

СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ ШЕСТИРОТОРНОГО БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ З ВЛАСТИВОСТЯМИ ВІДМОВСТІЙКОСТІ

Кулік А. С., Джулгаков В. Г., Руденко К. І.

Національний аерокосмічний університет імені М. Є. Жуковського "ХАІ"

Запропоновано структуру системи управління шестироторного безпілотного літального апарату, в якій закладено структурну та функціональну надмірність для надання апарату властивостей відмовостійкості.

Постановка проблеми. Одним із важливих напрямків розвитку сільськогосподарської галузі є використання малогабаритних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) для моніторингу полів або лісових масивів, для точечного внесення добрив тощо. Оскільки подібні апарати можуть використовуватись в автономному режимі і в безпосередній близькості до розташування людей, до них висуваються вимоги високої маневреності та підвищеної надійності системи управління (СУ). В останні роки це призвело до широкого застосування мультироторних БПЛА із чотирма, шістьма та вісьма гвинтами – квадаторів, гексакоптерів та октакоптерів.

Оскільки в малогабаритних БПЛА неможливе пряме дублювання приладів, забезпечення надійності може бути досягнуто шляхом поєднання методів діагностування технічного стану апаратури, ресурсної надмірності і алгоритмічних підходів до компенсації відмов елементів системи управління. Отже, розробка структури СУ для шестироторного апарату є першим етапом у створенні високоєфективного надійного БПЛА.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Різноманітні структури СУ мультироторних БПЛА розглядаються у цілій низці публікацій [1,2]. Модуль вимірювання параметрів руху БПЛА будують на основі датчиків типу MEMS (як правило, це датчики кутової швидкості та акселерометри), обробка навігаційної інформації та стабілізація параметрів руху здійснюються потужним бортовим мікроконтролером. В багатьох моделях БПЛА тректорне управління здійснюється за допомогою дистанційного ручного керування оператором. У малій кількості моделей реалізовано повністю автономний політ, а задачі відмовостійкого управління, визначені, наприклад, в роботі [3], практично не вирішені в цьому класі ЛА.

Мета статті. Сформулювати основні вимоги до системи управління шестироторного літального апарату, визначити структурні елементи системи управління з властивостями відмовостійкості та інтерфейси між ними.

Основні матеріали дослідження. На основі комплексного аналізу публікацій і відомих принципів побудови відмовостійких систем управління ЛА сформульовано наступні вимоги до СУ гексакоптера:

- режими функціонування: автономний політ по заданій програмі та політ на ручному дистанційному керуванні оператором;
- застосування малогабаритних двигунів і пропелерів з високими тяговими характеристиками;
- функціональна надмірність основних елементів системи управління – датчиків, перетворювальних та обчислювальних пристроїв, двигунів;
- можливість виконання польоту при відмові одного з двигунів;

- застосування мікроелектронних вимірювачів параметрів руху типу MEMS: акселерометрів та датчиків кутової швидкості;
- можливість діагностування технічного стану вимірювачів параметрів руху гексакоптера безпосередньо в процесі польоту;
- акумуляторна система живлення, причому силова частина живлення відокремлена від живлення бортової електронної апаратури;
- наявність окремого радіоканалу для передачі значень навігаційних параметрів руху і характеристик технічного стану бортових приладів;
- можливість додавання бортових приладів без зміни структури системи управління.

Типова кінематична схема гексакоптера показана на рис. 1. Розташування осей зв'язаної системи координат відповідає класичній схемі для літаків, нумерація двигунів здійснена від напрямку осі X . Напрямок обертання пропелерів протифазний на суміжних двигунах, однак пропелери мають відповідно правобічний та лівобічний нахил лопатей.

