МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій
Кафедра аерокосмічних систем управління

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
_____Юрій МЕЛЬНИК
“_____”_____ 20___р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА (ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА) ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ

“МАГІСТР”

Спеціальність 151 «Автоматизація та комп’ютерно-інтегровані технології»

Тема**:** Система керування польотом квадрокоптера
_____
_____

Виконавець**:** Демочко Владислав Станіславович
_____ _____

Керівник: Сущенко Ольга Андріївна
_____ _____

Нормоконтролер**:**
_____

Консультант з «Охоронипраці»
_____

Консультант з «Охорони навколишнього середовища»
_____

Київ 2023

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій
Кафедра аерокосмічних систем управління
Спеціальність 151 «Автоматизація та комп’ютерно-інтегровані технології»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
_____Юрій Мельник
«_____»_____20__ р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

_____

(прізвище, ім’я, по батькові випускника в родовому відмінку)

1. Тема кваліфікаційної роботи
Система керування польотом квадрокоптера_____
_____
затверджена наказом ректора від «_____»_____200__ р.
№_____

2. Термін виконання роботи: з _____ по _____
3. Вихідні дані до роботи:_____
_____

_____

4. Зміст пояснювальної записки:

_____

_____

_____

5. Перелік ілюстративного матеріалу презентації:

_____

_____

6.Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Затвердження пропозицій теми від керівника	03.10.2023	
2	Обговорення із студентом затвердженої теми	05.10.2023	
3	Пошук літератури, патентний пошук, уточнення задач дослідження	06.10.2023	
4	Виконання другої частини	29.10.2023	
5	Виконання третьої частини	15.10.2023	
6	Передзахист	14.12.2023	
7	Захист	26.12.2023	

7.Консультанти з окремих розділів кваліфікаційної роботи

Назва розділу роботи		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці			
Охорона навколишнього середовища			

8.Дата видачі завдання: “_____"_____ 20___ р.

Керівник кваліфікаційної роботи

_____

(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____

(підпис студента) (П.І.Б.)

Реферат

Безпілотні літаючі апарати (БПЛА) з’явилися на світ завдяки потребі у легких, економічних пристроях, здатних виконувати різноманітні завдання та демонструвати високу мобільність. Такі апарати використовуються у різних галузях, а їхнім підкеровуванням може виконуватися як людина на віддаленій дистанції, так і пристрій може працювати у режимі автономного політу.

Перші кроки у розвитку літальних апаратів були пов’язані з квадрокоптерами, створеними Георгієм Ботезату в 1922 році. Однак тоді ці апарати стикалися з труднощами, зокрема, громіздкою трансмісією. Розвиток зупинився, і лише у 1950-х роках з’явилися нові розробки.

Сучасне різноманіття БПЛА включає безмоторні пристрої, такі як планери і повітряні змії, а також моторні, серед яких найпопулярніші – квадрокоптери. Мультикоптер – це підтип моторних БПЛА з чотирма несучими гвинтами, що обертаються в протилежних напрямках. Їхні можливості значно розширилися у XXI столітті, коли вони стали безпілотними засобами для широкого кола користувачів.

У цій ері безпілотних систем БПЛА стали важливими інструментами для вирішення різноманітних завдань, що пояснює їхню популярність і активний розвиток.

Система керування польотом квадрокоптера представляє собою складну інженерну систему, яка включає в себе ряд ключових компонентів для забезпечення ефективного та безпечного польоту цього безпілотного літального апарата (БЛА). Квадрокоптери, як літальні апарати з чотирма гвинтами, стали популярними завдяки своїй маневреності та здатності летіти в різних напрямках.

Однією з ключових складових системи керування польотом є пульт дистанційного керування. Це пристрій, який використовується оператором для введення команд і впливу на рухи квадрокоптера. Пульт може мати різноманітні

функції, включаючи керування орієнтацією, висотою, швидкістю та іншими параметрами польоту.

Ще однією важливою частиною є система стабілізації, яка відповідає за утримання квадрокоптера в горизонтальному положенні та компенсацію зовнішніх впливів, таких як вітер чи непередбачувані рухи повітря. Ця система може використовувати датчики, такі як гіроскопи та акселерометри, для вимірювання кутової швидкості та прискорення.

Багато квадрокоптерів обладнані GPS-приймачами для визначення свого місцезнаходження у просторі. Це важливо для реалізації режимів автономного польоту, таких як утримання певної точки чи автономний маршрут.

Система керування квадрокоптера включає в себе також електронні швидкі регулятори обертів (ESC), які відповідають за регулювання обертання гвинтів. Це важливо для забезпечення стабільності та точності польоту.

Зокрема, розробка програмного забезпечення для системи керування польотом є ключовим етапом в створенні функціонального та ефективного квадрокоптера. Програми керування можуть включати в себе алгоритми стабілізації, автопілоти, системи навігації та інші функції, спрямовані на оптимізацію польоту та підвищення безпеки.

Система керування польотом квадрокоптера є важливою складовою для досягнення мети його завдань, будь то аматорське моделювання, аерофотозйомка, рятувальні операції чи науково-дослідні діяльності. Розвиток цієї системи продовжується, спираючись на нові технології та дослідження в області авіації та робототехніки.

Об’єктом дослідження є процес уточнення математичної моделі квадрокоптера як об’єкта керування.

Предметом дослідження є метод визначення параметрів математичної моделі квадрокоптера без складних експериментальних випробувань та високовартісних випробувальних стендів.

Метою роботи є спрощення процесу визначення параметрів математичної моделі квадрокоптера та підвищення якості керування польотним рухом.

Зміст

Список умовних позначень

GPS – система глобального позицыювання

БПЛА - безпілотні літальні апарати

БАС - безпілотні авіакомплекси

МЕМС - мікроелектромеханічних системи

LQR – оптимальне керування

SOF – статичний вихідний зворотний зв’язок

МПК – модельно-прогнозуючим керуванням

1.Квадротор математичні моделі квадротора

1.1.Тенденції і перспективи розвитку БПЛА

Спеціалізовані мобільні роботи – це не просто рухливі апарати, а справжні майстри адаптації та безпроблемного пересування у різних середовищах. Однак для досягнення цих фішок їм необхідно мати в арсеналі не тільки знання про навколишнє середовище, а й вміння розробляти креативні та ефективні маршрути. Це чудо називається плануванням траєкторії, а його основний "вау-фактор" - вся ця автономність мобільного робота. Автономність, яка не просто знімає бремя від оператора, але й дозволяє роботам уникати важкозрозумілих людських помилок.

Запам’ятайте, що у світі планування траєкторій є цілих купа методів – від енкодерів і інерційних датчиків до приладів технічного зору та GPS. Як вибрати саме той, що підійде вашому роботові? Тут ключова річ - розуміти, що хочете від переміщень вашого чудо-машини. Наприклад, якщо це безпілотний літак, то вам пригодяться всі ці прийоми в залежності від мети польоту та рівня автономії. Але увага, аналізуючи літературу, виявляється, що чітка схема взаємозв’язку між літаком і його метою не завжди проглядається, створюючи кашу з підкласів літаків з різними рівнями автономії та іншими показниками.

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) – це не просто машина, що робить польоти без пілота або дистанційно керована. Вони входять у склад безпілотних авіакомплексів (БАС), які об’єднують БПЛА, пункти дистанційного управління, технічну підтримку та зв’язок з користувачами. Отже, тут БПЛА поділяються на чотири основні групи: БАС із дистанційно-пілотованими літальними апаратами, БАС із безпілотним автоматичним літальним апаратом, БАС із дистанційно-керованим літальним апаратом і БАС із літальним апаратом, керованим авіаційною системою здалеку.

Знаходячись в сфері мехатроніки та робототехніки, БПЛА можна визначити як особливих представників робототехніки, що відносяться до роду літаючих апаратів без пілота. Сюди входять ті, що слідують наперед заданій траєкторії на землі та не піддаються змінам під час операцій оператором. Таке визначення надає глибше розуміння цілей планування траєкторій та управління польотом, покладаючи акцент на автоматизації та відсутності необхідності в постійному втручанні оператора.

1.2 Види БПЛА

Літальні апарати, відомі як БПЛА чи дрони, взяли свій початок як пілотовані дистанційно або автономні пристрої без пілота. Також їх часто називають безпілотниками. Початково вони використовувалися виключно для військових цілей, виконуючи завдання аерозйомки, радіорозвідки та виявлення об’єктів у військових операціях.

Проте за останнє десятиріччя динаміка розробки та впровадження безпілотних систем виявилася надзвичайно динамічною, розширюючи їх використання на цивільні напрямки. Тепер БПЛА використовуються у багатьох галузях, надаючи значний вплив на сучасні технології та діяльність.

Три основні типи БПЛА:

Безпілотні літаки:

Опис: Ці апарати мають аеродинамічну конструкцію літаків і здатні виконувати польоти на великій відстані.

Застосування: Здійснюють аерозйомку, мапування, аграрний моніторинг, транспортні перевезення тощо.

Безпілотні вертольоти:

Опис: Ці апарати мають здатність вертикального зльоту та посадки, роблячи їх ідеальними для вузьких або складних місць.

Застосування: Використовуються для аерозйомки, обслуговування електромереж, рятувальних операцій.

Безпілотники мультимоторного типу:

Опис: Ці апарати мають кілька двигунів або гвинтів для забезпечення більшої стабільності та маневреності.

Застосування*:* Використовуються для різноманітних задач, таких як аерозйомка, геодезічні вимірювання, моніторинг рослинності тощо.

Такий різноманітний спектр застосувань дозволяє безпілотним апаратам впливати на різні галузі, включаючи транспорт, сільське господарство, науку та рятувальні операції, що свідчить про їх універсальність та потужний вплив на сучасне суспільст

Рис.1.1 Безпілотники мультимоторного типу

Безпілотні літаки, які можуть подолати великі відстані, виконуючи складні аерозйомкові завдання при практично будь-яких метеоумовах, володіють вражаючою ефективністю на відстані не більше 70 км від пункту керування. Зберігаючи високу швидкість до 400 км/год, ці літаки можуть перебувати в польоті від 30 хвилин до 8 годин. Незважаючи на свою продуктивність, їх запуск і посадка вимагають спеціальних пристроїв, таких як катапульти або парашути, призначених для забезпечення стартової швидкості та точної посадки, що додає їхній операційній складності та збільшує ризик пошкодження.

