

Нечипоренко О.М.

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

СИСТЕМА ВИМІРЮВАННЯ ВИСОТИ ПОЛЬОТУ КВАДРОКОПТЕРА ПІДВИЩЕНОЇ НАДІЙНОСТІ

У статті представлені аналіз і результати дослідження системи автоматичного керування рухом квадрокоптера, системи його автоматичної посадки, а також розробленої системи вимірювання висоти польоту квадрокоптера підвищеної надійності, що забезпечує безаварійну посадку. У розробленій системі вимірювання висоти реалізований метод підвищення надійності і точності технічних об'єктів шляхом комплексного поєднання функціонального і структурного резервування, що дозволить підвищити надійність і точність системи автоматичної посадки.

Метою дослідження є забезпечення автоматичної безаварійної посадки квадрокоптера. Для досягнення мети запропоновано збільшити надійність і точність системи автоматичної посадки шляхом використання додаткової системи вимірювання висоти польоту квадрокоптера, в якій реалізовано поєднання функціонального і структурного навантаженого резервування, тобто об'єднання в системі вимірювання висоти одного ультразвукового віддалеміра з двома барометричними висотомірами. Фактично це поєднання функціонального резервування, тобто комплексування барометричного і ультразвукового засобів вимірювання висоти польоту, які мають однакове функціональне призначення, але використовують різні фізичні принципи вимірювання, і структурного резервування (об'єднання двох однотипних датчиків – двох однакових барометричних висотомірів). Вибір ультразвукового віддалеміру і барометричного висотоміру для спроектованої системи вимірювання висоти ґрунтується на тому, що ці датчики найбільш надійно працюють за надмалих висот польоту квадрокоптера, особливо під час його посадки.

У статті представлена математична модель динамічних процесів об'єкта дослідження. В дослідженні були використані такі методи: структурного та функціонального резервування, узагальнений метод найменших модулів і оптимальної фільтрації, методи математичної статистики.

Ключові слова: квадрокоптер, висота польоту, надійність, резервування, барометричний висотомір, ультразвуковий віддалемір.

Постановка проблеми. Контроль висоти є важливим для автономного польоту квадрокоптера і забезпечення його безаварійної автоматичної посадки. Завданням стабільного контролю висоти є отримання точних даних про висоту із низьким рівнем шуму, які є основою кожної системи керування.

Для безаварійної посадки квадрокоптера необхідно значно підвищити надійність і точність автоматичного підтримання висоти польоту, реалізувати функцію Altitude Hold Mode, коли безпілотний літальний апарат (БпЛА) легко зависає у повітрі й утримується в зафіксованому положенні над землею. І, як наслідок, підвищити точність вимірювання вертикального складника вектора навігаційних координат місцеположення БпЛА, тобто висоти його польоту, а також підвищити надійність засобів вимірювання висоти, особливо під час його посадки.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. У публікації [1, с. 476–480] представлений алго-

ритм, призначений для вимірювання висоти польоту квадрокоптера над землею, який реалізований об'єднанням інерційного, барометричного, ультразвукового датчиків з двома інфрачервоними датчиками вимірювання висоти. За допомогою цього алгоритму було здійснено контроль висоти та автономну посадку квадрокоптера; при цьому безаварійність посадки не розглядалась. Мініатюрний барометричний висотомір (БВ), що знаходиться на борту БпЛА, надто схильний до зовнішніх шумів, яким піддається. Частиною проблем, пов'язаних із шумами БВ, можна вирішити шляхом комплексування двох датчиків [2, с. 35]: БВ і ультразвукового віддалеміру (УВ) [3, с. 18–26], але комплексування, яке з погляду надійності являє собою функціональне резервування [4, с. 22], не дає можливості уникнути шумів на висоті нижче 1,5 м і недостатньо збільшує надійність системи автоматичної посадки в умовах атмосферних збурень.

У статті [5, с. 2–5] представлені способи реалізації автономного зльоту та посадки квадро-

коптера на стаціонарну платформу за допомогою вимірювання висоти польоту лідаром, але використання лідару надто збільшує масо-габаритні розміри і вартість квадрокоптера.

У статті [6, с. 67–69] описана система посадки квадрокоптера, яка складається з двох взаємопов'язаних підсистем: 1) системи розпізнавання і вибору найбільш безпечної площадки для автоматичного приземлення квадрокоптера в разі втрати сигналу за відмови системи автоматичного повернення; 2) парашутної системи, яка в разі аварії квадрокоптера в повітрі дозволить автоматично управляти його спуском на парашуті в напрямку найбільш безпечного майданчика для приземлення.

