}(t_{i-1}, t_i) \hat{\mathbf{P}}_a(t_{i-1}) \mathbf{F}^T(t_{i-1}, t_i) + \mathbf{Q}, \end{cases} \quad (9)$$

де матриця \mathbf{Q} розраховується відповідно виразам (3) та (6).

Оцінка стану за даними вимірювань:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}(t_i) &= \mathbf{x}_a(t_i) + \mathbf{K}(\mathbf{z} - \mathbf{H}\mathbf{x}_a(t_i)); \\ \hat{\mathbf{P}}(t_i) &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}\mathbf{H})\mathbf{P}_a; \\ \mathbf{K} &= \mathbf{P}_a\mathbf{H}^T (\mathbf{H}\mathbf{P}_a\mathbf{H}^T + \mathbf{R})^{-1} \end{aligned} \quad (10)$$

Розглянемо систему лінійних рівнянь:

$$\mathbf{z} = \mathbf{H}\mathbf{x} + \mathbf{e}, \quad (11)$$

де \mathbf{x} – вектор параметрів оцінки, \mathbf{H} – стала матриця, \mathbf{z} – вимірювання, \mathbf{e} – похибка вимірювання.

Нехай, розмірність вектору \mathbf{x} менше ніж у вектора \mathbf{z} та ковариційна матриця \mathbf{z} є одиничною $\text{cov}(\mathbf{e}, \mathbf{e}^T) = \mathbf{I}$. Для такої системи рівнянь можливо отримати оцінку $\hat{\mathbf{x}}$ за критерієм мінімуму суми модулів:

$$\begin{aligned} \|\mathbf{e}\|_{L_1} &\rightarrow \min; \\ \hat{\mathbf{x}} &= \arg \min_x (\mathbf{L}(x)); \\ \mathbf{L}(x) &= \sum_{i=0}^N |\mathbf{z}_i - \mathbf{h}_i \mathbf{x}|, \end{aligned} \quad (12)$$

де \mathbf{h}_i – i -та вектору стану матриці \mathbf{H} .

Оцінка отримана відповідно критерію є оптимальною лише у випадку, коли елементи \mathbf{e} мають випадковий характер, тобто розподілені за законом Лапласа. Тому необхідно узагальнити метод найменших модулів на випадок коли \mathbf{e} має випадкову кореляційну матрицю

$$\begin{aligned} \text{cov}(\mathbf{e}^T, \mathbf{e}) &= \mathbf{P} \\ \mathbf{P} &= \mathbf{L}\mathbf{D}^2\mathbf{L}^T, \end{aligned}$$

де \mathbf{L} – матриця, стовбці якої складаються із стовбців матриці \mathbf{P} .

Використовуючи такий розв'язок можна привести до задачі (11-12).

$$\begin{aligned} \mathbf{z}_d &= \mathbf{D}^{-1}\mathbf{L}^T \mathbf{z} = \mathbf{D}^{-1}\mathbf{L}^T \mathbf{H}\mathbf{x} + \mathbf{d}; \\ \mathbf{d} &= \mathbf{D}^{-1}\mathbf{L}^T \mathbf{e}; \\ \text{cov}(\mathbf{d}, \mathbf{d}^T) &= \mathbf{D}^{-1}\mathbf{L}^T \mathbf{P} \mathbf{L} \mathbf{D}^{-1} = \mathbf{D}^{-1}\mathbf{L}^T \mathbf{L} \mathbf{D}^2 \mathbf{L}^T \mathbf{L} \mathbf{D}^{-1} = \mathbf{I}. \end{aligned} \quad (13)$$

Використовуючи декореліруюче перетворення у формі матриці повороту, отримуємо систему рівнянь із незалежними вимірюваннями, оптимальне рішення за критерієм суми модулів може бути знайдено відповідно (12).

Висновки

На основі проведеного аналізу був зроблений вибір найбільш ефективного методу підвищення надійності. Обрано метод функціонального резервування, коли для підвищення надійності використовується комплексування всіх бортових вимірювальних систем, із яких можна отримати інформацію про висоту польоту мультикоптера.

Завдяки використанню узагальненого методу найменших модулів разом із оптимальним алгоритмом фільтрації досягаються одночасні властивості відмовостійкості та адаптивності фільтра. Алгоритм показує значно більшу ефективність для випадків, коли у вимірюваннях присутні аномальні похибки, модель яких являє собою форму Коші. Проблемною частиною алгоритму залишається критерій вибору порогового значення для похибки. Строгий вивід розподілів для похибки оцінки за методом найменших модулів скрутний, що наразі не дозволяє розрахувати порогові значення для загального випадку при заданих ймовірно помилкової тривоги та пропуску тривоги. Порогові значення необхідно розрахувати для кожної конкретної системи шляхом чисельного моделювання. Це дозволить забезпечити безаварійність автоматичної посадки мультикоптера і ефективність його багаторазового використання.

Список використаної літератури

1. *Teppo Luukkonen* Modelling and control of quadcopter // Espoo: School of Science. – 2011. – С. 1–5.
2. *Нечипоренко О. М.* Аналіз безвідмовності квадрокоптера / О. М. Нечипоренко, І. П. Резніченко // XI Міжнародна науково-технічна конференція «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки»: Збірка доповідей. К.: КПІ ім. Ігоря Сікорського. – 2017. – Частина 2. – С. 50–52.
3. *Пыркин А. А.* Синтез системы управления квадрокоптером с использованием упрощенной математической модели // СПб.: Изв. вузов. Приборостроение. 2013. Т. 56. № 4. С. 47–51.
4. *Randal W. B.* Quadrotor Dynamics and Control // Brigham Young University. – 2008. – С. 11–15.
5. *Huber P. J.* Robust statistics, Wiley series in probability and mathematical statistics // Robust statistics. – 1981. – С. 308.

6. *Липцер Р. Ш.* Статистика случайных / Р. Ш. Липцер, А. Н. Ширяев // М.: "Наука". – 1974. – С. 696 .
7. *Нечипоренко О. М.* Метод аналізу безвідмовності системи повітряних сигналів на базі частотних датчиків тиску / Нечипоренко О. М., Мелашенко В. О., Пархоменко Н. О. // XI Міжнародна науково-технічна конференція «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки»: Збірка доповідей. К.: КПІ ім. Ігоря Сікорського. – 2017. – Частина 2. – С. 52–56.
8. *Nechyporenko O.* Reliability analysis method of system of air signals based on frequency pressure sensors / Nechyporenko O., Melashenko V., Parhomenko N. // Тези доповідей учасників X міжнародної конференції студентів та молодих вчених 13 квітня 2017 р. «Інтелект, Інтеграція, Надійність». Київ, Варшава, НТУУ «КПІ»
9. *Nechyporenko O.* Quadrocopter of increased reliability which continues flight in case of a failure of engine propeller combinations. / Nechyporenko O., Melashenko V. // Інтелект. Інтеграція. Надійність: Тези учасн. XI міжнар. конф. студ. та молодих вчених. – К.: ІВЦ “Видавництво «Політехніка»”, 2018 – С. 19–20.
10. *Нечипоренко О. М.* Квадрокоптер підвищеної надійності, що продовжує політ при відмові гвинтомоторних груп. / Нечипоренко О. М., Мелашенко В. О. // XXI Науково-технічна конференція «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки»: Збірка доповідей К.: ІВЦ “Видавництво «Політехніка»”, 2018. – С. 51-52.