

## ОСНОВА ДЛЯ АВТОМАТИЗОВАНОЇ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ КВАДРОКОПТЕРОМ

Пікож А.В.

Навчально-науковий комплекс «Інститут прикладного системного аналізу»

Національного технічного університету України

«Київський політехнічний інститут»

У даній статті розглядається одна із можливих архітектур квадрокоптера і основа системи керування (підсистема стабілізації), що можуть бути використані як основа для автономної інтелектуальної системи керування квадрокоптерами.

**Ключові слова:** квадрокоптери, система керування, штучний інтелект, під-регулятор, система стабілізації.

**Вступ.** В останні кілька десятиліть, безпілотні літальні апарати (БПЛА) з нерухомим крилом стають все більш популярними і частіше використовуються для різних проектів. Військові в усьому світі використовують БПЛА для спостереження і розвідки. Нерідко їх використовують для пошуково-рятувальних робіт. Однак деякі задачі вимагають більш компактних і маневрених літальних апаратів.

Невеликі моделі радіокерованих вертольотів свого часу стали дуже популярними серед авіамоделістів. Проте вони дуже складні у конструкції, не стабільні, ними важко керувати і вони не можуть підіймати великі вантажі. Тому вони не знайшли широкого застосування у професійній сфері.

Новим напрямком у сучасному авіамоделізмі є побудова мультикоптерів – безпілотних літальних апаратів з парною кількістю роторів, що обертаються діагонально в протилежних напрямках. У разі, коли двигунів чотири, такий БПЛА називається – квадрокоптер. На сьогодні головним трендом є створення невеликого безпілотного квадрокоптера. Основними причинами такого стану речей є можливість простого управління, надійність і маневреність. Квадрокоптери мають великий попит серед авіамоделістів, але також знаходять своє застосування і в професійній сфері, наприклад, поліції чи армії. Вже були помічені квадрокоптери, що доставляють пошту адресату, їх застосовують для панорамних зйомок важливих заходів.

**Постановка проблеми.** На сьогодні кількість задач, що можуть виконувати мультикоптери, дуже різноманітна. Особливо набула популярність можливість використання штучного інтелекту та комп'ютерного зору для керування мультикоптерами. Проте у більшості квадрокоптерів в якості основного керуючого елемента постає простий мікроконтролер AVR з малою тактовою частотою та великим обмеженням пам'яті. Такі мікроконтролери дуже вправно справляються з задачею стабілізації квадрокоптера і навіть можуть виконувати деякі задачі навігації (наприклад, по GPS), проте вони не здатні оброблювати великі потоки інформації (наприклад, відео потік) і робити складні розрахунки, які необхідні для нормального функціонування автономної інтелектуальної системи.

У даній статті розглядається одна із можливих архітектур системи і основа системи керування (підсистема стабілізації), що можуть бути використані як основа для автономної інтелектуальної системи керування квадрокоптерами.

**Розробка технічної складової системи.** Так як простий мікроконтролер не в змозі керувати такою складною системою, то в якості центрального керуючого пристрою я вирішив використати по-

тужний мікрокомп'ютер, що зможе задовольнити усі мінімальні вимоги даної системи щодо швидкості та наявності пам'яті, і в той же час буде легким і не дуже енерговитратним. Такий мікрокомп'ютер може виконувати функції як стабілізації квадрокоптера, так і обробки інформації з камери.

Претендентами на цю роль були мікрокомп'ютери Beaglebone Black та Raspberry Pi. Вони обидва мають потужний ЦП та доволі багато оперативної пам'яті, і можливості розширення необмежені. У Raspberry Pi є хороший апаратний відео-процесор і два USB-порти, проте Beaglebone Black має два вбудованих мікроконтролери та дуже багато виходів для зв'язку з зовнішнім обладнанням, включаючи ШІМ (PWM) для контролю двигунів, і, крім того, він стабільніший за Raspberry Pi в плані енерговитрат.

Тому в якості центрального керуючого пристрою було обрано мікрокомп'ютер Beaglebone Black. Він потребує стабілізованої напруги у 5В і споживає від 200 до 450 мА. Серед багатьох виходів в нього є дві I2C шини, 8 генераторів ШІМ (PWM), USB-порт та 7 аналогових входів.

