

УДК 629.735.3

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771362018147340>

О. М. Нечипоренко¹, доцент, к.т.н., О. О. Савлук², бакалавр

КОМПЛЕКСОВАНА СИСТЕМА ВИМІРЮВАННЯ ВИСОТИ ПОЛЬОТУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

En

The integrated system for measuring the aircraft flight altitude determines the quadcopter flight altitude using the developed method of integration. Composition in the developed system of the flight height measuring is performed algorithmically only for the vertical components of the state vector i.e. the projection of the vector on the vertical axis. The combination of the received information on the flight altitude from the three channels is performed with the help of the logic "I" operation, the complexation algorithm is developed.

To process the received height values from several sensors, the least squares method is used. The essence of this method is to select a function that best approximates the empirical data and estimates the magnitude of the sum of the deviations squares between the experimental and theoretical values.

Completed tasks are the following: analysis of the current state of the height measuring methods development, in particular barometric; selection of the system components; choice and the choice substantiation of the method of the height measuring system integration; software and microprocessor modeling of the integrated system operation.

The system is implemented on the Arduino platform on the base of the microprocessor ATmega328, the BMP280 barometer and the HC-SR04 ultrasonic sensor. The integrated flight height measurement system is designed for practical use onboard a copter. In addition, the use of the developed system will increase the re-

¹ НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», кафедра систем керування літальних апаратів

² НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», механіко-машинобудівний інститут

liability and accuracy of the aircraft altitude measurement.

Ru

В работе рассматривается повышение точности и надежности измерения высоты полета летательного аппарата для сверхмалых высот, небольших по продолжительности полетов, которые имеют место в режиме автоматического поддержания высоты при посадке, в частности коптерив (мультикоптер). Основное внимание уделено методу комплексирования системы измерения высоты; программное и микропроцессорное моделирование работы комплексной системы. Комплексована система измерения высоты полета разработана для ее практического применения на борту коптера.

Вступ

Сучасні технології досягли успіху у сфері розробки літальних апаратів (ЛА), їхнього оснащення та удосконалення характеристик польоту.

Актуальність теми даного дослідження полягає у розробці методів підвищення точності і надійності систем вимірювання і стабілізації висоти польоту ЛА.

Вирішені задачі: із огляду літератури для активації режиму утримання висоти й поліпшення точності її визначення, широкого застосування набули барометричні [1, 2, 3], ультразвукові [4] датчики, безплатформні інерціальні системи (БІНС), *GPS*-приймачі [5], а також детектори візуального позиціонування. Загалом, єдиного датчика для всіх можливих ситуацій не існує, але комплекс різних електронних сенсорів покращить орієнтацію у просторі, точність та стабільність підтримання висоти польоту.

До невирішених задач відноситься підвищення надійності й точності визначення висоти польоту для надмалих висот, невеликих за тривалістю польотів, які мають місце у режимі автоматичного підтримання висоти під час посадки ЛА, зокрема коптерів (мультикоптерів).

Постановка задачі

Метою дослідження є підвищення точності і надійності вимірювання висоти польоту ЛА комплексуванням барометричного висотоміра, модуля 3-х осьового гіроскопа і акселерометра, а також ультразвукового далекоміра.

Об'єкт дослідження

У дослідженні використовується комплексована система вимірювання висоти польоту ЛА, що складається із цифрового п'єзорезистивного датчика атмосферного тиску (барометра) *BMP280*, модуля 3-х осьового гіроскопа і акселерометра *GY-521 MPU-6050* і ультразвукового далекоміра *HC-SR04*, які підключені до плати *Crowduino* на основі мікропроцесора *ATmega328*.

Аналіз засобів вимірювання висоти польоту ЛА

Для безаварійної посадки коптера потрібна реалізація функції *Altitude Hold Mode* (автоматичне підтримання висоти), коли ЛА легко завісає у повітрі і утримується у зафіксованому положенні над землею. Така функція «зависання» корисна також під час проведення аерофотозйомок.

У режимі автоматичного підтримання висоти *Altitude Hold Mode* коптеровод (пілот коптера) може керувати нахилами вліво/вправо (креном), тангажем (коли ніс коптера піднімається/опускається) і ризиканням (коли коптер коливається навколо своєї осі), *не міняючи висоти польоту*.