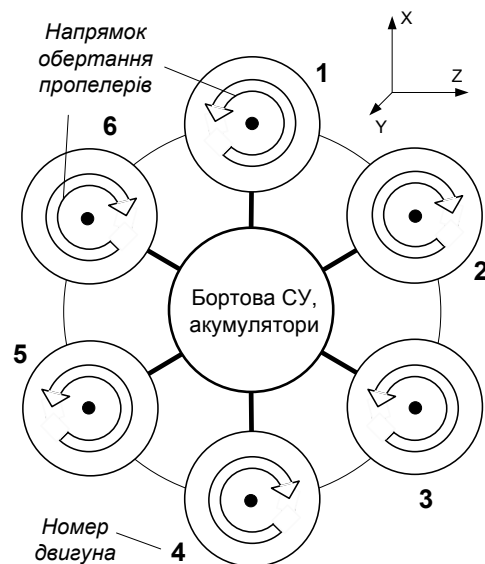


Рисунок 1 – Кінематична схема гексакоптера

Розроблена структура системи управління гексакоптера показана на рис. 2.

Виконавчими пристроями в системах управління сучасних мультироторних ЛА є безколекторні двигуни (БКД) постійного струму. Ці пристрої фактично є кроковими двигунами з 12 полюсами, причому для досягнення значного обертового моменту струм в обмотках може досягати декількох ампер. Комутація струму між обмот-

ками, кількість яких дорівнює трьом, здійснюється на високій частоті спеціальним контролером, який виготовляється промислово під конкретні моделі двигунів. В запропонованій системі застосовано двигуни моделі E-Max BL-2215/20 із зовнішнім ротором, які забезпечують при живленні контролера напругою 11,1В швидкість обертання ротора до 11000 об/хв. Двигуни розташовані на металевих пілонах на відстані 33 см від центру мас

БПЛА. Всі модулі бортової апаратури та акумуляторні батареї розташовані в центрі конструкції. Для забезпечення якісного живлення електронних модулів застосовані роздільні акумуляторні батареї для силової частини та електронних систем. Крім того, силова частина живлення побудована на двох ідентичних акумуляторах, що дозволяє при відмові або розряді одного з них здійснити аварійну посадку.

