

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ  
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ  
ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

ІНСТИТУТ АЕРОКОСМІЧНИХ ТЕХНОЛОГІЙ

**ПРОТЕХНОЛОГІЇ, НАВІГАЦІЯ, КЕРУВАННЯ  
РУХОМ ТА КОНСТРУЮВАННЯ  
АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ**

**Тези доповідей учасників  
XXII науково-технічної конференції  
студентів**

**20 листопада 2019 року**

**м. Київ**

Київ  
«Політехніка»  
2019



Гіротехнології та конструювання літальних апаратів: Тези доп. учасн. XXII науково-технічної конференції студентів. – К.: ІВЦ “Видавництво «Політехніка»”, 2019. – 14 с.

Висвітлено питання проектування та моделювання інерціальних комплексованих, супутникових навігаційних систем, гіроскопічних систем, систем орієнтації та керування, чутливих елементів гіроінерціальних систем – гіроскопів та акселерометрів, а також проектування літальних апаратів, комплектації та програмування вбудованих систем автоматизації експериментальних досліджень.

Організаційний комітет:  
Збруцький О. В., проф.  
Бурнашев В. В., доц.  
Трунов В. Ю., ас.

Програмний комітет:  
Збруцький О. В., проф.  
Бурнашев В. В., доц.  
Трунов В. Ю., ас.

Відповідальний  
редактор

*О.В. Збруцький*, проф.

Наукове видання

Гіротехнології, навігація, керування рухом та  
конструювання авіаційно-космічної техніки

В авторській редакції

Тези доповідей учасників  
XXII науково-технічної конференції студентів та молодих учених  
20 листопада 2019 року  
м. Київ

## Зміст

<b>Горбачек Д.О., Бурнашев В.В. ....</b>	<b>4</b>
<b>СИСТЕМА КЕРУВАННЯ РУХОМ ЦЕНТРА МАС БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ</b>	
<b>Колесник В.О., Черняк М.Г. ....</b>	<b>5</b>
<b>МЕТОД КАЛІБРУВАННЯ ІВМ НА ОСНОВІ ЕЛІПТИЧНОЇ ФУНКЦІЇ</b>	
<b>Мелашенко В. О., Нечипоренко О. М. ....</b>	<b>7</b>
<b>ПІДВИЩЕННЯ НАДІЙНОСТІ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОЇ ПОСАДКИ КВАДРОКОПТЕРА</b>	
<b>Навротський К.В. , Рижков Л.М. ....</b>	<b>8</b>
<b>СИСТЕМА КЕРУВАННЯ РУХОМ ЦЕНТРА МАС КВАДРОКОПТЕРА НА ОСНОВІ НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ</b>	
<b>Нечипоренко О. М., Маципура А. Г. ....</b>	<b>9</b>
<b>ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ТА ОЦІНКА НАДІЙНОСТІ МУЛЬТИКОПТЕРА НА СТАДІЇ ПРОЕКТУВАННЯ</b>	
<b>Пархоменко Н.О., Рижков Л.М. ....</b>	<b>10</b>
<b>СИСТЕМА ПОЗИЦІЮВАННЯ КВАДРОКОПТЕРА НА ОСНОВІ ЛОКАЛЬНИХ МЕРЕЖ</b>	
<b>Прищеп А.О., Пономаренко С.О. ....</b>	<b>11</b>
<b>ІНТЕГРОВАНІЙ НАВІГАЦІЙНИЙ КОМПЛЕКС БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ</b>	
<b>Сердюк А.А., Соколенко О.А. ....</b>	<b>12</b>
<b>СИСТЕМА КЕРУВАННЯ РУХОМ ЦЕНТРА МАС 8- РОТОРНОГО МУЛЬТИКОПТЕРА</b>	
<b>Туяхова А.Є., Рижков Л.М. ....</b>	<b>13</b>
<b>СИСТЕМА ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ ТА ПОЛОЖЕННЯ МУЛЬТИКОПТЕРА З ВИКОРИСТАННЯМ МІКРОМЕХАНІЧНОГО МОДУЛЯ</b>	

**УДК 62.541****Горбачек Д.О., Бурнашев В.В.****СИСТЕМА КЕРУВАННЯ РУХОМ ЦЕНТРА МАС БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**

Важливими характеристиками надзвукових безпілотних літальних апаратів (БПЛА) є точність керування і дальність польоту. Їх покращення за умови обмеженої тяги та аеродинамічних характеристик забезпечується за рахунок удосконалення системи керування.