Безпілотні вертольоти, у свою чергу, не потребують спеціальних засобів для зльоту чи злітно-посадкових смуг. Із легкішею адаптацією до різних погодних умов, їхній час польоту коливається від 30 хвилин до 3 годин. Вони

відзначаються меншою конструкційною складністю порівняно з літаками або мультироторними апаратами, хоча вони вимагають впровадження складних автоматів для управління нахилом лопатей. Однак важливою перевагою є можливість саморотації несучого гвинта (авторотації), що сприяє значному зниженню збитків у випадку відмови двигуна.

Мультимоторні безпілотні апарати, або мультикоптери, характеризуються наявністю кількох несучих гвинтів (роторів). Ці дрони, як правило, мають 3, 4, 6, 8 або 12 гвинтів, що надає їм здатність до вертикального старту та летіння з нульовою швидкістю. Мультикоптери є менш конструктивно складними в порівнянні з літаками чи вертольотами, зменшуючи вартість обслуговування та підвищуючи надійність. Їх висока маневреність і доступність роблять їх вигідним вибором для широкого спектру застосувань, включаючи аерозйомку, геодезічні вимірювання та моніторинг рослинності.

Серйозним елементом ризику у таких типах безпілотників є практично повна втрата керованості при виході з ладу одного з гвинтів. Втім, в сучасності ведуться інтенсивні дослідження та проводяться експерименти, спрямовані на забезпечення безпечної посадки чи продовження руху шести і восьмиторих апаратів у подібних аварійних ситуаціях.

Найпоширенішою стала конструкція мультироторного типу з чотирма вентильно-моторними групами, де кожна група складається з двигуна і гвинта з постійним кроком (кутом нахилу гвинтів). Такі дрони вирізняються своєю компактністю, простотою у збиранні і налаштуванні, а також мають відносно невелику вартість та споживання енергії порівняно з мультикоптерами з більшою кількістю гвинтів. Їхні характеристики роблять цей тип дронів ефективним і доступним для широкого спектру завдань у різних галузях, включаючи аерофотозйомку, геодезічні вимірювання та моніторинг навколишнього середовища.

1.3Перші кавадрокоптери

Мультикоптери, або багатогвинтові вертольоти, виникли ще в період розробки перших вертольотів, але їхню реалізацію значно ускладнило завдання розробки трансмісії, яка здатна передавати крутний момент від одного мотора до декількох роторів. Розробка таких конструкцій виявилася складнішою порівняно зі звичайними вертольотами, оскільки вимагала диференційованої передачі крутного моменту на ротори або використання керуючих рулів під роторами. Із винайденням хвостових роторів гелікоптера та автомата перекосу, ця концепція була відкинута як малоперспективна.

Першим діючим прототипом квадрокоптера (а також всіх існуючих вертольотів) став вертоліт Ботезату, який здійснив свій перший політ у 1923 році. Однак історія розвитку мультикоптерів не закінчилася тоді, і зараз ці літальні апарати широко використовуються завдяки своїм компактним розмірам та маневреності. Сучасні технології дозволяють подолати труднощі, які стояли перед розробниками у минулому, і роблять мультикоптери популярними у багатьох галузях, включаючи аерофотозйомку, наукові дослідження та ряд інших застосувань.

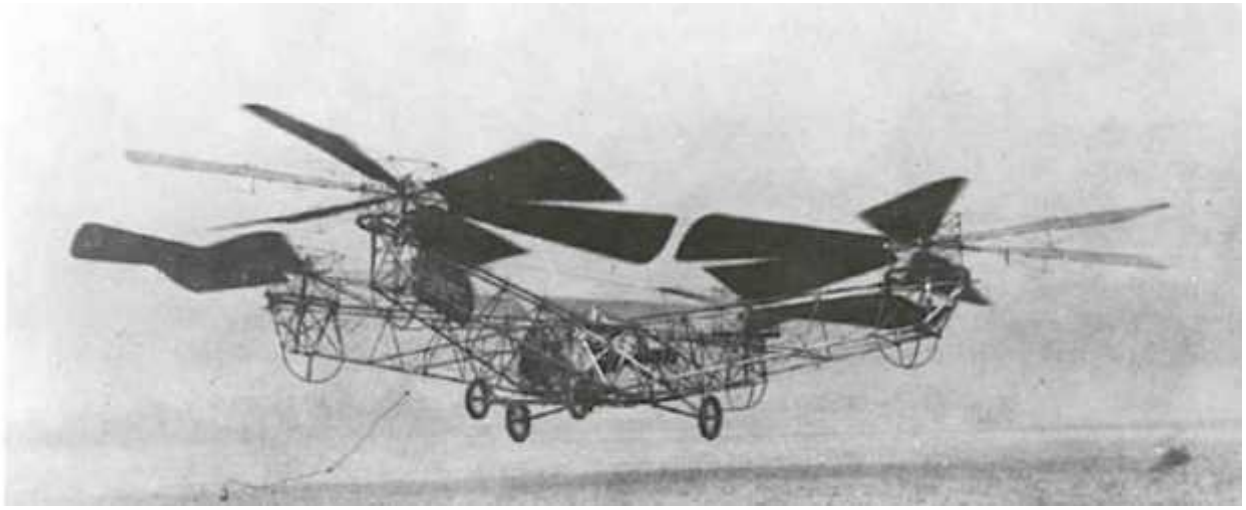


Рис. 1.2 Квадрокоптер Ботезату 1923р

У грудні 1922 року в Дайтоні розпочалися вражаючі експерименти з гелікоптером, які були проведені Г. Ботезату, колишнім професором Петроградського технологічного інституту. Саме він вирішив використовувати

багатогвинтову схему, запропонувавши диференціальне та роздільне управління тягою гвинтів, що обіцяло ефективне керування поворотами у вертикальній площині, зміною положення носової частини гелікоптера відносно лінії горизонту.

На кінцях хрестоподібної ферми, зібраної зі сталевих труб з розтяжками з рояльних струн, розміщувалися чотири шести гвинтові пристрої. Два додаткові гвинти, розташовані горизонтально, служили для управління курсом і здійснення поворотів під час висіння.

До весни 1923 року М. Ботезату разом із пілотами Т. Бейном і А. Смітом успішно виконали кілька польотів. На одному з експериментів вертоліт підняв у повітря корисний вантаж вагою 450 кг на висоту 4 метри.

Трошки пізніше, в рамках розробки квадрокоптера, отримані кошти від армії США, з метою створення літаючого апарату із вертикальним зльотом і посадкою. Однак, через ряд труднощів, таких як необхідність попутного вітру для прямого польоту, проект був закритий.

Пізніше, в 2000-х роках, ідея квадрокоптера отримала новий розквіт серед авіамоделістів, завдяки широкому доступу до модельної електроніки та радіоапаратури у той період.

Початковий успіх саморобних трікоптерів здобувся завдяки простоті реалізації цієї схеми, яка не вимагала використання жодного специфічного контролера. Достатньо було обмежитися використанням модельних безколекторних двигунів, регуляторів обертів, вертольотних гіроскопів і сервісних машинок для реалізації поворотного керуючого вузла. Це спростило та прискорило процес створення трікоптерів власноруч, зробивши їх доступними для ентузіастів моделювання без глибоких знань у сфері спеціалізованого програмування та електроніки.

Такий підхід відкрив нові можливості для творчості в галузі авіамоделізму та експериментів з власноруч створеними трікоптерами, використовуючи прості та доступні компоненти.

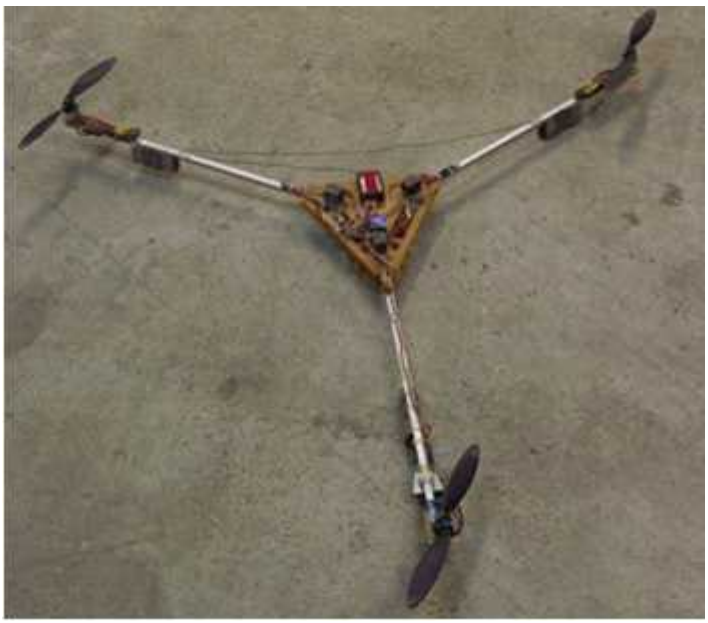


Рис.1.3 Трікоптер. Один з перших мультикоптерів

З появою польотного контролера від Mikrokopter в 2006 році почалася ера популярності мультикоптерів. Ці апарати стали доступні та прості в виготовленні, а фіксація на них легких фотоапаратів, відеокамер і навіть телефонів відкрила нові можливості для отримання аерозйомки.

Mikrokopter випустив польотний контролер, який революціонізував можливості мультикоптерів. За допомогою цього пристрою апарати могли утримувати позицію за допомогою GPS, виконувати автономну посадку та автоповернення при втраті сигналу. Ці контролери відкрили нові перспективи для професійної аерозйомки, яка почала активно розвиватися.

Однак, контролери від Mikrokopter мали свої недоліки, зокрема високу вартість та складність збірки. Наступним кроком у цій галузі стала компанія DJI-Innovations, яка випустила контролер DJI Wookong-m. Цей контролер був орієнтований на широку аудиторію і не вимагав спеціальних навичок та знань в радіоелектроніці. DJI успішно зайняла позицію на ринку польотних контролерів завдяки його простоті та надійності.

Наступним важливим етапом був випуск DJI-Innovations доступного для багатьох контролера Naza, який відкрив можливості мультикоптерів для більш

широкого кола користувачів. Цей крок розвинув використання мультикоптерів та сприяв активному розвитку сфери аерозйомки.

1.4 Розвиток безпілотних літальних апаратів

Мрія людства про політ має давні корені, і вперше вона здійснилася в 1903 році. Починаючи з того часу, технології в галузі авіації безперервно розвиваються. Людина випробувала безліч конструкцій, перш ніж знайти оптимальні системи для підняття в повітря. Протягом кількох десятиліть вдалося досягти літання на звукових і надзвукових швидкостях, а також створити великі літаки з несучими крилами. Благодаря стрімкому прогресу в авіаційній технології сформувався широкий і прибутковий ринок.

