

УДК 629.735.05 (045)

Мельніков Д. Є., Кіресєв М. Е., Смолич Д. В.
Національний авіаційний університет, Київ

ПРИСТРІЙ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ КУТОВОГО ПОЛОЖЕННЯ ЛІТАКА В ПРОСТОРІ НА ОСНОВІ МЕМС-АКСЕЛЕРОМЕТРА ТА ГІРОСКОПА

В даній роботі проводиться дослідження можливості використання МЕМС-акселерометра та -гіроскопа низької цінової категорії для визначення кутового положення ЛА (кутів крену та тангажу). Ця задача виконується за допомогою мікроконтролера AVR ATmega16 та реалізованому в ньому алгоритму оптимального рекурсивного фільтра Калмана.

Для того щоб безпечно виконувати польот за необхідним маршрутом пілот повинен чітко знати положення свого літака в просторі. Це положення визначається трьома кутами: кутом крену, кутом тангажу та кутом ролання. Для того щоб визначати кути крену та тангажу, на літаках використовують авіагоризонти, які можуть мати або механічний (АГБ-3, АГР-74) або оптичний (LCR) принцип дії. Механічні гіроскопи є громіздкими, складними в виготовленні та потребують джерела 3-фазної змінної напруги, якого немає, наприклад, на літаках малої авіації та БПЛА. Оп-

тичні гіроскопи – на основі лазерного гіроскопу – також складні у виготовленні та мають, до того ж, дуже високу ціну. Тому у даній роботі досліджується застосування дешевих та надійних МЕМС-акселерометра та –гіроскопа.

Акселерометр вимірює прискорення, що діє вздовж певної осі. На Землі на всі об'єкти постійно діє прискорення вільного падіння, що обумовлене гравітацією. Таким чином, за допомогою акселерометра ми можемо виміряти значення цього прискорення (рис. 1.).

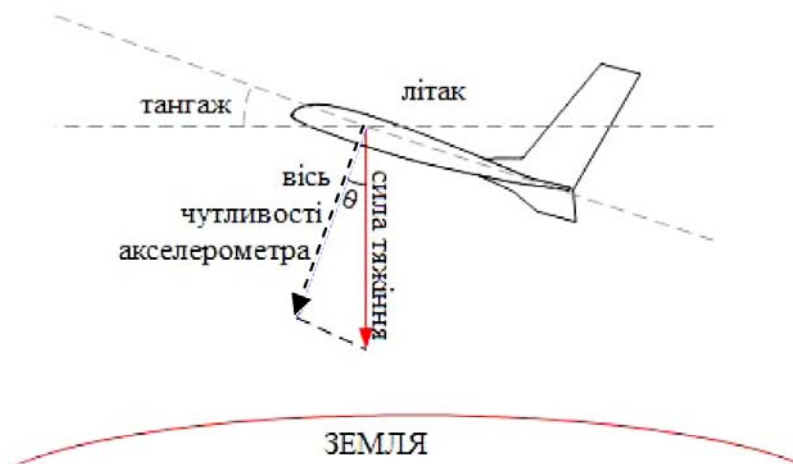


Рис. 1.

Суцільна лінія показує напрям дії сили тяжіння. Пунктирна лінія показує вісь чутливості акселерометра. Ця вісь перпендикулярна повздовжній вісі літака. Кут θ між напрямом дії сили тяжіння та віссю чутливості акселерометра зв'язаний з кутом тангажу залежністю:

$$\delta = \theta + 90^\circ \quad (1)$$

де δ – кут тангажу.

Якщо ми знаємо θ – ми знаємо значення тангажу. Так як нам відомо значення прискорення вільного падіння ($g = 9.81 \text{ м/с}^2$), то за допомогою простих обчислень ми отримуємо кут тангажу.

$$a = \cos(\theta) \cdot g, \quad (2)$$

$$\theta = \arccos\left[\frac{a}{g}\right], \quad (3)$$

де a – це прискорення, що діє вздовж осі чутливості акселерометра.