Сенсори – акселерометр, гіроскоп, магнітометр і барометр знаходяться на одній платі і з'єднуються з центральною платою за допомогою протоколу I2C, що додає надійності та зручності при зборці. В якості акселерометра використовується датчик виробника Analog Devices – ADXL345, у якості гіроскопа – L3G4200D виробника STMicroelectronics, магнітометр – HMC5883L та барометр – BMP085. Можна використовувати не всі перераховані сенсори, проте чим більше задіяних сенсорів, тим більш незалежною буде система. Для навігації знадобиться GPS, проте в даній статті він розглядатися не буде.

Безколекторні електродвигуни контролюються за допомогою ESC – Electronic Speed Controller – контролерів швидкості обертів, що з'єднуються з центральною платою за допомогою протоколу ШІМ – широтно-імпульсної модуляції.

Зв'язок з дистанційно керуючим пристроєм відбувається за допомогою Wi-Fi модулю, що з'єднується з центральною платою за допомогою USB-порта.

За допомогою аналогових входів зчитується інформація з сенсорів відстані та заміряється заряд акумулятора. Ці дані аналізуються керуючою програмою для подальшого використання.

На рисунку 1 можна бачити вище описану схему підключення основних елементів квадрокоптера.

В якості операційної системи для мікрокомп'ютера використовується ОС Engström, яка є одним із дистрибутивів ОС Linux. Вона оптимізована для роботи з мікрокомп'ютерами і має все необхідне для реалізації програмної частини.

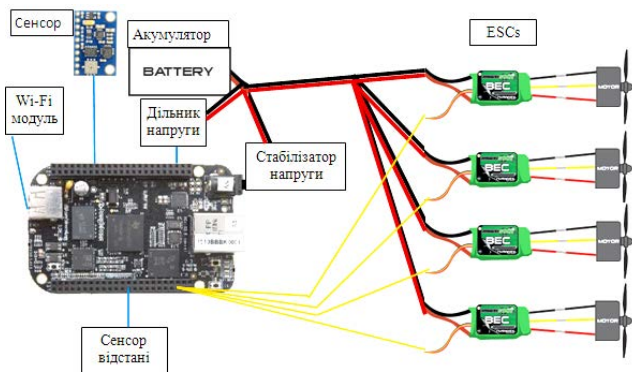


Рис. 1. Схема підключення основних елементів квадрокоптера

**Підсистема стабілізації.** Підпрограма стабілізації є найнижчим рівнем керування квадрокоптером, на якому базуються усі інші рівні керування. На рисунку 2 зображена схема роботи системи стабілізації квадрокоптера.

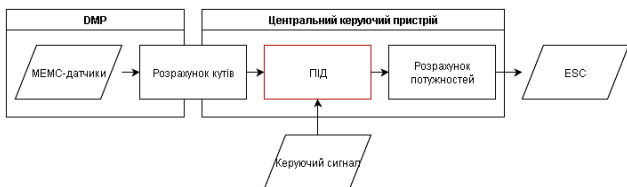


Рис. 2. Схема роботи підсистеми стабілізації

Тут, MEMS – мікроелектромеханічні сенсори – в нашому випадку це гіроскоп, акселерометр і магнітометр,

DMP – Digital Motion Processor,

ESC – електронний контролер обертів безколлекторних моторів.

**Отримання кутів нахилу з датчиків.** Акселерометр – прилад, що вимірює проекцію уявного прискорення на вісь виміру. Трьохосьовий акселерометр вимірює проекцію уявного прискорення на три перпендикулярні один одному осі.

Уявне прискорення – це різниця між істинним прискоренням об'єкту і гравітаційним прискоренням. Тобто, якщо уявити показники акселерометра в вигляді тривимірного вектора, цей вектор буде представляти різні вектори власного прискорення об'єкту і прискорення вільного падіння.

$$a_{accel} = a_{real} - g$$

Акселерометр вимірює уявне прискорення і таким чином буде вимірювати силу земного тяжіння, як фактичного прискорення. Тому з показів акселерометра можна дізнатися кут нахилу літального апарата. Для того, щоб знайти кути крену та тангажу скористаємося наступними формулами:

$$\gamma = -\arctg\left(\frac{a_{accelx}}{a_{accelz}}\right)$$

$$\theta = \arctg\left(\frac{a_{accely}}{\sqrt{a_{accelx}^2 + a_{accelz}^2}}\right)$$

Квадратний корінь при знаходженні кута тангажу виникає тому, що ці повороти виконуються у певній послідовності.

