

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

МЕХАНІКО-МАШИНОБУДІВНИЙ ІНСТИТУТ

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

**Тези доповідей учасників
XXII науково-технічної конференції
студентів та молодих учених**

28 листопада 2018 року

м. Київ

Київ
«Політехніка»
2018

Гіротехнології та конструювання літальних апаратів: Тези доп. учасн. XXII наук.-техн. конф. студ. та молодих учених. – К.: ІВЦ “Видавництво «Політехніка»”, 2018. – 20 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:

А.А. Сердюк, доц.

В.Ю. Трунов, ас.

О.С. Мацілецька, асп.

Програмний комітет:

О.В. Збруцький, проф.

А.А. Сердюк, доц.

В.Ю. Трунов, ас.

О.С. Мацілецька, асп.

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

28 листопада 2018 року

м. Київ

Зміст

Баранець В.І.	4
АЛГОРИТМ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ПІДВИЩЕНОЇ ТОЧНОСТІ ДЛЯ НАЗЕМНОГО ОБ'ЄКТА	
Козлов Б.О.	5
СИСТЕМА ЗЧИСЛЕННЯ ШЛЯХУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ЗА ДОПОМОГОЮ ОПТИЧНОЇ КАМЕРИ	
Мацілецька О.С., Рижков Л.М.	5
СИСТЕМА ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ ЗА ДОПОМОГОЮ СИСТЕМ ПОЗИЦІОНУВАННЯ	
Нечипоренко О. М. , Буренін А. Е.....	6
НАДІЙНІСТЬ КВАДРОКОПТЕРА	
Нечипоренко О. М. , Савлук О. О.....	7
КОМПЛЕКСНА СИСТЕМА ВИМІРЮВАННЯ ВИСОТИ ПОЛЬОТУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ	
Нечипоренко О. М. , Мелашенко В. О.	8
ПІДВИЩЕННЯ НАДІЙНОСТІ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОЇ ПОСАДКИ МУЛЬТИКОПТЕРА	
Рижков Л.М., Карпенко І.М.....	9
СИНТЕЗ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ МАЛОГАБАРИТНОГО ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА	
Рижков Л.М., Волков О.С.....	10
СИНТЕЗ КОМПЛЕМЕНТАРНОГО ФІЛЬТРА ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ БПЛА	
Романченко Б.Ю.....	11
ПІДВИЩЕНОЇ ТОЧНОСТІ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ НАЗЕМНОГО ОБ'ЄКТА СИСТЕМОЮ ТЕХНІЧНОГО ЗОРУ	
Савінков А. Г.....	12
ДАТЧИК КРЕНУ МАНЕВРОВОГО БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ	
Шеремет М.М., Збруцький О. В.	12
ВПЛИВ ВІТРОВИХ ЗБУРЕНЬ НА ТОЧНІСТЬ АЛГОРИТМУ ПОЛЬОТУ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ КВАДРОКОПТЕРА	

УДК 629.3.052.6

Баранець В.І.

АЛГОРИТМ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ПІДВИЩЕНОЇ ТОЧНОСТІ ДЛЯ НАЗЕМНОГО ОБ'ЄКТА

Актуальність. Інерціальні навігаційні системи (ІНС) широко використовуються в галузях, де необхідна автономність, однак збільшення похибки вирішення навігаційної задачі з часом досі являється основною їх проблемою. Єдиний спосіб її вирішення під час експлуатації ІНС це вдатися до знаходження координат будь-яким іншим способом щоразу, коли є можливість, і ліквідувати накопичену похибку. На стадії проектування способи вирішення даної проблеми зводяться до комплексування ІНС із іншими навігаційними засобами чи системами. У роботі, що розглядається, пропонується метод підвищення точності ІНС наземного об'єкта за допомогою використання топографічних карт місцевості для визначення похибки каналу висоти та її асоціації з похибками за іншими каналами. Актуальність роботи пояснюється необхідністю дослідження можливості підвищення точності ІНС за допомогою цього, раніше не описаного методу.

Огляд літератури. Відомо про наступні способи підвищення точності за допомогою карт чи градієнтів сили тяжіння: використання прив'язок позиції градієнтної карти для коригування ІНС; використання градіометра на підводному об'єкті для незалежного визначення компонентів вектора сили тяжіння та корекції акселерометрів ІНС; контурна навігація за рельєфом (НР): за вимірними значеннями висоти рельєфу в базі даних знаходяться відповідні їй координати. Найбільш досконала система НР, інтегрована з ІНС, прогнозує наступну область порівняння висот залежно від курсу та швидкості об'єкта, а також враховує наближені похибки його місцезнаходження протягом польоту. Однак у літературі відсутні відомості про запропонований тут метод підвищення точності ІНС.

Нові наукові та технічні результати. У ході роботи запропоновано наступний алгоритм підвищення точності (АПТ): за гравіметричними картами визначаються та відповідно компенсуються компоненти вектора сили тяжіння, а за топографічними картами знаходиться поточна висота рельєфу, що приймається умовно істинною, і за різницею з вимірною виявляється похибка каналу висоти, до якої потім із відповідною залежністю прирівнюються похибки інших двох каналів. У програмі MATLAB було змодельовано та досліджено БІНС наведеним АПТ що являється новим науковим результатом. За висновками з моделювання було визначено підвищення точності вирішення навігаційної задачі. Виявлено особливості роботи алгоритму залежно від типу похибок.

Практична застосовність. Даний алгоритм може використовуватися в ІНС для покращення вирішення навігаційної задачі. Однак, він має суттєві

обмеження: необхідність мати на борту гравіметричні та топографічні карти місцевості, в якій передбачається рух об'єкта. Тому, відповідно, для повноцінного його застосування необхідні значні затрати ресурсів, що автоматично обмежує коло можливих застосовників цього алгоритму.

УДК 629.7.05

Козлов Б.О.

СИСТЕМА ЗЧИСЛЕННЯ ШЛЯХУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ЗА ДОПОМОГОЮ ОПТИЧНОЇ КАМЕРИ

Актуальність теми. Прогрес в цифровій обробці зображень дає можливість використовувати оптичні камери в навігаційних системах, які є альтернативним джерелом навігаційної інформації та є хорошим доповненням до інерціальних та супутникових навігаційних систем. Постає проблема розробки системи зчислення шляху на основі оптичної, в основі якої лежать сучасні алгоритми обробки цифрових зображень, що спрямовані на визначення особливих точок зображень.