Постановка завдання. Метою дослідження є розробка системи автоматичної безаварійної посадки квадрокоптера підвищеної надійності.

Для досягнення мети запропоновано збільшити надійність і точність системи автоматичної посадки шляхом використання додаткової системи вимірювання висоти польоту БпЛА, в якій реалізовано поєднання функціонального і структурного навантаженого резервування, тобто об'єднання в системі вимірювання висоти (СВВ) одного датчика УВ з двома датчиками БВ. Фактично це поєднання функціонального резервування (комплексування БВ і УВ, які мають однакове функціональне призначення, але використовують різні фізичні принципи вимірювання) і структурного резервування (об'єднання двох однотипних датчиків – двох однакових БВ). Крім того, вибір УВ і БВ для СВВ ґрунтується на тому, що ці датчики найбільш надійно працюють за надмалих висот польоту БпЛА [2, с. 34].

Є інші відомі технічні рішення, які надають дані щодо висоти, – GPS-приймач диференціального глобального позиціонування, приймач оптичної системи стеження, системи технічного зору з використанням відеокамери, але вони мають такі недоліки: великі витрати, велика вага, потреба зовнішнього зв'язку або двофазного середовища, обмежений діапазон вимірювань. Крім того, методи комплексування вихідних даних (фільтр частинок, байєсовський фільтр, нейронні мережі тощо) занадто складні і потребують довготривалого часу обробки.

На відміну від цих складних підходів, у цій статті представлена система вимірювання висоти (СВВ) з простим алгоритмом визначення і контролю висоти для автономної посадки, який економить час обробки, підвищує надійність і точність системи автоматичної посадки (САП) і системи автоматичного керування рухом квадрокоптера.

Виклад основного матеріалу дослідження.

Для аналізу надійності об'єкту дослідження, впливу на його надійність складових елементів і зв'язків між ними необхідно було розробити його детальну схему.

Структурна схема системи автоматичного керування (САК) рухом квадрокоптера представлена на рис. 1.

САК складається з апаратури радіокерування (пульту, передатчика, приймача); бортового мікропроцесора (польотного контролера, системи керування кутовим положенням, системи керування центром мас квадрокоптера); навігаційної системи визначення місцеположення і орієнтації квадрокоптера (інерційно-вимірювального модуля (ІВМ), який включає в себе трьохосовий акселерометр та датчик кутових швидкостей (ДКШ)); механічної частини квадрокоптера (чотирьох гвинтомоторних груп (ГМД)). Кожна ГМД складається з регулятора обертів безколекторного двигуна (РОБД), двигуна і пропелера.

Система працює таким чином: за допомогою пульта радіокерування пілот (квадровод) задає кути відхилення по крену γ_3 , тангажу ϑ_3 , ризканню ψ_3 , а також сумарну тягу квадрокоптера R_3 .

На виході польотного контролера тяга R_3 , кути відхилення по крену $\Delta\gamma_3$, тангажу $\Delta\vartheta_3$, ризкання $\Delta\psi_3$ потрапляють на систему керування кутовим положенням квадрокоптера, що розраховує потрібні тяги F_1, F_2, F_3, F_4 для кожного виконавчого двигуна і виробляє керуючі сигнали для чотирьох РОБД.

На виході кожного РОБД генеруються напруги U_1, U_2, U_3, U_4 для обмоток двигунів. Моменти двигунів M_1, M_2, M_3, M_4 передаються на чотири пропелера. Тяги F_1, F_2, F_3, F_4 і реактивні моменти $M^1_{y1}, M^2_{y1}, M^3_{y1}, M^4_{y1}$ пропелерів підсумовуються відносно центра мас (ЦМ). Оскільки пропелери M^2_{y1}, M^4_{y1} обертаються проти годинникової стрілки, а моменти M^1_{y1}, M^3_{y1} – за годинниковою стрілкою, то, відповідно, від моментів M^2_{y1}, M^4_{y1} будуть відніматися моменти M^1_{y1}, M^3_{y1} . Сумарний момент $M_{y1\Sigma}$ буде діяти на орієнтацію центру мас квадрокоптера. Тяги підсумовуються відносно ЦМ, де від тяги двигунів F_2, F_4 віднімаються тяги F_1, F_3 . Сумарна тяга на виході суматора F_Σ буде діяти на ЦМ квадрокоптера. Таким чином, після дії на ЦМ квадрокоптера сумарних тяги F_Σ і моменту $M_{y1\Sigma}$, будуть змінюватись його кути відхилення $\Delta\gamma, \Delta\vartheta, \Delta\psi$; кутова швидкість $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$; координати $\varnothing_x, \varnothing_y, \varnothing_z$; лінійна швидкість $\varnothing V_x, \varnothing V_y, \varnothing V_z$; лінійне прискорення $\varnothing a_x, \varnothing a_y, \varnothing a_z$. Координати та лінійна швидкість вимірюються за допомогою

