

УДК 681.518.3

DOI: <http://doi.org/10.20535/2219-3804222020201981>

О. М. Нечипоренко¹, доцент, к.т.н., **М. С. Кушнірук²**, бакалавр

СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОЇ ПОСАДКИ КВАДРОКОПТЕРА ПІДВИЩЕНОЇ НАДІЙНОСТІ ЗА УМОВ ВІТРОВИХ ЗБУРЕНЬ

En

The development of the automatic landing system of UAV, which will land the quadcopter without fail when the control signal is applied, is considered in the article. Structural and functional redundancy, generalized method of the smallest modules and optimal filtering, methods of mathematical statistics are applied.

The highly reliable system for measuring the flight altitude of the quadcopter which ensures its mishap-free landing has been developed. The height measurement system implements a method of increasing the reliability and accuracy of objects by a complex combination of functional and structural redundancy, which will increase and improve the accuracy and reliability of the automatic landing system.

Ru

Разработка системы автоматической посадки квадрокоптера повышенной надежности, которая посадит квадрокоптер безаварийно при подаче управляющего сигнала. Структурного и функционального резервирования, обобщенный метод наименьших модулей и оптимальной фильтрации, методы математической статистики.

Разработана система измерения высоты полета квадрокоптера повышенной надежности, которая обеспечивает его безаварийную посадку. В системе измерения высоты реализован метод повышения надежности и точности объектов путем комплексного сочетания функционального и структурного резервирования, что позволит повысить точность и надежность системы автоматической посадки.

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

Вступ

Розвиток безпілотних літальних апаратів (БПЛА) є сучасною тенденцією в аерокосмічних дослідженнях.

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 реалізувати функцію *Altitude Hold Mode* (автоматичне підтримання висоти), коли БПЛА легко зависає у повітрі і утримується у зафіксованому положенні над землею.

Атмосферні збурення, а саме дія вітру [1], впливають на кутове та лінійне положення БПЛА, що негативно позначається на керуванні квадрокоптером, особливо під час його посадки.

У публікації [2] представлений алгоритм, призначений для вимірювання висоти польоту квадрокоптера над землею, який реалізований об'єднанням інерційного, барометричного, ультразвукового датчиків із двома інфрачервоними датчиками вимірювання висоти. За допомогою цього алгоритму було здійснено контроль висоти та автономну посадку квадрокоптера; тому безаварійність посадки і вплив вітрових збурень не розглядалися.

Мініатюрний барометричний висотомір (МБВ), що знаходиться на борту БПЛА, надто схильний до зовнішніх шумів, яким піддається. Частиною проблем, пов'язаних із шумами МБВ, можна вирішити шляхом комплексування двох датчиків [3]: МБВ і ультразвукового віддалеміру (УВ) [4], але комплексування, яке із точки зору надійності являє собою функціональне резервування [5], не дає змоги уникнути шумів на висоті нижче 1,5 м і недостатньо збільшує точність і надійність системи автоматичної посадки в умовах вітрових збурень.

У статті [6] представлені способи реалізації автономного зльоту та посадки квадрокоптера на стаціонарну платформу за допомогою вимірювання висоти польоту лідаром, але автоматична посадка у разі атмосферних збурень не розглядалась. Крім того, використання лідару надто збільшує масо-габаритні розміри і вартість квадрокоптера.

У статті [7] описана спроектована система безаварійної посадки квадрокоптера, яка складається з двох взаємопов'язаних підсистем: 1) системи розпізнавання і вибору найбільш безпечної площадки для автоматичного приземлення квадрокоптера у разі втрати сигналу при відмові системи автоматичного повернення; 2) парашутної системи, яка у разі аварії квадрокоптера у повітрі, дозволить автоматично управляти його спуском на парашуті у напрямку найбільш безпечного майданчика для приземлення.

До нерозв'язаних задач відноситься підвищення точності і надійності системи автоматичної посадки квадрокоптера за умов вітрових збурень.

Постановка задачі

Метою дослідження є розробка системи автоматичної посадки квадрокоптера підвищеної надійності, яка в умовах вітрових збурень посадить квадрокоптер безаварійно у разі подачі керуючого сигналу.