Виходячи з цього, вирішення задачі навігації за допомогою системи зчислення шляху на основі оптичної камери, з використанням сучасних алгоритмів обробки зображень є актуальною науково-дослідницькою роботою.

Нові наукові та технічні результати.

Розроблена математична модель системи зчислення шляху безпілотного літального апарату на основі оптичної камери з використанням алгоритму детектора та дескриптора KAZE та алгоритмів оцінки руху камери 2D-to-2D та 3D-to-2D.

Практична застосовність.

Система зчислення шляху безпілотного літального апарату на основі оптичної камери може мати практичне застосування в якості додаткового джерела навігаційної інформації в складі навігаційного комплексу літальних апаратів.

УДК 004

Мацілецька О.С., Рижков Л.М.

СИСТЕМА ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ ЗА ДОПОМОГОЮ СИСТЕМ ПОЗИЦІОНУВАННЯ

Актуальність розвитку методів точного визначення координат і кутів орієнтації того чи іншого об'єкта по відношенню до якоїсь заданої системи координат сьогодні важко оцінити. Визначення просторових і кутових координат рухомих об'єктів лежить в основі рішення багатьох важливих

наукових і технічних завдань. Особливе місце займають завдання високоточного управління об'єктами: маневрування поблизу поверхні землі, виконання посадки літального апарату, здійснення взаємодії об'єктів в групі, стикування рухомих об'єктів і ін. Для їх вирішення потрібна висока точність визначення навігаційних параметрів в дуже обмеженій в просторі зоні взаємодії.

В даний час існує чимало засобів, що дозволяють вирішувати завдання визначення місцеположення в просторі того чи іншого фізичного об'єкта. Основні відмінності існуючих сьогодні систем полягають в масштабах територій, на яких можлива їх робота, в точності, з якою відбувається визначення місця розташування, необхідних для забезпечення роботи системи ресурсах. Крім того, існують деякі обмеження на використання технологій в залежності від локалізації об'єкта.

Завдання для досягнення даної мети:

- 1) вивчити сучасні системи позиціонування;
- 2) визначити значимі критерії порівняння;
- 3) порівняти технології позиціонування;
- 4) визначення найбільш придатної систему для проведення подальших дослідів.

Спеціально для цілей навігації, зокрема позиціонування, створені і широко використовуються супутникові радіонавігаційні системи GPS, ГЛОНАСС. Загальним недоліком всіх радіонавігаційних систем є те, що при певних умовах сигнал може не доходити до приймача або приходити зі значними спотвореннями або затримками. Недоліками ультразвукових датчиків являються втрати сигналу через перешкоди, помилкові сигнали через відбиття і перешкоди від високочастотних джерел звуку. Для виключення цих недоліків потрібно ретельне планування системи.

На сьогоднішній день технології, придатні для позиціонування в режимі реального часу, виявлено проблему відсутності універсальної системи позиціонування, з можливістю визначення місця розташування об'єкта як всередині, так і поза приміщеннями.

УДК 629.735.3

**Нечипоренко О. М. , Буренін А. Е.
НАДІЙНІСТЬ КВАДРОКОПТЕРА**

Актуальність. Одним з нагальних питань є забезпечення надійності під час проектування, виробництва та експлуатації, у тому числі і безпілотних літальних апаратів типу мультикоптери (квадрокоптери, коптери). У сучасному світі роль квадрокоптера дуже велика, він застосовується у різних сферах діяльності, але відноситься до об'єктів одноразового використання.

Мета. Підвищення надійності квадрокоптера під час проектування, виготовлення та безаварійної експлуатації за допомогою існуючих методів для переведення його з об'єктів одноразового до об'єктів багаторазового використання.

Технічні результати. Під час проектування були зібрані статистичні данні про 1000 відмов квадрокоптерів, на основі яких було виявлено моделі ймовірності відмов і розраховані ймовірності безвідмовної роботи (ІБР) складових елементів квадрокоптера. Була розроблена структурна логічна схема надійності квадрокоптера і складена математична модель для ІБР квадрокоптера. За результатами розрахунків початкове значення ІБР для системи із послідовним з'єднанням елементів у структурній логічній схемі виявилось вкрай незадовільним. Найбільш не надійним елементом виявилась гвинто-моторна група, особливо пропелери і їх вузлові з'єднання з двигуном. Були проведені розрахунки міцності і стійкості конструкції пропелерів і вузлів з'єднання, вибрані методи їх встановлення і балансування з підвищеними показниками надійності. Для використання в коптері були обрані багатолопасні гвинти з карбону. Були проаналізовані такі вузли з'єднання пропелера з безколекторним двигуном – пропсейвери, цангові зажими і самозатяжні гайки. Як найбільш надійний був обраний цанговий захим.

Також був проведений аналіз методів підвищення безвідмовності квадрокоптера за рахунок програмного резервування гвинто-моторної групи квадрокоптера і внесені зміни в структурну логічну схему надійності, за якими буде виконаний перерахунок моделі безвідмовності ІБР квадрокоптера.

Практичне застосування. Підвищення надійності коптера зменшує кількість його відмов, що в свою чергу надає змогу зберегти кошти за рахунок його багаторазового використання, зменшити витрати та час на його обслуговування. Результати дослідження планується використати при розробці і виготовленні кафедрального мультикоптера.

УДК 629.7.054.07

Нечипоренко О. М., Савлук О. О.

КОМПЛЕКСНА СИСТЕМА ВИМІРЮВАННЯ ВИСОТИ ПОЛЬОТУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Актуальність дослідження полягає в розробці методів підвищення точності і надійності систем вимірювання і стабілізації висоти польоту літального апарату (ЛА) в режимі Altitude Hold Mode, особливо для його безаварійної посадки. Для активації режиму утримання висоти Altitude Hold Mode й поліпшення точності її визначення, широкого застосування набули барометричні, ультразвукові датчики, безплатформенні інерціальні системи (БІНС), GPS-приймачі, а також детектори візуального позиціонування. Актуальності набули *створення комплексів* різних електронних сенсорів і систем, в яких необхідний результат досягається за рахунок забезпечення

надмірності інформації, оптимальних методів її обробки, оптимізації керуючої частини бортового комплексу, значно покращить навігацію і орієнтацію ЛА в просторі.