Літаки класифікуються за групами, відомими як "покоління". Літаки в межах одного покоління мають схожі конструктивні, аеродинамічні та технічні характеристики. Сучасні покоління літаків (четверте та подальші) вимагають, щоб літак був легко керованим, мав здатність до автономного прийняття рішень та відстеження траєкторій.

На сьогоднішній день F-22 Raptor (США) та Сухий ПАКФА – Т50 виділяються як виняткові літаки п’ятого покоління, і для відповіді на вимоги цього покоління необхідно застосовувати складні мехатронні та робототехнічні системи.

Ці вимоги охоплюють використання легких вуглецевих матеріалів у конструкції літаків, інтеграцію мікро- та наноелектромеханічних систем на борту, можливість регулювання тяги двигунів за різними кутами атаки, планування мети польоту та створення траєкторій, а також високопродуктивні системи управління станом польоту.

З погляду мехатроніки та робототехніки, вирішення завдань автоматичного керування станами польоту та планування мети польоту представляє собою

предмет наукових досліджень, а ці завдання можуть бути успішно вирішені за допомогою автономних систем польоту.

Історично автономність польоту вже була досягнута в космічній та військовій галузях. Наприклад, німецька ракета V-4 вважається першим "автономним" літальним апаратом. З часом поняття автономності польоту еволюціонувало, розділяючись на часткову (коли літальний апарат керується дистанційно) та повну (коли він керується самостійно).

Створення нового класу літальних апаратів, які не потребують пілота, призвело до виникнення безпілотних літальних апаратів (БПЛА). БПЛА – це унікальні повітряні роботи, в основному використовувані в військових цілях. Зацікавлення конструкторів літальних апаратів в БПЛА зросла, оскільки замовлення на цивільний ринок представляють більше масштабні та прибуткові можливості.

Технологія створення БПЛА, вражаюча своєю ефективністю, має свої корені вже в 1849 році, коли австрійські війська використовували повітряні кулі для переправки бомб до обложеної Венеції.

Історія розвитку безпілотних літальних апаратів (БПЛА) – це фасцинуюча подорож, пронизана інноваціями в галузі телекомунікацій та зв’язку. Ці інновації значно підвищили рівень автономності та ефективність керування БПЛА.

Спочатку, з появою радіотелеграфу, відкрилося можливість радіокерування повітряними апаратами. У 1898 році, винахідник Тесла створив мініатюрне радіокероване судно, а Чарльз Кеттерінг вже в 1910 році випробовував різноманітні моделі БПЛА. Великий крок вперед був зроблений у 1933 році, коли у Великобританії був розроблений перший багаторазовий БПЛА.

В СРСР розробки в галузі БПЛА з’явилися в 1930-1940 роках з концепцією торпедоносця-планера на основі "літаючого крила". Після Другої світової війни зросла зацікавленість БПЛА, і починаючи з 1960-х років, вони використовувалися для різних мирних цілей.

Історію розвитку можна поділити на чотири етапи:

Від 1849 року до початку XX століття – експерименти та розробки основ аеродинаміки та управління БПЛА.

Від початку XX століття до 1945 року – розробка військових БПЛА.

1945-1960 роки – класифікація БПЛА за їхнім застосуванням.

Від 1960 років до наших днів – розширення класифікації БПЛА та їх використання для цивільних цілей.

Протягом цієї історії випробували різні види літальних апаратів, відібравши найкращі конструкції для створення сучасних БПЛА. Існують два основних типи: модель зі стаціонарним крилом та модель гвинтокрилого типу. Ідея гвинтокрилого літального апарату належить великому Леонардо да Вінчі, а сучасні БПЛА летять завдяки несучим гвинтам, створюючи підйомну силу, оскільки вони важчі за повітря.

У паралелі з науковими дослідженнями у галузі матеріалів та використанням мікро- та наноелектромеханічних систем у різних пристроях, відбулося значне зменшення розмірів та ваги літальних апаратів. Сучасність дозволяє нам використовувати мініатюрні літальні апарати (МЛА), вартість створення яких складає менше 70 доларів. Квадрокоптери, що входять до цього класу МЛА, стали досить поширеними.

Розроблено додаткові класи безпілотних літальних апаратів. Мікро- та міні-БПЛА представляють собою легкі та компактні апарати з злітною масою до 5 кг та дальністю польоту до 25-40 км, використовувані переважно для здійснення спостережень. Прикладами цього класу є ZALA 421-11, ZALA 421-08, ZALA 421-12, Т23 "Елерон", Т25, "Елерон–3", "Гамаюн-3", "Іркут-2М" та інші.

Легкі БПЛА вагою від 5 до 50 кг мають менший радіус дії, але відзначаються дальністю польоту від 10 до 120 км. Сюди входять "Гамаюн-10", "Іркут-10", Т92 "Лотос", Т90 (Т90-11) та інші.

Середні БПЛА важать від 100 до 300 кг та мають дальність польоту від 150 до 1000 км. До цього класу входять Е22М "Берта", "Беркут" та "Бджола-1Т".

Наукові дослідження та використання новітніх технологій дали можливість мати доступ до різних класів легких та компактних БПЛА.

Важкі БПЛА середнього радіусу дії мають масу понад 500 кг та дальність польоту від 70 до 300 км. Сюди можна віднести Ту-243 "Рейс-Д", Ту-300, "Іркут-850", "Нарт" (А-03).

У важких БПЛА великої тривалості польоту, таких як Predator, Reaper, Global Hawk (США) та Heron (Ізраїль), є свої переваги та недоліки.

Також важливо відзначити квадрокоптер, який представляє собою тип літального апарата з чотирма роторами, що обертаються діагонально в протилежних напрямках. Порівняно з важкими БПЛА великої тривалості польоту, він має свої унікальні особливості і застосування.

Сучасні досягнення в галузі мікроелектромеханічних систем (МЕМС) дозволяють використовувати компоненти на їхній основі для значного зменшення габаритів та маси літальних апаратів. Кристали мікросхем МЕМС з розмірами від 20 мкм до 1 мм і мікромеханічні пристрої від 1 до 100 мкм стали важливою частиною мініатюрних літальних апаратів.

Маса літального апарату важлива при його проектуванні, оскільки вона впливає на співвідношення загальної маси до сили підйому, що безпосередньо визначає аеродинамічні характеристики апарату.

Квадрокоптери вирізняються своєю великою маневреністю, здатністю змінювати напрямок польоту без додаткових обертів. Вони не потребують механічних з’єднань для зміни кута нахилу лопатей ротора під час обертання.

Однією з ключових характеристик квадрокоптера є крок гвинта, що визначає відстань, яку гвинт проходить за один повний оберт. Більший крок

гвинта означає більше навантаження на двигун та меншу швидкість обертання гвинта, спрощуючи конструкцію, але знижуючи швидкість польоту.

Квадрокоптери використовують чотири ротори, що дозволяє зменшити діаметр лопатей, зберігаючи кінетичну енергію і підвищуючи дальність польоту. Однак, вони мають обмежену дальність польоту та вантажопідйомність.

Особливості квадрокоптера також включають відсутність допоміжних механізмів для стабілізації польоту, що може бути важливим в умовах нелінійної динаміки цього літального апарату. Відмова від автомата перекосу може спростити конструкцію, але вимагає уваги до управління та планування траєкторій польоту.

Нещодавні досягнення у розробці безпілотних літальних апаратів (БПЛА) призвели до швидкого росту їхнього різновиду та застосування. Рейтинг кращих моделей квадрокоптерів з камерою за 2023 рік включає такі моделі, як Parrot Bebop Drone 2, Xiro XPLORER V, Autel Robotics X-Star Premium, Xiaomi Mi Drone 4K, YUNEEC Typhoon Q500 4K, DJI Phantom 3 SE, DJI Spark, DJI Mavic Air, DJI Mavic Pro та YUNEEC Typhoon H.

Далі хочу зробити короткий опис цих моделей БПЛА

Parrot Bebop Drone 2:

Опис: Parrot Bebop Drone 2 є популярним квадрокоптером, відомим своєю портативністю та високоякісною камерою.

Характеристики: Висока роздільна здатність відео, стабільний політ, маневреність, можливість використання у різних умовах.

Застосування: Забезпечує високоякісні аеріальні знімки та відео для розваг та творчих проектів.

Xiro XPLORER V:

Опис: Xiro XPLORER V – квадрокоптер, призначений для фото- та відеозйомки високої якості.

Характеристики: GPS-навігація, автопілот, висока стабільність польоту, висока роздільна здатність камери.

Застосування: Використовується для аеріальної фото- та відеозйомки в різних умовах.

Autel Robotics X-Star Premium:

Опис: Autel Robotics X-Star Premium – літальний апарат, орієнтований на високу якість знімків та простоту у використанні.

Характеристики: 4K Ultra HD камера, 12 МП фото, GPS-навігація, довгий час польоту.

Застосування: Відмінно підходить для аеріальної фото- та відеозйомки, особливо для тих, хто шукає високу якість у доступному пакеті.

Xiaomi Mi Drone 4K:

Опис: Xiaomi Mi Drone 4K – доступний та функціональний квадрокоптер від відомого китайського виробника електроніки.

Характеристики: Висока роздільна здатність 4K, стабільний політ, автопілот, довгий час польоту.

Застосування: Відмінно підходить для фото- та відеозйомки з високою якістю.

YUNEEC Typhoon Q500 4K:

Опис: YUNEEC Typhoon Q500 4K – квадрокоптер високої якості від виробника, відомого своїми продуктами для аерозйомки.

Характеристики: 4K Ultra HD камера, 12 МП фото, GPS, режим Smart Mode для початківців.

Застосування: Забезпечує якісні аерозйомки для різних цілей.

DJI Phantom 3 SE:

Опис: DJI Phantom 3 SE – квадрокоптер від визнаного лідера у виробництві дронів.

Характеристики: Висока якість знімків, 4K відео, GPS, стабільний польот.

Застосування: Ідеально підходить для аматорів та професіоналів, які шукають надійний та якісний квадрокоптер.

