

УДК 621.314

В. Р. ЛЮБЧИК,  
О. К. ЯНОВИЦЬКИЙ,  
О. С. ЯНОВИЦЬКИЙ  
Хмельницький національний університет

## ЕЛЕКТРОННИЙ ПЕРЕТВОРЮВАЧ АНАЛОГОВОЇ ВЕЛИЧИНИ БАРОМЕТРИЧНОГО ДАТЧИКА ВИСОТИ В ЦИФРОВИЙ КОД ЛІТАКОВИХ ВІДПОВІДАЧІВ

*В статті було детально описано принцип роботи електронного перетворювача аналогової величини барометричного датчика висоти в цифровий код, було проведено синтез його схеми та визначення його характеристик, було проведено детальний аналіз похибок методу виміру аналого-цифрового перетворювача, при якому були встановлені критичні елементи, які впливають на його точність. Було проведено математичне моделювання аналізу похибок аналого-цифрового перетворювача за допомогою програмного забезпечення «Matlab».*

*Ключові слова: аналого цифровий перетворювач, літаковий відповідач, барометричний датчик висоти, джерело опорної напруги, матриця R-2R, MatLab.*

V. LUBCHIK,  
A. YANOVITSKIY,  
A. YANOVITSKIY  
Khmelnytskyi National University

## ELECTRONIC CONVERTER OF ANALOG VALUE OF BAROMETRIC HEIGHT SENSOR IN DIGITAL CODE OF AIRCRAFT RESPONDERS

*The report described in detail the principle of the operation of the electronic converter of the analogue value of the barometric height sensor in digital code, carried out the synthesis of its scheme and determination of its characteristics, carried out a detailed analysis of the errors of the method of measuring an analog digital converter, in which critical elements were determined that affect its accuracy. A mathematical modeling of the analysis of the errors of an analog digital converter was carried out using the software "Matlab". Of the known methods of analog-to-digital conversion in the integral technology found use mainly three - a method of direct parallel transformation, a method of sequential transformation, the method of integration. From the considered methods of ADC for aircraft responders, the most attractive method is the sequential transformation, since it is the simplest, has a high noise immunity, and the low transformation time in our case is not critical, since the input analog height signal is slowly variable, which does not lead to significant dynamic conversion errors. The synthesis of the circuit of an electronic converter of analog value of a barometric height sensor in a 12-bit binary-decimal digital code, as well as the possibility of converting the height code into the Gelhem-Gray code in RBS mode, was carried out.*

*Keywords: analog digital converter, aircraft responder, barometric height sensor, reference voltage source, matrix R-2R, MatLab.*

Особливостями аналого-цифрового перетворювача (АЦП) барометричного датчика висоти при використанні в бортових відповідачах є: жорсткі вимоги до працездатності при впливі температур від  $-60^{\circ}\text{C}$  до  $+60^{\circ}\text{C}$ , дотримання заданої точності перетворення вхідної аналогової величини в цифровий код при максимальній висоті польоту 30 тис. метрів похибка становить 30 метрів, завадостійкість, надійність.

Цим вимогам відповідає мостова схема електромеханічного перетворювача висоти типу «вал-код», який базується на використанні мостової схеми виміру [1].

З існуючих методів перетворення аналогової величини в цифровий код найбільше підходить простий за реалізацією завадостійкий метод послідовного перетворення [2].

На теперішній час існуючі інтегральні мікросхеми АЦП не відповідають вимогам працездатності при низьких температурах ( $-60^{\circ}\text{C}$ ). Це призводить до створення АЦП з компонентної бази, яка працездатна в температурному режимі від  $-60^{\circ}\text{C}$  до  $+60^{\circ}\text{C}$ .

Для визначення періоду виміру висоти польоту повітряного судна базуємося на швидкості та її зміні. У нашому випадку ця величина буде пов'язана з максимальною вертикальною складовою швидкості польоту ПС яка складає 50 м/с [3].

$$T = \frac{h_d}{V_{\text{Вmax}}}, \quad (1)$$

де  $T$  – період виміру висоти польоту (с),  $h_d$  – величина дискрету пристрою виміру висоти (м),  $V_{\text{Вmax}}$  – максимальна вертикальна складова польоту ПС (м/с).

При  $h_d = 3$  (м),  $V_{\text{Вmax}} = 50$  (м/с), то період виміру висоти польоту  $T$  буде дорівнювати 0,06 с.