Метою дослідження є підвищення точності і надійності вимірювання висоти польоту ЛА для надмалих висот, невеликих за тривалістю польотів, які мають місце в режимі автоматичного підтримання висоти при посадці ЛА, зокрема коптерів (мультикоптерів).

До нових наукових і технічних результатів відноситься комплексування (інтеграція) засобів вимірювання висоти польоту ЛА: барометричного висотоміра, модуля **3-х осьового гіроскопа і акселерометра, а також ультразвукового далекоміра, і** вибір найбільш ефективного методу комплексування. Комплексування в розробленій системі вимірювання висоти польоту (СВВП) проводиться алгоритмічно тільки за вертикальною складовою вектору стану – проекцією вектору \bar{x} на вертикальну вісь. Об'єднання отриманої інформації по висоті польоту з трьох каналів виконується за допомогою операції логічного «І», розроблено алгоритм комплексування. Результати аналізу точності і надійності комплексованої СВВП: абсолютна похибка вимірювання висоти не перевищує ± 15 см, ймовірність безвідмовної роботи не менше 0,9987.

Для обробки отриманих значень висоти з декількох датчиків використовується метод найменших квадратів. Суть даного методу полягає в підборі такої функції, яка найкращим чином наближає емпіричні дані й оцінці величини суми квадратів відхилень між експериментальними й теоретичними значеннями.

Комплексована система вимірювання висоти польоту розроблена для її практичного застосування на борту коптера. Крім того, використання розробленої системи дозволить підвищити надійність і точність вимірювання висоти польоту ЛА.

УДК 629.735.017

Нечипоренко О. М., Мелашенко В. О.

ПІДВИЩЕННЯ НАДІЙНОСТІ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОЇ ПОСАДКИ МУЛЬТИКОПТЕРА

Актуальність. Дослідження присвячено ефективному вирішенню задачі підвищення надійності системи безаварійної посадки мультикоптера на надмалих висотах польоту при невеликій тривалості польоту і розробці системи автоматичної посадки з використанням режиму Altitude Hold Mode (автоматичного підтримання висоти).

Об'єктом дослідження є система автоматичної посадки мультикоптера.

Метою дослідження є розробка метода підвищення функціональної надійності системи автоматичної посадки мультикоптера.

До нових наукових та технічних результатів належить вибір найбільш ефективного метода підвищення надійності – метода функціонального резервування, коли для підвищення надійності використовується комплексування всіх бортових вимірювальних систем, з яких можна отримати інформацію про зміну висоти польоту мультикоптера, а саме: барометричного висотоміра, безплатформенної інерціальної системи (БІНС) і супутникової навігаційної системи (СНС). Аналіз показав, що найменшою кількістю використовуваних при комплексуванні систем дорівнює *три*. Але на початку дослідження був розроблений *алгоритм комплексування* барометра та акселерометра. Ідея наступна: після аналізу вимірів барометра та акселерометра, ми отримуємо СКВ, за яким можемо зробити висновок, що 3 % отриманих значень є помилковими. Для досліджуваного барометра СКВ дорівнює 25 см. Основним є фільтрація вихідних значень з барометра шляхом використання фільтра низьких частот. Дані викидів значень барометра можливо відфільтрувати, використовуючи акселерометр, як додатковий вимірювач *зміни* висоти, а точніше в даній задачі як датчик стрибків. Якщо акселерометр не зафіксував стрибків або зміни по висоті, то використовується сильніший ФНЧ. Якщо було зафіксовано стрибок, то йде запис в лічильник стрибків, який визначає скільки разів за період часу було здійснено стрибків. Всі нові результати з барометра після фільтрації записуються у відповідну матрицю, яка далі необхідна для аналізу попереднього періоду $N-1$ вимірювання. І цей цикл повторюється N раз. Після фільтрації N значень з барометра на проміжку N вступає в силу черговий алгоритм фільтрації.

В статистиці отримуються дані, найбільш приближені до істинних значень, та максимально мінімізуються коливання. Основним принципом є прив'язка значень до попередньо отриманих значень. А в динаміці, коли акселерометр видає стрибки, барометр видає значення висоти з максимальною швидкістю зміни, без прив'язки до попередніх значень. Так як даний алгоритм розроблений на базі мікроконтролера Arduino, мікропроцесор видає значення з частотою 6 Гц, а для мультикоптера достатнім є частота в 1-2 Гц.

Практична застосовність. Розроблений алгоритм комплексування барометричного висотоміра та мікромеханічного датчика дозволяє підвищити надійність системи вимірювання зміни висоти польоту мультикоптера для його автоматичної посадки. Крім того розроблена комплексована система вимірювання висоти БПЛА дозволить підвищити надійність як барометричного висотоміра так і мультикоптера в цілому.

УДК 629.783

Рижков Л.М., Карпенко І.М.

**СИНТЕЗ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ МАЛОГАБАРИТНОГО
ПРОСТАБІЛІЗАТОРА**

Комплементарні фільтри набули широко використовуються для вимірювання кутового положення рухомих об'єктів у просторі внаслідок своєї простоти та достатньо високої точності. Внаслідок малих габаритів такі системи можуть ефективно використовуватися як вбудовані системи інших приладів. Зокрема, вони можуть бути використані в гіростабілізаторах для вимірювання кутового положення платформи гіростабілізатора. Розглядається питання синтезу комплементарного фільтра гіростабілізатора не як регістратора кутового положення платформи, а як складовою частиною контурів орієнтації та стабілізації цієї платформи.

Запропоновано інженерну методику розрахунку комплементарного фільтра, на основі якої вибрано параметри комплементарного фільтра малогабаритного гіростабілізатора.

Розглянуто функціонування комплементарного фільтра як складової частини контуру керування гіростабілізатора.

Показано, що перехідний процес в платформі визначається не параметрами безпосередньо платформи, а параметрами комплементарного фільтра. Це означає, що синтез параметрів комплементарного фільтра можна виконувати без врахування динаміки платформи за спрощеною методикою.

Розроблено макет малогабаритного гіростабілізатора на МЕМС-чутливих елементах.

Такі гіростабілізатори можуть бути використані в малих рухомих об'єктах типу БПЛА, в робототехніці, в учбовому процесі.

УДК 629.783

Рижков Л.М., Волков О.С.

