

УДК 629.735.017

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2219-3804182018122189>

Нечипоренко О. М.¹, доцент, к.т.н., Гоїнець О. О.², бакалавр

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ МІНІАТЮРНОГО БАРОМЕТРИЧНОГО ВИСОТОМІРА НА БАЗІ П'ЄЗОРЕЗИСТИВНОГО ДАТЧИКА ТИСКУ

En The urgency of the research is caused by the solution of the problem of increasing the reliability of the barometric altimeter at ultra-low altitudes, which have a short duration and take place at flight of quadcopters. The aim of the research is to develop a method for increasing the functional reliability of the miniature barometric altimeter of a quadcopter by complexing the altimeter with a platformless inertial system (PINS) and a satellite navigation system (SNS). The research used a barometric altimeter, developed on the basis of a digital piezoresistive atmospheric pressure sensor (module with barometer as BMP-280 from BOSCH). The module BMP-280 also has a built-in sensor of temperature.

The new scientific and technical results include the choice of the most effective method of increasing reliability - the method of functional redundancy. As a functional reserve, all on-board measuring systems can be considered, which give an opportunity to obtain information about the flight altitude.

There is a new integrated navigation system for unmanned aerial vehicles,

¹ НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», кафедра приладів та систем керування літальними апаратами

² НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», факультет авіаційних і космічних систем

which consists of the BINS navigation complex based on micromechanical sensors (iMEMS) and SNS, which has high reliability indicators. The system is implemented as a loosely coupled scheme based on the optimal Kalman filter, which allows both the development of independent solutions in the BINS & SNS, as the complex solution obtaining on the basis of the Kalman filter according to the SNS and BINS data. This research suggests a complexing of the miniature barometric altimeter based on a piezoresistive pressure sensor with this system.

The probability of failure $P_c(t)$ of redundant (complexing) systems is much greater than the probability of failure and functional reserve: $P_c(t) \approx 1 - [1 - 0,95]^3 = 0,999875 \gg P(t) = 0,95$. Therefore, the functional redundancy proposed in the research will greatly enhance the barometric altimeter reliability.

A miniature barometric altimeter is designed for its practical application onboard of quadcopter. In addition, using the developed complex flight altitude measurement system will improve the reliability of both the altimeter and the quadcopter in general.

Ru На основе метода функционального резервирования разработано избыточную интегрированную систему измерения высоты полета беспилотного летательного аппарата (квадрокоптера) комплексированием барометрического висотомера с инерциальной и спутниковой навигационными системами, что позволило значительно повысить надежность системы.

Вступ

Відомі деякі методи і способи підвищення надійності барометричних висотомірів, що використовуються у літаках: встановлення автоматичної системи передачі метрологічних характеристик аеродрому на літальний апарат [1]; підвищення стійкості до вібраційних і лінійних прискорень [2]; підвищення параметричної надійності [3].

До невирішених задач відноситься підвищення надійності роботи барометричного висотоміра на надмалих висотах польоту, які мають невелику тривалість і мають місце під час польоту квадрокоптерів.

Постановка задачі

Метою дослідження є розробка метода підвищення функціональної надійності мініатюрного барометричного висотоміра квадрокоптера комплексуванням висотоміра із безплатформенною інерціальною системою (БІНС) і спутниковою навігаційною системою (СНС).

Об'єкт дослідження

У дослідженні використовувався барометричний висотомір, розроблений на базі цифрового п'єзореzистивного датчика атмосферного тиску (модуль із барометром типу *BMP-280* фірми *BOSCH*),

представленого на фото (рис. 1). Модуль типу *BMP-280* також має вбудований датчик температури.