Для досягнення мети запропоновано збільшити точність і надійність системи автоматичної посадки за рахунок функціонального і структурного навантаженого резервування, тобто об'єднати у системі вимірювання висоти один датчик УВ із двома датчиками МБВ. Фактично це поєднання функціонального резервування (комплексування МБВ і УВ, які мають однакове функціональне призначення, але використовують різні фізичні принципи вимірювання) і структурного резервування (об'єднання двох однотипних датчиків – двох однакових МБВ).

Аналіз впливу вітрових збурень на надійність системи автоматичної посадки квадрокоптера

Особливостям поняття надійності притаманне те, що надійність – це внутрішня властивість об'єкта, що відображає довготривалі необоротні зміни його параметрів, які призводять до відмови. Атмосферні впливи і вітрові збурення до таких факторів не відносяться і тому не впливають на кількісні показники надійності системи автоматичної посадки (САП) квадрокоптера, а лише впливають на її точність і стабільність. Стабілізація у просторі систем автоматичного керування (САК) БПЛА під час впливу неконтрольованих збурень, у тому числі вітрових, це класична задача регулювання, яка вирішується використанням зворотного зв'язку у САК. Наприклад, у роботі [9] принцип керування полягає у чіткому позиціонуванні квадрокоптера у просторі за просторовими координатами X , Y , Z і також регулюванні по куту, кутовій швидкості, а також кутовому прискоренню центру мас БПЛА, що значно покращує точність і стабільність його САК.

За умов вітрових збурень треба значно підвищувати тягу квадрокоптера за більш інтенсивної витрати заряду акумулятора, підтримувати політ на незначній висоті, тоді всі складові будуть знаходитися у режимі максимальної потужності. Саме для такого режиму польоту потрібно розробити САП підвищеної надійності, тому що її відмова призведе до аварії і падіння БПЛА.

Відомо [5], що для істотного підвищення надійності будь-якої системи, кількість (надлишковість) елементу, який резервується, повинна бути більше трьох. Тому вимірювальна частина запропонованої СВВ складається із трьох датчиків вимірювання висоти: двох МБВ і одного УВ.

Ультразвукові датчики, як правило, виходять із ладу за певних обставин, таких як наявність м'яких або двофазних поверхонь, диму та шумових відбиттів. Цих недоліків позбавлені барометричні вимірювачі висо-

ти, але на їх роботу 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 показанням якого датчика можна довіряти, а яким – ні. У статті [3] представлений такий алгоритм, який базується на методах обробки і оцінки декількох сигналів методами математичної статистики. У роботі [8] представлений алгоритм використання узагальненого методу найменших модулів разом із оптимальним алгоритмом фільтрації, у разі використання якого досягаються одночасні властивості відмовостійкості та адаптивності СВВ. Реалізація таких алгоритмів у СВВ дозволить підвищити надійність САП у 1,5 рази за підвищення точності вимірювання висоти у 1,2 рази.

Система автоматичної посадки квадрокоптера

Існують технічні рішення, які надають дані щодо висоти, як *GPS*-приймач диференціального глобального позиціонування, приймач оптичної системи стеження, лазерні сканери (лідари) та 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 Калмана, фільтр частинок, байєсовський фільтр, нейронні мережі тощо) занадто складні і потребують довготривалого часу обробки.

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

Об'єктом дослідження є САП квадрокоптера, яка включає розроблену у даній роботі СВВ його польоту. СВВ складається із одного УВ і двох МБВ. На рис. 1 зображено структурну схему системи автоматичної посадки квадрокоптера, де ЦМ – центр мас квадрокоптера, ГМГ – гвинтомоторна група, $N(X, Y, Z)$ – вектор навігаційних координат місцеположення ЦМ, Y – вертикальна координата.