СИНТЕЗ КОМПЛЕМЕНТАРНОГО ФІЛЬТРА ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ БПЛА

Розглядаються питання аналізу та синтезу комплементарних фільтрів для визначення орієнтації БПЛА. Одне з основних призначень комплементарного фільтра – зменшення впливу дрейфів гіроскопа на точність визначення кутів повороту об'єкта. Як правило це забезпечується введенням в комплементарний фільтр акселерометра. Внаслідок великих статичних похибок магнітометрів вони значно рідше використовуються з цією метою. Суттєво, що комплементарні фільтри, як правило, досліджуються в системі координат, в якій одна площина є горизонтальною. В той же час може місце задача, коли кути орієнтації треба визначати в довільній опорній системі координат. Наприклад, в системах наведення орієнтація може здійснюватися відносно системи координат, в якій знаходився об'єкт в початковий момент.

Проаналізовано вплив дрейфів гіроскопа на точність комплементарного фільтра в довільній опорній системі координат, а також використання магнітометра для зменшення цього впливу.

Показано, що при оцінці точності треба враховувати характер системи координат, в якій мають місце обчислення. У разі використання комплементарного фільтра в системі координат, де жодна з осей не є вертикальною, залишається вплив дрейфів гіроскопа відносно всіх осей.

Показано, що належним вибором передатної функції сигналу корекції від акселерометра можна усунути вплив статичних похибок не тільки гіроскопа, але й магнітометра.

Проведене макетування комплементарного фільтра на МЕМС-чутливих елементах підтвердило правильність прийнятого закону керування та ефективність використання комплементарного фільтра.

Такі системи можуть знайти використання в надмалих літальних апаратах типу квадрокоптер.

УДК 629.7.058

Романченко Б.Ю.

ПІДВИЩЕНОЇ ТОЧНОСТІ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ НАЗЕМНОГО ОБ'ЄКТА СИСТЕМОЮ ТЕХНІЧНОГО ЗОРУ

Актуальність. Система технічного зору (СТЗ) є засобом виявлення, стеження та класифікації спостерігаємих об'єктів. СТЗ інтенсивно застосовують в автономних транспортних засобах.

Багато рухомих засобів, таких як дрони, використовують комп'ютерне бачення для навігації, створення карти навколишнього оточення, визначення перешкод. Автономні інерціальні навігаційні системи (ІНС) мають наростаючі в часі похибки. Однак задача корекції показань інерціальної навігаційної системи, шляхом комплексування з СТЗ не розглядається. Це зумовлює актуальність такої задачі.

Нові наукові та технічні результати. В результаті даної роботи було створено алгоритм корекції інерціальної навігаційної системи наземного об'єкта за допомогою системи технічного зору, створено алгоритм визначення координат робота системою технічного зору, проведений підбір оптичної системи яка задовольняє задані вимоги та було визначено, як зменшити похибку координат інерціальної навігаційної системи наземного об'єкта за допомогою системи технічного зору.

Практична застосовність. Цю систему можна застосовувати на будь-яких наземних об'єктах в яких є інерціальна навігаційна система. Дану роботу було реалізовано у вигляді лабораторного стенду.

Висновок. Використання системи технічного зору може бути ефективним засобом підвищення точності інерціальної навігаційної

системи. При використанні систем такого типу можна досягти повної автономності і високої точності комплектованої ІНС.

УДК 623.4.084.3

Савінков А. Г.

ДАТЧИК КРЕНУ МАНЕВРОВОГО БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Актуальність. Проблема визначення кута крену маневрового БПЛА, під яким розуміється ракета, що обертається відносно своєї продольної вісі є актуальною. Дані про кут крену даного БПЛА використовуються при визначенні орієнтації відносно земної системи координат та при формуванні сигналів керування. Використання традиційного методу вимірювання (за допомогою датчика кутової швидкості, що є складовою частиною БНС) в даному БПЛА проблематично, так як ДКШ постійно вимірює кутову швидкість обертання ракети та у більшості випадків не має постійного значення коефіцієнту перетворення на всьому діапазоні кутових швидкостей, що значно погіршує точність результату вимірювання кутової швидкості крену, що негативно впливає на визначення кута крену та на рішення задач, де значення даного кута використовується.

Нові наукові та технічні результати. В даній роботі був розроблений датчик крену маневрового БПЛА платформної схеми побудови, а саме його конструкція, алгоритми роботи в польотному та перед польотному режимах, модель інструментальних похибок, підібрані конкретні моделі датчика кутової швидкості, акселерометра та двигуна стабілізації, що задовольняють висунутим вимогам та синтезовано регулятор для керування платформою датчика.

Практична застосовність. Датчик крену маневрового БПЛА, побудований за платформною схемою може використовуватись у протитанкових керованих ракетах, снарядах що обертаються навколо своєї продольної вісі.

Висновок. Датчик крену маневрового БПЛА платформної схеми побудови має кращі точності характеристики, ніж гіроскопічний датчик крену, що встановлюється зараз в протитанкових керованих ракетах, що дозволить виконувати основні польотні задачі краще та підвищити максимальну дальність польоту даних БПЛА.

УДК 629.7.015.7

Шеремет М.М., Збруцький О. В.

ВПЛИВ ВІТРОВИХ ЗБУРЕНЬ НА ТОЧНІСТЬ АЛГОРИТМУ ПОЛЬОТУ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ КВАДРОКОПТЕРА

Мета: Розробити алгоритм польоту та стабілізації квадрокоптера враховуючи вплив вітрових збурень.

Формування завдання - дослідити сутність впливу вітрових збурень на точність алгоритму компенсації та стабілізації квадрокоптера.

Актуальність: полягає в розробці та доповненні відомих наукових даних, що до впливу збурень на точність.

Новизна: Суть роботи полягає у розробці більш точного алгоритму стабілізації польоту квадрокоптера відносно відомих виробників мультироторних літальних апаратів (DJI, ZEROTECH, Syma, та ін.)

В результаті робіт над магістерською роботою:

- Реалізована програмна модель квадрокоптера;
- Створений алгоритм стабілізації квадрокоптера;
- За допомогою комплексування датчиків (Барометр, И.Н.С.. датчик вітру та ін.) точність стабілізації зростає до 5 см.
- Були проведені технічні процеси та цикл випробувань після результатів яких, було конструкційно вдосконалено квадрокоптер.