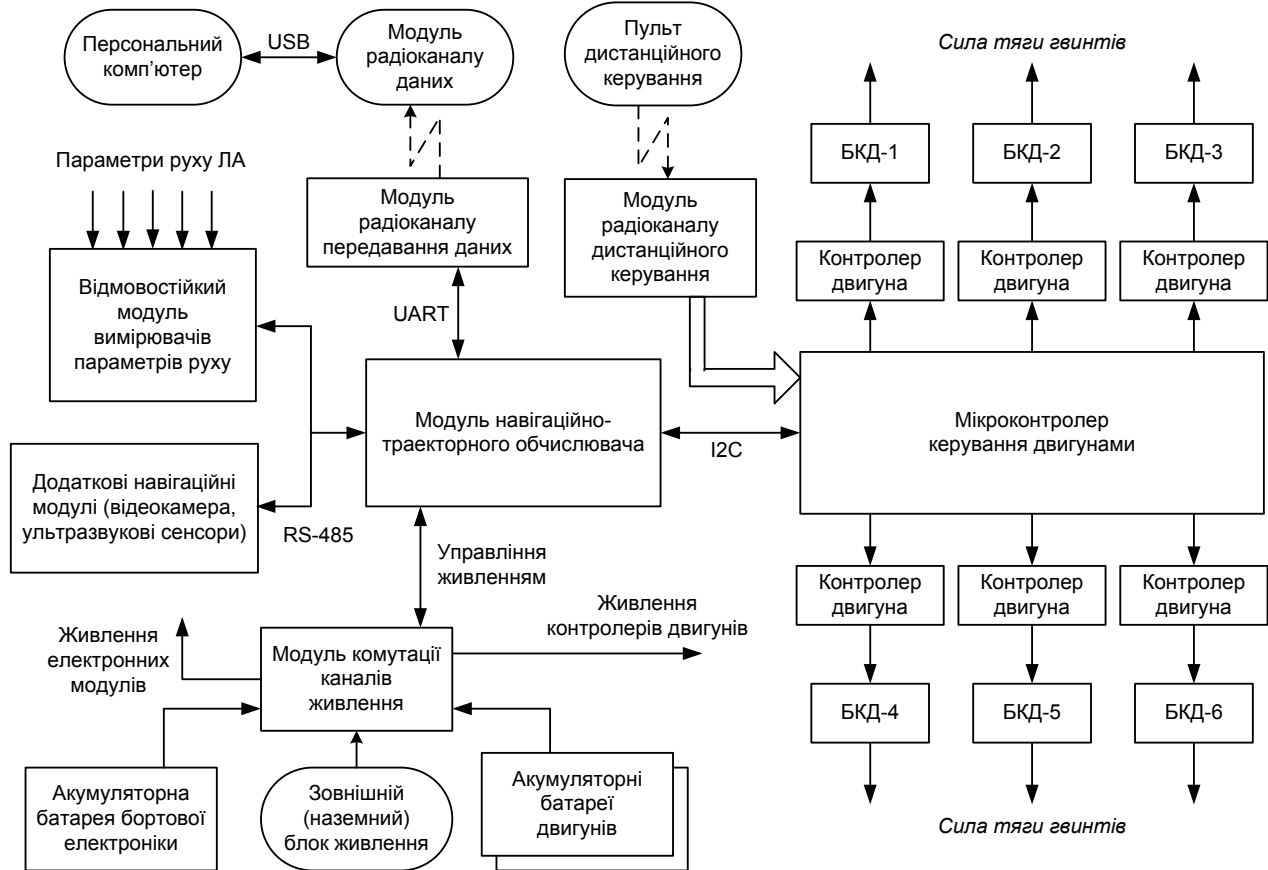


Рисунок 2 – Запропонована структура системи управління шестироторного БПЛА

На робочу вісь кожного двигуна закріплено трилопатний пропелер діаметром 22 см. На максимальній швидкості обертання досягається тяга до 900 г. на кожному з шести пропелерів, відповідно загалом двигуни забезпечують підйомну силу до 54 Н. Загальна маса конструкції гексакоптера, акумуляторних батарей та бортової електроніки розраховується таким чином, що забезпечити запас сили тяги на здійснення маневрів БПЛА навіть при відмові одного з двигунів.

Згідно з технічними вимогами, на контролер двигуна мають подаватися широтно-модульовані імпульси з наступними параметрами: період слідування – 50 мс, діапазон регулювання ширини – від 1 до 2 мс, що відповідає потужності двигунів від 0 до 100 %. Формування імпульсів з такими характеристиками забезпечується окремим мікроконтролером керування двигунами (МКД). При виборі відповідної моделі мікроконтролера була врахована необхідність одночасного апаратного формування шести послідовностей широтно-модульованих імпульсів, сквапність імпульсів в яких може відрізнитись при здійсненні маневрів.

При реалізації дистанційного керування БПЛА мікроконтролер керування двигунами отримує пакет широтно-модульованих імпульсів від модуля радіоканалу дистанційного керування (МРДК). Ці імпульси відповідають потрібним значенням висоти польоту, кутів курсу, тангажу та крену ЛА. Мікроконтролер керування двигунами розраховує потрібну зміну тяги кожного з двигунів для виконання заданого режиму польоту. В цьому варіанті управління задані значення параметрів формуються оператором.

Вимірювально-інформаційна частина системи управління реалізована у вигляді окремого модуля вимірювачів параметрів руху БПЛА, в якому закладено принципи відмовостійкості (рис. 3).

Основні алгоритми обробки навігаційної інформації і траєкторного управління реалізуються модулем навігаційно-траєкторного обчислювача (МНТО), який побудований на основі потужного мікроконтролер сімейства ARM. Основні задачі даного модуля наступні:

- формування команд управління підпорядкованими модулями (вимірювальним, керування двигунами, комутації каналів живлення);

- отримання пакету оцифрованих даних про параметри руху БПЛА: значення кутів, кутових швидкостей, лінійних прискорень, висоти польоту;
- розрахунок навігаційних параметрів, тобто координат центру мас ЛА і складових вектору швидкості;
- отримання діагностичної інформації про поточний технічний стан вимірювальних приладів;
- отримання інформації про стан джерел живлення та їх конфігурування;
- формування пакету команд керування для двигунів (БКД) у вигляді потрібних змін значень кутів та висоти у такому ж форматі, як він поступає з МРДК;
- пересилання пакету даних про параметри руху БПЛА, діагностичної інформації і команд управління двигунами через модуль радіоканалу передавання даних (МРПД) наземному оператору.