Мета дослідження – розробити методику синтезу системи керування надзвуковим БПЛА, що забезпечить підвищену дальність польоту і точність керування в умовах вітру.

На початку дослідження було розроблено математичну модель руху БПЛА, яка складається з динамічних рівнянь руху центру мас, рівнянь обертового руху, кінематичних рівнянь та геометричних співвідношень. Вона враховує пружні деформації та зміну інерційно-масових характеристик в часі. Математична модель лягла в основу імітаційної нелінійної моделі руху, яка дозволяє промодельовувати політ БПЛА, враховуючи при цьому збурюючі фактори, наприклад вітер, та враховує параметри атмосфери які змінюються з висотою польоту.

Після розробки імітаційної моделі необхідно розрахувати параметри регулятора в системі керування, який дозволить забезпечити максимальну дальність польоту БПЛА. З цією метою здійснюється керування висотою, забезпечуючи якомога довший політ на максимальній висоті.

Для синтезу законів стабілізації рівняння руху були лінеаризовані, та розрахована передатна функція БПЛА. Результати були інтегровані в середовище розробки MATLAB. Отримані коефіцієнти PID-регулятора для даного об'єкту керування. Була проведена оцінка якості перехідного процесу та оцінка стійкості синтезованої системи керування БПЛА. Час перехідного процесу склав 1,8 секунди, перерегулювання – 0,9%, запас стійкості по фазі – 6,4°, запас по амплітуді – 3,53.

Підставивши коефіцієнти синтезованого PID-регулятора в нелінійну модель руху було отримано покращену траєкторію польоту БПЛА. Він пролетів 132 км на висоті 22 км, збільшивши дальність польоту, порівняно з балістичною траєкторією, на 30 кілометрів. Це підтвердило ефективність розробленої методики синтезу з точки зору забезпечення підвищеної дальності польоту.

Науковою новизною роботи є розроблений метод формування траєкторії польоту безпілотного літального апарату, що забезпечує максимальну дальність та полягає у виборі початкового кута похилу траєкторії, а також у використанні контуру стабілізації висоти.

Результати роботи можуть бути використані для різних цілей, як у військовій тематиці, при розробці ракетного озброєння, так і для задач екології, картографії та геодезії. БПЛА може дозволити проводити швидко

аерозйомку поверхні землі з певної висоти, а контур стабілізації висоти забезпечить витримку масштабу зйомки земної поверхні.

**УДК 531.768**

**Колесник В.О., Черняк М.Г.**

### **МЕТОД КАЛІБРУВАННЯ ІВМ НА ОСНОВІ ЕЛІПТИЧНОЇ ФУНКЦІЇ**

Калібрування – це основна процедура порівняння виходу приладу з відомою опорною інформацією про значення величини вимірювання. Для акселерометра контрольною величиною зазвичай є уявний вектор тяжіння, сума гравітаційних та відцентрових прискорень, відома для нерухомого місця на Землі, для блоку гіроскопів – це штучно задане обертання, кутова швидкість якого задається дослідником.

Традиційно при первинному калібруванні інерціального вимірювального модуля (ІВМ), в якості задавача його тестових положень відносно площини місцевого горизонту використовують прецизійні двовісні (або тривісні) поворотні стенди дуже високої вартості, котрі потребують практично ідеальних лабораторних умов використання. Це суттєво обмежує можливості проведення повторних калібрувань ІВМ в умовах його експлуатації..

Метою даної роботи була розробка методики калібрування вимірювачів ІВМ, яка б не потребувала ані його точного позиціонування, ані початкових (паспортних) коефіцієнтів.