Опис роботи автопілота ArduMega Pilot 2.6 під час польоту БПЛА

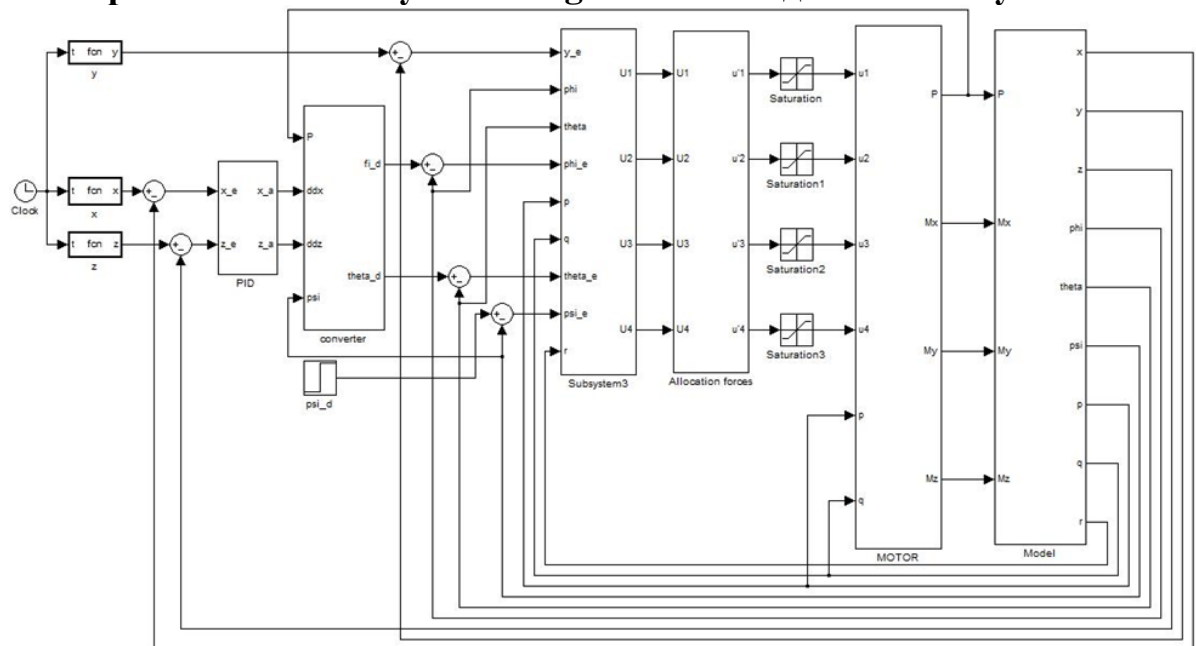


Рис. 1 Схема моделювання в середовищі Matlab Simulink Сила тяги в нормальній земній системі координат:

$$P_g = [P_{x_g}, P_{y_g}, P_{z_g}]^T = R \cdot P_b \quad (20)$$

$$R = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cos \psi & -\cos \gamma \cos \psi \sin \vartheta + \sin \gamma \sin \psi & \sin \gamma \cos \psi \sin \vartheta + \cos \gamma \sin \psi \\ \sin \vartheta & \cos \gamma \cos \vartheta & -\sin \gamma \cos \vartheta \\ -\cos \vartheta \sin \psi & \cos \gamma \sin \psi \sin \vartheta + \sin \gamma \cos \psi & -\sin \gamma \sin \psi \sin \vartheta + \cos \gamma \cos \psi \end{bmatrix}$$

(21)

Де:

- матриця переходу; ψ , θ , γ - кути ристання, тангажу, крену. Сила опору повітря і сила тяжіння:

$$\begin{cases} f = [-f_x, -f_y, -f_z]^T \\ G = [0, -mg, 0]^T \end{cases} \quad (22)$$

де m - маса квадрокоптера; g - прискорення сили тяжіння.

З урахуванням симетрії апарату і вважаючи, що центр мас розташований на початку координат пов'язаної системи, рівняння динаміки кутового руху в зв'язаній системі координат можна записати у вигляді

$$\begin{cases} \dot{w}_x = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} w_y w_z + \frac{M_{R_x}}{I_x} \\ \dot{w}_y = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} w_x w_z + \frac{M_{R_y}}{I_y} \\ \dot{w}_z = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} w_x w_y + \frac{M_{R_z}}{I_z} \end{cases}$$

$$\begin{cases} M_{R_x} = M_{qx} + M_{mx} + M_{px} \\ M_{R_y} = M_{qy} \\ M_{R_z} = M_{qz} + M_{mz} + M_{pz} \end{cases} \quad (23)$$

Де w_x , w_y , w_z - проєкції вектора кутової швидкості апарату на пов'язану систему

координат; M_{R_x} , M_{R_y} , M_{R_z} - проєкції результуючого моменту; I_x , I_y , I_z - осьові

моменти інерції апарату; M_{qx} , M_{qy} , M_{qz} - моменти, що створюються гвинтами, M_{mx} , M_{mz} і M_{px} , M_{pz} - гіроскопічні моменти двигунів і гвинтів. якщо знехтувати інерційністю гвинтів при зміні кутових швидкостей їх обертання, то зазначені моменти можна виразити таким чином:

$$\begin{cases} M_{qx} = (P_3 - P_1) \cdot l \\ M_{qy} = M_2 + M_4 - M_1 - M_3 \\ M_{qz} = (P_2 - P_4) \cdot l \\ M_i = m_p w_i^2 \\ m_p = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c_a \cdot s_i \cdot r_i^2 \end{cases}$$

$$\begin{cases} M_{mx} = I_m \cdot w_z \cdot (w_1 + w_3 - w_2 - w_4) \\ M_{mz} = I_m \cdot w_x \cdot (w_2 + w_4 - w_1 - w_3) \\ M_{px} = I_p \cdot w_z \cdot (w_1 + w_3 - w_2 - w_4) \\ M_{pz} = I_p \cdot w_x \cdot (w_2 + w_4 - w_1 - w_3) \end{cases} \quad (24)$$

Відстань від центра мас до осі - моменти інерції
 є l - гвинта, ротора і

вина - коефіцієнт моменту.