Виникає питання: так чому б просто не використовувати тільки акселерометр для вимірювання кута? Проблема в тому, що акселерометр не може відрізнити гравітаційне і власне прискорення об'єкту. Якщо платформа стабілізована у горизонтальному положенні і при цьому прискорюється вперед, то акселерометр сприйме це як

відхилення назад. Можна робити фільтрацію показів акселерометра, щоб залишити довгострокові зміни, але це не дозволяє отримувати результати у реальному часі.

Гіроскоп – прилад, що вимірює проекцію кутової швидкості на вісь виміру. Трьохосьовий гіроскоп вимірює проекцію кутової швидкості на три перпендикулярні один одному осі.

Для того, щоб отримати кут нахилу з кутової швидкості, потрібно інтегрувати її за часом.

$$\theta = \theta_0 + \int_0^t \dot{\theta}_{gyro} dt$$

Для дискретних значень сигналу ця формула приймає наступний вигляд:

$$\theta_n = \theta_0 + \sum_{i=1}^n \dot{\theta}_{gyro_i} \cdot \Delta t_i$$

Проте зручніше використовувати рекурсивний варіант цієї формули:

$$\theta_n = \theta_{n-1} + \dot{\theta}_{gyro_n} \cdot \Delta t_n$$

На кожному часовому кроці кутова швидкість помножена на інтервал часу між вимірами додає поступові зміни в кут. Повний кут є сумою цих збільшень. Однак існують проблеми: сигнал гіроскопа не точно дорівнює нулю навіть коли платформа не обертається і, крім того, точне інтегрування дискретного сигналу неможливе, тому інтегральна сума малих кутів буде дрейфувати протягом довгого часу. При відсутності уточнюючої інформації, немає способу корегувати дрейф з використанням тільки гіроскопа. Проте, на коротких термінах часу, гіроскоп забезпечує дуже швидку кутову оцінку, на яку не впливає прискорення літального апарата.

Для корекції показань гіроскопа по кутах крену і тангажу використовується акселерометр, для корекції ристання – магнітометр.

**Використання комплементарного фільтра для отримання кутів крену та тангажу.** Гіроскоп забезпечує хорошу швидку кутову оцінку для малих інтервалів часу, а акселерометр дає точні значення кута без дрейфу на довгих інтервалах часу. Ми повинні об'єднати покази цих датчиків разом, щоб скористатися перевагами кожного з них.

Щоб поєднати покази датчиків разом так, щоб отримати найкращу оцінку кута, використовується спеціальний цифровий метод обробки даних – комплементарний фільтр. Комплементарний фільтр поєднує в собі цифровий фільтр верхніх частот з цифровим фільтром нижніх частот для отримання точної оцінки кута.

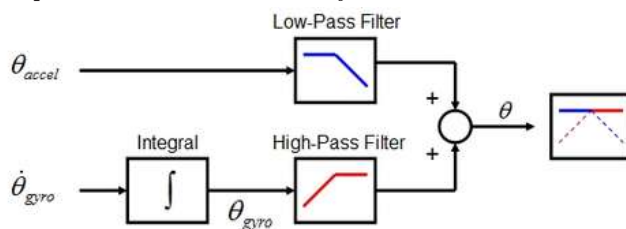


Рис. 3. Комплементарний фільтр

Цей фільтр робить саме те, що необхідно: він дає перевагу гіроскопу на коротких періодах часу за допомогою високочастотного фільтра, а акселерометру на довгих періодах за допомогою фільтра нижніх частот.

Низькочастотний фільтр пропускає довгострокові зміни, фільтруючи короткострокові коливання. Одна з реалізацій такого фільтра:

$$\theta_{n+1} = a \cdot \theta_n + (1 - a) \cdot \theta_{accel}$$

Якщо кут з датчика не змінюється, то оцінка кута буде наближатися до цього кута, поки не досягне його значення. Час, необхідний для досягнення незмінного кута, залежить як від коефіцієнта фільтра, так і від часових інтервалів між ітераціями.

Фільтр високих частот повністю протилежний фільтру низьких частот – він пропускає короткострокові зміни сигналу (високі частоти) і фільтрує мало змінні сигнали (низькі частоти). Він використовується для того, щоб подолати дрейф гіроскопа.