навігаційної системи визначення місцеположення, кути відхилення та кутова швидкість – за допомогою ДКШ, лінійне прискорення $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$ – за допомогою трьохосового акселерометра. Від блоку навігаційної системи визначення місцеположення сигнал про координати x, y, z та лінійну швидкість V_x, V_y, V_z йде на систему керування місцеположенням центру мас БПЛА, що визначає проєкції тяг двигунів на вісі x_1, y_1, z_1 . Далі на польотному контролері розраховується сумарна тяга квадрокоптера і за допомогою від’ємного зворотного зв’язку порівнюється з сигналами сумарної тяги R_3 , яка надходить з пульта керування. Сигнали поточної кутової швидкості $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ що виходять з ДКШ, та лінійного прискорення $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$, що виходять з акселерометра, також ідуть на систему керування кутовим положенням ЦМ.

Система вимірювання висоти польоту БПЛА. САП квадрокоптера включає в себе спроектовану в цій роботі СВВ його польоту, яка скла-

дається з одного УВ типу HC SR04 і двох цифрових МЕМС-датчиків тиску типу BMP280. На рис. 2 зображено структурну схему САП квадрокоптера, де $N(X, Y, Z)$ – вектор навігаційних координат місцеположення ЦМ, Z – вертикальна координата; 1 – блок обчислення середнього значення вихідних сигналів H_1 від БВ1 і H_2 від БВ2; 2 – блок обчислення вектору вертикальної координати $z(t)$.

Система автоматичної посадки (САП) працює таким чином: на приймач надходить радіосигнал з пульта керування про здійснення автоматичної посадки квадрокоптера (при $Z_0 \rightarrow 0$).

Висота польоту квадрокоптера вимірюється за допомогою САП підвищеної надійності, в структуру якої додана СВВ, що складається з трьох сенсорів. Надійність і точність САП збільшена шляхом комплексування функціонального і структурного навантаженого резервування, тобто об’єднання в СВВ одного датчика УВ з двома датчиками БВ. УВ вимірює час прохо-