Зміна кутів Ейлера визначається через проекцію кутової швидкості кінематичним рівнянням Ейлера:

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = w_x \cdot \cos \vartheta - w_y \cdot \sin \vartheta \\ \dot{\psi} = (w_x \cdot \sin \vartheta + w_y \cdot \cos \vartheta) / \cos \gamma \\ \dot{\vartheta} = w_z + \sin \vartheta \cdot \operatorname{tg} \gamma \cdot w_x + \cos \vartheta \cdot \operatorname{tg} \gamma \cdot w_y \end{cases} \quad (25)$$

Вхідними сигналами моделі є керуючі напруги на двигуни: u ($u_1, u_2, u_3, u_4, u_5, u_6$), вихідними - координати польоту (x, y, z) і кути.

Керуючі напруги на двигуни подаються через розподільник сигналів і обмежувачі напруги. Для обраного двигуна X2212 KV980 з лінійною залежністю швидкості від керуючої напруги 102,6 μ і в робочому діапазоні швидкостей вхідні напруги обмежені значеннями від 0 до 11,1 В.

Нові наукові та технічні результати: При відстеженні траєкторії ділянок: АВ - зліт; ВС – рівномірний прямолінійний рух; CD – рівномірний прискорене прямолінійний рух; DE - рівномірний рух навколо точки (5,10,15) по горизонтальному колу радіусом 5 м; EF - рівномірний прямолінійний рух;

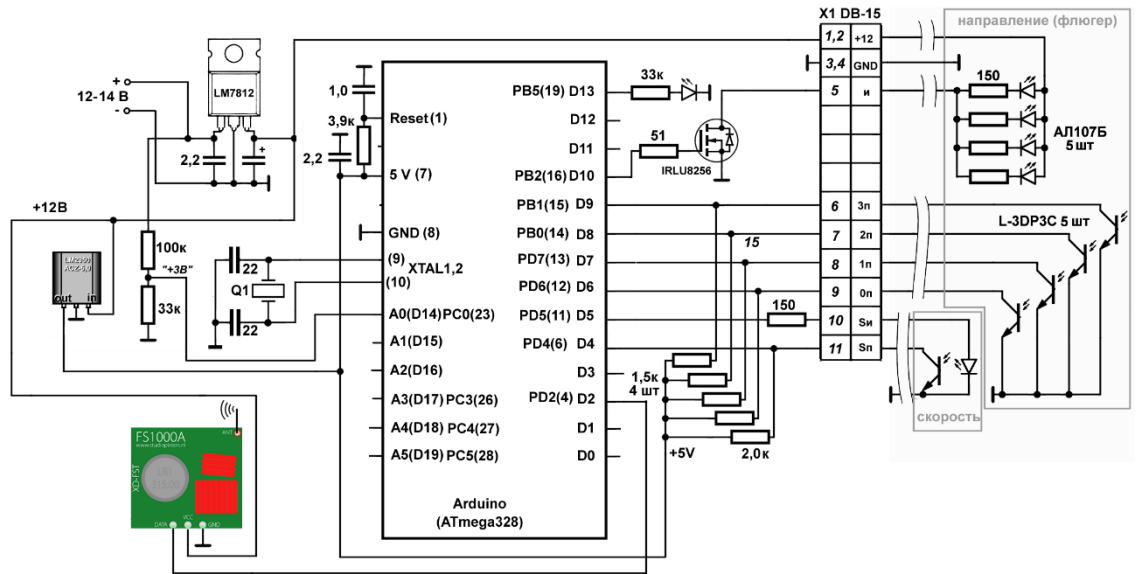
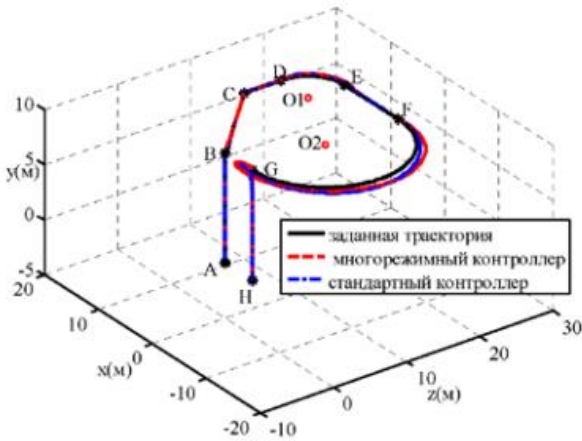
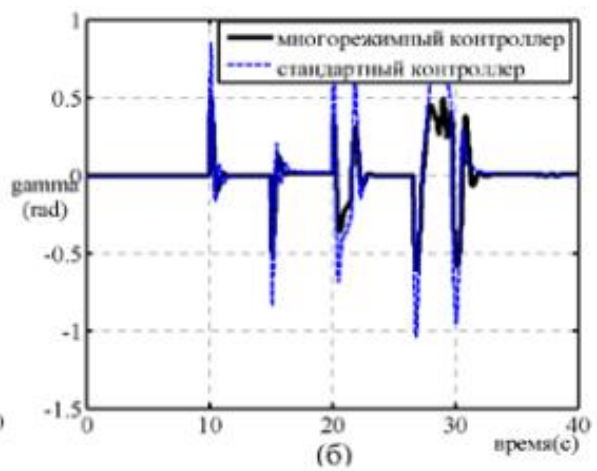
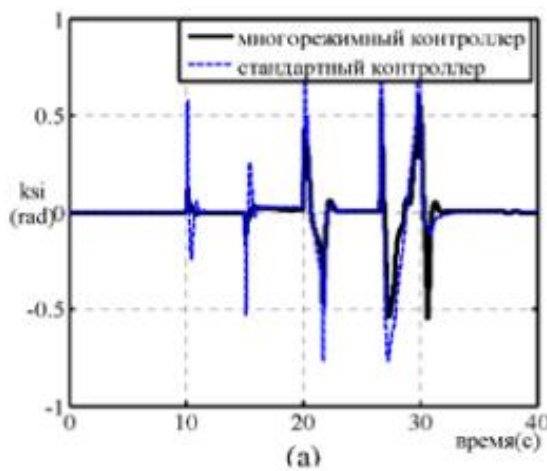