Для вимірювання висоти використовуються різні засоби вимірювання, а також їх комплексування. Був проведений аналіз існуючих датчиків, які можуть використовуватися для вимірювання висоти польоту (табл. 1).

Таблиця 1.

Переваги і недоліки датчиків

Вид датчика	Працює коректно	Працює погано
Барометр	На висоті 1,5-2 метри	На малих висотах до 1,5 м. і у погану погоду (впливають природні перепади атмосферного тиску)
GPS-датчик	На вулиці	У закритих просторах через труднощі пошуку супутників
Ультразвуковий датчик	На малих висотах до 10 м. і у закритих приміщеннях	На висоті більше 10 метрів і при польотах у приміщеннях, що звукоізолювані. Під час польоту над нерівними поверхнями (сигнал відбивається у бік від коптера)
Сенсор візуального позиціонування	У приміщенні і на вулиці на висоті від 0,3 до 10 м	На висоті більше 10 м. Не працює під час польоту над яскраво освітленими або темними поверхнями, над водою та поверхнями без чітких контурів або текстури

Аналіз переваг і недоліків (табл. 1) використовуваних методів і засобів вимірювання висоти для реалізації режиму *Altitude Hold Mode* дозволив для розробки комплексованої системи вибрати комплекс вимірювачів висоти, що складається із барометричного висотоміра, модуля 3-х осьового гіроскопа і акселерометра (який завжди використовується на всіх ЛА), а також ультразвукового далекоміра (рис. 1).