В основу пристрою виміру висоти польоту повітряного судна (ПС) взятий метод АЦП послідовного

рахунку, який реалізується шляхом формування імпульсів з часовими інтервалами пропорційними поточній висоті польоту ПС. Функціональна схема даного пристрою показана на рисунку 1, а на рисунку 2 зображено часові діаграми його роботи [4].

ПДВ – Потенціометричний датчик висоти, ДОН – Джерело опорної напруги, ДРЮ – Дільники резисторів юстировки, Ф – RC-фільтр, КР – Комутатор режимів виміру і контролю, ГПН – Генератор пилоподібної напруги, СЗ – Схема зрівняння, СТФІ – Схема тактування фронтів імпульсів, ДП «8» – Двійковий подільник на «8», ДР – 12-розрядний паралельний код двійкового регістру формування пилоподібної напруги з перерахуванням на 4096 відліків, ДП «4» – Двійковий подільник на «4», ДП «2» – Двійковий подільник на «2», СК – Схема контролю, ЛЦ – Лічильник циклів, КП – Чотирнадцять комірок пам'яті, ДДЛ – Двійково-десятковий 14-розрядний лічильник, КМ – Комутатор масштабу.

Пристрій працює наступним чином. Напруга  $U_h$  (від 0 до 11 В) пропорційна висоті польоту ПС поступає з виходу потенціометричного датчика висоти, розміщеного в барометричному висотомірі (СВС, ДВ-30 або УВИД залежно від типу літака) через низькочастотний фільтр і комутатор виміру і контролю на вхід схеми зрівняння. В якості компаратора схеми зрівняння використовується мікросхема LM324. На другий вхід схеми зрівняння поступає пилоподібна напруга з виходу генератора. Генератор пилоподібної напруги представляє собою цифро-аналоговий перетворювач, який побудований на резистивній матриці R-2R (мікросхема 302HP4), МОП комутаторах керування якими здійснюється 12-розрядним двійковим регістром з перерахуванням на 4096 відліків. Це дає змогу забезпечити високу лінійність формування пилоподібної напруги. Генератор пилоподібної напруги живиться з джерела опорної напруги, що забезпечує стабільність крутизни пилоподібної напруги. На вхід лічильника регістра формування пилоподібної напруги поступають тактові сигнали частотою 250 кГц, які формуються за допомогою кварцового генератора 2 МГц і двійкового подільника на «8». Для забезпечення діапазону перетворення аналогових значень висоти від -300 метрів до 30 тис. метрів проводиться юстировка положення пилоподібної напруги по відношенню до значення напруги  $U_h$  з ПДВ за допомогою потенціометричної схеми юстировки, яка живиться напругою з джерела опорної напруги, а величини напруг «установка 0» і «установка 30» встановлюються потенціометрами відповідно R3, R8. На виході схеми зрівняння формується сигнал з часовим інтервалом пропорційний висоті польоту ПС  $U_{Th}$  який поступає на вхід схеми тактування фронтів імпульсу (це необхідно для синхронізації роботи пристрою). Для підвищення точності виміру здійснюється 4-кратне усереднення результатів виміру за допомогою двійкового подільника на «4», 14-розрядного двійково-десятькового лічильника, лічильника циклів виміру. Це здійснюється наступним чином: сформований схемою СТФІ сигнал  $U_{Th}$ , який пропорційний висоті польоту ПС, подається на схему комутатора режиму. В залежності від типу барометричного висотоміра (30 тис. або 15 тис. метрів) комутатор масштабу проводить квантування сигналу  $U_{Th}$  тактовими імпульсами з частотою 65,5 КГц які формуються двійковим подільником на «4» або 31,25 КГц які формуються двійковим подільником на «2» при використанні барометричних висотомірів на 15 тис. метрів. З виходу комутатора масштабу тактові імпульси, кількість яких пропорційна  $\frac{1}{4}$  висоті польоту ПС, поступають на 14-розрядний двійково-десятьковий лічильник, в якому в процесі чотирьохразового додавання вимірюваної висоти одержується середнє значення висоти при 4-кратному виміру, що значно зменшує похибку виміру. Лічильник циклів через кожних 4 циклу виміру видає сигнал запису стану 14-розрядного двійково-десятькового лічильника в схему комірок пам'яті з виходу яких передається 14-розрядний двійково-десятьковий код вимірюваної висоти. По завершенню 4 циклу виміру з лічильника циклів поступає сигнал установа розрядів 14-розрядного двійково-десятькового лічильника в стан «0». Режим контролю здійснюється за допомогою схеми контролю при подачі сигналу «+27 контроль», а також на комутатора режимів виміру і контролю, яка подає на вхід схеми зрівняння з подільника R1, R2 напругу контролю висоти  $U_k$ . Формування контрольного цифрового значення висоти здійснюється аналогічно до формування цифрового значення поточної висоти. Контрольно-цифрове значення висоти в режимі контролю поступає в схему контролю, де здійснюється порівняння з заданим значенням і при співпадінні генерує сигнал «Справність».