Рис 2. Принципова схема блоку обробки датчиків вітру

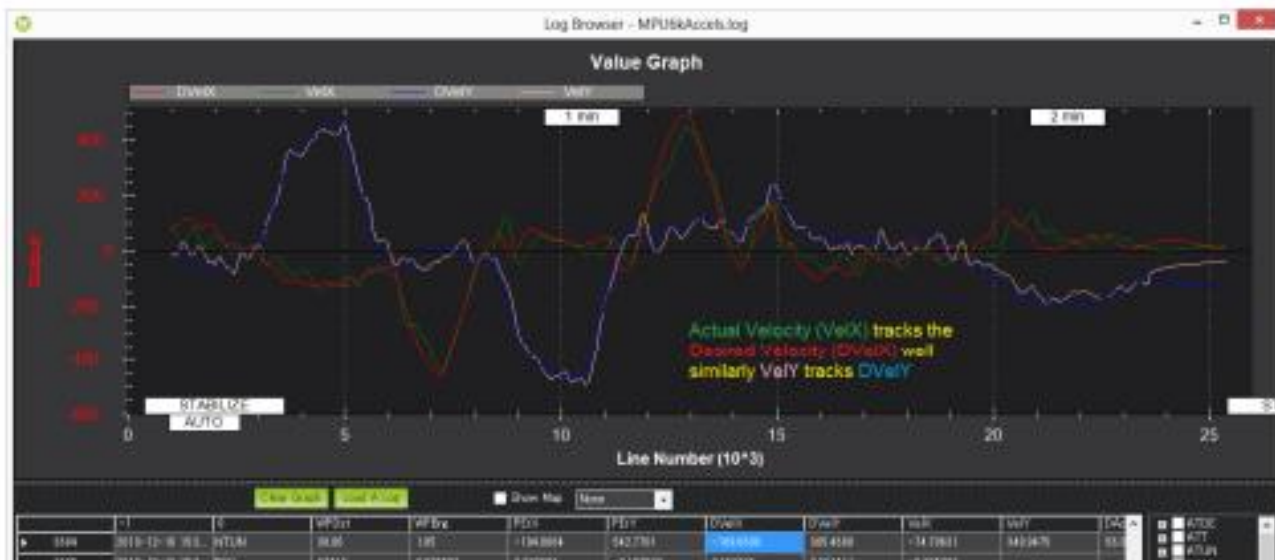
Робота контролера в цілому управляється сторожовим таймером WDT, включеним в режимі виклику переривання. WDT виводить контролер з режиму сну через задані проміжки часу. У разі, якщо в викликаному перериванні таймер зводиться заново, перезавантаження з нуля не відбувається, всі глобальні змінні залишаються при своїх значеннях. Це дозволяє накопичувати дані від пробудження до пробудження і в якийсь момент обробляти їх - наприклад, усереднювати.



FG - рівномірний рух навколо точки $(-5,10,10)$ по горизонтальному колу радіусом 10 м.; GH - посадка. Результати відповідають ТЗ, хоча видно можливість поліпшення: усунення перерегулювання по висоті і прискорення процесів.

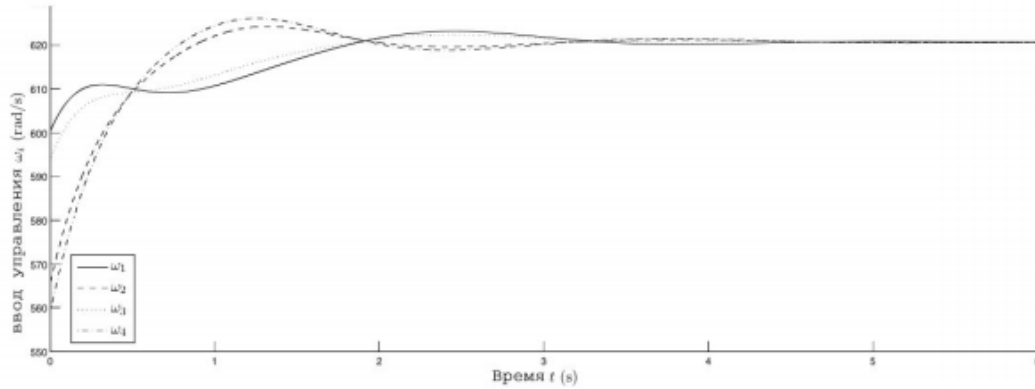
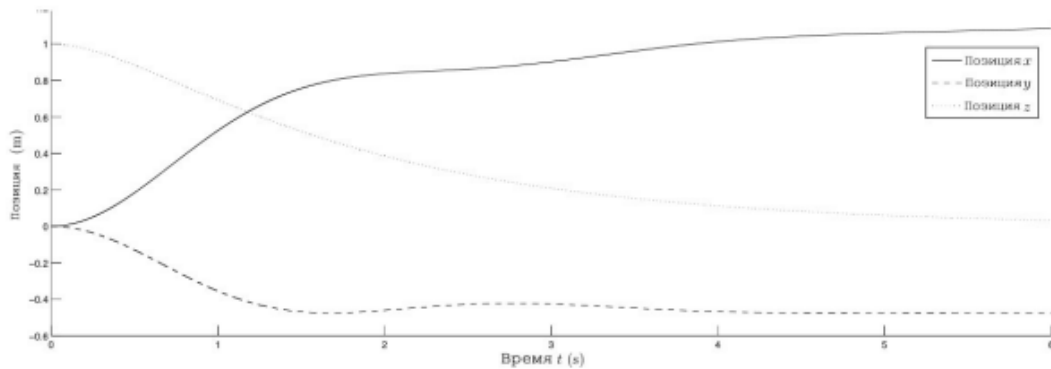


Показані порівняння змін кутів положень (а- γ , б- θ) багаторежимного контролера і стандартного контролера.



Модельовання роботи режиму стабілізації

Моделювання:

Рис 3. Вхідні параметри ω_i Рис 4. Позичії $x, y, i z$

Результати моделювання параметрів ω_i, ξ, η представлені на малюнках 3, 4. Кути стабілізуються до нульового значення через 5 секунд, положення квадрокоптера близько до запланованої позиції через 4 секунди. результати стабільність кутових положень при моделюванні дозволяє отримати досягнення запланованої позиції, швидкості і прискорення квадрокоптера. Значення вхідних параметрів управління коливалися в процесі прискорення, але їх поведінка стала більш стабільна.