DJI Spark:

Опис: DJI Spark – компактний та маневрений

1.5 Математічні моделі

Стрімке зростання інтересу дослідників у всьому світі до проблем проектування, виробництва та застосування квадрокоптерів призводить до збільшення кількості публікацій, присвячених створенню систем керування та наведення квадрокоптерів. У цій ситуації синтез законів керування польотом квадрокоптера постає як основна проблема для їх успішного практичного застосування. Саме тому у світовій літературі в цій галузі існує велика кількість наукових праць, присвячених цій проблемі. Вони включають широкий спектр різних підходів: від класичних методів, таких як LQR-оптимальне керування і PID - керування, до сучасних методів, таких як зворотне керування , статичний вихідний зворотний зв’язок (SOF) і методи, що базуються на теорії штучного інтелекту (ШІ). До останніх відносяться методи нечіткого керування , методи нейромережевого керування , а також, іноді, використання нейронного керування з глибоким навчанням . Цей список не є повним і може бути розширений ще кількома методами, наприклад, модельно-прогнозуючим керуванням (МПК), керуванням у режимі ковзання (КРК), керуванням тощо .

Верифікація всіх цих алгоритмів керування за допомогою процесу імітаційного моделювання в контурі (MILS) вимагає, з одного боку, достовірної

моделі динаміки квадрокоптера, а, з іншого боку, повинна бути достатньо простою.

Це особливо актуально, коли процедура синтезу алгоритмів керування є дуже складною і громіздкою, вимагаючи для свого завершення декількох етапів. Оскільки процедура MILS є невід'ємною частиною автоматизованого проектування (САПР) квадрокоптера і його обладнання, то специфікація моделі динаміки квадрокоптера, що задовольняє вищезазначеним вимогам, є дуже важливою.

Тут слід зазначити, що в більшості світових публікацій, присвячених цій проблемі, для експериментального визначення основних параметрів квадрокоптера та оцінки ефективності системи керування автори застосовують спеціальне дороге обладнання та випробувальні стенди .

Застосування такого обладнання вимагає значних витрат часу на проведення експериментів та обробку їх результатів за допомогою складного програмного забезпечення. В той же час, багато дослідницьких установ не можуть собі дозволити забезпечити такі умови. Саме тому створення методичного забезпечення для визначення вірогідної математичної моделі на основі відомих геометричних параметрів, мас основних частин, параметрів електродвигунів даного квадрокоптера тощо є надзвичайно актуальним.

Об'єктом дослідження є процес уточнення математичної моделі квадрокоптера як об'єкта керування. Предметом дослідження є метод визначення параметрів математичної моделі квадрокоптера без складних експериментальних випробувань та високовартісних випробувальних стендів.

Метою роботи є спрощення процесу визначення параметрів математичної моделі квадрокоптера та підвищення якості керування польотним рухом.

1.6 Постановка задачі

Кінематична схема квадрокоптера зображена на рис. 1.4 У цьому апараті передній та задній двигуни обертаються проти годинникової стрілки, тоді як інші бічні двигуни обертаються у протилежному напрямку, як показано на рис. 1.4

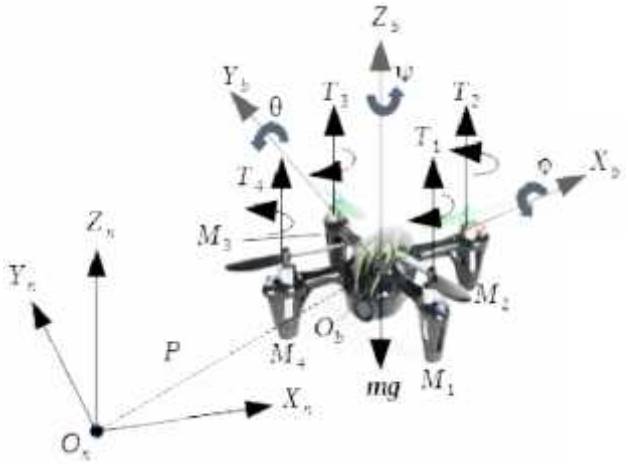


Рис. 1.4 Кінематична схема квадрокоптера.

Розглянемо в загальному випадку принцип керування таким апаратом. Сумарна потужність T_z - це сума потужностей кожного з двигунів $T_z = \sum_{i-1}^{4} T_i$. Зміна кута тангажу θ відбувається за рахунок збільшення (зменшення) швидкості обертання заднього електродвигуна M_4 з одночасним зменшенням (збільшенням) швидкості обертання переднього електродвигуна M_2. Зміна кута крену $\emptyset$ відбувається аналогічним чином із залученням бічних електродвигунів M_1, M_2.

Управління поворотом навколо вертикальної осі здійснюється збільшенням (зменшенням) частоти обертання переднього M_1 і заднього M_3 електродвигунів з одночасним зменшенням (збільшенням) частоти обертання бічних електродвигунів M_2, M_4. Під час таких маневрів загальна тяга T_z повинна залишатися стабільною. Зміна загальної тяги всіх 4-х двигунів T_z забезпечує управління квадрокоптером по висоті.

Нехай $P = [p_x, p_y, p_z]$ - радіус-вектор центру ваги квадрокоптера (точка O_b , рис. 1) в інерціальній (навігаційній) системі координат $O_n X_n Y_n Z_n$, ϕ, θ, ψ , - кути

крену, тангажу і рискання відповідно, а T_i - підйомна сила, що створюється $i-th$ двигуном M_i ($i = 1,\ldots,4$). $O_b X_b Y_b Z_b$ - рама корпусу квадрокоптера. Тут і далі первісний символ позначає операцію транспонування. Найбільш узагальнене рівняння динаміки квадрокоптера в термінах формалізму Ньютона-Ейлера можна сформулювати наступним чином :

$$m_Q \ddot{P} = \Re T,$$

$$J\ddot{\Theta} = C\left(J, \Theta, \dot{\Theta}\right) + Q, \qquad (1.1)$$

де:

m_Q - повна маса квадрокоптера

$\Re$ - матриця прямих косинусів (DCM) від тіла до інерціальної системи координат

T - вектор сил тяги, прикладених до квадрокоптера, J - тензор інерції квадрокоптера

$\Theta = [\phi, \theta, \psi\ ]$ - вектор положення

$C\left(J, \Theta, \dot{\Theta}\right)$ - член Коріоліса

Q - вектор моментів, прикладених до квадрокоптера.

Система (1.1) з’являється з деякими варіаціями у всіх наведених нижче джерелах, присвячених квадрокоптерам. Розкладання системи (1.1) на систему диференціальних рівнянь, що описують динаміку всіх компонентів P і Θ векторів, призводить до дуже громіздкої системи нелінійних диференціальних рівнянь. Тому для стислості ми не наводимо її в цій роботі. Однак можна спростити систему (1.1) і звести її до чотирьох окремих лінійних підсистем диференціальних рівнянь, спираючись на деякі властивості конструкції квадрокоптера, які ми обговоримо далі. Ці чотири системи включають:

X-підсистема, що описує обертальний рух відносно осі X та поступальний рух вздовж цієї ж осі;

Y-підсистема, що описує обертальний рух відносно осі Y та поступальний рух вздовж тієї ж осі;

Z-підсистема, що описує поступальний рух вздовж осі Z;

ψ -підсистема, що описує обертальний рух відносно осі Z.

Тепер ми можемо сформулювати постановку задачі наступним чином.

Знайти чотири підсистеми диференціальних рівнянь у стандартній формі Коші (моделі простору станів чотирьох вищезгаданих фізичних підсистем) за відомими параметрами конструкції квадрокоптера. Ця стандартна форма для всіх підсистем має такий вигляд:

$$\frac{d}{dt}(t) = A_{\chi}(t) + B_u U(t) + B_d D(t),$$

$$v(t) = C_{\chi}(t), \qquad (1.2)$$

де

$\chi(t)$ - вектор стану для кожної підсистеми

$U(t)$ - вхід керування

$D(t)$ - вхід збурення (турбулентність атмосфери)

$v(t)$ - вектор спостереження

A - матриця поширення стану

B_u - матриця входу керування

B_d - матриця входу збурення

C - матриця спостереження.

Лінійні моделі (2) для кожної підсистеми будуть використані для синтезу законів керування. Для цілей моделювання вони повинні бути доповнені деякими нелінійностями, які іманентно притаманні реальним системам, щоб забезпечити процес моделювання, наближений до реального польоту.

Враховуючи вищезазначену постановку задачі, перш за все, необхідно проаналізувати використання особливостей будови квадрокоптера для спрощення його математичної моделі. Узагальнюючи значну кількість робіт у світовій літературі, можна сформулювати наступні загальні риси математичної моделі квадротора (1), які визначають її декомпозицію.

1. Член Коріоліса у випадку квадрокоптера є суттєво малим через малі кутові швидкості обертання рами кузова, тому ним можна знехтувати.

2. Конструкція квадрокоптера симетрична відносно всіх осей рами (див. рис. 1.4.

3. Взаємні моменти інерції дуже малі у порівнянні з власними моментами інерції, тому тензор інерції можна представити у вигляді діагональної матриці.

Всі ці припущення дають можливість розкласти вихідну систему рівнянь (1.1) на чотири окремі системи диференціальних рівнянь (1.2), що описують динаміку вищезгаданих підсистем. Як випливає з попереднього пункту, вектор стану системи (1.1) матиме наступний вигляд:

$$\chi = [p_x, \dot{p}_x, p_y, \dot{p}_y, p_z, \dot{p}_z, \phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}]. \qquad (1.3)$$

Якщо знехтувати інерційністю двигунів $M_i (i = 1, \ldots, 4)$, то цей набір компонент вектора стану буде повним. У деяких роботах таке припущення приймається, особливо для невеликих квадрокоптерів у приміщенні. Такі спрощені моделі виявилися дуже корисними для порівняння декількох конкурентних законів керування польотом. Так було доведено (на основі моделі з цим вектором стану), що використання стратегії керування LQR, яка базується на простому зворотному зв’язку "стан-простір", може забезпечити таку ж і навіть кращу продуктивність системи керування, ніж складний нелінійний закон керування. Оскільки ми повернемося до LQR закону керування польотом пізніше, доречно згадати, що цей закон є дуже корисним не тільки у випадку польоту одиночного квадрокоптера, але й у випадку польоту у складі ланки.