Для того, щоб знайти правильний коефіцієнт для цих фільтрів можна скористатися наступною формулою:

$$\tau = \frac{a \cdot \Delta t}{1 - a} \leftrightarrow a = \frac{\tau}{\tau + \Delta t}$$

де  $\Delta t$  – інтервал часу між ітераціями,  $\tau$  – часова константа фільтру.

Для фільтра низьких частот, сигнали набагато довші за  $\tau$  проходять крізь фільтр незмінними, а сигнали коротші за  $\tau$  фільтруються. Для фільтра високих частот все навпаки.

Повний фільтр виглядає так:

$$\theta_{n+1} = A \cdot (\theta_n + \dot{\theta}_{gyro} \cdot \Delta t) + (1 - A) \cdot \theta_{accel}$$

Де  $A$  – коефіцієнт фільтра, який визначає часовий інтервал для довіри гіроскопу і фільтрації акселерометра. Він завжди між 0 та 1, і, як правило, близький до 1. Наприклад, коефіцієнт фільтра 0,962 означатиме, що для кожного циклу програми 96,2% нового значення кута береться з старого значення кута та інтегрованого вимірювання гіроскопа. Решта 3,8% надходить з акселерометра.

**ПІД регулятор.** Після того, як програмою управління були отримані кути крену і тангажу, необхідно застосувати поправку до потужностей двигунів, для усунення можливого відхилення від потрібних кутів крену та тангажу. Але із законів динаміки обертального руху випливає, що безпосередньо управляти можна лише другою похідною кута. Тобто, контролюючи швидкість обертання двигунів, ми насправді контролюємо силу, з якою ротори тягнуть квадрокоптер. Для вирішення цієї задачі використовується ПІД регулятор.

На вхід регулятора подається узагальнена координата (в даному випадку кут), на виході отримуємо момент сил (друга похідна кута). Кожен ПІД регулятор стабілізує значення однієї узагальненої координати. Так як стабілізація по крену і тангажу – дві незалежні задачі, то потрібно використати два окремих ПІД з постійними коефіцієнтами.

Визначимо нев'язку – різницю між необхідним і реальним значенням кута:

$$e(t) = \alpha(t) - \alpha_0(t),$$

де  $\alpha_0$  – потрібне значення кута,

$\alpha$  – поточне значення кута.

Запишемо ПІД регулятор для даного кута:

$$u(t) = P + I + D = - \left( K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{d}{dt} e(t) \right)$$

Знак мінус говорить про те, що при позитивних  $K_d$ ,  $K_i$ ,  $K_p$  вплив спрямований проти відхилення квадрокоптера.

Оскільки похідною від кута є кутова швидкість, то у диференціальній складовій даного ПІД регулятора можна використати покази з гіроскопа. Це позбавить необхідності проводити апроксимоване диференціювання і додасть точності у розрахунки.

$$u(t) = - \left( K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \dot{e}_{gyro}(t) \right)$$

Для дискретного часу ця формула приймає наступний вигляд:

$$u_n = - \left( K_p e_n + K_i \sum_{j=1}^n e_j \Delta t_j + K_d \dot{e}_{gyro_n} \right),$$

де  $\Delta t_j = t_j - t_{(j-1)}$  – інтервал часу між  $(j-1)$ -ою і  $j$ -ою ітерацією.

Застосувавши такі ПІД регулятори до кутів тангажу і крену, можна вирішити проблему стабілізації.

**Розрахунок потужностей двигунів.** ПІД регулятори розраховують тільки поправки до потужностей двигунів, на загальну потужність вони не впливають. Загальна потужність контролюється окремо.

Акселерометр і гіроскоп розташовуються на платі так, щоб їх осі були співнаправлені з власними осями квадрокоптера. Для конфігурації «плюс» електродвигуни з несучими пропелерами знаходяться на цих осях, а в конфігурації «ікс» вони повернуті на 45 градусів відносно осі перпендикулярної до площини квадрокоптера. Внесемо поправку на відповідні мотори для конфігурації «плюс».