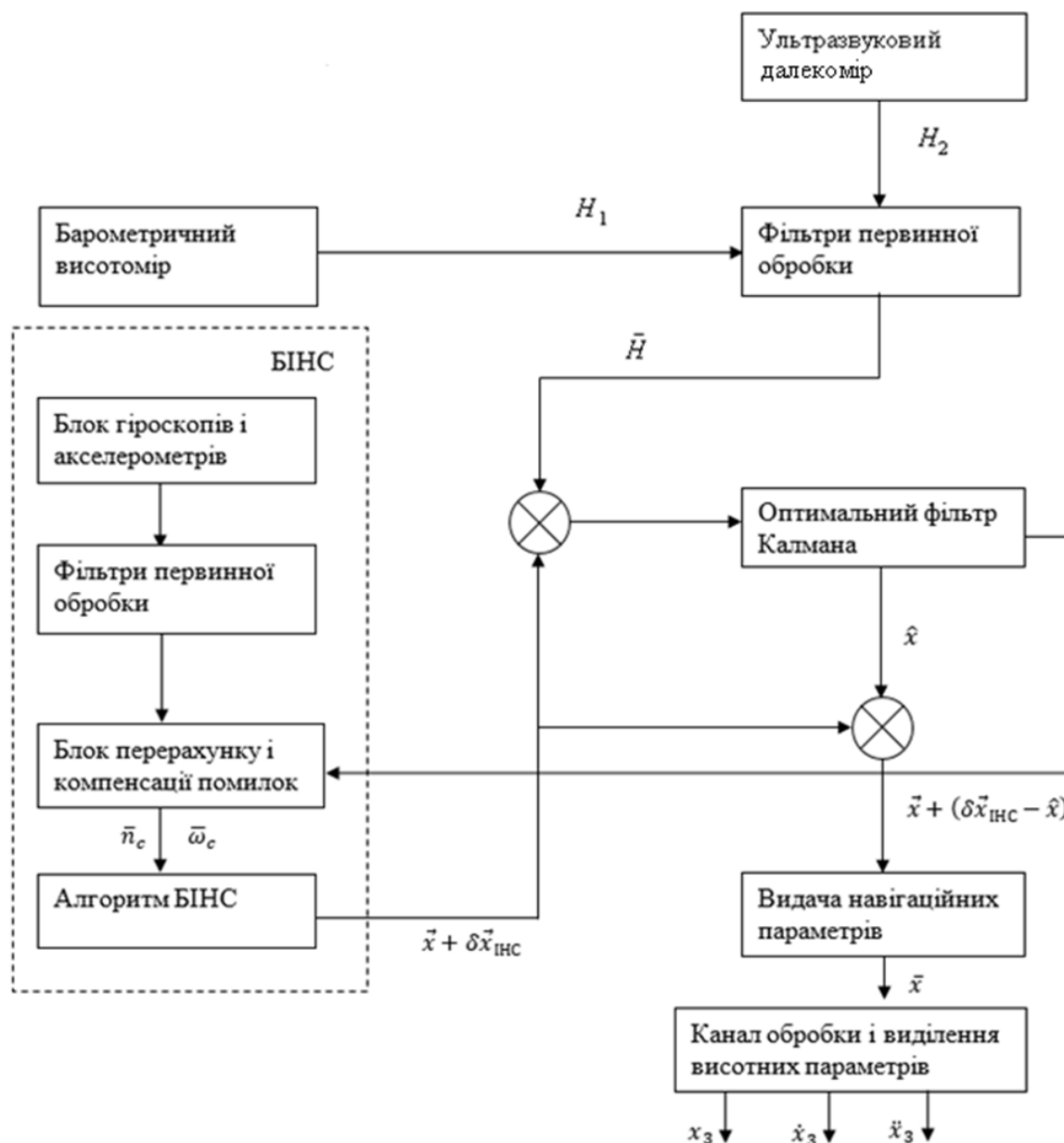


Рис. 1. Схема комплексованої системи вимірювання висоту польоту

Барометричний метод заснований на залежності між абсолютним атмосферним тиском і висотою (атмосферний тиск зменшується із висотою). У барометричному методі вимірювання висоти польоту зводиться до вимірювання абсолютного тиску за допомогою барометра.

Задля перетворення тиску в висоту потрібно використовувати гіпсометричну формулу Лапласа-Рюльмана [1], у випадку, коли висота польоту коптера не перевищує 11 км:

$$H = \frac{T_0}{\tau_B} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\frac{\tau_B R_n}{g_0}} \right],$$

де $R_n = \frac{R}{\mu_m}$ – питома газова стала (для повітря $R_n = 287,05287$ Дж/кг·К),

τ_B – температурний градієнт висоти, на висотах польоту до 11 км
 $\tau_B = 0,0065$ К/м;

P_0, T_0 – початкові (нульові) значення атмосферного тиску і температури повітря.

У комплексованій системі вимірювання висоти використовується мініатюрний барометричний висотомір, розроблений на базі цифрового п'єзорезистивного датчика атмосферного тиску (барометра) [2].

Комплексування у розробленій системі проводиться алгоритмічно тільки за вертикальною складовою вектору стану x_3 – проекцією вектора \bar{x} (2) на вертикальну вісь (рис. 1). Об'єднання отриманої інформації по висоті польоту із трьох каналів виконується за допомогою операції логічного «І».

Опис математичної моделі коптера. Рівняння динаміки

Розглянемо коптер як тверде тіло. Опишемо динаміку центра мас коптера за допомогою рівнянь Ньютона-Ейлера $m\dot{V}_1 = F$.

У зв'язаній системі координат (СК), сила, що необхідна для прискорення маси $m\dot{V}_1$ та відцентрованої сили $\omega \times (mV_1)$ буде дорівнювати сумарній тязі двигунів $F_{T1\Sigma}$ та сили тяжіння F_{CT1} .

$$m\dot{V}_1 + \omega \times (mV_1) = F_{T1\Sigma} + F_{CT1}, \quad (1)$$

$$F_{CT} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix}. \quad (2)$$

У зв'язаній СК сила F_{CT1} має наступний вигляд:

$$F_{CT1} = \begin{bmatrix} mgsin(\theta) \\ -mgsin(\varphi)cos(\theta) \\ mgcos(\varphi)sin(\theta) \end{bmatrix}. \quad (3)$$