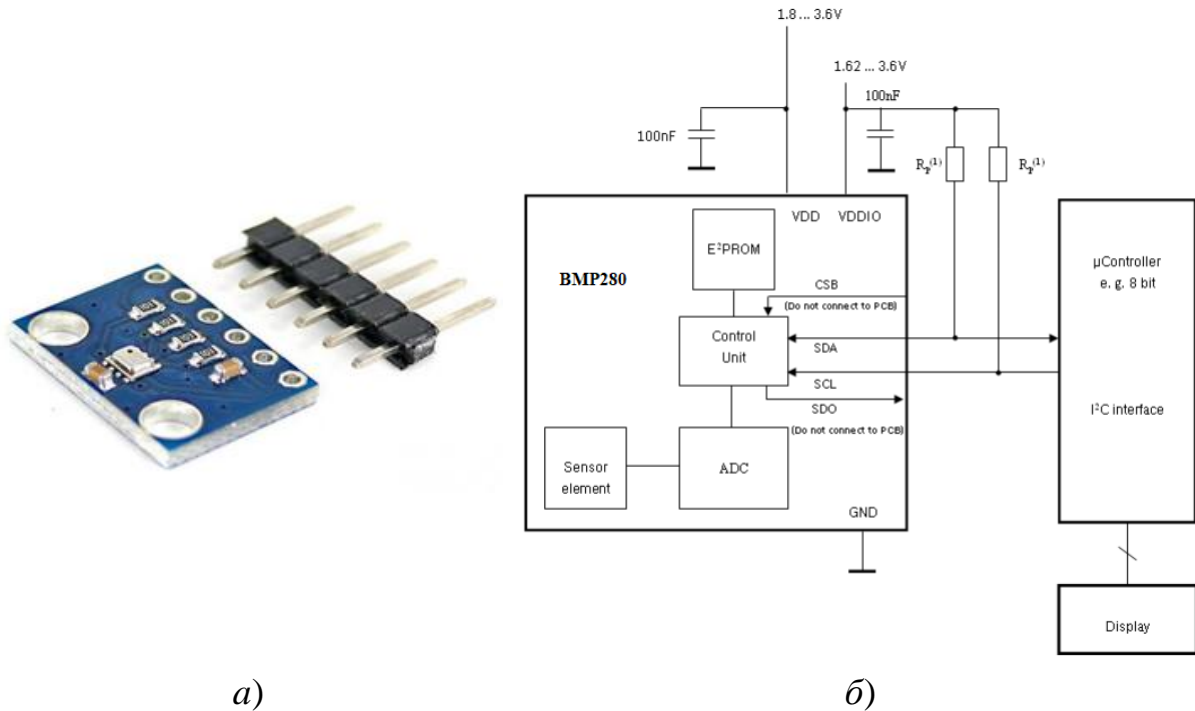


Рис. 1. П'єзoresистивний датчик атмосферного тиску типу *BMP-280* (а) і схема його підключення (б)

Характеристики барометра типу *BMP-280*: живлення: 1,8-3,6 В; інтерфейс: *I2C* (1,2 – 3,6 В), *SPI*; діапазон тиску: 110 *kPa* (–500 м) – 30 *kPa* (+9000 м); роздільна здатність тиску: 0,16 *Pa*; роздільна здатність температури: 0,01 °С (–40 ... +85 °С); споживання струму: 2,7 мкА (1 Гц); розмір: 21мм × 18мм.

На рис. 2 представлено підключення барометра *BMP-280* до плати *Arduino UNO*.

Барометричний метод заснований на залежності між абсолютним тиском у атмосфері і висотою (рис. 3). У цьому методі вимірювання висоти зводиться до вимірювання абсолютного тиску за допомогою барометра.

Для перетворення тиску у висоту потрібно використовувати гіпсометричну формулу Лапласа-Рюльмана [5], оскільки висота польоту квадро-коптера не перевищує 11 км:

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

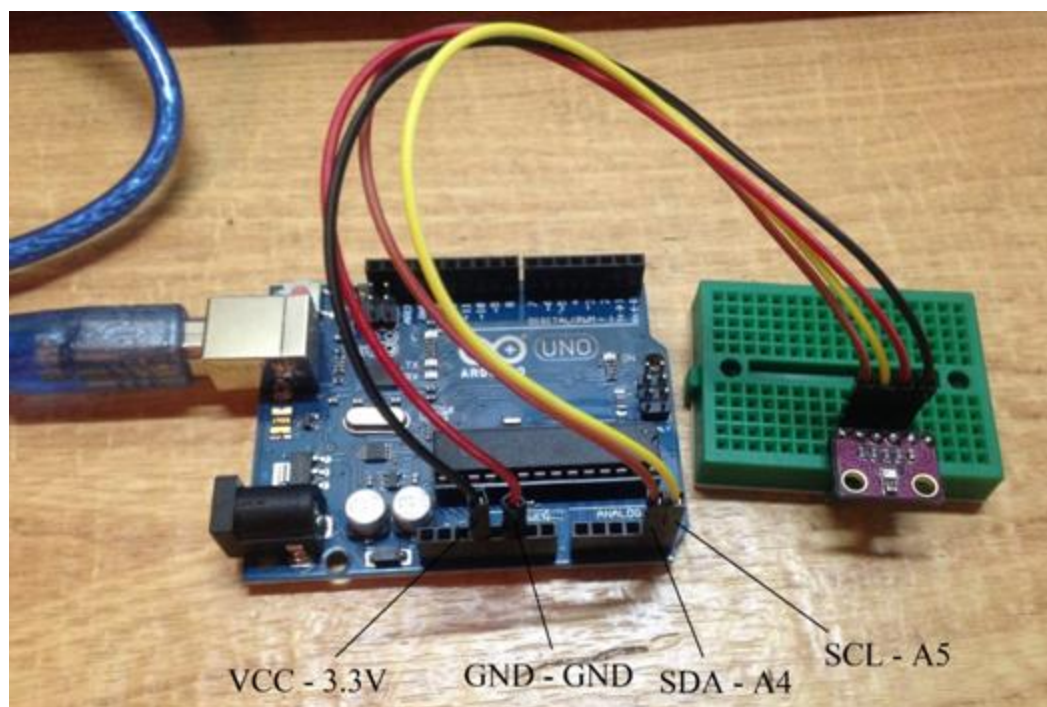


Рис. 2. Барометричний висотомір на базі п'єзорезистивного датчика типу BMP-280

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.

Функціональна схема розробленого мініатюрного барометричного висотоміра показана на рис. 4, де P – атмосферний тиск; t – температура атмосферного повітря; N_p, N_t – цифрові значення атмосферного тиску і температури відповідно; P_0, t_0 — нульові значення тиску і температури, що вводяться під час початкового калібруванні квадрокоптера; N_H – цифрове значення висоти польоту квадрокоптера (вихідний сигнал висотоміра).

Вибір методу підвищення надійності

Підвищити надійність системи в процесі її експлуатації надзвичайно важко [1]. Це пояснюється тим, що надійність системи в основному закладається під час її проектування, забезпечується під час виготовлення, а під час експлуатації надійність тільки витрачається. Швидкість її витрати залежить від методів експлуатації, кваліфікації обслуговуючого персоналу, умов експлуатації.

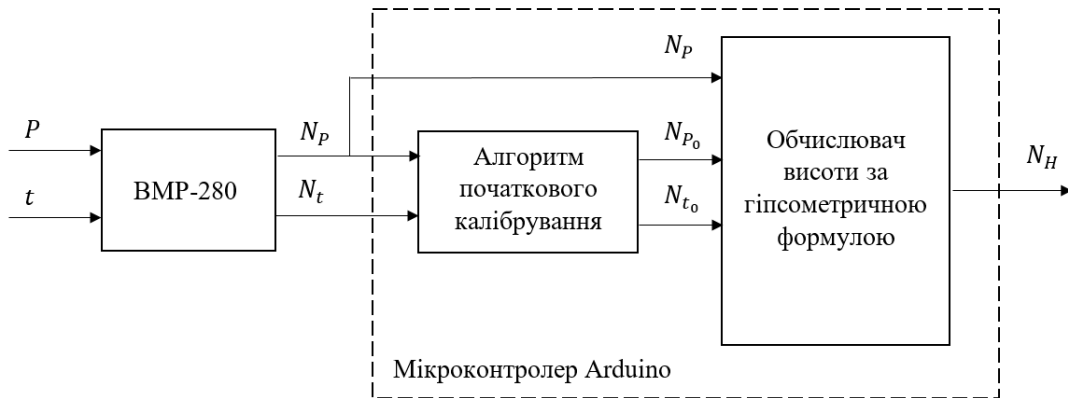


Рис. 4. Функціональна схема барометричного висотоміра на базі барометра *BMP-280*