Залежність між вимірюваною величиною та вихідним сигналом тривісного вимірювача ІВМ залежить від 9 параметрів: 3 кути нерівності, 3 коефіцієнти перетворення, 3 зміщення нуля, які можна моделювати як (нелінійність коефіцієнта масштабу вважається мізерною):

$$\mathbf{u} = \mathbf{K} \cdot \mathbf{R} \mathbf{a} + \mathbf{b}, [\text{Вих}] \quad (1)$$

де  $\mathbf{a}$  – фактичний вектор сили тяжіння (відомий);  $\mathbf{u}$  – вихідний вектор ІМУ (відомий)  $\mathbf{K}$  – матриця масштабу;  $\mathbf{b}$  – вектор зміщення;  $\mathbf{R}$  – матриця вирівнювання, що зводить ортогональні осі акселерометра в ортогональну СК

$$\mathbf{R}_v = \begin{bmatrix} 1 & \epsilon_a \cdot \epsilon_v & \epsilon_a \cdot \epsilon_v \\ 0 & \epsilon_a \cdot \epsilon_v & \epsilon_a \cdot \epsilon_v \\ 0 & 0 & \epsilon_a \cdot \epsilon_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \beta_z & \cos \beta_x \sin \beta_y \\ 0 & \cos \beta_z & \cos \beta_y \sin \beta_x \\ 0 & 0 & \cos \beta_x \cos \beta_y \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} 1 & \beta_z & \beta_y \\ 0 & 1 & \beta_x \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

Оцінка вимірюваного вектора прискорення

$$\mathbf{a} = \mathbf{K} \cdot \mathbf{R}^{-1} \cdot \mathbf{u} - \mathbf{b} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{u} - \mathbf{b} \quad (3)$$

Оскільки  $\|\mathbf{a}\| = \text{const}$  за будь-якої просторової орієнтації блоку ми маємо

$$\|\mathbf{a}\|^2 = \mathbf{a}^T \mathbf{a} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{u} - \mathbf{b}^T \mathbf{A} \cdot \mathbf{u} - \mathbf{b} = \text{const} \quad (4)$$

Рівняння (4) можна записати у вигляді загального рівняння еліпсоїду як

$$a u_x^2 + b u_y^2 + c u_z^2 + d u_x u_y + e u_y u_z + f u_x u_z + h u_x + i u_y + j u_z - 1 = 0 \quad (5)$$

Що еквівалентно скалярному добутку  $\alpha = a \ b \ c \ d \ e \ f \ h \ i \ j \ -1^T$  та  $V = \left[ u_x^2 \ u_y^2 \ u_z^2 \ u_x u_y \ u_y u_z \ u_x u_z \ u_x \ u_y \ u_z \ 1 \right]^{\Phi}$ :  

$$\alpha^T V = 0 \tag{6}$$

Якщо у нас є  $N$  векторів вихідних значень  $u_{xi}; u_{yi}; u_{zi}$ , тоді вектор  $\alpha$  розраховується о з наступної мінімальної умови

$$\sum_{i=1}^N \alpha^T V_i = \|D\alpha\|^2 = \alpha^T D^T D \alpha \rightarrow \min \tag{7}$$

Рівняння (6) не обов'язково описує еліпс. Ось чому ми повинні додати необхідну умову існування еліпсоїда [4]

$$4J - I^2 = \alpha^T C \alpha = 1 \tag{8}$$

де  $I = a + b + c$ ,  $J = ab + bc + ac - \left(\frac{d}{2}\right)^2 - \left(\frac{e}{2}\right)^2 - \left(\frac{f}{2}\right)^2 > 0$  величини

інваріантні позиції та орієнтації еліпсоїда. Проблема зводиться до пошуку власного вектора  $\alpha$ , що відповідає мінімальному додатному власному значенню  $\lambda$ . Параметри ІВМ можна оцінити наступним чином

$$\begin{aligned} k_x &= A^{-1}_{11}; & k_y &= A^{-1}_{22}; & k_z &= A^{-1}_{33}; \\ \beta_x &= \frac{A^{-1}_{23}}{A^{-1}_{22}}; & \beta_y &= \frac{A^{-1}_{13}}{A^{-1}_{11}}; & \beta_z &= \frac{A^{-1}_{12}}{A^{-1}_{11}}; \end{aligned} \quad \mathbf{b} = -\frac{1}{2} (A^T A)^{-1} \begin{bmatrix} h \\ i \\ j \end{bmatrix} \tag{9}$$

Експериментальну перевірку якості калібрування проводили шляхом оцінки помилок визначення модуля прискорення вільного падіння  $\Delta g$  тривісним блоком акселерометрів ІВМ в п'яти тестових положеннях. Результати перевірки (див. Таблицю 1) показують можливість забезпечення достатньої точності параметрів ІВМ.