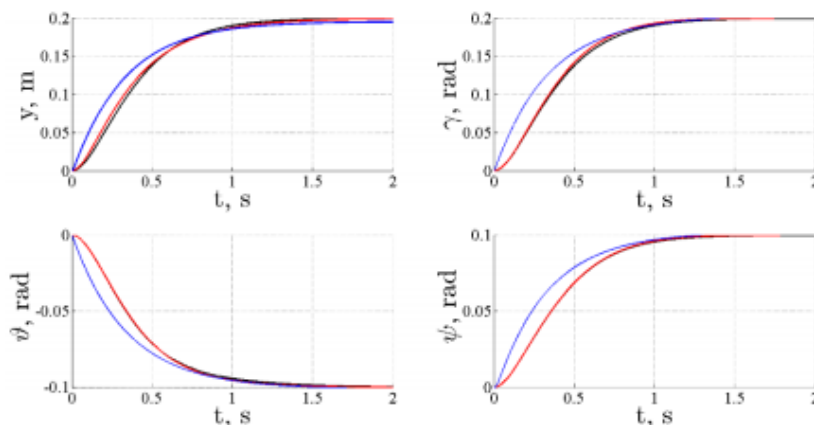


Рис 5. Залежність як змінюється положення квадрокоптера від часу при використанні алгоритму на основі L1 адаптивного управління

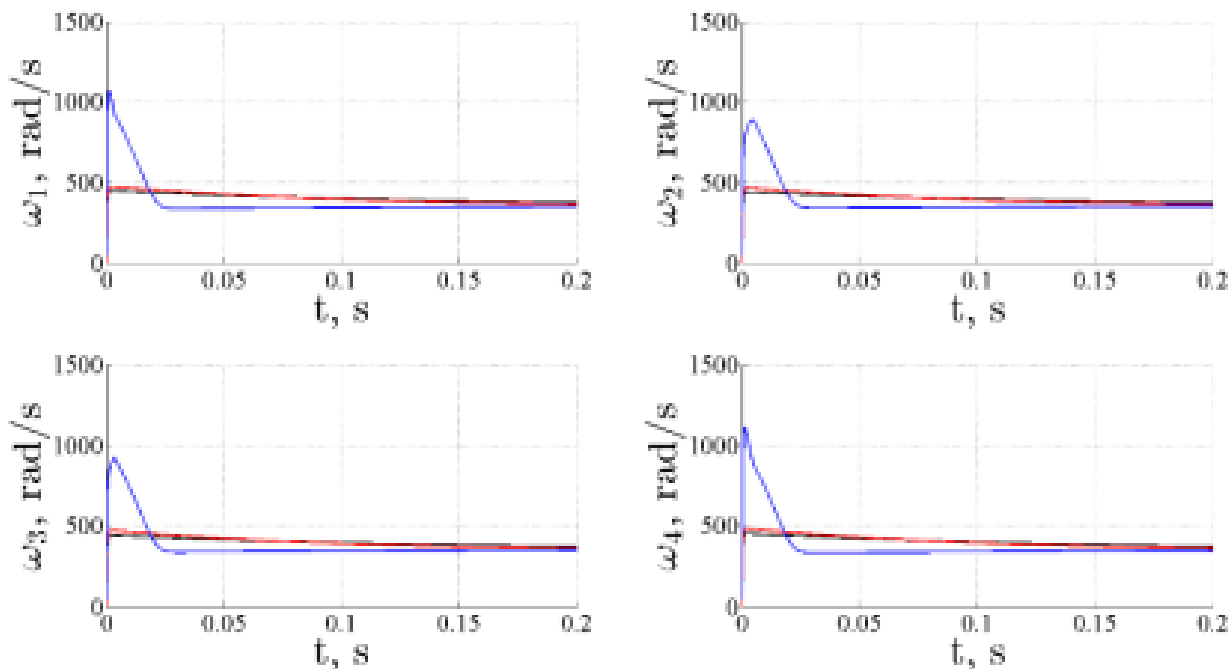


Рис 6. Залежність зміни кутових швидкостей квадрокоптера від часу при використанні алгоритму на основі L1 адаптивного управління

Практична застосовність: Для своїх цілей дуже активно квадрокоптери, як у світі, так і в Україні використовують журналісти. Це робиться під час репортажів з таких локацій, де встановити звичайну камеру або запросити оператора/фотографа – неможливо. Квадрокоптери зі встановленою камерою, навіть без спеціального підвісу, дозволяють відзняти панорамне відео та фото в гарячих точках, в місцях масових громадських протестів або святкувань з висоти пташиного польоту, при цьому якість стабілізації відео залишається гарною.

Висновки

Розроблено і подано математична модель і алгоритму управління квадрокоптер, які були реалізовані при моделюванні в режимі реального часу. Результати моделювання показують ефективність і стабільність ПД-регулятора, які дозволяють управляти траєкторією і висотою польоту квадрокоптера.

Список використаної літератури

1. UAVChanel. Honeywell MAV. [Електронний ресурс]: відео-хостинг. Режим доступу: <https://www.youtube.com/watch?v=94lVDFauOLO> (дата звернення 01.05.2012)
2. Spherical Flight Vehicle with single rotor using 4 control surface. Young Bae Lee. [Електронний ресурс]: відео-хостинг. Режим доступу: <https://www.youtube.com/watch?v=55d5ppwQBQ4> (дата звернення 21.12.2013)

3. Никифоров В.О. Адаптивное и робастное управление с компенсацией возмущений / В.О. Никифоров - СПб., Наука, 2003. -282с.
4. Збруцький О.В. Синтез системи керування гарантованої точності /О.В.Збруцький, А.О.Прач// Наук. вісті НТУУ «КПІ».-2007. - №5.- С.54-58.
5. Zbrutsky A. External disturbances compensation for a control system with dynamic feedback / Zrutsky A., Prach A.// XV St.-Petersb. International Conference on Integrated Navigation Systems.-2008 - P. 141-144.
6. Кузовков Н.Т. Системы стабилизации летательных аппаратов / Н.Т. Кузовков - М.: Высшая школа, 1976. – 304с.
7. Кунцевич В.М. Управление и идентификация в условиях неопределенности: результаты и нерешенные проблемы / В.М. Кунцевич// Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2007. - №5. – С.34- 46.
8. Ioannou P. Robust Adaptive Control/ Ioannou P.–Prentice Hall, 1996. – 244 P.
9. Zbrutska I. Dynamic system quality providing under undetermined disturbances. Multi-dimensional case / I. Zbrutska// Information and Engineering Systems. International Book. Series N11. – “Intelligent Engineering”. - 2009. - P.136-139.