Для інтеграції вимірювального модуля і модуля навігаційно-траєкторного обчислювача застосовано шинний інтерфейс, що відповідає стандарту RS-485. Таким чином у структуру СУ закладено можливість підключення додаткових навігаційних приладів, наприклад мініатюрних відеокамер, ультразвукових та лазерних сенсорів, що дозволяє легко розширювати функціональність системи. Інтерфейс з МРПД реалізовано на основі стандартного послідовного порту UART, оскільки такий інтерфейс реалізовано в промислово виготовленому модулі радіоканалу XBee. Для інтеграції з МКД використано інтерфейс I2C (або TWI), який присутній в структурі мікроконтролерів МНТО та МКД. Фактично всі названі інтерфейси є послідовними за принципом передавання даних, що дозволяє застосовувати мінімальну кількість ліній мікроконтролерів.

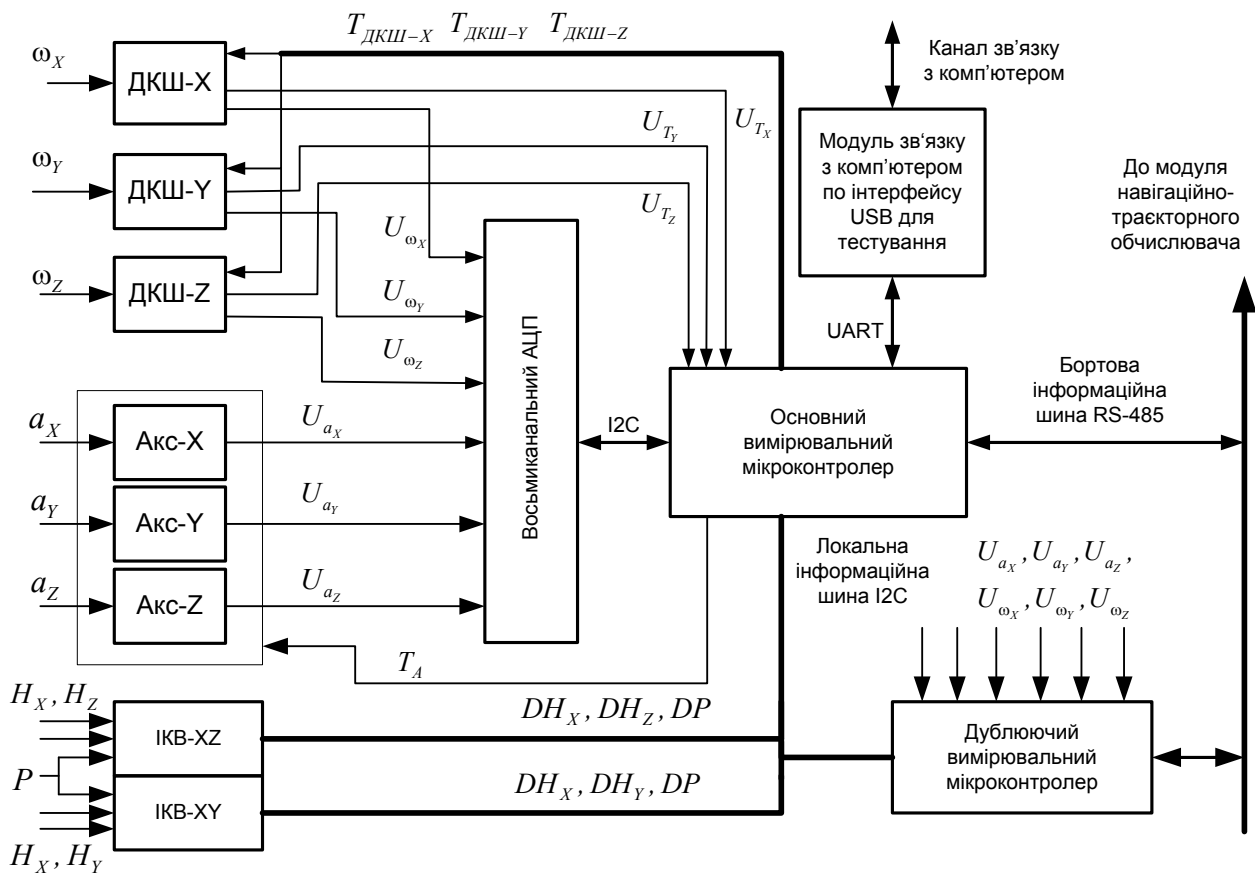


Рисунок 3 – Функціональна схема відмовостійкого модуля вимірювачів параметрів руху БПЛА

Відмовостійкий модуль вимірювачів параметрів руху БПЛА реалізовано на основі малогабаритних механоелектричних вимірювальних датчиків (MEMS). До складу блоку входять три датчики кутової швидкості (ДКШ), які вимірюють складові кутової швидкості БПЛА ω_x , ω_y і ω_z відносно осей зв'язаної системи координат, три акселерометри, реалізовані в одному корпусі мікросхеми MEMS, які вимірюють проекції вектору лінійного прискорення БПЛА a_x , a_y , a_z на осі X , Y і Z зв'язаної системи координат, а також два інтегрованих компасовисотоміра, встановлені в перпендикулярних площинах. Висотоміри вимірюють повний тиск повітряного