У абсолютній СК відцентрова сила зводиться до нуля. Тому на коптер діє лише гравітаційна сила і сила тяги

$$m\ddot{\xi} = F_{T1\Sigma} + F_{CT1}, \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{F_{T\Sigma}}{m} \begin{bmatrix} C_\psi S_\theta C_\varphi + S_\psi S_\varphi \\ S_\psi S_\theta C_\varphi - C_\psi S_\varphi \\ C_\theta C_\varphi \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Із урахуванням сили аеродинамічного спротиву:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{F_{T\Sigma}}{m} \begin{bmatrix} C_\psi S_\theta C_\varphi + S_\psi S_\varphi \\ S_\psi S_\theta C_\varphi - C_\psi S_\varphi \\ C_\theta C_\varphi \end{bmatrix} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_{Ax} & 0 & 0 \\ 0 & F_{Ay} & 0 \\ 0 & 0 & F_{Az} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

де F_{Ax} , F_{Ay} , F_{Az} – сили аеродинамічного спротиву в абсолютній системі координат.

Для обертового руху закон має вигляд $\frac{d\bar{L}}{dt} = \bar{M}$, де L – кутовий момент, M – момент зовнішніх сил. У зв'язаній СК кутові прискорення інерції $L = I\omega_1$ та $\omega_1 \times (I\omega_1)$ дорівнюють зовнішньому моменту M .

$$J\dot{\omega}_1 + \omega_1 \times (J\omega_1) = MJ\dot{\omega}_1 + \omega_1 \times (J\omega_1) = M, \quad (7)$$

$$\dot{\omega}_1 = J^{-1} \left(- \begin{bmatrix} \omega_{x1} \\ \omega_{y1} \\ \omega_{z1} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} J_{xx}\omega_{x1} \\ J_{yy}\omega_{y1} \\ J_{zz}\omega_{z1} \end{bmatrix} + M \right), \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_{x1} \\ \dot{\omega}_{y1} \\ \dot{\omega}_{z1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (J_{yy} - J_{zz})\omega_{y1}\omega_{z1} / J_{xx} \\ (J_{zz} - J_{xx})\omega_{x1}\omega_{z1} / J_{yy} \\ (J_{xx} - J_{yy})\omega_{x1}\omega_{y1} / J_{zz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_\varphi / J_{xx} \\ M_\theta / J_{yy} \\ M_\psi / J_{zz} \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Кутові прискорення в абсолютній СК – це похідні за часом кутових швидкостей зі зв'язаної СК, що перетворені матрицею W_η^{-1} .

$$\ddot{\eta} = \frac{d(W_\eta^{-1}\dot{\omega})}{dt} = \frac{dW_\eta^{-1}\dot{\omega}}{dt} + W_\eta^{-1}\ddot{\omega}, \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \dot{\phi}C_\varphi T_\theta + \dot{\theta}S_\varphi / C_\theta^2 & -\dot{\phi}S_\varphi C_\theta + \dot{\theta}C_\varphi / C_\theta^2 \\ 0 & -\dot{\phi}S_\varphi & -\dot{\phi}C_\varphi \\ 0 & \dot{\phi}C_\varphi / C_\theta + \dot{\phi}S_\varphi T_\theta / C_\theta & -\dot{\phi}S_\varphi / C_\theta + \dot{\theta}C_\varphi T_\theta / C_\theta \end{bmatrix} \dot{\omega} + W_\eta^{-1}\ddot{\omega}. \quad (11)$$

Маємо наступну математичну модель в абсолютній СК у матричній формі:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{F_{T\Sigma}}{m} \begin{bmatrix} C_\psi S_\theta C_\varphi + S_\psi S_\varphi \\ S_\psi S_\theta C_\varphi - C_\psi S_\varphi \\ C_\theta C_\varphi \end{bmatrix} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_{Ax} & 0 & 0 \\ 0 & F_{Ay} & 0 \\ 0 & 0 & F_{Az} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}, \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \dot{\phi} C_\varphi T_\theta + \dot{\theta} S_\varphi / C_\theta^2 & -\dot{\phi} S_\varphi C_\theta + \dot{\theta} C_\varphi / C_\theta^2 \\ 0 & -\dot{\phi} S_\varphi & -\dot{\phi} C_\varphi \\ 0 & \dot{\phi} C_\varphi / C_\theta + \dot{\phi} S_\varphi T_\theta / C_\theta & -\dot{\phi} S_\varphi / C_\theta + \dot{\theta} C_\varphi T_\theta / C_\theta \end{bmatrix} \omega + W_\eta^{-1} \dot{\omega}. \quad (13)$$

Вибір методу комплексування

Основним шляхом підвищення точності є *створення комплексів*, у яких необхідний результат досягається за рахунок забезпечення надмірності інформації, оптимальних методів її обробки, оптимізації керуючої частини бортового комплексу [1].