Особливістю цієї схеми є те, що для одержання необхідної точності перетворення аналогового значення висоти в цифровий код забезпечується подачею з ДОН на ПДВ барометричного висотоміру, на схему дільника юстировки, ГПН, комутатор режимів виміру і контролю.

Використанням в цифро-аналоговому перетворювачі ГПН 12-розрядного паралельного коду двійкового регістру формування пилоподібної напруги з перерахуванням на 4096 відліків для забезпечення високої лінійності пилоподібної напруги.

При використанні в якості матриці R-2R, мікросхему 302HP4Г, яка має 12 розрядів і використовується при дії зовнішньої температури від  $-60^{\circ}\text{C}$  до  $+100^{\circ}\text{C}$ , що відповідає умовам функціонування бортових літакових відповідачів. Похибка вихідної напруги  $\Delta U_{\text{вт}}$  при температурі  $+25 \pm 10^{\circ}\text{C}$  складає  $\pm 2,25$  мВ, а при температурі від  $-60^{\circ}\text{C}$  до  $+100^{\circ}\text{C}$  складає  $\pm 4,5$  мВ при вхідній напрузі 15 В. При роздільній здатності 12-розрядного АЦП повної шкали складає

$$h = \frac{U_0}{2^n} = \frac{11}{4096} = 0,0027 \text{ В} = 2,7 \text{ мВ} \quad (2)$$

При умові, що  $U_0$  відповідає максимальному значенню висоти  $H_{\max}$  (30 тис. метрів), то величина кванту  $\Delta H_k$  буде становити

$$\Delta H_k = \frac{H_{\max}}{2^n} = \frac{30000}{4096} = 7,32 \text{ м} \quad (3)$$

Тоді коефіцієнт відповідності  $K_b$  буде відповідати

$$K_b = \Delta H/h = 7,32 \text{ м} / 2,7 \text{ мВ} = 2,71 \text{ м/мВ} \quad (4)$$

При похибці вихідної напруги матриці R-2R  $\pm 2,25 \text{ мВ}$  похибка виміру висоти буде відповідати

$$\Delta h_{R-2R} = K_b \cdot \Delta U_{MT} = 2,71 \text{ м/мВ} \cdot 2,25 \text{ мВ} = 6,09 \text{ м} \quad (5)$$

Згідно з нормами ІСАО похибка виміру висоти літакових відповідачів  $\Delta h_{\text{лв}}$  в нормальних умовах ( $25^\circ\text{C}$ ) дорівнює  $\pm 30 \text{ м}$ , що становить відносно похибки  $0,1\%$ . Відносна похибка визначення висоти  $\delta_{R-2R}$ , яку вносить генератор пилоподібної напруги, становить

$$\delta_{R-2R} = \frac{\Delta h_{R-2R}}{H_{\max}} \cdot 100\% = \frac{6,09}{30000} \cdot 100\% = 0,02\% \quad (6)$$

При зміні температури від  $-60^\circ\text{C}$  до  $+100^\circ\text{C}$  похибка вихідної напруги матриці  $\Delta U_{MT\max}$  становить  $\pm 4,5 \text{ мВ}$ , тоді

$$\Delta h_{R-2R\max} = K_b \cdot \Delta U_{MT\max} = 2,71 \text{ м/мВ} \cdot 4,5 \text{ мВ} = 12,1 \text{ м} \quad (7)$$

Відносна похибка  $\delta_{R-2R\max}$  буде становити

$$\delta_{R-2R\max} = \frac{\Delta h_{R-2R\max}}{H_{\max}} \cdot 100\% = \frac{12,1}{30000} \cdot 100\% = 0,04\% \quad (8)$$

Згідно з нормами ІСАО похибка виміру висоти літакових відповідачів  $\Delta h_{\text{лв}}$  при  $-60^\circ\text{C}$  дорівнює  $\pm 60 \text{ м}$ , що становить відносно похибки  $0,2\%$ .

Похибки, які виникають при комутації ключами, буде залежати від опору відкритого ключа  $r_0$  і опору матриці R-2R. В якості ключів використовуються мікросхеми на МОП транзисторах з індукованим каналом р-типу. Призначена для комутації електричного сигналу. Мікросхема використовується як 4-канальний комутатор.