середовища і їх покази не залежать від кутового положення БПЛА. Кожний компас вимірює складову напруженості силових ліній магнітного поля Землі в проекціях на дві перпендикулярні вісі чутливості приладу. Алгоритмічним шляхом можна отримати інформацію про кутове положення БПЛА, яка дублює дані, отримані від ДКШ після відповідної обробки.

Для обробки сигналів з датчиків, фільтрації і діагностування в модулі передбачені основний і дублюючий вимірювальні мікроконтролери.

Склад датчиків є надлишковим, оскільки будь-який з параметрів кутового чи лінійного переміщення БПЛА може бути виміряний безпосередньо або розрахований за непрямими показами інших датчиків.

ДКШ і акселерометри видають вихідні сигнали $U_{\omega_x}, U_{\omega_y}, U_{\omega_z}, U_{a_x}, U_{a_y}, U_{a_z}$ у вигляді напруги постійного струму, пропорційної вимірюваному фізичному параметру. Ці сигнали поступають на прецезійний аналого-цифровий перетворювач, який під керуванням основного вимірювального мікроконтролера перетворює їх в цифрову форму і по каналу послідовного зв'язку передає до основного мікроконтролера для подальшої обробки.

Сигнали $U_{T_x}, U_{T_y}, U_{T_z}$ формуються датчиками температури, вбудованими в корпус кожного датчика кутової швидкості. Ці сигнали у вигляді напруги постійного струму поступають на аналого-цифровий перетворювач, вбудований в основний вимірювальний мікроконтролер. Інформація з цих датчиків використовується для корекції значень кутової швидкості і для діагностування їх працездатності.

В процесі своєї роботи основний вимірювальний мікроконтролер формує дискретні сигнали $T_{ДВС-X}, T_{ДВС-Y}, T_{ДВС-Z}$ і T_A , які подаються на відповідні датчики кутової швидкості та інтегрований блок акселерометрів і короткочасно активують режим самотестування. Завдяки цьому є можливість періодично перевіряти достовірність інформації з окремих датчиків.