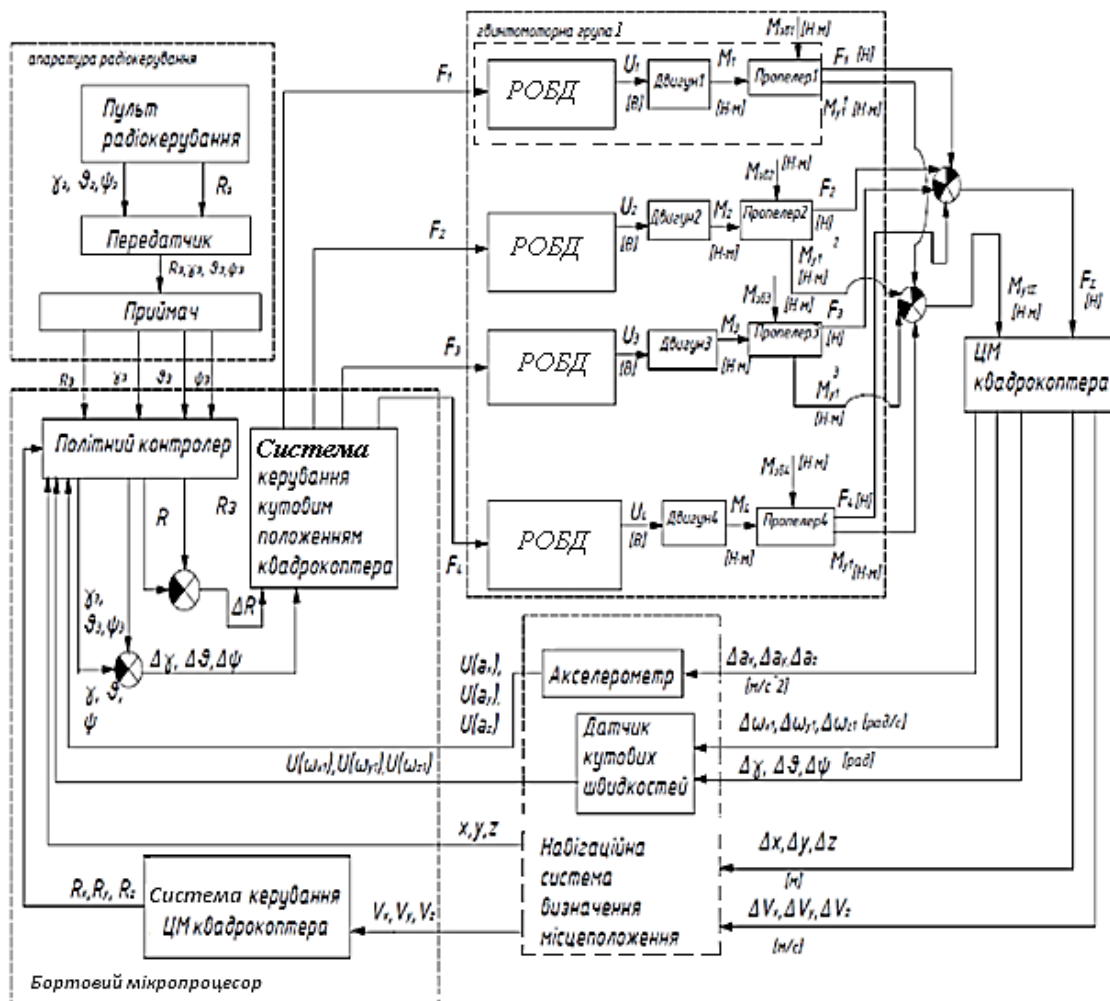


Рис. 1. Структурна схема системи автоматичного керування рухом квадрокоптера

дження радіохвилі від сенсора до поверхні землі (T), що пропорційний відстані від ЦМ до поверхні землі (L), яка фактично є висотою польоту. На вхід двох БВ подається барометричний тиск (P), а на виході маємо барометричну висоту H_1 і H_2 . Далі ці сигнали об'єднуються і комплексуються з вертикальним складником навігаційної координати Z , а різниця (відхилення) ΔZ подається в мікропроцесорний обчислювач польотного контролера, де розраховуються тяги двигунів для здійснення посадки БПЛА. Крім того, на вхід блоку обчислення 2 подається відхилення лінійного прискорення по вертикальній осі α_z .

Барометричний висотомір BMP280 складається з п'єзорезистивного датчика тиску (ПДТ) та інтегральної схеми ASIC спеціального призначення змішаного сигналу. ASIC виконує перетворення з аналогового на цифровий сигнал і забез-

печує результати конвертації даних про конкретні компенсації через цифровий інтерфейс.

Тиск навколишнього середовища спричиняє багато короточасних змін, викликаних випадковими збуреннями на датчик. Для придушення цих порушень у вихідних даних, не викликаючи додаткового завантаження інтерфейсу та робочого навантаження на процесор, BMP280 має внутрішній фільтр IIR. Це ефективно зменшує пропускну здатність вихідних сигналів. Коефіцієнт фільтрації коливається від 0 (вимкнено) до 16.

На рис. 3 зображена структурна схема роботи мініатюрного БВ на базі ПДТ. BMP280 вимірює атмосферний тиск P та температуру t повітря в поточний момент часу. Далі вони за допомогою ASIC перетворюються з аналогового сигналу на цифровий (N_p, N_t).

На рис. 3 позначено: N_p – цифрове значення тиску; N_t – цифрове значення температури;