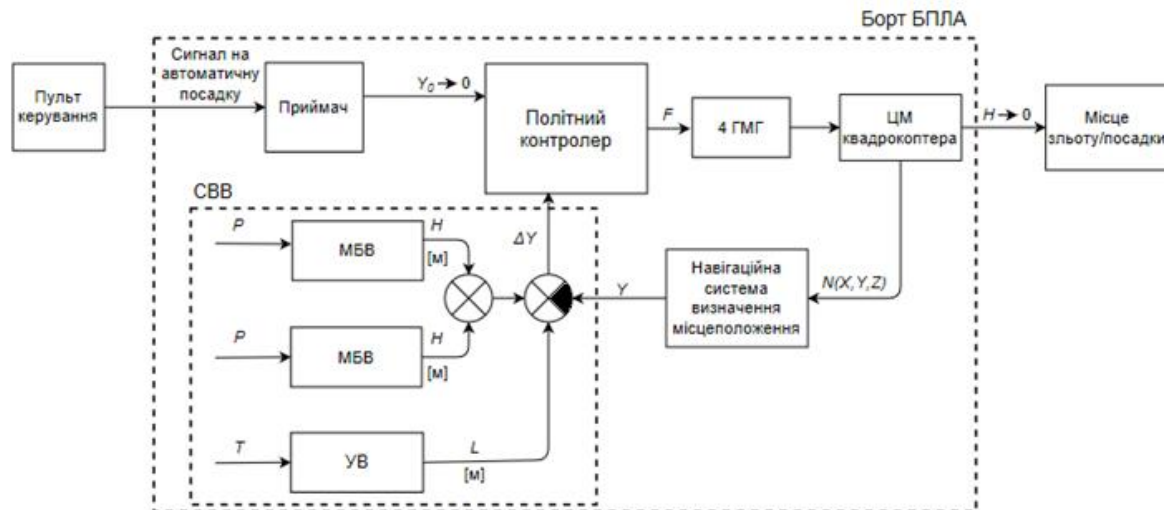


Рис. 1. Структурна схема автоматичної посадки

Система автоматичної посадки (САП) працює наступним чином: на приймач надходить радіо сигнал із пульта керування Y_0 про здійснення автоматичної посадки квадрокоптера (за $Y_0 \rightarrow 0$). Висота польоту квадрокоптера вимірюється за допомогою САП підвищеної надійності, у структуру якої додана СВВ, що складається із трьох сенсорів. Надійність і точність САП збільшена за рахунок функціонального і структурного навантаженого резервування, тобто об'єднання у СВВ одного датчика УВ із двома датчиками МБВ. Фактично це поєднання функціонального резервування (комплексування МБВ та УВ, які мають однакове функціональне призначення, але використовують різні фізичні принципи вимірювання) і структурного резервування (об'єднання двох однотипних датчиків – двох однакових МБВ методом навантаженого резервування). УВ вимірює час проходження радіохвилі від сенсора до поверхні землі (T), що пропорційний відстані від ЦМ до поверхні землі (L), яка фактично є висотою польоту. На вхід двох МБВ подається барометричний тиск (P), а на виході маємо барометричну висоту H . Далі ці сигнали об'єднуються і комплексуються із вертикальною складовою навігаційної координати Y , а різниця (відхилення) ΔY подається у мікропроцесорний обчислювач польотного контролеру, де розраховуються тяги двигунів для здійснення посадки БПЛА.

У склад СВВ входять два цифрових МЕМС-датчика тиску типу *VMP280*, а також ультразвуковий віддалемір типу *HC SR04*. Така конфігурація СВВ вибрана не випадково. На роботу УВ вітрові збурення фактично не впливають, але УВ має низьку точність при надмалих висотах польоту (за $H \approx 0$). Вплив на надійність і точність вимірювання МБВ вітрових збурень значно зменшений використанням структурного навантаженого резервування двох однакових МБВ.

Датчик тиску *BMP280*

BMP280 складається із п'єзорезистивного датчика тиску (ПДТ) та інтегральної схеми *ASIC* спеціального призначення змішаного сигналу. *ASIC* виконує перетворення із аналогового у цифровий сигнал і забезпечує результати конвертації та даних про конкретні компенсації через цифровий інтерфейс.

BMP280 забезпечує високу гнучкість для користувача і може бути адаптований до вимог щодо точності, часу вимірювання та споживання енергії, за допомогою вибору із великої кількості можливих комбінацій налаштувань датчика.

BMP280 може працювати у трьох режимах живлення: режим сну; нормальний режим; вимушений режим.

У сплячому режимі вимірювання не виконуються. Нормальний режим включає автоматичне безперервне циклічне переміщення між активним періодом вимірювання та неактивним періодом очікування. У вимушеному режимі виконується одиничне вимірювання. Коли вимірювання буде завершено, датчик повернеться до сплячого режиму.

Набір параметрів передискретизації доступний в діапазоні від ультра-низької потужності до надвисокої роздільної здатності, щоб адаптувати датчик до цільової програми.