Для дублювання процесу аналого-цифрового перетворення сигналів і їх обробки у складі модуля вимірювачів параметрів руху застосовано дублюючий вимірювальний мікроконтролер, який містить в своєму складі аналого-цифровий перетворювач. Цей перетворювач переводить сигнали $U_{\omega_x}, U_{\omega_y}, U_{\omega_z}, U_{a_x}, U_{a_y}, U_{a_z}$ в цифрову форму.

Інтегрований висотомір ІКВ-ХЗ встановлений в площині, що утворена осями X і Z зв'язаної системи координат БПЛА, і вимірює значення проекцій напруженості магнітного поля Землі H на вісі чутливості X_S та Z_S приладу – відповідно це параметри H_X та H_Z , а також значення повного тиску повітряного середовища P . За допомогою обробки даних з цього датчика можна розрахувати значення кута курсу БПЛА і висоту польоту.

Інтегрований висотомір ІКВ-ХУ встановлений в площині, що утворена осями X і Y зв'язаної системи координат БПЛА, і вимірює значення проекцій напруженості магнітного поля Землі H на вісі чутливості X_S та Y_S приладу – відповідно це параметри H_X та H_Y , а також значення повного тиску повітряного середовища P . За допомогою обробки даних з цього датчика можна розрахувати значення кутів тангажу і крену БПЛА і дублювати інформацію про висоту польоту. Комплексний аналіз інформації з двох цих датчиків дозволяє враховувати перехресний вплив кутів крену та тангажу на вимірювання курсу.

Кожний компас-висотомір має в своєму складі аналого-цифровий перетворювач і інтерфейс зв'язку в послідовному коді. Тому параметри, що вимірюються цими приладами, а саме DH_X, DH_Z, DP для приладу ІКВ-ХЗ і DH_X, DH_Y, DP для приладу ІКВ-ХУ, передаються до основного і дублюючого мікроконт-

ролерів по окремій локальній інформаційній шині стандарту I2C безпосередньо у цифровому вигляді.

До основного вимірювального мікроконтролера підключено спеціалізований модуль зв'язку з комп'ютером по інтерфейсу USB. Цей інтерфейс використовується для передачі інформації на комп'ютер і отримання команд від комп'ютера при тестуванні модуля вимірювачів в наземних умовах.

Бортова інформаційна шина БПЛА сформована на основі промислового послідовного інтерфейсу RS-485. До неї підключені основний і дублюючий вимірювальні мікроконтролери та модуль навігаційно-траєкторного обчислювача.

Висновки. У запропонованій структурі системи управління шестироторного БПЛА присутні вимірювальні прилади з можливістю самодіагностування. Конфігурація перетворювальних та обчислювальних засобів дозволяє отримувати значення параметрів руху БПЛА з різних датчиків і шляхом обробки формувати комплекс навігаційних параметрів. Задачами СУ є управління виконавчими двигунами для забезпечення маневрів БПЛА, в тому числі автономного польоту, і збереження функціонування БПЛА при відмові окремих датчиків чи одного з двигунів.

Список використаних джерел

1. Распопов В. Я. Микросистемная авионика: учеб. пособие / В. Я. Распопов. – Тула: Гриф и К, 2010. – 248 с.
2. Мультикоптеры. Техническая информация [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: <http://www.multicopter.ru/technical>
3. Кулик А. С. Сигнально-параметрическое диагностирование систем управления / А. С. Кулик. – Х.: Гос. аэрокосмич. ун-т "ХАИ"; Бизнес Информ, 2000. – 260 с.

Аннотация

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ШЕСТИРОТОРНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА СО СВОЙСТВАМИ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ

Кулик А. С., Джулгаков В. Г., Руденко К. И.

Предложена структура системы управления шестироторного беспилотного летательного аппарата, в которой заложена структурная и функциональная избыточность для придания аппарату свойств отказоустойчивости.

Abstract

HEXAROTOR FLIGHT VEHICLE CONTROL SYSTEM WITH FAULT-TOLERANCE ABILITIES

A. Kulik, V. Dzhulgakov, K. Rudenko

Control system structure for hexarotor flight vehicle is proposed, with structural and functional redundancy for the purpose to obtain fault-tolerance abilities.