Беручи до уваги (1) отримуємо значення кута тангажу:

$$\delta = \arcsin\left[\frac{a}{g}\right]. \quad (4)$$

Обчислення кута крену виконується таким же чином, однак для цього необхідний додатковий акселерометр з віссю чутливості, що перпендикулярна до вісі чутливості акселерометра, який

використовується для визначення кута тангажу. Однак, функція арксинусу видає значення кутів лише в діапазоні від -90° до $+90^\circ$. Для того щоб отримувати інформацію про кути в діапазоні від -180° до $+180^\circ$, необхідно використовувати функцію двохаргументного арктангенсу, але для цього необхідно мати ще один акселерометр з віссю чутливості, яка перпендикулярна до осей чутливості двох вищезгаданих акселерометрів.

$$\delta = \arctg 2 \left[\frac{a}{g}, \frac{z}{g} \right], \quad (5)$$

де z – прискорення вздовж осі, що перпендикулярна вісі по якій діє прискорення a , та знаходиться з нею в одній площині обертання. Таким чином, задля визначення кутів крену та тангажу необхідно використовувати акселерометр з трьома взаємоперпендикулярними осями чутливості.

Однак в процесі польоту на літак та його системи діє не тільки сила тяжіння. Лінійні прискорення при розгоні, центробіжні прискорення при розвороті, вібрації – все це вводить суттєві похибки у визначенні кутового положення літака вищеописаним методом, тому, для запобігання цьому необхідно корегувати інформацію від акселерометрів використовуючи інші датчики – гіроскопи.

Гіроскопом називаються пристрій, що вимірює кутову швидкість обертання. Кутова швид-

кість є першою похідною від кута повороту за часом. Тому, інтегруючи сигнал від гіроскопа, можна отримати значення кута на який він повернувся.

$$\int \omega dt - a + C, \quad (6)$$

де ω – кутова швидкість обертання навколо відповідної вісі, a – кут повороту, C – стала, початкове значення кута.

Однак, при тривалому часі використання, гіроскоп страждає від явища, що називається «відхід нульового значення». Це означає, що значення сигналу від гіроскопа, який знаходиться в сталому стані (нульове значення), зміщується відносно свого початкового значення. Це зміщення може досягати до 30° за 20 секунд. Це вносить суттєву помилку у визначенні кута повороту. MEMS-акселерометри не піддані такому явищу. Тому для отримання достовірних значень кутів крену та тангажу, необхідно комплексувати інформацію, яка отримується від обох датчиків – гіроскопа та акселерометра.

Вихідними сигналами вищезгаданих датчиків – акселерометра та гіроскопа – є значення напруги, яка пропорційна відповідно прискоренню та кутовій швидкості обертання. Для подальшої обробки інформації ця напруга подається на аналогово-цифровий перетворювач вбудований в мікроконтролер.



Рис. 2. Структурна схема приладу

В даній роботі комплексування інформації виконується за алгоритмом оптимального рекурсивного фільтра Калмана [1, 2, 3]. Фільтр Калмана – це ефективний рекурсивний фільтр, який оцінює стан лінійної динамічної системи за сері-

єю неточних вимірювань. Він використовується в широкому спектрі технічних задач та є важливою частиною теорії управління системами. Фільтри Калмана засновані на системах, які дискретизовані за часом. Станом системи вважається

ся вектор з дійсних чисел. При кожному кроці за часом, лінійний оператор застосовується до вектора стану системи, додається деяка похибка та опціонально деяка інформація щодо керуючих впливів на систему, якщо вона відома. В даній роботі використовується алгоритм неперервно-дискретного розширеного фільтра Калмана, в якому не обов'язково щоб модель стану системи і модель спостережень були лінійними функціями, замість цього, необхідно щоб вони були диференційовними за станом системи.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= f(x(t), u(t)) + W(t), \quad W(t) \square N(0, Q(t)) \\ z_k &= h(x_k) + V_k, \quad V_k \square N(0, R_k) \end{aligned}, \quad (7)$$

В такій моделі функція f відповідає моделі перетворення системи з часом, і використовується для розрахунку передбачуваного оціночного стану системи з попереднього неперервно; та аналогічно функція h відповідає моделі спостережень, і використовується для передбачуваного результату вимірювання з передбаченого стану системи, але в певні, дискретні моменти часу. Ми не маємо інформації щодо керуючих впливів на систему, тому $u(t) = 0$ $W(t)$ – функція, або вектор похибки, яка має нульове математичне очікування, нормальний розподіл та матрицю коваріацій $Q(t)$. V_k – вектор похибки вимірювань, яка

має нульове математичне очікування, нормальний розподіл та матрицю коваріацій R_k .