Було доведено, що декомпоновані чотири підсистеми будуть описуватися наступними рівняннями:

Для X-підсистеми:

$$\frac{d^2 p_x}{dt^2} = -\,\mathrm{g}\frac{\mathrm{t}_{\mathrm{i}}\ \ \theta}{\mathrm{c}\ \ \phi}, \qquad (1.4)$$

$$J_x \frac{d^2\theta}{dt^2} = Q_\theta, \qquad (1.5)$$

Для Y-підсистеми:

$$\frac{d^2 p_y}{dt^2} = \mathrm{g}\tan\phi, \qquad (1.6)$$

$$J_y \frac{d^2\phi}{dt^2} = Q_\phi, \qquad (1.7)$$

Для Z-підсистеми:

$$\frac{d^2 p_z}{dt^2} = \frac{T_z}{m_Q}\cos\phi\cos\theta - \mathrm{g}, \qquad (1.8)$$

Для ψ-підсистеми:

$$J_z \frac{d^2\psi}{dt^2} = Q_\psi, \qquad (1.9)$$

У рівняннях (1.3) - (8) g - прискорення сили тяжіння 9,81 м/с, T_z - сумарна сила тяги 4-х гвинтів:$Y_z = \sum_{i-1}^{4} T_i$. Змінні Q_θ, Q_ϕ, Q_ψ - моменти керування, що обертають квадрокоптер відносно відповідних осей (компоненти вектора Q у (1)). Ми можемо легко лінеаризувати ці рівняння для малих кутів Ейлера φ, θ, ψ ($\tan\phi \approx \phi, \cos\phi \approx 1$) і перетворити їх у системи (1.2) для кожної підсистеми. Зауважимо, що рівняння (1.4) - (1.9) описують рух квадрокоптера як голономної системи . Тому кут нахилу може бути зафіксований на довільному значенні, що не впливає на інші величини.

Щодо керуючих впливів, якими є сили тяги кожного гвинта T_i та їх реактивні моменти Q_i , можна стверджувати, що вони пропорційні квадрату швидкості їх обертання: $T_i = K_i\omega_i^2$ та $Q_i = K_Q\omega_i^2$, де K_T, K_Q - коефіцієнти сили та

моменту відповідно. У більшості світових публікацій коефіцієнти крутного моменту K_Q і тяги K_T оцінюються за допомогою експериментальних стендів, які включають невеликі реальні моделі квадрокоптерів, системи збору та обробки даних. Більшість з цих невеликих реальних квадрокоптерів призначені для використання в приміщенні. У випадку з важкими квадрокоптерами на відкритому повітрі такі експерименти потребують обладнання, яке коштує набагато дорожче і потребує більше часу. Саме тому кінцевою метою цієї статті є уникнення таких експериментів для створення наближеної, але правдоподібної моделі динаміки квадрокоптера. Модель з вектором стану описує динаміку квадрокоптера, нехтуючи інерційністю електродвигунів. Таке припущення прийнято в багатьох публікаціях . Однак для важких вуличних квадроциклів воно неприйнятне.

Електродвигуни квадроциклів керуються стандартним блоком "Електронного регулювання швидкості" . На виході ЕСК є струм електродвигунів . Тому в модель квадрокоптера включимо динаміку електродвигунів, яку можна апроксимувати наступною передаточною функцією:

$$W_e(s) = \frac{K_e}{\tau_e s+1}, \qquad (1.10)$$

де K_e та τ_e - статичний коефіцієнт підсилення (між струмом двигуна $I(t)$ на вході та частотою обертання гвинта $\Omega(t)$ на виході) та електромеханічна стала часу відповідно.

Фактичним входом керування для всіх 4 підсистем квадрокоптера є приріст швидкості обертання двигунів з урахуванням швидкості обертання Ω_0 в режимі зависання. Це відповідає рівності сумарної сили тяги:$T_z = m_Q g$ Наприклад, для осі Y (див. рис.1.4) маємо: $\Omega_2 = \Omega_0 + \Delta\Omega_2$, $\Omega_4 = \Omega_0 - \Delta\Omega_2$. Отже, щоб врахувати інерційність двигунів, ми повинні включити ці змінні $\Delta\Omega_i$ у вектор стану. Зауважимо, що в реальних умовах ця змінна є невимірюваною. Ця обставина повинна бути врахована в процедурі синтезу закону керування.

Зрештою слід зазначити, силою лобового опору також нехтують. Однак у випадку важкого квадрокоптера її необхідно враховувати і включати в математичну модель. Систематичне дослідження сили лобового опору квадрокоптера. Це дослідження базується на експериментах з використанням дорогого обладнання "Захоплення рухів" та складних алгоритмів обробки експериментальних даних. Тому оцінюватимемо його на основі цих публікацій.

2 СИНТЕЗ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ КВАДРОКОПТЕРОМ НА ОСНОВІ ПАРАМЕТРИЗАЦІЇ ВСІХ СТАБІЛІЗУЮЧИХ СТАТИЧНИХ ВИХІДНИХ ЗВОРОТНИХ ЗВ'ЯЗКІВ

2.1 Вступ

В даний час багато дослідників, що займаються вирішенням проблем керування польотом квадрокоптерів, зосереджують свою увагу на застосуванні підходу лінійного квадратичного регулятора (ЛКР) до синтезу стратегії керування. Це можна пояснити тим, що практична реалізація цієї стратегії дозволяє використовувати в якості закону керування статичний зворотний зв'язок за станом (СЗЗС), який є дуже простим для практичної реалізації, а тому є кращим для застосування в малих квадрокоптерах. Однак стратегії керування LQR в цих публікаціях базуються на повних вимірах компонент вектора стану квадрокоптера, в той час як в реальних системах керування квадрокоптерами необхідно враховувати інерційність двигунів квадрокоптера. У цьому випадку в математичній моделі квадрокоптера з'являється додаткова змінна стану, яка на практиці не вимірюється.

Тому для побудови регулятора польоту з використанням вихідного зворотного зв'язку необхідно використовувати відповідні методи, що базуються на підході лінійних матричних нерівностей (ЛМН) , де можна знайти додаткові посилання. Цей підхід дає закони керування у вигляді статичного вихідного зворотного зв'язку (СЗЗ) і гарантує відкидання зовнішніх збурень. Успішне застосування методів ЛМІ для синтезу законів керування для різних типів літальних апаратів та їх потужна програмна підтримка в пакеті MATLAB є причинами, чому ми обрали їх для розв'язання задачі наведення та керування квадрокоптерами.

Дана робота має наступну структуру. Другий розділ присвячено постановці задачі та короткому опису математичної моделі квадрокоптера. У третьому розділі наведено коротке теоретичне обґрунтування методу синтезу, що базується на результатах робіт. Третій розділ присвячено синтезу закону керування польотом та моделюванню динаміки замкненої системи. Четвертий розділ присвячено застосуванню цього закону керування до керування рухом квадрокоптера в горизонтальній площині та моделюванню роботи системи керування в режимі слідування по круговій опорній траєкторії. Зауважимо, що процедура синтезу виконувалася для лінеаризованої моделі, а моделювання проводилося з використанням повної нелінійної 2D-моделі руху плоского квадрокоптера.

2.2 Математична модель квадрокоптера

Ми представляємо тут спрощену модель квадрокоптера, яка є досить актуальною для розв’язання вищезгаданих задач наведення та керування. Ця модель базується на результатах, і наступних припущеннях:

1. Малі значення кутів Ейлера в керованому польоті дозволяють лінеаризувати основні рівняння.

2. Конструкція квадрокоптера симетрична відносно вертикальної осі z, тому можна розглядати чотири системи керування рухом незалежно, особливо при малих значеннях змінних стану:

2.1. Поворот відносно осі Y на кут крену та лінійний рух вздовж осі X.

2.2. Обертання відносно осі Y за кутом тангажу та лінійне переміщення вздовж осі X.

2.3. Обертання відносно осі Z за кутом рискання.

2.4. Лінійний рух вздовж осі Z для регулювання висоти.

3. Коріолісовими прискореннями та гіроефектами можна знехтувати для цілей інженерного проектування .

Оскільки ми можемо звести динаміку квадрокоптера до щойно перелічених чотирьох рухів, то можна спроектувати систему керування польотом для кожного часткового руху . Як було зазначено вище, тут ми розглядаємо політ квадрокоптера в горизонтальній площині. Тому будемо проектувати систему керування для часткових рухів квадрокоптера, що включають поворот відносно - осі на кут та лінійний рух вздовж осі (пункт 2.1 у вищезгаданому переліку). Враховуючи, що лінеаризовані моделі у випадках 2.1 і 2.2 дуже схожі , результати синтезу законів керування для випадку 2.1 будуть використані і для випадку 2.2.

Відповідно до , лінеаризовану модель для випадку 2.1 можна представити у наступному стандартному вигляді :

$$\begin{cases} \frac{a}{at}(t) = A_\chi(t) + B_u u(t) + B_d(t)d(t); \\ v(t) = C_\chi(t), \end{cases} \quad (2.1)$$

де вектор стану χ та матриці A, B_u, B_d мають наступний вигляд:

$$\chi = [\chi_1, \chi_2, \chi_3, \chi_4, \chi_5]^T = [y, d\ /d\ , \varphi, d\ /d\ , \Delta\Omega]^T, \quad (2.2)$$

де y - положення квадрокоптера по осі Y, $d\ /d\$ - його лінійна швидкість, $\varphi, d\ /d\$ - кут крену і швидкість крену відповідно, $\Delta\Omega$ - приріст швидкості обертання двигуна, $d(t)$ - зовнішнє збурення (миттєве значення швидкості турбулентного вітру), u - вхідний сигнал керування.

Далі ми будемо використовувати числові значення матриць A, B_u, B_d і C визначати їх для квадрокоптера, побудованого в Національному авіаційному університеті (Київ, Україна). Він має наступні параметри: загальна маса квадрокоптера разом з акумуляторами та корисним навантаженням $m_Q = 5{,}5$ кг, в тому числі маса чотирьох електричних двигунів Foxtech X5010 KV288 по $m = 0{,}213$ кг кожен; довжина від центру мас до двигуна $l = 0{,}343$ м. Будемо використовувати модель динаміки часткового руху 2.1, запропоновану в , яка доповнена членами, що описують силу лобового опору та інерційність двигунів. Частини моделі, зумовлені силою опору, були опущені в , але було

запропоновано оцінку цих доданків та їх включення в лінеаризовану модель. Також необхідно включити член, який визначає інерційність двигуна. Він може бути апроксимований передаточною функцією 2-го порядку або 1-го порядку . Враховуючи малу індуктивність контуру ротора, можна використати найпростішу модель електродвигуна 1-го порядку :

$$W_e(s) = \frac{K_\Sigma}{\tau_e s+1}, \tag{2.3}$$

де K_Σ - статичний коефіцієнт підсилення,

τ_e - стала часу електродвигуна.

На вхід цього блоку подається приріст струму (вхід керування u), що виробляється електронним регулятором швидкості (ESC), а на виході - приріст кутової швидкості електродвигуна $\Delta\Omega$, який виробляє керуючий момент, прикладений до осі X квадрокоптера згідно з 2-м рівнянням в системі (1).