Тиск навколишнього середовища спричиняє багато короточасних змін, викликаних, наприклад, вітровими збуреннями на датчик. Для придушення цих порушень у вихідних даних, не викликаючи додаткового навантаження 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. 2 зображена структурна схема роботи мініатюрного барометричного висотоміра (МБВ) на базі ПДТ. *BMP280* вимірює атмосферний тиск та температуру повітря у поточний момент часу. Далі вони за допомогою *ASIC* перетворюються із аналогового сигналу у цифровий (X_p , X_t).

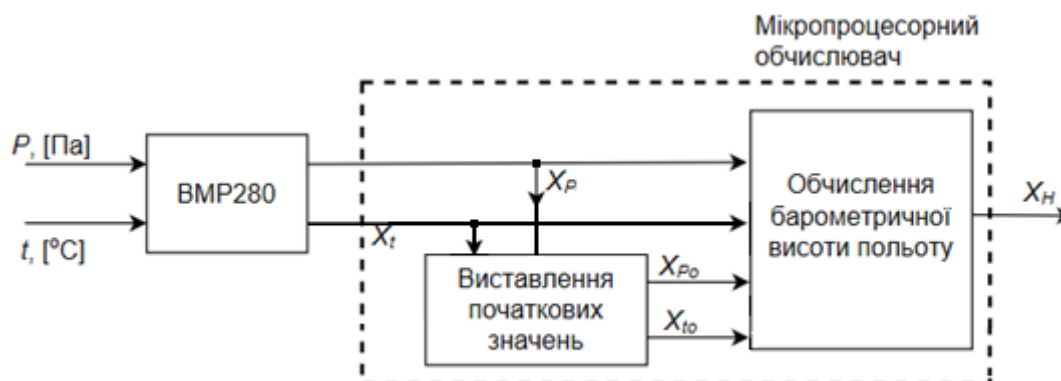


Рис. 2. Структурна схема МБВ

На рис. 2 позначено: P – тиск; t – температура повітря; X_p – цифрове значення тиску; X_t – цифрове значення температури; X_{p0} – початкові значення тиску; X_{t0} – початкові значення температури; X_H – цифрове значення висоти.

Аналіз точності мініатюрного барометричного висотоміра

За даними із технічної специфікації датчика *BMP280* абсолютна похибка $\Delta = 100$ Па; чутливість датчика, $S = 12$ Па (± 1 м); температурний дрейф чутливості, $\alpha_{S(T)} = 1,5$ Па/К.

Приведена похибка γ розраховувалась за формулою: $\gamma = \Delta/x_n$, де x_n – нормоване значення, яке залежить від типу шкали вимірювального засобу і визначається за його градуванням. У нашому випадку шкала датчика одностороння, але нижня межа вимірювання не дорівнює нулю, тому x_n приймається рівним різниці верхньої та нижньої меж вимірювання:

$$x_n = 1100 - 300 = 800 \text{ кПа} = 80000 \text{ Па};$$

тоді $\gamma = \Delta/x_n = 100/80000 = 0,00125$.

Похибки датчика тиску відносяться до інструментальних і визначаються недосконалістю конструкції (мембрани, резисторів тощо), технологією виготовлення, поступовим зносом і старінням матеріалів, із яких виготовлений датчик.

Похибки схеми посилення, термокоенсації, перетворення вихідного сигналу пов'язані із недосконалістю електронних елементів, а також схеми перетворення сигналу із аналогового у цифровий. Похибки обчислювача пов'язані із алгоритмом обчислення висоти.

Під час визначення повної похибки ДТ враховувався весь комплекс похибок, породжуваних як недоліками конструкції і технологіями виробництва, так і впливом зовнішніх умов, зокрема вітрових впливів. Вихідний сигнал датчика тиску: $U_{\text{вих}} = S(1 + \alpha) \cdot P_{\text{вх}} + \Delta U$; де S – чутливість датчика; α – похибка чутливості; $P_{\text{вх}}$ – вхідний тиск.

$$\alpha = \delta + \alpha_{S(T)} = 0,05 + 1,5 = 1,55 \%,$$

$$P_{\text{вх}} = \frac{U_{\text{вх}}}{S(1 + \alpha)} = \frac{5}{12(1 + 1,55)} = 0,163 \text{ Па}.$$