Ітерація фільтра Калмана ділиться на дві фази: передбачення та врахування спостережень. Фаза передбачення використовує обчислений на попередньому кроці стан для отримання через модель системи оціночного стану на поточному кроці. У фазі врахування спостережень, інформація про вимірювання, які проведені на поточному кроці, використовується для уточнення інформації про стан системи.

Задача полягає в тому, щоб оцінити значення кута повороту та відхід нульового значення гіроскопу. Вектор стану системи: $x = \begin{bmatrix} \alpha \\ \varepsilon \end{bmatrix}$ де α – кут повороту, ε – зміщення (відхід нульового значення гіроскопу). Вихідними для заданої системи є такі рівняння:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \omega - \varepsilon + Q, \\ \dot{\varepsilon} &= 0, \\ z &= \alpha_a + R, \end{aligned} \quad (8)$$

де α_a – це кут повороту, який обчислюється по інформації від акселерометрів за формулою (5).

З урахуванням всього вищесказаного, складемо алгоритм роботи мікроконтролера для обробки, фільтрації та візуалізації інформації.

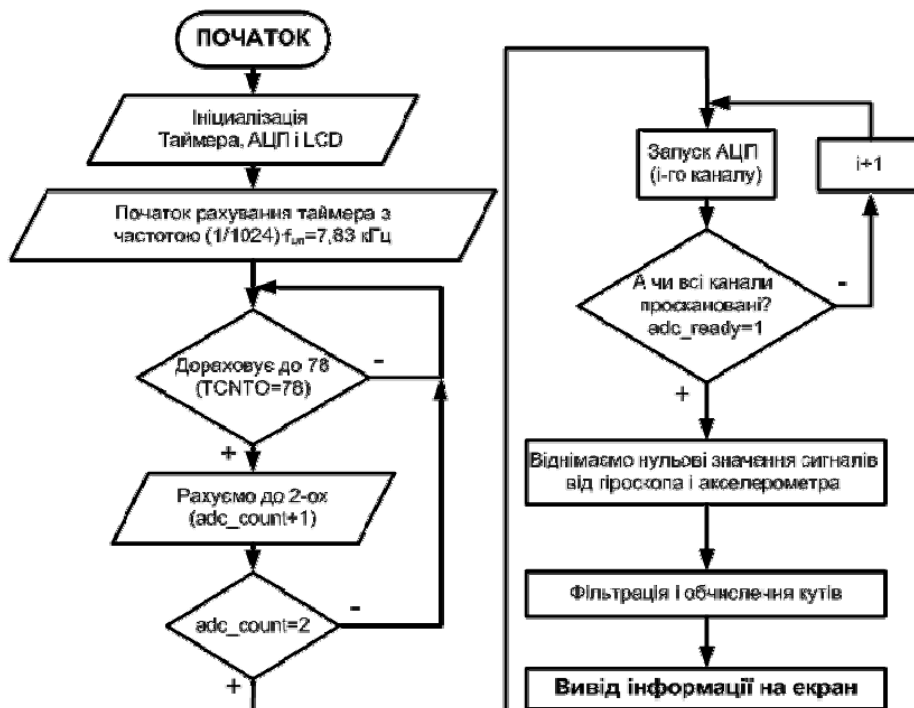


Рис. 3. Блок-схема алгоритму роботи мікроконтролера

Після програмування мікроконтролера на виконання програми, яка реалізує алгоритм,

показаний на рис.3, отримаємо виміряні та оцінені значення кута крена (рис. 4).