Методи підвищення надійності, що застосовуються під час проектуванні [2]:

- резервування;
- спрощення системи;
- вибір найбільш надійних елементів;
- створення схем із обмеженими наслідками відмов елементів;
- стандартизація і уніфікація елементів і вузлів;
- вбудований контроль;
- автоматизація перевірок.

Ефективність цих методів полягає у тому, що вони дозволяють із малонадійних елементів будувати надійні системи. Ці методи дозволяють зменшити інтенсивність відмов системи, зменшити середній час відновлення і час безперервної роботи системи.

Вибір того чи іншого методу підвищення надійності визначається властивостями проектуваного об'єкта, але дуже часто неможливо сконструювати надійний об'єкт або систему, використовуючи один, навіть найнадійніший метод, необхідно використовувати всі або комплекс методів.

Основним шляхом підвищення надійності є *створення комплексів*, у яких необхідний результат досягається за рахунок забезпечення надмірності інформації, оптимальних методів її обробки, оптимізації керуючої частини бортового комплексу [6].

Аналіз методів підвищення надійності підтвердив, що найбільш ефективним є метод резервування. Тобто для підвищення надійності барометричного висотоміра було обрано метод функціонального комплексування, коли надлишковість у системі створюється резервуванням основної функції об'єкта за призначенням, тобто метод функціонального резервування. Такою функцією за призначенням для барометричного висотоміра є вимірювання висоти польоту квадрокоптера. Таким чином, у

якості функціональних резервів можна розглядати всі бортові вимірювальні системи, які дають можливість отримати інформацію про висоту польоту ЛА.

У якості функціонального резерву для барометричного висотоміра були використані дві навігаційні системи, що є на борту сучасних БПЛА, зокрема, квадрокоптерах: безплатформенна інерціальна система (блок тривісного акселерометра і тривісного гіроскопа) і супутникова навігаційна система (СНС).

Надійність комплексованої системи вимірювання висоти польоту квадрокоптера

Відома інтегрована навігаційна система безпілотних літальних апаратів, що складається з навігаційного комплексу БІНС на базі мікромеханічних датчиків (*iMEMS*) і СНС, яка має високі показники надійності [6]. Система реалізована як слабозв'язана схема на базі оптимального фільтра Калмана, що припускає як вироблення незалежних рішень у безплатформенній ІНС (БІНС) і СНС, так і комплексного рішення, одержуваного на основі фільтра Калмана за даними СНС і БІНС. У роботі пропонується комплексування мініатюрного барометричного висотоміра на базі *n*-резистивного датчика тиску з такою системою.

Структура інтегрованої системи, що включає барометричний висотомір, СНС і БІНС, представлена на рис. 5.

Алгоритми, реалізовані у комплексованій системі, відносяться до алгоритмів БІНС. Дані про початкові значення висоти передаються в алгоритм БІНС від висотоміра, географічних координат і швидкості – від СНС-приймача. На основі отриманих даних у БІНС вирішується основне рівняння навігації (1), визначаються координати, швидкості і кути орієнтації

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} V_b \\ V_c \\ V_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & (\Omega_z + 2 \cdot u_z) & -(\Omega_y + 2 \cdot u_y) \\ -(\Omega_z + 2 \cdot u_z) & 0 & \Omega_x \\ (\Omega_y + 2 \cdot u_y) & -\Omega_x & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} V_b \\ V_c \\ V_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix}, \quad (1)$$

де $V_{b,c,z}$ – проекції лінійної швидкості ЛА на осі географічної системи координат, $\Omega_{x,y,z}$ – проекції абсолютної кутової швидкості обертання ЛА на осі географічної системи координат, $n_{x,y,z}$ – проекції псевдо прискорення ЛА на осі географічної системи координат, $u_{y,z}$ – північна і вертикальна складові кутової швидкості обертання Землі.