Максимальна методична похибка, що виникає в обчислювачі у разі використання гіпсометричної формули для обчислення висоти:

$$\Delta H = \left| \frac{\partial H}{\partial P_H} \right| \cdot \Delta P_H + \left| \frac{\partial H}{\partial P_0} \right| \cdot \Delta P_0 + \left| \frac{\partial H}{\partial T_0} \right| \cdot \Delta T_0 = 20,307 [\text{см}],$$

де ΔP_H і ΔP_0 – похибки вимірювання тиску на висоті H і на поверхні Землі; ΔT_0 – похибка виміру температури на поверхні Землі,

$H = \left(1 - (P_H / P_0)^{(R \cdot t_{гр})}\right) \cdot (T_0 / t_{гр})$, де $R = 29,27$ м/град – газова стала;
 $P_H = 97255$ Па – тиск на висоті H ; $P_0 = 97725$ Па – тиск на поверхні Землі;
 $t_{гр} = 0,0065$ град/м – градієнт зміни температури ыз висотою;
 $T_0 = 13^\circ\text{C}$ - температура на поверхні Землі.

Абсолютна методична похибка Δ ділянки електронної схеми

$$\Delta = I^2 \cdot R_Q = 3,52 \cdot 10^{-6},$$

де $I = 4,2$ мкА – струм; $R_Q = 0,20$ Ом – опір п'єзореzystора.

Був написаний програмний код роботи МБВ в програмі *Arduino IDE*, а також експериментально досліджений діючий макет МБВ на базі *BMP280*, загальний вигляд якого представлений на рис. 3.

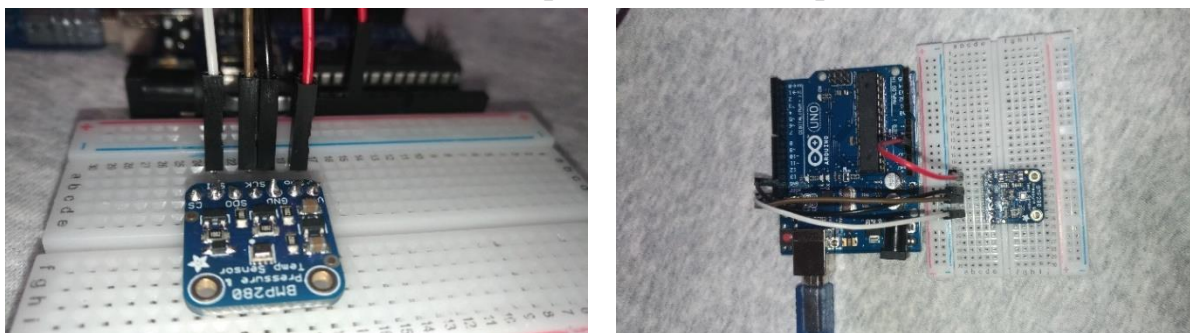


Рис. 3. Діючий макет МБВ на базі *BMP280*

Ультразвуковий віддалемір *HC SR04*

Ультразвуковий віддалемір (УВ) типу *HC SR04* дозволяє вимірювати відстань до об'єкта у діапазоні від 2 до 250 см. Датчик має невеликі габарити і зручний інтерфейс. Характеристики УВ: споживання у режимі тиші: 2 мА; споживання під час роботи: 15 мА; максимальна частота опитування датчика: 20 Гц (період опитування 50 мс); частота ультразвуку: 40 кГц; ефективний кут спостереження: 15° ; робочий кут спостереження: 30° ; вага: 8,28 грам; розміри: 45*20*15 мм. Ультразвуковий датчик відстані визначає відстань до об'єкта, вимірюючи час відображення звукової хвилі від об'єкта. Частота звукової хвилі знаходиться у межах частоти ультразвуку, що забезпечує концентрований напрямок звукової хвилі, так як звук із високою частотою розсіюється у навколишньому середовищі менше. Даний ультразвуковий датчик відстані складається із двох мембран, одна із яких генерує звук, а інша сприймає відображений звук.