На основі всіх цих припущень і наступних числових значень матриць A, B_u, B_d і C , що входять в (1) для випадку 2.1, були обчислені наступні числові значення:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.28 & 9.81 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 13.51 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -8.33 \end{bmatrix},$$

$$B_u = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 10.42 \end{bmatrix}, B_d = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0.0285 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}. \tag{2.4}$$

2.3 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Для лінеаризованої моделі квадрокоптера, представленої вище, задача полягає у знаходженні числової матриці K (статичного зворотного зв'язку на виході):

$$u(t) = +K \ (t) = -KC_{\chi}(t), \tag{2.5}$$

де:

$K \in R^{1\times 4}, C \in R^{4\times 5}$ для того, щоб досягти придушення зовнішнього збурення $d(t)$ обмеженим

L_2 - коефіцієнт підсилення у стандартному вигляді.

Математично ця задача може бути сформульована наступним чином. Нехай ми маємо відомий інтегрально-квадратичний показник ефективності:

$$J = \int_0^{\infty} \|z(t)\|^2 d \ = \int_0^{\infty} (\chi^T Q \ + u^T R \ )d \ . \tag{2.6}$$

який визначає бажаний вихідний сигнал

$$z = \begin{bmatrix} \sqrt{Q} & 0 \\ 0 & \sqrt{R} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \chi \\ u \end{bmatrix}, \tag{2.7}$$

Відповідно визначимо обмежений коефіцієнт підсилення системи наступним чином:

$$\frac{\int_0^{\infty} \|z(t)\|^2 d}{\int_0^{\infty} \|d(t)\|^2 d} = \frac{\int_0^{\infty} (\chi^T Q \ + u^T R \ ) d}{\int_0^{\infty} (d^T d) d} \leq \gamma^2 \tag{2.8}$$

Задача полягає у знаходженні коефіцієнта підсилення статичного вихідного зворотного зв'язку (СЗЗ) $F \in R^{1\times 4}$, який гарантує виконання нерівності (8). Зауважимо, що мінімально можливе значення γ позначається як γ^*. Тут ми використали наступний базовий результат, що стосується параметризації всіх

стабілізуючих регуляторів H_∞ зі статичним зворотним зв'язком : "Розглянемо задану матрицю $Q \geq 0$, яку можна виявити $(A, Q^{\frac{1}{2}})$, яка стабілізується (A, B_u), і задане значення $\gamma > \gamma^{\square}$. Тоді існує такий коефіцієнт підсилення SOF K, який $A_0 = (A - B_u K\ )$ є асимптотично стійким з обмеженим коефіцієнтом підсилення L_2, тоді і тільки тоді, коли існує така матриця параметрів L, що

$$K\ = R^{-1}(B_u^T P + L), \tag{2.9}$$

де $P = P^T \geq 0$, є розв'язком наступного алгебраїчного рівняння Ріккаті (АРР):

$$P\ + A^T P + Q + \frac{1}{\gamma^2} P B_d B_d^T P - P B_u R^{-1} B_u^T P + L^T R^{-1} L = 0. \tag{2.10}$$

Нехай $H_\xi\ (s)$ - матриця передатних функцій від збурення d до бажаного виходу z. Відомо, що в цьому випадку $\left\| H_\xi\ (s) \right\|_\infty \leq\ \gamma$. Саме тому ця СЛФ називається H_∞-СЛФ. Строге доведення цього твердження наведено в разом з алгоритмом чисельного розв'язання цієї задачі. Цей алгоритм ґрунтується на ітераційному розв'язуванні АРЕ (10).

2.4 СИНТЕЗ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ КВАДРОКОПТЕРОМ НА ОСНОВІ ПАРАМЕТРИЗАЦІЇ ВСІХ СТАБІЛІЗУЮЧИХ H∞-СТАТИЧНИХ ВИХІДНИХ ЗВОРОТНИХ ЗВ'ЯЗКІВ

Цей модифікований алгоритм використовує ітераційний розв'язок наступної лінійної матричної нерівності, пов'язаної з АРЕ (10):

$$\begin{bmatrix} P\ + A^T P + Q & P B_u & P B_d & L^T \\ B_u^T P & -R & 0 & 0 \\ B_d^T & 0 & -\gamma^2 I & 0 \\ L & 0 & 0 & -R \end{bmatrix} < 0. \tag{2.11}$$

Як відомо, перехід від ARE (2.10) до LMI (2.11) здійснюється за допомогою доповнення Шура. У цьому випадку отримуємо стабілізуючий H_∞ розв'язок СЛАР, що має властивість (2.8) обмеження зовнішнього збурення $d(t)$ для сім'ї моделей , які задовольняють (2.11). Розв'язання ЗЛП (2.11) виконується стандартними командами в MATLAB. Нижче наведено алгоритм визначення H_∞-СОФ.

2.5 Алгоритм синтезу керування польотом квадрокоптера.

1. Ініціалізація: задати $n = 0, L_0 = 0$, множину γ, Q, R.

2.Розв'яжіть для P_n наступну нерівність:

$$\begin{bmatrix} P + A^T P + Q & PB_u & PB_d & L^T \\ B_u^T P & -R & 0 & 0 \\ B_d^T & 0 & -\gamma^2 I & 0 \\ L & 0 & 0 & -R \end{bmatrix} < 0.$$

3.Оновити K: $K_{n+1} = R^{-1}(B^T P_n + L_n)C^T(CC^T)^{-1}$.

4. Оновити L: $L_{n+1} = RK_{n+1}C - B^T P_n$. .

5. Перевірка збіжності: якщо $\|K_n - K_{n+1}\| < \varepsilon$, а саме якщо K_{n+1} і K_n досить близькі один до одного, переходимо до пункту 4, інакше встановлюємо $n = n + 1$ і переходимо до пункту 2.

6. Завершити: встановлюємо $K = K_{n+1}$. .

ПРИКЛАДИ

Розглянемо застосування наведених вище результатів до H_∞-SOF проектування системи наведення та керування квадрокоптера, що має математичну модель (1, 4).

Застосуємо до цієї моделі вищезгаданий алгоритм з наступними параметрами:

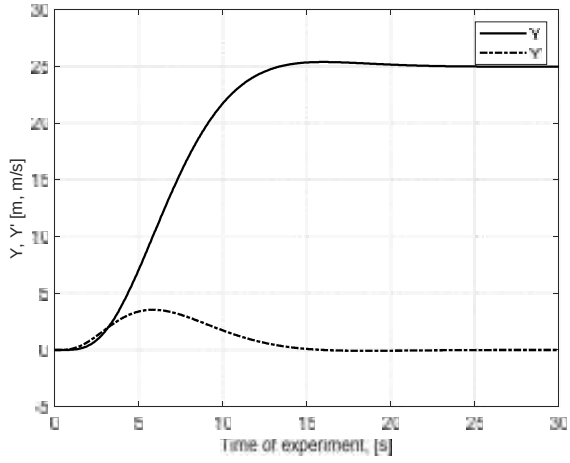
$$Q = d \quad \text{g}([135 \quad 210 \quad 400100 \quad 1000050 \quad 0])$$

$$R = 2500, \gamma = 0.1, \quad (12)$$

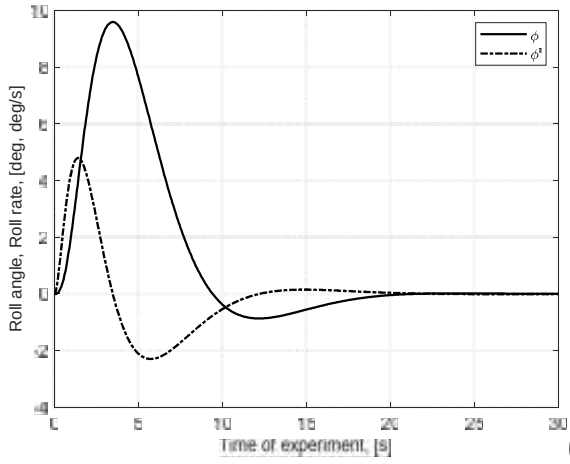
отримаємо наступну матрицю коефіцієнтів підсилення H_∞-SOF: $K = [0.2324 \quad 0.6244 \quad 20.2750 \quad 20.5419]$, яка породжує наступні власні значення матриці поширення стану замкненої системи $\bar{A} = A - B$:

$$e\,\text{g}(\bar{A}) = [-3.67 \pm 53.57i, -0.64, -0.31 \pm 0.27i].$$

Норма H_∞ передавальної функції $H_\xi(s)$ дорівнює: $\|H_\xi(j\omega)\|_\infty = 0.1069$; а L_2 коефіцієнт підсилення оцінюється як $\|H_\xi(j\omega)\|_2 = 0.1130$. Вони повністю відповідають заданому значенню $\gamma = 0.1$. Перехідні процеси в цій системі зображено на рис. 1.



а)



б)

Рис. 2.1. Перехідні процеси для компонент χ вектора :

а) $\chi_1 = y$ та $\chi_2 = y'$, б) $\chi_3 = \varphi$ та $\chi_4 = \varphi'$

Як видно з рис. 2.1, час перехідного процесу в замкненій системі становить близько 12 с, а швидкість - менше 5 м/с (рис. 2.2 а), кут крену - менше 10 град (рис. 2.2 в), швидкість крену - менше 5 град/с. Отже, динаміка цієї системи є цілком прийнятною для практичних застосувань.

Враховуючи симетричність квадрокоптера та його математичної моделі, ми опускаємо процедуру побудови системи керування обертанням відносно осі Y за кутом тангажу та лінійним рухом вздовж осі X і наводимо лише матрицю коефіцієнтів підсилення H_∞-СОФ для цього випадку:

$K = [-0.2324 \quad -0.6244 \quad 20.2750 \quad 20.5419]$.

Ці системи керування для осей X і Y були використані для керування плоским круговим рухом у горизонтальній площині. Слід зазначити, що в цьому випадку ми використовували нелінійну модель поступальної динаміки квадрокоптера. Відповідно вона матиме наступний вигляд:

$$\frac{d^2x}{dt^2} = -\frac{\mu}{m_Q}\frac{d}{d} - g\frac{\tan\theta}{\cos\varphi},$$

$$\frac{a^2y}{at^2} = -\frac{\mu}{m_Q}\frac{a}{a} - g\tan\varphi. \quad (13)$$

На рис. 2.2 показано узагальнену структурну схему системи керування наведенням, яка включає дві окремі системи $x - c$ і $y - c$ для керування рухом квадрокоптера по осях X і Y, а також RT - блок, що формує опорну доріжку. На рис. 2 X_c, Y_C позначені командні сигнали, а X_q, Y_q - координати фактичного положення квадрокоптера.