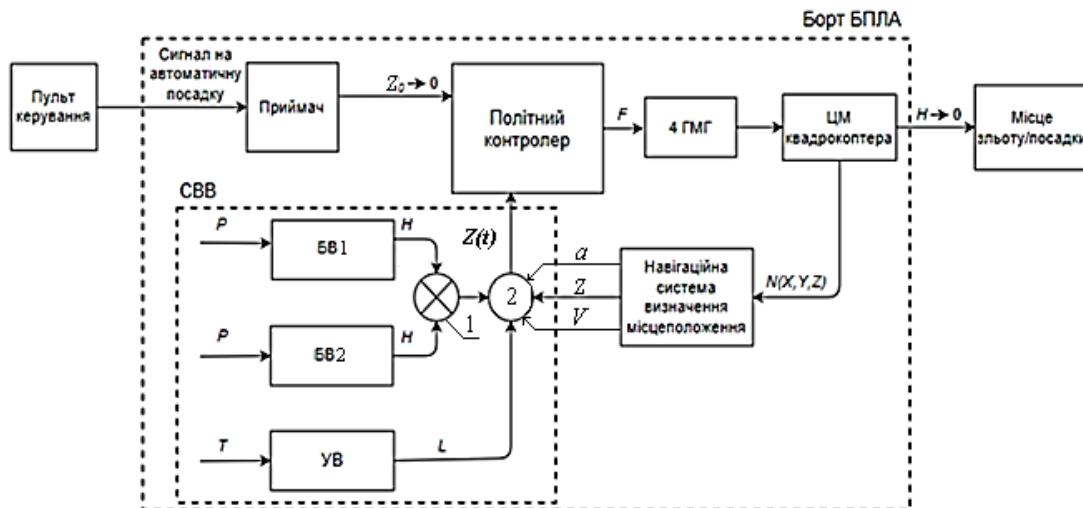


Рис. 2. Структурна схема системи автоматичної посадки з системою вимірювання висоти польоту квадрокоптера

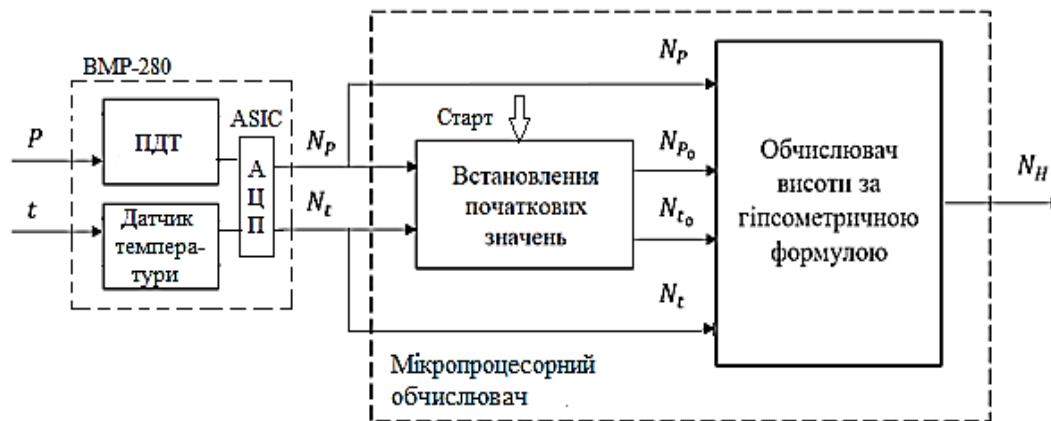


Рис. 3. Структурна схема БВ

N_{p0} – початкове значення тиску; N_{i0} – початкове значення температури; N_H – цифрове значення висоти; ΔP_H і ΔP_0 – похибки виміру тиску на висоті H і на поверхні землі; ΔT_0 – похибка виміру температури на поверхні землі, $H = \left(1 - \left(\frac{P_H}{P_0}\right)^{R \cdot t_{tr}}\right) \cdot \left(\frac{T_0}{t_{tr}}\right)$, де $R = 29,27$ м/град – газова стала; P_H – тиск на висоті H ; P_0 – тиск на поверхні землі; $t_{tr} = 0,0065$ град/м – градієнт зміни температури з висотою; T_0 – температура на поверхні землі.

Ультразвуковий віддалемір (УВ) типу HC SR04 дозволяє вимірювати відстань до об'єкта в діапазоні від 2 до 250 см, має невеликі габарити і зручний інтерфейс. Він складається з двох мембран, одна з яких генерує звук, а інша – сприймає відображений звук. УВ визначає відстань до об'єкта, вимірюючи час відображення звукової хвилі від об'єкта. Частота звукової хвилі знаходиться в межах частоти ультразвуку, що забезпечує концентрований напрямок звукової хвилі, оскільки звук з високою частотою розсіюється в навколишньому середовищі менше. Під час вимірювання генератор УВ створює електричні коливання, які перетворюються за допомогою п'єзокристалу на ультразвукову хвилю, яка випромінюється в навколишній простір. Долітаючи до перешкоди, ця хвиля відбивається і повертається як відлуння в приймач.