УВ працює наступним чином: під час вимірювання генератор створює електричні коливання, які перетворюються за допомогою п'єзокристалу в ультразвукову хвилю і випромінюються у навколишній простір. Долітаючи до перешкоди ця хвиля відбивається і повертається у якості відлуння у приймач. Вимірюючи час між відправленням і прийман-

ням сигналу Δt , та знаючи швидкість звукової хвилі V у середовищі, можна виміряти відстань L до перешкоди за формулою $L = V \cdot \Delta t / 2$.

Був розроблений і експериментально досліджений діючий макет УВ типу *HC SR04*, схема підключення якого до мікроконтролера представлена на рис. 4.

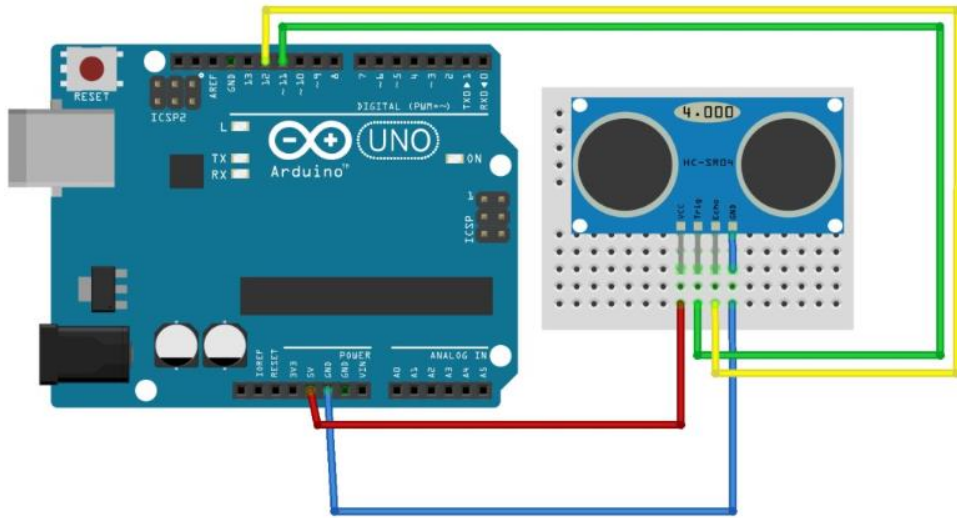


Рис. 4. Схема підключення УВ до МК *Arduino*

Аналіз точності ультразвукового віддалеміра

Похибка УВ типу *HC SR04* (рис. 5) істотно залежить від поверхні відбивання. Ультразвук розсіюється у неоднорідних середовищах, у результаті чого зменшується потік енергії у первісному напрямку поширення (рис. 6).



Рис. 5. Ультразвуковий віддалемір *HC SR04*

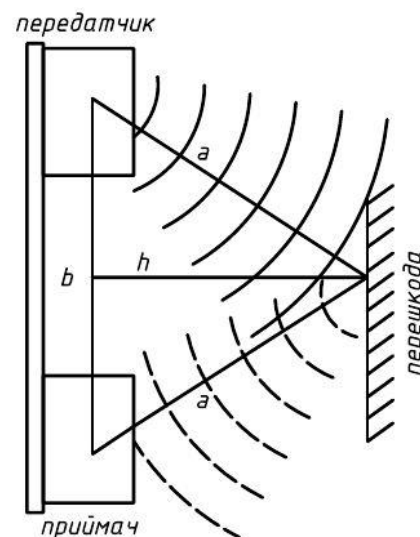


Рис. 6. Поширення ультразвукової хвилі в УВ

Із геометричної точки зору знаходження відстані між датчиком і перешкодою є знаходження висоти h у рівнобедреному трикутнику (рис. 6) $h^2 = a^2 - b^2 / 4$, де h – відстань від датчика до перешкоди; a – відстань, яку проходить звукова хвиля в одну сторону і назад; b – відстань від приймача до передавача (3 см).

Із того, що відстань між приймачем і передатчиком достатньо мала, вона буде значно впливати на вимірювання за малих значеннях a , це 2 см і 400 см.

Для мінімального значення $h = 2$ см, яке може виміряти УВ отримаємо:

$$a = \sqrt{2^2 + \frac{3^2}{4}} = 2,5. \quad (1)$$

Для максимального значення $h = 400$ см, яке може виміряти УВ, отримаємо:

$$= \sqrt{400^2 + \frac{3^2}{4}} = 400,0028. \quad (2)$$

Із формули (1) отримано, що за відстані 2 см до перешкоди, УВ покаже 2,5 см (похибка 25 %), а із формули (2) бачимо, що за максимальної дистанції похибка УВ складає лише 0,0007 %. Тобто на малих висотах польоту квадрокоптера потрібно використовувати показання МБВ.