Таблиця 1 – Результати перевірки акселерометра ІВМ (на базі акселерометрів А-17)

№	1	2	3	4	5
$\Delta g, \cdot 10^{-5} \ g$	-1.218286	1.684834	-2.989165	0.92949	-2.070008

Література

1. Lawrence A. Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance and Control – Springer-Verlag. New York.–2004. –P. 280
2. Angrisano, Antonio & Core, Giuseppe & Nocerino, Erica & Troisi, Salvatore. (2009). IMU low cost calibration method.
3. A. Fitzgibbon, M. Pilu, and R. B. Fisher. Direct least square fitting of ellipses. IEEE Transaction on Pattern Analysis and Machine intelligence, 21(5): 476 - 480, May 1999.
4. Li, Qingde & Griffiths, J.G.. (2004). Least squares ellipsoid specific fitting.

Proceedings - Geometric Modeling and Processing 2004. 335- 340.  
10.1109/GMAP.2004.1290055.

**УДК 629.735.017**

**Мелашенко В. О., Нечипоренко О. М.**

## **ПІДВИЩЕННЯ НАДІЙНОСТІ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОЇ ПОСАДКИ КВАДРОКОПТЕРА**

Дослідження присвячено ефективному вирішенню задачі підвищення надійності системи посадки квадрокоптера і розробці безаварійної системи автоматичної посадки з використанням системи вимірювання висоти польоту безпілотної літального апарату, зокрема, квадрокоптера, яка є нагальною на теперішній час.

Запропоновано метод підвищення функціональної надійності системи автоматичної посадки квадрокоптера класичної архітектури побудови бортового комплексу квадрокоптера – метода функціонального резервування, коли для підвищення надійності використовується комплексування всіх бортових вимірювальних систем, з яких можна отримати інформацію про зміну висоти польоту квадрокоптера, а саме: барометричного висотоміра, ультразвукової системи вимірювання висоти, супутникової навігаційної системи. Розроблені математичні моделі складових системи вимірювання висоти, побудована логічна структура надійності системи автоматичної посадки.

Розроблена нова ультразвукова система визначення висоти (УСВВ) за допомогою чотирьох ультразвукових датчиків відстані, розроблено методику визначення нахилу посадкового майданчика за допомогою УСВВ та алгоритм інтеграції (комплексування) УСВВ в систему автоматичної посадки квадрокоптера. Виготовлено лабораторний макет УСВВ і експериментально досліджено працездатність розробленої системи. Аналіз отриманих даних показав перспективу підвищення ймовірності безвідмовної роботи  $P$  розробленої резервованої системи з значення 0,95 до значення 0,97.

Практичне використання нової УСВВ на борту квадрокоптера дозволить підвищити надійність і безаварійність його посадки.

Розв'язання задачі вимірювання висоти у два етапи, а також виявлення та усунення усіх викидів вимірювання датчиків дозволить підвищити

достовірність визначення поточних навігаційних параметрів літального апарату.

Частина результатів дослідження впроваджена в перспективних виробках державних підприємств.

### **УДК 629.735.017**

**Навротський К.В. , Рижков Л.М.**

## **СИСТЕМА КЕРУВАННЯ РУХОМ ЦЕНТРА МАС КВАДРОКОПТЕРА НА ОСНОВІ НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ**

Дослідження присвячено вирішенню задачі керування рухом центра мас квадрокоптера з використанням методик машинного навчання та підходів теорії графів. Розробка програмного забезпечення системи керування. Експериментальні дослідження розробленої системи керування. Аналіз результатів досліджень.

Метою дослідження є розробка системи керування центром мас квадрокоптера, що комбінує підходи теорії графів та машинного навчання.

Об'єкт дослідження – система керування квадрокоптером. Предметом дослідження є використання комбінації теорії графів та нейронних мереж в системах керування.