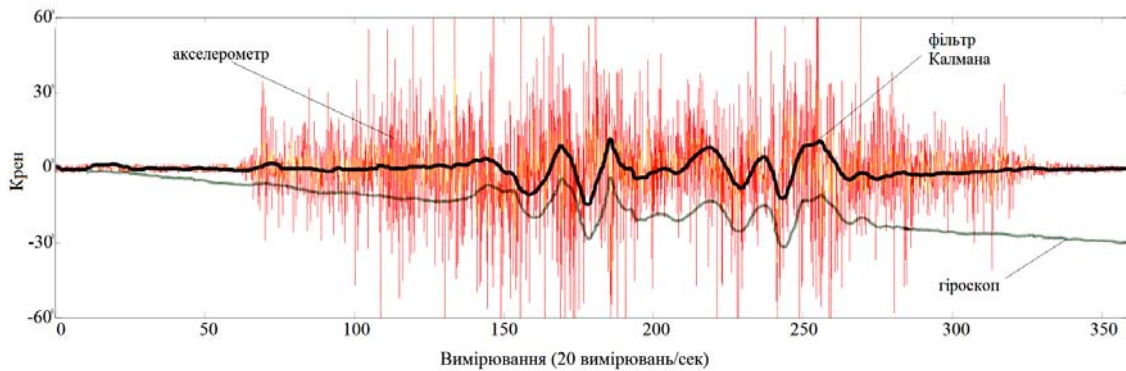


Рис. 4. Значення кута крену отримані від гіроскопу, акселерометра, та оцінені за допомогою фільтра Калмана

Даний прилад визначає кути крену та тангажу з похибками $\pm 1^\circ - 3^\circ$ у сталому режимі, та $\pm 3^\circ - 10^\circ$ у динамічному. Діапазон вимірювання кутів крену – $\pm 175^\circ$, кутів тангажу – $\pm 90^\circ$.

Слід зазначити, що близько 60 % польотів малої авіації виконується по правилам візуальних польотів, тому, беручи до уваги низьку ціну

(~100\$), використання запропонованого в роботі приладу є дуже перспективним з точки зору підвищення безпеки польотів. Прилад у поєднанні з ПІД-регулятором може застосовуватись для стабілізації кутового положення об'єктів – наприклад робота або БПЛА.

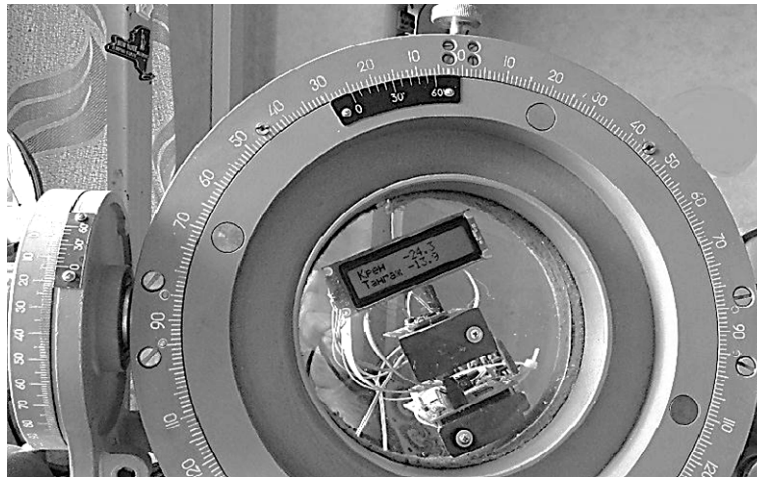


Рис. 5. Зовнішній вигляд приладу та експериментальної установки

Список літератури

1. Філяшкін М.К., Рогожин В.О., Скрипець А.В., Лукінова Т.І. Інерціально-супутникові навігаційні системи: навч. посіб. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2009. – 272 с.
2. Dan Simon Optimal state estimation, 2006. – 526 с.

3. Балакришнан А. Теория фильтрации Калмана: Пер. с англ. – М.: Мир, 1988. – 168 с.

4. Синицин И.Н. Фильтры Калмана и Пугачева: Учеб. пособие. – М.: Университетская книга, Логос, 2006. – 640 с.