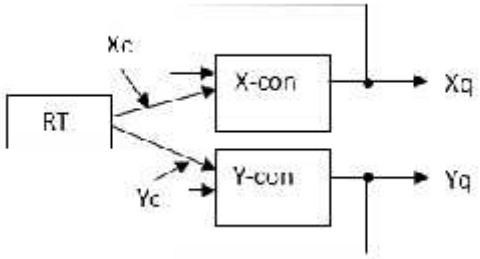
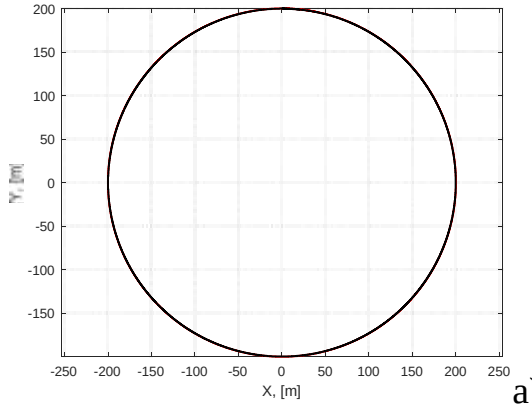


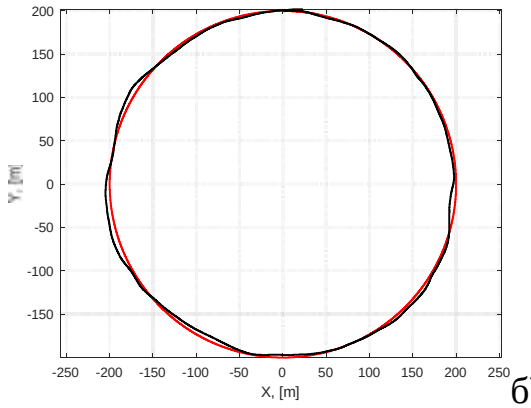
Рис. 2.2.Узагальнена структурна схема системи керування наведенням

На рис. 2.3 - показано різні аспекти моделювання руху БПЛА в горизонтальній площині в умовах спокійної та турбулентної атмосфери. Для моделювання турбулентної атмосфери використовувалася модель Драйдена для випадку польоту на малій висоті з помірною турбулентністю.

Як видно з рис. 2.3 – 2.6, запропонована система керування наведенням забезпечує досить хороші результати для обох випадків: спокійної та турбулентної атмосфери. Навіть при впливі вітру на БПЛА похибка горизонтальної траєкторії не перевищувала 7 метрів, а швидкість становила близько 5 м/с, що є типовими значеннями для змодельованого квадрокоптера. Позитивним моментом також є те, що кути крену і тангажу не перевищували 10 градусів в обох випадках, що забезпечило плавність керування.

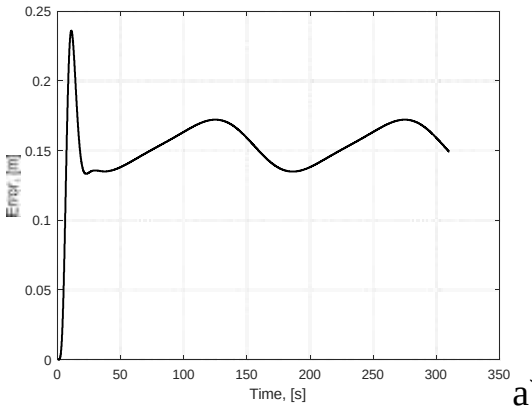


а)

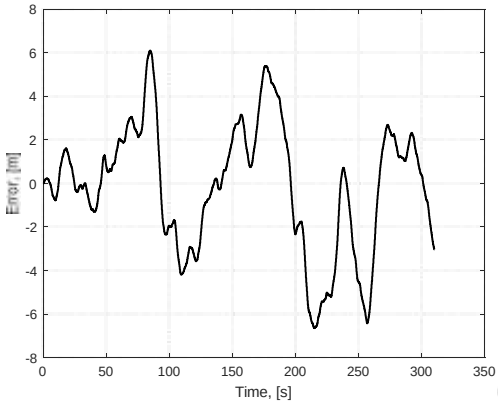


б)

Рис2.3 Траєкторія посилання та фактична траєкторія в умовах руху БПЛА при: а) спокійній та б) турбулентній атмосфері.

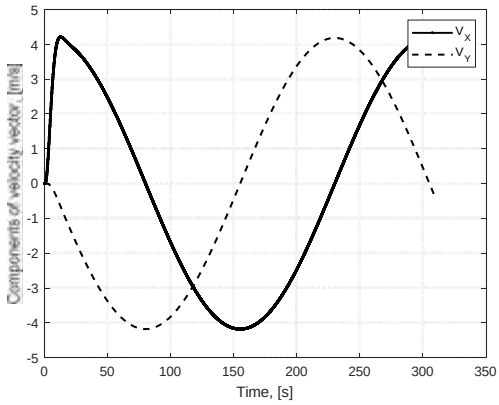


а)

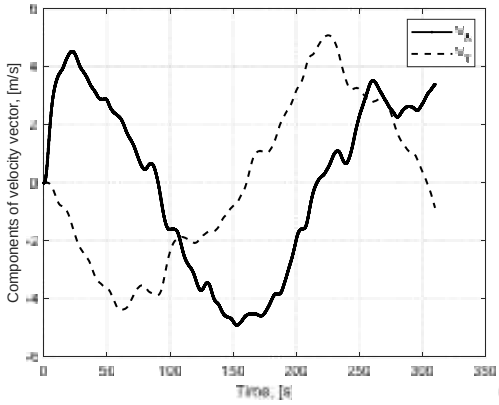


б)

Рис 2.4 Помилка горизонтальної траєкторії в умовах руху БПЛА при: а) спокійній та б) турбулентній атмосфері

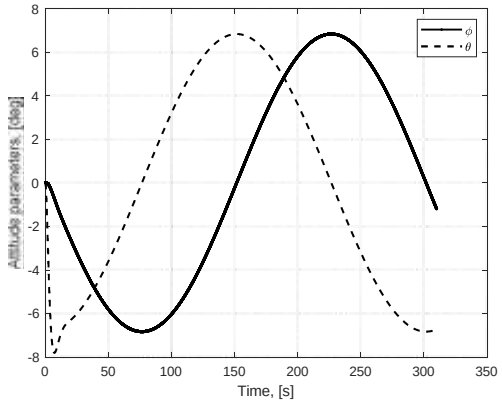


а)

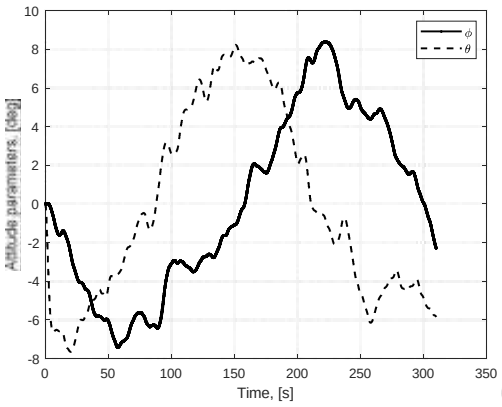


б)

Рис 2.5 Швидкості в умовах руху БПЛА при: а) спокійній та б) турбулентній атмосфері



а)



б)

Рис 2.6 Кут крену та тангажу в умовах руху БПЛА при: а) спокійній та б) турбулентній атмосфері

2.6 Висновок

1)На відміну від багатьох робіт, присвячених синтезу оптимального керування політною стійкістю квадрокоптера на основі LQR, які ігнорували невиміряну змінну стану, що виникає в математичній моделі через інерцію двигунів, ця робота враховує цю змінну. Таким чином, проектування закону керування базується на стратегії SOF.

2)Враховуючи, що простота та ефективність робастних контролерів SOF роблять їх вигідними у порівнянні із складними контролерами динамічного виходу, особливо в задачах керування малими квадрокоптерами, ми використовували SOF-контролери, розроблені за допомогою методу LMI.

3)Для окремих систем керування осями quadrotor була використана вищезазначена методика. Моделювання процесів перехідних явищ в цих окремих системах продемонструвало їх ефективність.

4)Ці системи керування були застосовані для слідування квадрокоптера по коловій траєкторії в горизонтальній площині за умов використання нелінійної моделі плаского руху квадрокоптера. У цьому випадку результати симуляції також були успішними.

3 Моделювання

3.1. РЕЗУЛЬТАТИ МОДЕЛЮВАННЯ

На рис. 3.1 представлено декомпоновану систему керування польотом квадрокоптера, де $X_ц, Y_ц, \psi_ц, Z_ц$ - командні сигнали для кожного контуру керування, що визначають задану опорну траєкторію квадрокоптера, $U_\theta, U_\phi, U_\psi, U_z$ - керуючі входи квадрокоптера. Блок "Перетворення" перетворює ці керуючі входи в команди для ESC і струмів двигунів $M_i(i = 1,\dots,4)$. Вони виробляють приріст швидкості обертання $\Delta\Omega_1$ своїх гвинтів. Ці прирости спричиняють зміну підйомної сили та моментів, які керують рухом квадрокоптера і описуються наступним чином:

$$T_z = \sum_{n-1}^{4} T_n = K_T \sum_{n-1}^{4} \Omega_n^2 = U_z,$$

$$Q_\theta = K_T l(\Omega_2^2 - \Omega_4^2) = U_\theta,$$

$$Q_\varphi = K_T l(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) = U_\phi,$$

$$Q_\psi = K_Q[(\Omega_2^2 + \Omega_4^2) - (\Omega_3^2 + \Omega_1^2)] = U_\psi, \qquad (3.1)$$

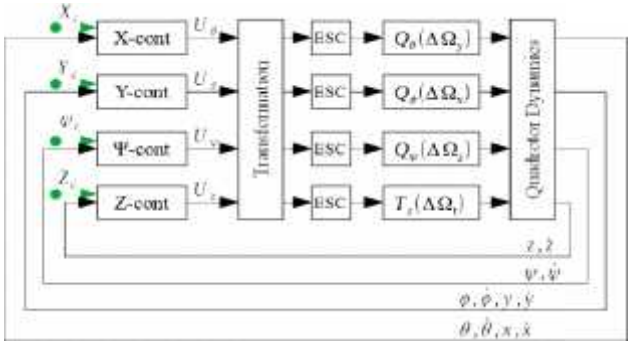


Рис. 3.1. Блок-схема декомпонованої системи керування квадрокоптером.