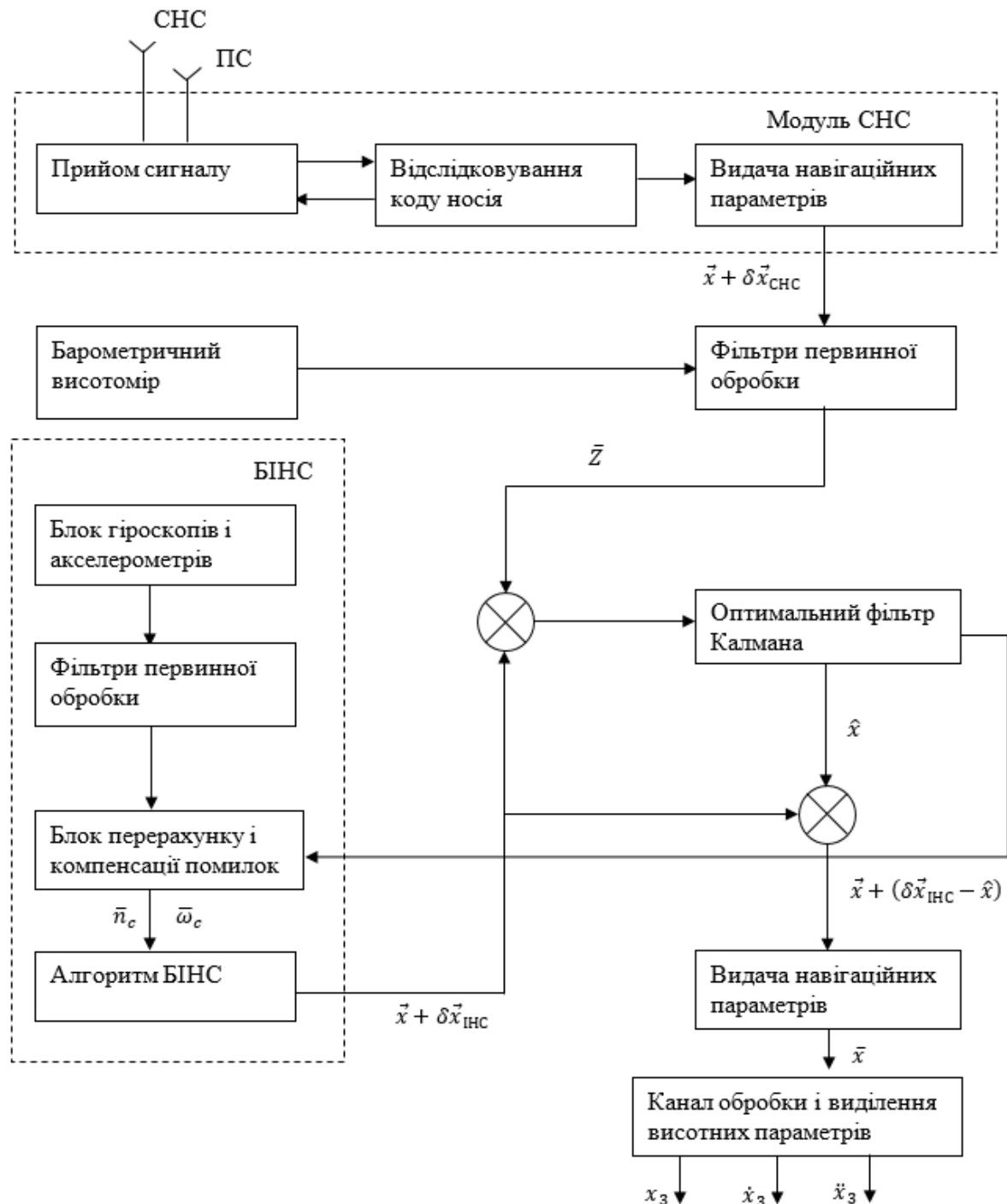


Рис. 5. Схема комплексованої системи вимірювання висоти польоту

У приймачі СНС визначаються координати центру тяжіння квадрокоптера, і вектор вихідних параметрів буде мати наступний вигляд:

$$\bar{X}_{СНС} = [\varphi \lambda h V_b V_c V_z]^T .$$

Оптимальний фільтр Калмана вимагає опису системи у просторі станів, причому повна модель повинна бути представлена рівняннями стану (у нашому випадку – рівняннями похибок БІНС) і рівняннями вимірювань:

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}} = F\bar{x} + B\bar{u} + G\bar{w}; \\ \bar{z} = H\bar{x} + \bar{v}, \end{cases}$$

де \bar{x} – вектор стану, \bar{u} – вектор управління, \bar{w} – вектор шумів системи, \bar{v} – вектор шумів вимірювань, F – матриця динаміки системи, B – матриця управління, G – матриця шумів системи, H – матриця вимірювань, \bar{z} – вектор вимірювань, що формується як різниця показань барометричного висотоміра, БІНС і СНС по висоті, координатах і швидкості.

Вектор стану має вигляд:

$$\bar{x} = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ \alpha \ \beta \ \gamma \ \square n_1^c \ \square n_2^c \ \square n_3^c \ \square \Omega_1^c \ \square \Omega_2^c \ \square \Omega_3^c]^T, \quad (2)$$

де x_1, x_2, x_3 – похибки визначення координат і висоти, α, β, γ – кутові похибки орієнтації вимірювального трикутника відносно обчисленого, $\square n^c, \square \Omega^c$ – постійна складова інструментальної похибки акселерометрів і гіроскопів відповідно.

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

Для того, щоб довести, як покращена надійність барометричного висотоміра при його комплексуванні, тобто використанні у складі комплексованої системи вимірювання висоти польоту (рис. 5), розглянемо її структурну логічну схему надійності (рис. 6), що представляє собою паралельне включення функціональних резервів навантаженого типу [4].

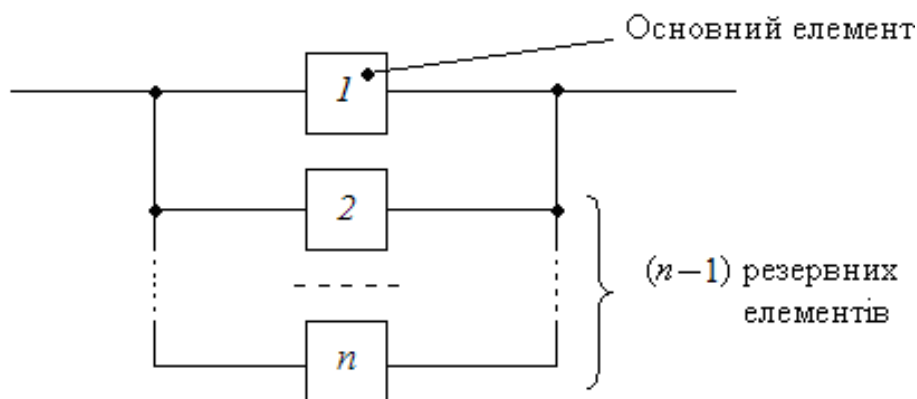


Рис. 6. Структурна логічна схема надійності системи із функціональним навантаженим резервуванням і паралельною структурою

Ймовірність безвідмовної роботи (ІБР) системи $P_c(t)$ із паралельною структурою [4]:

$$P_c(t) = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - P_i(t)],$$

де $P_i(t)$ – ІБР кожного функціонального резерву.

Структурна логічна схема надійності інтегрованої системи вимірювання висоти польоту представляє собою паралельне включення *трьох* функціональних резервів навантаженого типу з кратністю резервування $k = (n - 1)/1 = (3 - 1)/1 = 2$ (рис. 7).