Вимірюючи час між відправленням і прийманням сигналу Δt та знаючи швидкість звукової хвилі V в середовищі, можна виміряти відстань L до перешкоди за формулою $L = \frac{V \Delta t}{2}$.

Працездатність розробленої СВВ досліджувалась на діючих макетах. На рис. 5 і 6 представлені діючі макети СВВ і БВ.

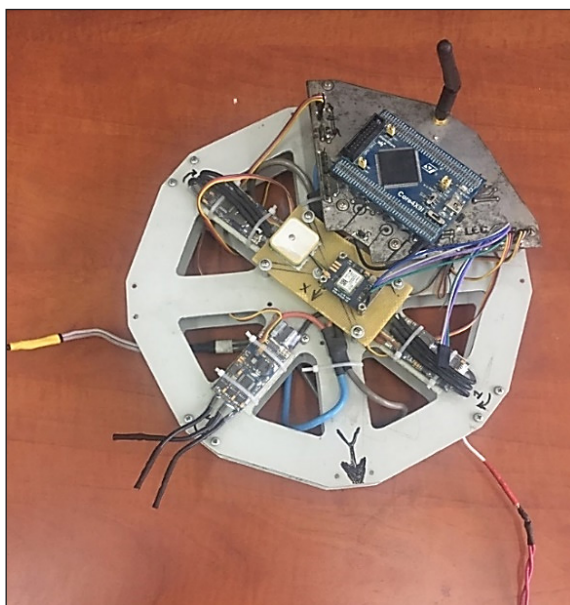


Рис. 4. Діючий макет СВВ

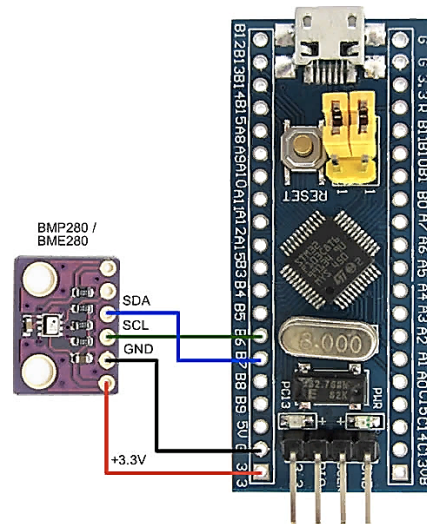


Рис. 5. Діючий макет БВ

Підвищення надійності СВВ. Відомо [4, с. 173–174], що для істотного підвищення надійності будь-якої системи, кількість (надлишковість) елементу, який резервується, повинна бути більше трьох. Тому вимірювальна частина запропонованої СВВ складається з трьох датчиків: двох БВ і одного УВ.

Ультразвукові датчики зазвичай виходять з ладу за певних обставин, таких як наявність м'яких або двофазних поверхонь, диму та шумових відбиттів. Цих недоліків позбавлені барометричні вимірювачі висоти, але на їх точність і метрологічну надійність впливають вітрові збурення, що діють на квадрокоптер.

Якщо на борту БпЛА використовувати разом декілька недорогих датчиків, що надають інформацію про висоту, необхідно мати алгоритм, щоб вирішити, який датчик надійно працює, а який відмовив, тобто показання якого датчика можна довіряти, а яким – ні. В статті [2, с. 36–38] представлений такий алгоритм, який базується на методах обробки і оцінки декількох сигналів методами математичної статистики. Задача виявлення відмови під час розходженні показів двох однотипних датчиків більш ніж на порогове значення вирішується процедурою ідентифікації такої відмови методом найменших модулів (МНМ) [8, с.]. Цей метод використовує критерії мінімуму суми модуля похибки, які використовуються в оптимальному фільтрі Калмана.

У роботі [9, с. 45] представлений алгоритм використання узагальненого методу найменших модулів разом із оптимальним алгоритмом фільтрації, під час використання якого досягаються одночасні властивості відмовостійкості та адап-

тивності СВВ. Алгоритм спільного використання МНМ та фільтру Калмана: 1) лінійна екстраполяція вектору стану та розрахунок матриці екстраполяції вектору стану; 2) пошук оптимального розв'язку за МНМ з усіх доступних даних вимірювання та екстраполяція вектору стану; 3) ідентифікація викидів вимірювання та їх ізоляція; 4) фільтрація достовірних вимірювань оптимальним фільтром.