Підвищення надійності забезпечується методом структурного резервування функціональних резервів, коли надлишковість у системі створюється резервуванням основної функції об'єкта за призначенням, а саме, функціональним резервуванням. Такою функцією за призначенням для розробленої комплексованої системи вимірювання є вимірювання висоти польоту коптера. Звідси у якості *функціональних резервів* розглядаються ті бортові вимірювальні системи, що дають можливість отримати інформацію про висоту польоту літального апарату і входять у склад комплексованої системи, а саме, барометричний висотомір, БІНС і ультразвуковий далекомір.

Для обробки отриманих значень висоти з декількох датчиків використовується метод найменших квадратів. Суть даного методу полягає у підборі такої функції, яка найкращим чином наближає емпіричні дані й оцінку величини суми квадратів відхилень між експериментальними й теоретичними значеннями [7].

Комплексована система вимірювання висоти польоту розроблена для її практичного застосування на борту коптера. Крім того, використання розробленої системи підвищить надійність і точність вимірювання висоти польоту ЛА.

Висновки

Розроблено комплексовану систему вимірювання висоти польоту коптера на базі цифрового п'езорезистивного датчика атмосферного тиску (барометра) *BMP280*, модуля 3-х осьового гіроскопа і акселерометра *GY-521 MPU-6050* (БІНС) і ультразвукового далекоміра *HC-SR04*, які під-

ключені до плати *Crowduino* на основі мікропроцесора *ATmega328*, із застосуванням обраного методу комплексування.

Розроблена система дозволила реалізувати режим автоматичного підтримання висоти *Altitude Hold Mode* для безаварійної посадки коптера.

Список використаної літератури

1. Авиационные приборы [Электронный ресурс]: электрон. учеб.-метод. комплекс по дисциплине / Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т); авт.-сост. В. А. Прилепский, Н. А. Яковенко. - Электрон. текстовые и граф. дан. (396 Мбайт). - Самара, 2012.
2. *Нечипоренко О. М., Гоїнець О.О.* Забезпечення надійності мініатюрного барометричного висотоміра на базі п'єзорезистивного датчика тиску / Науково-технічний збірник «Механіка гіроскопічних систем», випуск 35, 2018 р.
3. Для чего в квадрокоптере барометр или как работает режим удержания высоты. - [Электронный ресурс] [Режим доступа]: <https://www.rc-hobby.com.ua/infocenter/obzory-i-stati/dlya-chego-v-kvadrokoptere-barometr-ili-kak-rabotaet-rezhim-uderzhaniya-vysoty/>.
4. Ультразвуковые датчики, устройство и работа. - [Электронный ресурс] [Режим доступа]: <https://electrosam.ru/glavnaja/slabotochnye-seti/oborudovanie/ultrazvukovye-datchiki/>
5. Комплексование потоков навигационных данных с помощью нелинейного фильтра Калмана // А. В. Грибовский, К. В. Козадаев, С. П. Красовский. – Сборник тезисов НТК Белорусского государственного университета. – Минск. – С. 255-258.
6. *Пронькин А. Н., Кузнецов И. М., Веремеенко К. К.* Интегрированная навигационная система БПЛА: структура и исследование характеристик / Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 41. – С. 1-13. – [Электронный ресурс] [Режим доступа]: <http://docplayer.ru/41524600-Integrirovannaya-navigacionnaya-sistema-bpla-struktura-i-issledovanie-harakteristik.html>.
7. ..Метод наименьших квадратов и основы математико-статистической теории обработки наблюдений. - [Электронный ресурс] [Режим доступа]: <http://e-heritage.ru/ras/view/publication/general.html?id=47017478>.