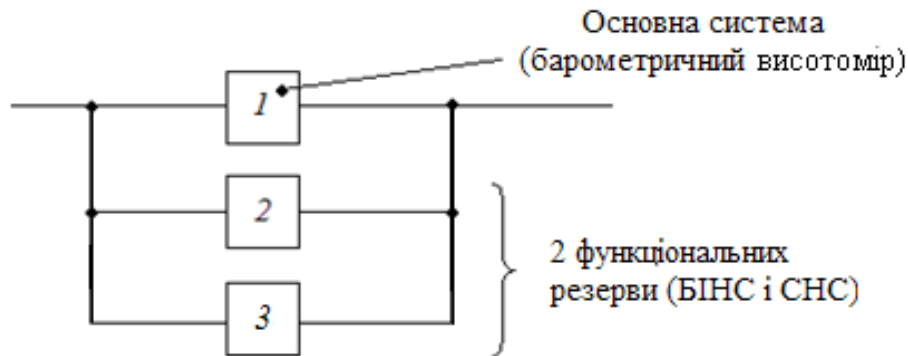


Рис. 7. Структурна логічна схема надійності розроблюваної комплексованої системи вимірювання висоти польоту БПЛА

Ймовірність безвідмовної роботи $P_c(t)$ комплексованої системи вимірювання висоти польоту БПЛА:

$$P_c(t) = 1 - \prod_{i=1}^3 [1 - P_i(t)].$$

Для рівнонадійних функціональних резервів $P_i(t) = P(t)$, тому $P_c(t) = 1 - [1 - P(t)]^n = 1 - [1 - P(t)]^3$. За $P(t) = 0,95$ ІБР резервованої (комплексованої) системи значно більше, ніж ІБР функціонального резерву: $P_c(t) = 1 - [1 - 0,95]^3 = 0,999875 \gg P(t) = 0,95$. Тобто функціональне резервування, запропоноване в дослідженні, значно підвищить надійність барометричного висотоміра.

Мініатюрний барометричний висотомір розроблений для його практичного застосування на борту квадрокоптера. Крім того, використання розробленої комплексованої системи вимірювання висоти польоту дозволить підвищити надійність як висотоміра, так і квадрокоптера в цілому.

Результати досліджень будуть використані під час розробки метода діагностування функціональної відмови квадрокоптера – початку його падіння – шляхом програмної обробки показань барометричного висотоміра. Маючи інформацію про реальну зміну висоти польоту, швидкість зміни висоти і прискорення у вертикальному напрямку, можна визначити до критичний стан ЛА і аналітично розрахувати момент початку

його падіння. Це дасть змогу на практиці вчасно попередити падіння і аварії, використовуючи сигнал про початок падіння як сигнал переходу на підпрограму безпечного польоту квадрокоптера.

Висновки

Розроблено мініатюрний барометричний висотомір на базі п'єзорезистивного датчика тиску для вимірювання висоти польоту квадрокоптера.

На основі метода функціонального резервування розроблено надлишкову комплексовану систему вимірювання висоти польоту квадрокоптера комплексуванням барометричного висотоміра з інерціальною навігаційною системою (БІНС на базі іМЕМС) і СНС, що дозволило значно підвищити надійність системи: розрахункова ІБР $P_c(t)$ інтегрованої системи вимірювання висоти польоту значно більша за ІБР $P(t)$ нерезервованого барометричного висотоміра $P_c(t) = 0,999875 \gg P(t) = 0,95$.

Список використаної література

1. Шубин Р. А. Надёжность технических систем и техногенный риск: учебн. пособие / Р. А. Шубин. – Тамбов : Изд-во ФГБОУ ВПО «ТГТУ», 2012. – 80 с. – ISBN 978-5-8265-1086-5.
2. Мехоношин В. С. Надёжность технических систем и техногенный риск: учебн. пособие. – Ульяновск, УВАУ ГА, 2005. – 82 с.
3. Netchyporenko O. M. The method of analysis of reliability of frequency pressure sensor for systems of air signals of aircraft / Electronics and Control Systems, 2014. – № 3(41). – 41-46 pages. – ISSN 1990-5548.
4. Нечипоренко О. М. Основи надійності літальних апаратів [Текст]: навч. посіб. О. М. Нечипоренко. – К.: НТУУ «КПІ», 2010. – 240 с.
5. 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.
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>.