Реалізація таких алгоритмів в СВВ дозволила підвищити надійність САП в 1,5 рази за підвищення точності вимірювання висоти в 1,2 рази.

Математична модель динамічних процесів в об'єкті дослідження. Динаміку об'єкта можна описати стохастичним диференціальним рівнянням

$$dx(t) = Ax(t)dt + Bd\omega(t),$$

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

У дискретному вигляді рівняння має такий вигляд:

$$x(t_i) = F(t_{i-1}, t_i)x(t_{i-1}) + n_i,$$

де $F(0, t) = \exp(At)$ – матрична експонента; n_i – вектор нормального розподілу випадкових величин, таких що:

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

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

$$z(t_i) = Hx(t_i) + \xi_i,$$

де ξ_i – вектор незалежних випадкових величин; H – постійна матриця спостереження. Кожен тип вимірювання є прямим виміром вектору стану:

На випадковий процес другого порядку, який описує рух центра мас квадрокоптера, 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 (ультразвукової віддалі).

Оцінка параметрів трьох випадкових процесів, між якими є кореляція та стан яких вимірюється датчиками, в яких похибки вимірювання незалежні один від одного, дає матрицю динаміки системи:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad F(0, dt) = \begin{bmatrix} 1 & dt & dt^2/2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & dt & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & dt^2/2 & 1 & dt & 0 \\ 0 & 0 & dt & 0 & 1 & 0 \\ 0 & dt & dt^2/2 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} \sigma_{axel} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{bar} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{uzd} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Розглянемо задачу для двократного резервування. Вектор змін вертикальної координати буде складатися з таких компонентів:

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

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

Вектор випадкових величин ξ_i має діагональну коваріаційну матрицю:

$$R = \text{cov}(\xi_i, \xi_i^T) = \text{diag}(\sigma_{bar1}^2, \sigma_{bar2}^2, \sigma_{speed}^2, \sigma_{axel}^2, \sigma_{uzd}^2, \sigma_{uzd-sp}^2).$$

Матриця спостереження для прийнятих моделей має вигляд:

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Розрахунок оцінки стану системи відповідно рекурентному алгоритму Калмана виконується у два етапи: Перший етап прогнозування:

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

де матриця Q розраховується відповідно виразам (1) та (2).

Другий етап – оцінка стану за даними вимірювань:

$$\begin{aligned} \hat{x}(t_i) &= x_a(t_i) + K(z - Hx_a(t_i)); \\ \hat{P}(t_i) &= (I - KH)P_a; \\ K &= P_a H^T (HP_a H^T + R)^{-1} \end{aligned}$$

Отримаємо систему лінійних рівнянь:

$$z = Hx + e,$$

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 коваріаційна 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:

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

де \mathbf{h}_i – i -та вектору стану матриці \mathbf{H} . Оцінка, отримана відповідно до критерію, є оптимальною лише у разі, 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 з стовбців матриці \mathbf{P} .

Тоді

$$\begin{aligned} \mathbf{z}_d &= \mathbf{D}^{-1}\mathbf{L}^T\mathbf{z} = \mathbf{D}^{-1}\mathbf{L}^T\mathbf{H}\mathbf{x} + \mathbf{d}; \\ \mathbf{d} &= \mathbf{D}^{-1}\mathbf{L}^T\mathbf{e}; \\ \text{cov}(\mathbf{d}, \mathbf{d}^T) &= \mathbf{D}^{-1}\mathbf{L}^T\mathbf{P}\mathbf{L}\mathbf{D}^{-1} = \mathbf{D}^{-1}\mathbf{L}^T\mathbf{L}\mathbf{D}^2\mathbf{L}^T\mathbf{L}\mathbf{D}^{-1} = \mathbf{I} \end{aligned} \quad (3)$$

Використовуючи декорелююче перетворення у формі матриці повороту, отримуємо систему рівнянь з незалежними вимірюваннями, коли оптимальне рішення за критерієм суми модулів може бути знайдено відповідно системи рівнянь (3).

Висновки. У статті представлена розроблена система вимірювання висоти польоту квадрокоптера підвищеної надійності, що забезпечує безаварійну посадку під час впливу вітрових збурень.