Для генерування керуючих впливів необхідно виконати операції:

- визначити навігаційні параметри центра мас квадрокоптера;
- виміряти дистанції до перешкод використовуючи лазерний далекомір;
- зберегти інформацію про поточну позицію;
- розрахувати необхідний керуючий вплив при поточній інформації про середовище;
- реалізувати керуючий вплив.

До наукової новизни роботи належить підхід комбінування методів теорії графів та методик машинного навчання, а саме навчання з підкріпленням та нейронних мереж зі зворотними зв'язками для розрахунку оптимальних керуючих впливів при поточних даних про навколишнє середовище. Така система керування є унікальною і має великий потенціал для подальших досліджень та розробок.

Практичне значення роботи полягає в розробці програмного забезпечення унікальної системи керування рухом центра мас квадрокоптера.



**УДК 629.735.3**

**Нечипоренко О. М., Маципура А. Г.**

## **ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ТА ОЦІНКА НАДІЙНОСТІ МУЛЬТИКОПТЕРА НА СТАДІЇ ПРОЕКТУВАННЯ**

Високий рівень аварій і катастроф, що призводить до великих матеріальних витрат і людських жертв, ставить питання про необхідність досліджень і розробки пріоритетних напрямків підвищення надійності і зниження аварійності літальних апаратів (зокрема, мультикоптерів). Наприклад, проблема надійності об'явлена в США національною проблемою № 1.

Особливо важливо і актуально закласти підвищені показники надійності на першій стадії життєвого циклу об'єкта – стадії проектування, оскільки в подальшому вони забезпечують надійність на стадії його практичного використання.

Для здійснення комплексного підходу до вирішення завдань щодо забезпечення надійності мультикоптера на стадії проектування розроблено програму забезпечення надійності, де встановлено комплекс взаємообумовлених організаційно-технічних вимог та заходів, які належить проводити на етапі проектування і спрямованих на підвищення надійності. Цей комплекс заходів включає аналіз умов експлуатації і встановлення впливу цих умов на надійність, аналіз можливих причин і наслідків несправностей; уточнення вимог надійності до мультикоптера, який проектується; встановлення критеріїв відмов, граничних і критичних станів; вибір матеріалів і комплектувальних виробів, показники надійності яких забезпечать досягнення запланованих норм надійності мультикоптера в цілому; використання резервування і автоматичного відновлення тестування після відмови.

Також розроблений алгоритм діагностики втрати висоти польоту мультикоптера на початку його падіння для запобігання аварії. Розроблена структурна схема надійності та ймовірнісна модель розподілу відмов для оцінки надійності мультикоптера на стадії проектування.

Підвищення надійності мультикоптера на стадії проектування, тобто використання розробленого комплексу заходів, спрямованих підвищення надійності, надає змогу підвищити його надійність на стадії виготовлення і експлуатації..

Результати дослідження планується використати при розробці і виготовленні кафедрального мультикоптера.

**УДК 629.7.058.74**

**Пархоменко Н.О., Рижков Л.М.**

## **СИСТЕМА ПОЗИЦІЮВАННЯ КВАДРОКОПТЕРА НА ОСНОВІ ЛОКАЛЬНИХ МЕРЕЖ**

Робота присвячена розробці системи позиціювання квадрокоптера (мобільного пристрою), додатково оснащеного bluetooth-модулем, в локальній системі базових станцій NRF51822 стандарту Bluetooth 4.0 LE.

Незважаючи на велику кількість робіт з розробки алгоритмів визначення локації всередині приміщень, зараз існує недостатньо робіт, що використовують даний стандарт, що зумовлює актуальність роботи.

Мета дослідження – створення алгоритму визначення координат мобільного пристрою в бездротовій мережі базових станцій стандарту Bluetooth 4.0 LE, що використовують інформацію про вимірювання рівні сигналу (RSSI) та підбір основних параметрів для такої системи.

Для досягнення поставленої мети були вирішені наступні завдання:

- визначено основні технології та алгоритми визначення місця розташування мобільного пристрою в локальній системі позиціювання;
- розроблений алгоритм локації позиціювання квадрокоптера в локальній системі позиціювання;
- підібрана імітаційна модель системи локації з модулем NRF51822 в якості базових станцій для дослідження характеристик розробленого алгоритму;
- проведені дослідження роботи і визначена точність локації в даній системі.