Відкритий опір  $R_{\text{від}}$  складає не більше  $50 \text{ Ом}$ , який знаходиться у послідовному ланцюгу з опором матриці  $55 \text{ кОм}$ . Так як комутація напруги молодшого розряду ЦАП при роздільній здатності  $1/4096$ , що становить  $0,0245\%$  повної шкали, а відносна похибка величини напруги молодшого розряду, яка виникає завдяки внутрішньому опору комутатора буде складати  $0,1\%$ , то загальна похибка повної шкали завдяки впливу внутрішнього опору комутатора буде складати  $0,00245\%$ , якою можна нехтувати.

Для зменшення похибки вимірювання схема ПДВ, схема ГПН, схема юстировки, схема подільника напруги контрольної висоти, живиться від ДОН (рис. 3). Розглянемо випадок впливу зміни  $U_0$  на роботу ЦАП ПДВ компаратора при визначенні похибки перетворення  $U_{\text{вх}}$  в часовий інтервал  $T_h$  (рис. 4).

Враховуючи те що, елементи ПДВ і ЦАП є лінійними, то зміна напруги  $U_0$ ,  $\pm \Delta U_0$  буде пропорційно змінюватись на елементах цих схем. На рис. 4 зображено графік зміни крутизни характеристики перетворення АЦП при відповідній зміні  $U_0$  на  $\pm \Delta U_0$ . Кут статичної характеристики перетворення також змінюється відповідно зміни напруги  $U_0$ . Вихідна напруга ПДВ при зміні напруги  $U_0$  змінюється пропорційно крутизни характеристики перетворення ЦАП. При цьому інтервал перетворення  $T_h$  не буде змінюватися. Таким чином в ідеальному випадку методична похибка перетворення аналогової величини висоти в часовий інтервал буде відсутня. В реальному випадку вона буде залежати від значень нестабільності порогу спрацювання компаратора зміни внутрішніх опорів електронних схем комутації які мають незначну величину  $0,00245\%$ , як було показано раніше. В якості компаратора використовується схема ОП LM324 в якому зміщення напруги нуля  $U_{\text{зм}}$  складає  $2 \text{ мВ}$ , а з попередніх розрахунків роздільна здатність 12-розрядного АЦП повної шкали  $h$  складає  $2,7 \text{ мВ}$ , то похибка яка буде вноситись компаратором при визначенні значення висоти буде визначатись порядком похибки роздільної здатності ЦАП і вона становить  $\Delta \delta_{\text{ком}} = 0,025\%$ .

Похибка виміру АЦП за рахунок нестабільності тактових імпульсів. В якості тактових використовується сигнал  $250 \text{ кГц}$  сформованих кварцовим генератором  $2 \text{ МГц}$  і двійковим подільником на «8». Так як стабільність частоти кварцових генераторів  $10^{-5} \div 10^{-12}$ , то відносна зміна періоду тактових імпульсів буде аналогічно дорівнювати  $10^{-5} \div 10^{-12}$ . Це становить при нестабільності частоти кварцового генератора  $10^{-6}$  достатньо малу величину порядку  $10^{-40}\%$ , яка на 2 порядки нижча від похибки, яка вноситься в матрицю R-2R (як показано вище  $0,02\%$ ) і при подальшому аналізі вона не буде враховуватись.

Як було відмічено раніше АЦП працює в досить складних умовах електромагнітної сумісності. Імпульсні завади можуть виникати як в середині системи, так і ззовні. Для підвищення завадостійкості і точності виміру використовується метод усереднення вимірів [5], який полягає в знаходженні середнього арифметичного результатів вимірів  $x_i$  і визначається за формулою

$$x_{\text{ср}} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i \quad (9)$$

де  $N$  – кількість вимірів, – результати вимірів  $x_1, x_2, \dots, x_n$ , усереднення результатів виміру.

Наприклад, повітряне судно знаходиться на висоті 2500 м, при першому виміру АЦП фіксує висоту  $x_1 = 2500$  м, при другому –  $x_2 = 2530$  м, при третьому –  $x_3 = 2470$  м, при четвертому –  $x_4 = 2560$  м, то в результаті усереднення вимірів буде складати 2515 м. Результат похибки виміру буде складати 15 м при усередненні, при відсутності усереднення – похибка виміру буде складати 60 м, що в 4 рази менше.

**ВИСНОВКИ.** З відомих методів аналого-цифрового перетворення в інтегральній технології знайшли використання в основному три – це метод прямого паралельного перетворення, метод послідовного перетворення, метод інтегрування.