У СВВ реалізований метод підвищення надійності і точності об'єктів шляхом комплексного поєднання функціонального і структурного резервування: СВВ складається з двох БВ, з'єднаних паралельно навантаженим резервуванням (структурне резервування), і одного УВ, що представляє собою функціональний резерв для двох БВ.

Результати аналізу точності і експериментального дослідження макету СВВ показали, що її практичне використання на борту квадрокоптера дозволить підвищити надійність САП в 1,5 рази за підвищення точності вимірювання висоти в 1,2 рази.

Список літератури:

1. Beck, Hadrien et Lesueur, Julien et Charland-Arcand, Guillaume et Akhrif, Ouassima et Gagne, Samuel et Gagnon, François et Couillard, Denis. 2016. «Autonomous takeoff and landing of a quadcopter». In International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) (Arlington, VA, USA, June 7–10, 2016), p. 475–484. Piscataway, NJ, USA: IEEE.
2. Нечипоренко О.М., Савлук О.О. Комплексована система вимірювання висоти польоту літального апарату. *Науково-технічний збірник «Механіка гіроскопічних систем»*, випуск 36 (2018). Київ : НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», 2018. С. 32–39.
3. Жмудь В.А. Ультразвуковой датчик измерения расстояния HC-SR04. *Автоматика и программная инженерия*. 2017, № 4(22). С. 18–26.
4. Нечипоренко О.М. Основи надійності літальних апаратів. Навчальний посібник з грифом МОН. Київ : НТУУ «КПІ», 2010. 240 с. Бібліогр.: с. 235–239. ISBN 978-966-622-502-6.
5. Nils Gageik, Julian Rothe, Sergio Montenegro. Data fusion principles for height control and autonomous landing of a quadcopter. University of Würzburg, Aerospace Information Technology (Germany), Würzburg, September, 2012. 6.
6. Емельянова О.В., Яцун С.Ф., Попов Н.И. Изучение движения квадрокоптера в вертикальной плоскости. *Актуальные вопросы технических наук (II): материалы междунар. заоч. науч. конф.* (г. Пермь, февраль 2013 г.). Пермь : Меркурий, 2013. С. 66–70. URL: <https://moluch.ru/conf/tech/archive/73/3483/>.
7. Nils Gageik, Julian Rothe, Sergio Montenegro. Data fusion principles for height control and autonomous landing of a quadcopter. University of Würzburg, Aerospace Information Technology (Germany), Würzburg, September, 2012. 6.
8. Peter J. Huber Robust statistics, Wiley series in probability and mathematical statistics. 2nd edn. Robust statistics. New York : John Wiley and Sons, 2009. 308.
9. Нечипоренко О.М., Мелашенко В.О. Підвищення надійності системи автоматичної посадки квадрокоптера. *Науково-технічний збірник «Механіка гіроскопічних систем»*, випуск 37 (2019). Київ : НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», 2019. С. 42–50.

Nechyporenko O.M. HIGHLY RELIABLE MEASUREMENT SYSTEM OF FLIGHT ALTITUDE OF A QUADROCOPTER

The scientific article presents the analysis and results of the research of the automatic motion control system of the quadcopter; the system of its automatic landing, as well as the developed system for measuring the flight altitude of the quadcopter of high reliability, which ensures trouble-free landing. In the 'developed system of measurement of flight altitude, the method of increase of reliability and accuracy of technical objects by a complex combination of functional and structural redundancy that will allow to increase reliability and accuracy of system of automatic landing is implemented.

The purpose of the research is to ensure automatic accident-free landing of the quadcopter. To achieve this goal, it is proposed to increase the reliability and accuracy of the automatic landing system by using an additional altitude measurement system, which combines functional and structural load redundancy, ie combining one ultrasonic rangefinder with two barometric altimeters. In fact, it is a combination of functional redundancy, is a combination of barometric and ultrasonic altitude measurement devices that have the same functional purpose but use different physical measurement principles, and structural redundancy (combining two sensors of the same type – two identical barometric altimeters). The choice of ultrasonic rangefinder and barometric altimeter for the designed altitude measurement system is based on the fact that these sensors work most reliably at very low altitudes of the quadcopter; especially when it lands.

The article presents a mathematical model of dynamic processes of the object of study. The following methods were used in the research: structural and functional redundancy, generalized method of smallest modules and optimal filtering, methods of mathematical statistics.

Key words: *quadcopter, flight altitude, reliability, redundancy, barometric altimeter, ultrasonic rangefinder.*