Об'єкт дослідження – система позиціювання квадрокоптера на основі локальних мереж. Предмет дослідження – структура та параметри системи позиціювання квадрокоптера на основі локальних мереж.

Розроблено алгоритм визначення координат квадрокоптера на основі методу найближчих сусідів, який розраховує локацію порівнюючи інформації про поточний рівень сигналу між квадрокоптером і базовими станціями та заздалегідь розробленою картою рівня сигналу в будівлі. Запропонований метод відрізняється тим, що не використовує рівень сигналу для прямого розрахунку положення квадрокоптера (метод трилатерації), тим самим зменшує похибку вимірювання.

Алгоритми, запропоновані в даній роботі, призначені для використання в системі локального позиціонування по технології Bluetooth 4.0 LE. У роботі показано можливість застосування розроблених алгоритмів для розрахунку локації в реальних умовах з помилкою, що не перевищує 3 метрів для приміщення розмірами 100x100x5 м.

**УДК 629.734.7**

**Прищеп А.О., Пономаренко С.О.**

## **ІНТЕГРОВАНІЙ НАВІГАЦІЙНИЙ КОМПЛЕКС БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**

Дослідження присвячено ефективному вирішенню задачі інтеграції навігаційного комплексу безпілотного літального апарату. Жорсткі вимоги, висунуті до навігаційних систем (у частині надійного, безупинного, перешкодостійкого, високоточного визначення навігаційних параметрів руху об'єкта), можуть бути забезпечені при інтегруванні різних навігаційних засобів в єдиний навігаційний комплекс, з використанням сучасних методів обробки інформації. Розробка алгоритму корекції навігаційної інформації для інтегрованої навігаційної системи БпЛА є актуальним і практично значущим в даний час завданням, так як інтегровані системи поєднують високі точнісні та функціональні характеристики з невисокою вартістю, малими габаритами і надійністю.

Метою дослідження є розробка методу компенсації похибок навігаційної інформації інтегрованого навігаційного комплексу безпілотного літального апарату.

Об'єкт дослідження – інтегрований навігаційний комплекс. Предмет дослідження – точність навігаційної інформації інтегрованого навігаційного комплексу БпЛА.

Для досягнення мети необхідно було вирішити завдання:

- визначити склад навігаційних датчиків навігаційного комплексу;
- розробити алгоритм функціонування навігаційного комплексу БпЛА;
- визначити метод компенсації похибок навігаційної інформації;
- перевірити точність навігаційних алгоритмів шляхом математичного моделювання;

До наукової новизни належить вибір найбільш ефективного метода підвищення точності навігаційної інформації. Розроблений алгоритм дозволяє швидко та ефективно вирішувати проблему відмови навігаційної системи через короточасної відсутності сигналів супутникової навігаційної системи.

Практичне значення полягає в тому, що даний алгоритм ефективно придушить наростання помилок системи, і точність навігації інтегрованого навігаційного комплексу буде підтримуватись в допустимих завданням межах.

**УДК 62.541**

**Сердюк А.А., Соболенко О.А.**

## **СИСТЕМА КЕРУВАННЯ РУХОМ ЦЕНТРА МАС 8-РОТОРНОГО МУЛЬТИКОПТЕРА**

Дослідження присвячено ефективному вирішенню задачі керування центром мас 8-роторного мультикоптера. Підвищення надійності та зменшення перерегулювання перехідних процесів для створення недорогих сучасних мультикоптерів. Розробка математичної моделі та складових системи керування для підвищення експлуатаційних характеристик. Пропозиція методу отримання уточненої математичної моделі системи. Визначення працездатності системи автоматичного керування шляхом експерименту.

Метою дослідження є розробка математичної моделі та законів керування рухом центру мас 8-ми роторного мультикоптера. Для її досягнення вирішені наступні завдання:

- розроблена та досліджена математична модель мультикоптера;
- вибрані алгоритми формування моментів керування центром мас мультикоптера по командам системи автоматичного керування;
- синтезована система автоматичного керування рухом центра мас мультикоптера;
- зидельована система автоматичного керування рухом центру мас мультикоптера з системою орієнтації.