Нехай  $M(t)$  – загальна потужність двигунів в момент часу  $t$ ,

$u_\theta(t)$  – поправка потужності по куту тангажу,

$u_\gamma(t)$  – поправка потужності по куту крену,

$u_\psi(t)$  – поправка потужності по куту ризикування,

$P_1(t), P_2(t), P_3(t), P_4(t)$  – потужності двигунів.

Щоб квадрокоптер не втрачав висоту, сума тяг гвинтів повинна зберігатися при довільному нахилі. З закону аеродинаміки, підйомна сила гвинта пропорційна квадрату кутової швидкості обертання. Тоді потужності двигунів розраховуються за такими формулами:

$$P_1(t) = \sqrt{M^2(t)/4 + u_\theta(t) + u_\psi(t)}$$

$$P_3(t) = \sqrt{M^2(t)/4 - u_\theta(t) + u_\psi(t)}$$

$$P_2(t) = \sqrt{M^2(t)/4 - u_\gamma(t) - u_\psi(t)}$$

$$P_4(t) = \sqrt{M^2(t)/4 + u_\gamma(t) - u_\psi(t)}$$

Можна перевірити, що при такому виборі потужностей підйомна сила зберігається:

$$P_1^2(t) + P_2^2(t) + P_3^2(t) + P_4^2(t) = \frac{M^2(t)}{4} + u_\theta(t) + u_\psi(t) + \frac{M^2(t)}{4} - u_\gamma(t) - u_\psi(t) + \frac{M^2(t)}{4} - u_\theta(t) + u_\psi(t) + \frac{M^2(t)}{4} + u_\gamma(t) - u_\psi(t) = M^2(t)$$

**Висновки і пропозиції.** У даній статті була розглянута одна із можливих архітектур системи і основа системи керування (підсистема стабілізації), що можуть бути використані як основа для автономної інтелектуальної системи керування для квадрокоптерів, що дозволяє звести до мінімуму участь людини в процесі роботи квадрокоптера. Розробка такої системи є дуже актуальною та перспективною задачею.

Результати даної роботи рекомендується використовувати для розробки складної інтелектуальної системи керування мультикоптерами, що буде використовувати штучний інтелект та/або методи розпізнавання образів.

**Список литературы:**

1. Матвеев В.В. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / Матвеев В.В., Распопов В.Я. -- СПб. : ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – С. 118–157.
2. Денисенко В.В. ПИД-регуляторы: принципы построения и модификации / Денисенко В.В. – Современные технологии автоматизации. 2006. № 4. С. 66 – 74; 2007. № 1. С. 78 – 88.
3. Hoffmann G.M. "The Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi Agent Control (STARMAC)" / Hoffmann G.M., Rajnarayan D.G., Waslander S.L., Dostal D., Jang J.S. and Tomlin C.J. (November 2004) – In the Proceedings of the 23rd Digital Avionics System Conference. Salt Lake City, UT. – Pp. 12. E. 4/1–10.
4. Tommaso Bresciani Modeling, identification and control of a quadrotor helicopter / Tommaso Bresciani – Master thesis, Lund University. 2008.
5. Pounds P. "Modelling and Control of a Quad-Rotor Robot" / Pounds, P.; Mahony, R., Corke, P. (December 2006) – In the Proceedings of the Australasian Conference on Robotics and Automation. Auckland, New Zealand.

**Пикож А.В.**

Учебно-научный комплекс «Институт прикладного системного анализа»  
Национального технического университета Украины  
«Киевский политехнический институт»

**ОСНОВА ДЛЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ  
ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ**

**Аннотация**

В данной статье рассматривается одна из возможных архитектур квадрокоптера и основа системы управления (подсистема стабилизации), которые могут быть использованы как основа для автономной интеллектуальной системы управления квадрокоптерами.

**Ключевые слова:** квадрокоптеры, система управления, искусственный интеллект, пид-регулятор, система стабилизации.

**Pikozh A.V.**

Educational and Scientific Complex «Institute for Applied Systems Analysis»  
National Technical University of Ukraine  
«Kyiv Polytechnic Institute»

**BASIS FOR AUTOMATED INTELLIGENT CONTROL SYSTEM FOR QUADCOPTER**

**Summary**

This article discusses one of the possible architectures of quadcopter and base control system (stabilization subsystem), which can be used as a basis for autonomous intelligent control system for quadcopter.

**Keywords:** quadcopters, control system, artificial intelligence, the PID controller, stabilization subsystem.