Висновки

Аналіз впливу атмосферних і вітрових збурень показав, що вони не впливають на кількісні показники надійності САП квадрокоптера, а лише впливають на її точність і стабільність.

За умов вітрових збурень, коли значно підвищується тяга квадрокоптера у разі більш інтенсивній витрати заряду акумулятора, треба підтримувати політ на *незначній висоті*, тоді всі складові будуть знаходитися у режимі максимальної потужності. Саме для такого режиму польоту розроблена СВВ підвищеної надійності для САП квадрокоптера, тому що її відмова може призвести до аварії і падіння БПЛА.

У статті представлена розроблена СВВ польоту квадрокоптера підвищеної надійності, що забезпечує безаварійну посадку у разі впливу вітрових збурень, у якій реалізований метод підвищення надійності та точності об'єктів шляхом комплексного поєднання функціонального і структурного резервування: СВВ складається із двох МБВ, з'єднаних паралельно навантаженим резервуванням (структурне резервування), і одного УВ, що представляє собою функціональний резерв для двох МБВ. У СВВ реалізована функція *Altitude Hold Mode* (автоматичне підтримання висоти).

СВВ має простий алгоритм визначення і контролю висоти для САП, який економить час обробки, підвищує надійність, точність і стабільність САП квадрокоптера, у тому числі в умовах вітрових збурень.

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

Список використаної літератури

1. Олійник Ю. А. Вплив швидкості вітру на змінення коефіцієнту лобового опору / Ю. А. Олійник // Системи озброєння і військова техніка. – 2008. – № 2. – С. 91-93. – [Режим доступу]: http://nbuv.gov.ua/UJRN/soivt_2008_2_29.
2. Hadrien Beck, Julien Lesueur, Guillaume Charland-Arcand, Ouassima Akhrif, Samuel Gagne, Francois Gagnon and Denis Couillard. Autonomous takeoff and landing of a quadcopter // 2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) June 7-10, 2016. Arlington, VA USA, pp. 475-484.
3. Нечипоренко О. М. Комплексована система вимірювання висоти польоту літального апарату / О. М. Нечипоренко, О. О. Савлук // Науково-технічний збірник «Механіка гіроскопічних систем», випуск 36 (2018). – К.: НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», 2018. – С. 32-39.
4. Жмудь В. А. Ультразвуковой датчик измерения расстояния HC-SR04 / В. А. Жмудь, Н. О. Кондратьев // Автоматика и программная инженерия. 2017, № 4(22). – С. 18-26.
5. Нечипоренко О. М. Основи надійності літальних апаратів. Навчальний посібник з грифом МОН. – К.: НТУУ «КПІ», 2010. – 240 с. – Бібліогр.: с. 235-239. – ISBN 978-966-622-502-6.
6. Nils Gageik, Julian Rothe, Sergio Montenegro. Data fusion principles for height control and autonomous landing of a quadrocopter // University of Würzburg, Aerospace Information Technology (Germany), Würzburg, September, 2012. 6 p.
7. Емельянова О. В. Изучение движения квадрокоптера в вертикальной плоскости / О. В. Емельянова, С. Ф. Яцун, Н. И. Попов // Актуальные вопросы технических наук (II): материалы междунар. заоч. науч. конф. (г. Пермь, февраль 2013 г.). – Пермь: Меркурий, 2013. – С. 66-70. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: <https://moluch.ru/conf/tech/archive/73/3483/>.
8. Нечипоренко О. М. Підвищення надійності системи автоматичної посадки квадрокоптера. / О. М. Нечипоренко, В. О. Мелашенко. // Науково-технічний збірник «Механіка гіроскопічних систем», випуск 37 (2019). – К.: НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», 2019. – С. 42–50.

9. *Габуев К.О., Гонгало В.О., Кучеренко Н.А., Шипко А.И.* Система автоматического управления беспилотного летательного аппарата // *Automation of Technological and Business Processes*. Том 9, № 4 (2017). – С. 57-61. <https://journals.onaft.edu.ua/index.php/atbp/issue/view/67>