Наукова новизна роботи полягає:

- 1) в удосконаленні теорії і практики вирішення задачі керування мультикоптером.
- 2) для створення системи автоматичного керування рухом центру мас мультикоптера застосовано нелінійні рівняння руху центру мас, поліноми залежності сили тяги і реактивного моменту від частоти обертів ГМГ, параметри Родріга-Гамільтона і ПІД-регулятори.
- 3) реалізовано обмеження на зміну кутів орієнтації ( $-45 \leq \gamma, \theta \leq +45$ ), при часі польоту  $t < 30$  хв абсолютна похибка вимірювання висоти задовольняє вимогам  $\Delta y \leq |0,05|$  м.
- 4) вирішена задача формування керуючих моментів без зміни при цьому габаритно-масових характеристик безпілотного літального апарату.
- 5) математична модель була уточнена завдяки експериментальному визначенню поліномів залежності реактивного моменту ГМГ та сили тяги ГМГ від частоти обертів. Даний експеримент дозволив підвищити точність розрахунку коефіцієнтів ПІД-регуляторів системи автоматичного керування. Проведено моделювання розробленої САК у середовищі MATLAB Simulink.
- 6) розроблено стенд для напівнатурного моделювання. Інтегровано САК у автопілот ArduPilot 2.0 за допомогою доповнення MATLAB «Arduino»

Target». Аналіз реальних показів MEMS-датчиків дозволив зробити висновок про працездатність системи.

Таким чином розроблена система автоматичного керування, в основі якої лежить PID-регулятор. Вона дає можливість точніше та швидше відпрацьовувати польотне завдання та може використовуватися в різних галузях, в залежності від того яке корисне навантаження буде нести мультикоптер. Завдяки уточненій експериментом математичній моделі система керування буде краще забезпечувати утримання координат та висоти, що суттєво впливає на відпрацювання польотного завдання в разі геодезичного або картографічного сканування місцевості, також це поліпшує виконання військової розвідки.

### **УДК 629.7.051**

**Туяхова А.Є., Рижков Л.М.**

## **СИСТЕМА ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ ТА ПОЛОЖЕННЯ МУЛЬТИКОПТЕРА З ВИКОРИСТАННЯМ МІКРОМЕХАНІЧНОГО МОДУЛЯ**

Система позиціонування і орієнтації затребувана багатьма споживачами. Реально існуючі програми, що використовують подібну автоматизацію, численні. Малі габарити та злітна маса зумовлюють необхідність мініатюрних інформаційно-вимірювальних систем для визначення параметрів орієнтації об'єктів в просторі, побудованих на різних фізичних принципах. Такі системи знаходять широке застосування для визначення параметрів орієнтації безпілотних літальних апаратів мікро- та міні класу, а також в системах керування рухомих об'єктів. Рішення завдання буде виглядати економічно вигідним і надійним.

Метою дослідження є побудова системи визначення орієнтації та положення мультикоптера з використанням модуля на MEMS. Об'єкт дослідження – інерційний вимірювальний модуль. Предметом дослідження є вибір структури та параметрів системи визначення орієнтації та положення мультикоптера з використанням модуля на MEMS в умовах експлуатації.

Для досягнення поставленої мети вишішено ряд завдань:

- Статистична обробка вихідних сигналів MEMS-вимірювачів
- Дослідження математичної моделі системи визначення орієнтації та положення мультикоптера.
- Розробка методів підвищення точності системи визначення орієнтації та положення та їх аналіз.
- Дослідження спектральної щільності, оцінка і можливості поліпшення позиціонування

В результаті роботи отримані вирази для визначення приросту кутових координат об'єкта, на якому встановлений мікромеханічний



модуль. Також розроблені методи підвищення точності системи визначення орієнтації та положення.

Практичне значення полягає в розробці методів, щодо поліпшення точності для системи визначення орієнтації та положення мультикоптера. Складені і запрограмовані алгоритми, проведена обробка експериментальних даних. Одним із головних етапів в науковій роботі є подальша комерціалізація проекту та можливість використання товару в промисловості. Тому розроблений проект розглядається як бізнес модель для продажу зацікавленим особам.