З розглянутих методів АЦП для літакових відповідачів найбільш привабливим є метод послідовного перетворення, так як, він найпростіший, має високу завадостійкість, а низький час перетворення в нашому випадку не є критичним, так як, вхідний аналоговий сигнал висоти є повільно змінним, що не приводить до значних динамічних похибок перетворення.

Проведено синтез схеми електронного перетворювача аналогової величини барометричного датчика висоти в 12-розрядний двійково-десятьковий цифровий код, а також можливості перетворення коду висоти в код Гелхема-Грея в режимі RBS.

Проведено аналіз похибок методу виміру висоти АЦП літакових відповідачів, при якому встановлено найбільш критичні елементи перетворювача які впливають на точність. Встановлено що, використання в якості ЦАП на базі резистивного подільника R-2R (мікросхема 302НР4Г) є найбільш доцільним під час формування пилоподібної напруги і методична похибка для перетворювача послідовної дії становить 0,02% при нормальній температурі і 0,04% – при температурі від -60°C до +60°C.

### Література

1. Яновицький О.К. Мостовий метод визначення висоти польоту повітряних суден в літакових відповідачах / О.С. Яновицький, В.Р. Любчик, В.Ф. Дзябура // Вимірювальна та обчислювальна техніка в технологічних процесах. – 2017. – № 17. – С. 201–202.
2. Yanovitskyi A.K. Bridge method for determining altitude aircraft in aircraft respondent / A.S. Yanovitskyi, V.R. Lubchik, V.F. Dziabura // Measuring and computing devices in technological processes. – 2017. – № 17. – P. 201–202.
3. Білинський Й.Й. Електронні системи : навчальний посібник / К.В. Огородник, М.Й. Юкиш. – Вінниця : ВНТУ, 2011. – С. 86–95.
4. Яновицький О.К. Підвищення систем надійності управління повітряним рухом при реалізації сумісної роботи з системами попередження зіткнень повітряних суден / О.К. Яновицький, О.С. Яновицький, В.Ф. Дзябура // Вісник ТУП, технічні науки. – 2016. – № 6. – С. 206–209.
5. Любчик В.Р. Пристрій вимірювання висоти літакових відповідачів : позитивне рішення «Укрпатент» про видачу декларативного патенту на корисну модель № 4011/3У/18 від 14.02.18; заявка № u 2017 12611 / В.Р. Любчик, О.К. Яновицький, О.С. Яновицький.
6. Кондратов В.Т. Проблемы обработки результатов многократных измерительных преобразований физической величины / В.Т. Кондратов // Матеріали XV міжнародної науково-технічної конференції, 10–14 вересня. – Одеса, 2015. – С. 9–12.

### References

1. Yanovitskyi O.K. Mostovyi metod vyznachennia vysoty polotu povitrianykh suden v litakovykh vidpovidachakh / O.S. Yanovitskyi, V.R. Liubchik, V.F. Dziabura // Vymiriuvalna ta obchysliuvalna tekhnika v tekhnolohichnykh protsesakh. – 2017. – № 17. – S. 201–202.
2. Yanovitskyi A.K. Bridge method for determining altitude aircraft in aircraft respondent / A.S. Yanovitskyi, V.R. Lubchik, V.F. Dziabura // Measuring and computing devices in technological processes. – 2017. – № 17. – P. 201–202.
3. Bilynskiy Y.I. Elektronni systemy : navchalnyi posibnyk / K.V. Ohorodnyk, M.I. Yukysh. – Vinnytsia : VNTU, 2011. – S. 86–95.
4. Yanovitskyi O.K. Pidvyshchennia system nadiinosti upravlinnia povitrianyym rukhom pry realizatsii sumisnoi roboty z systemamy poperedzhennia zitknem povitrianykh suden / O.K. Yanovitskyi, O.S. Yanovitskyi, V.F. Dziabura // Visnyk TUP, tekhnichni nauky. – 2016. – № 6. – S. 206–209.
5. Liubchik V.R. Prystrii vymiriuvannia vysoty litakovykh vidpovidachiv : pozytyvne rishennia «Ukrpatent» pro vydachu deklarativnoho patentu na korysnu model № 4011/ZU/18 vid 14.02.18; zaiavka № u 2017 12611 / V.R. Liubchik, O.K. Yanovitskyi, O.S. Yanovitskyi.
6. Kondratov V.T. Problemy obrabotki rezultatov mnogokratnykh izmeritelnykh preobrazovaniy fizicheskoy velichiny / V.T. Kondratov // Materiali XV mijnarodnoї nauково-tehnichnoї konferentsiї, 10–14 veresnya. – Odesa, 2015. – S. 9–12.