У системі

K_T - коефіцієнт тяги

K_Q - коефіцієнт крутного моменту

l - плече (відстань між центром ваги квадрокоптера і центрами ваги кожного двигуна). Очевидно, що три останні керуючі моменти в системі (9) залежать від приросту частоти обертання пропелерів відповідних двигунів відносно рівноваги.

Почнемо з моделей руху квадрокоптера в горизонтальній площині на постійній висоті. Тому розглянемо рівняння (4) - (7). Лінеаризація цих рівнянь дає:

Для X-підсистеми:

$$\frac{d^2 p_x}{dt^2} = -g\theta, \qquad (3.2)$$

$$J_x \frac{d^2\theta}{dt^2} = Q_\theta, \qquad (3.3)$$

Для Y-підсистеми:

$$\frac{d^2 p_y}{dt^2} = g\phi, \qquad (3.4)$$

$$J_y \frac{d^2\phi}{dt^2} = Q_\phi, \qquad (3.5)$$

Очевидно, що вони подібні і відрізняються лише знаком гравітаційного прискорення g. Тому для стислості доцільно розглядати лише одну підсистему, наприклад, Y-підсистему. Введемо вектор стану:

$$\chi = \left[p_y, \dot{p}_y, \phi, \dot{\phi}\right]', \qquad (3.6)$$

ми можемо перетворити систему (3.2) - (3.6) до форми Коші з матрицями:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & g & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; B_u = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 1]';$$

$$C = e \quad (4); U = Q_\phi, \quad (3.7)$$

де

e (4) - одинична матриця 4 × 4.

Ми не враховуємо в (3.7) силу лобового опору d_f і збурення D. Для того, щоб ввести ці змінні в модель простору станів, розглянемо силу лобового опору квадрокоптера. Вона визначається коефіцієнтом сили лобового опору μ, що має розмірність кг/сек, яка була оцінена експериментально, як зазначалося раніше. Отже, сила лобового опору d_f може бути оцінена як: $d_f = \mu \dot{p}_y$, або $d_f = \mu$ відповідно до загальноприйнятих позначень. В умовах турбулентності повітря бокова швидкість v складається з миттєвим значенням випадкової бокової швидкості вітру: $\tilde{v} = v + v_g$. Будемо використовувати широко розповсюджену традиційну модель турбулентності Драйдена. Ця модель складається з послідовного з'єднання генератора білого шуму та фільтра Драйдена. Функція передачі цього фільтра може бути легко визначена для різних умов польоту . У цьому випадку величина v_g є моделлю збурення $D(t)$ в системі (2). Це збурення створює додатковий крутний момент $\mu_g l$.

Тоді ми повинні лінеаризувати квадратичні функції в (11) в точці рівноваги. Для Y-підсистеми коефіцієнт лінеаризації дорівнює $K_L = 4\Omega_0$, тому що:

$$(\Omega_0 + \Delta\Omega_2)^2 - (\Omega_0 - \Delta\Omega_2)^2 = 4\Omega_0\Delta\Omega_2 \quad (3.8)$$

Доповнивши цю систему електродвигуном з передавальною функцією (3.10), отримаємо:

$$\frac{d}{dt}(t) = A_\chi(t) + B_u U(t) + B_a D(t),$$

$$v(t) = C_\chi(t), \qquad (3.9)$$

де:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{\mu}{m_Q} & g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{K_T K_L l}{J_y} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\tau_b^{-1} \end{bmatrix}$$

$$B_u = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{K_e}{\iota_e} \end{bmatrix} \qquad (3.10)$$

$$B_a = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ -\frac{\mu}{J_y} \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\chi = \left[p_y, v, \varphi, \frac{d}{d}, \Delta\Omega\right]^T, U(t) = \Delta I(t),$$

$$D(t) = v_g(t)$$

Параметр $\Delta I(t)$- це приріст струму двигуна, що відповідає приросту $\Delta\Omega$. З виразу матриці спостережень C у (3.10) випливає, що остання змінна $\Delta\Omega$ є неспостережуваною. Модель X-підсистеми відрізняється від (3.9) лише протилежним знаком прискорення сили тяжіння g в матриці A та вектором стану:

$$\chi = \left[p_x, u, \theta, \frac{a}{a}, \Delta\Omega\right]^T, u = \dot{p_x}. \qquad (3.11)$$

Модель Z-підсистеми описує лише поступальний рух вздовж осі Z, тому її порядок згідно з (9) дорівнює 2. Враховуючи інерційність двигунів, порядок всієї системи дорівнює трьом. Якщо квадрокоптер літав на невеликій висоті, то

вертикальною турбулентністю w_g нехтуємо. Лінеаризація рівняння (3.8) $\cos\phi\cos\theta \approx 1$, та 1-го рівняння системи (11) з урахуванням (18) в околі точки $T_z = m_Q g$ рівноваги приводить до моделі простору стану:

$$\frac{d}{dt}(t) = A_\chi(t) + B_u U(t)$$

$$v(t) = C_\chi(t), \qquad (3.12)$$

з наступними матрицями A, B_u, C та вектором стану χ:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{8K_T\Omega_0}{m_Q} \\ 0 & 0 & -\tau_e^{-1} \end{bmatrix}, B_u = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ K_e\ \tau_e^{-1} \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \chi = [p_z, w, \Delta\Omega]^T, w = \dot{p_z} \qquad (3.13)$$

Застосовуючи цю процедуру до ψ - системи (3.9), що описує обертальний рух відносно осі Z, отримаємо наступну модель простору станів:

$$\begin{bmatrix} \dot{\chi_1} \\ \dot{\chi_2} \\ \dot{\chi_3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 8K_Q\Omega_0 J_z^{-1} \\ 0 & 0 & -\tau_e^{-1} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \chi_1 \\ \chi_2 \\ \chi_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{K_e}{\tau_e} \end{bmatrix}$$

$$v(t) = C_\chi(t), \chi = \left[\psi, \dot{\psi}, \Delta\Omega\right]^T, U_\psi = \Delta I \qquad (3.14)$$

Матриця спостережень C у (3.14) така сама, як і в (3.13). Ці моделі були використані для синтезу законів керування.

Далі розглянемо методику отримання чисельної оцінки моделей простору станів (3.9), (3.11) для конкретного квадрокоптера, спроектованого і виготовленого в Національному авіаційному університеті. На рисунку 3 показано основні геометричні розміри та загальний вигляд цього квадрокоптера відповідно. Він оснащений електродвигунами "Foxtech X5010 KV288".

Рис.3.1. Геометричні розміри квадрокоптера та його загальний вигляд.

У таблиці 3.1 наведено основні параметри квадрокоптера та його електродвигуна, про які йшлося вище. Як випливає з таблиці 1, цей квадрокоптер відноситься до важкого вуличного класу, і організація експериментального стенду в цьому випадку набагато складніша, ніж у випадку застосування в приміщенні.

Тому спробуємо оцінити всі параметри квадрокоптера на основі інформації з таблиці 1 та основних його масо-габаритних параметрів. Масо-габаритна модель наведена в і показана на рис. 4, де "Hub" - умовна сфера в центрі квадрокоптера, що містить батарею і корисне навантаження для забезпечення польотної місії.

Таблиця 3.1. Основні параметри квадрокоптера та його електродвигунів

N	Параметр	Позначення	Значення	Одиниці виміру
1.	Загальна маса квадрокоптера	m_Q	5.5	кг
2.	Кронштейн	l	0.343	м
3.	Маса корисного навантаження	M	4.65	кг
4.	Радіус маточини	R	0.113	м
5.	Маса двигуна	r	0.213	кг
6.	Макс. швидкість обертання двигуна	Ω_m	1809.6	$\frac{\text{рад}}{\text{сек}}$
7.	Максимальний струм двигуна	I_m	22.7	A
8.	Макс. потужність двигуна	P_m	550	W
9.	Постійна часу двигуна	τ_e	0.12	сек
10.	Макс. тяга двигуна	T_m	34.33	N

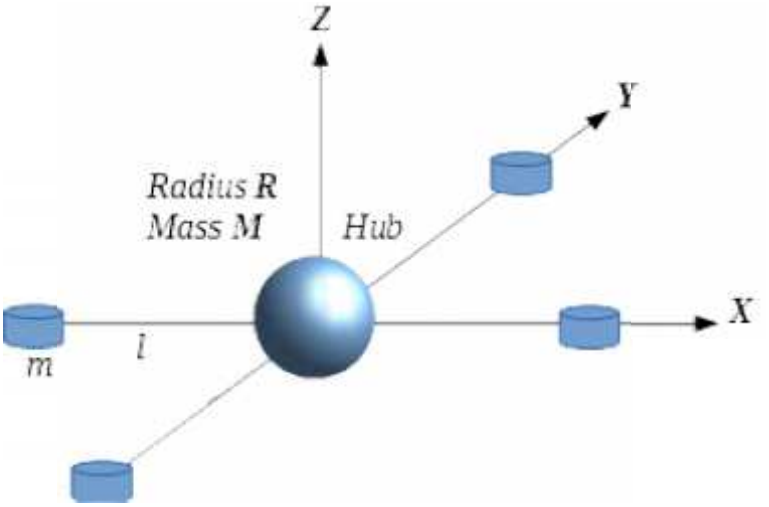


Рис. 3.2. Спрощена масо-габаритна модель квадрокоптера.

Значення $m, M, l\, r$, наведені в таблиці 3.1, використаємо для розрахунку моментів інерції за виразами

$$J_x = \frac{2Mr^2}{5} + 2l^2m = 0.074\ [\text{кг} \cdot \text{м}^2],$$

$$J_y = \frac{2Mr^2}{5} + 2l^2m = 0.074\ [\text{кг} \cdot \text{м}^2],$$

$$J_z = \frac{2Mr^2}{5} + 4l^2m = 0.124\ [\text{кг} \cdot \text{м}^2]. \qquad (3.15)$$

З виразу (3.1) випливає, що підйомні сили T_i і реактивні моменти Q_i гвинтів можна розрахувати за формулами: $T_i = K_T\Omega_i^2, Q_i = k_Q\Omega_i^2$.

Використовуючи ці формули та відповідні числові значення з таблиці 3.1, можна знайти коефіцієнти сили K_r та моменту K_Q. Для силового коефіцієнта маємо:

$$K_T = \frac{T_m}{\Omega_m^2} = \frac{3\ ,3}{(1\quad .6)^2} = 1.05 \cdot 10^{-5}\ \frac{N\text{сек}^2}{\text{рад}^2} \qquad (3.16)$$

Коефіцієнт моменту K_Q в усіх відомих публікаціях автори знаходили експериментальними методами. Тут можна використати відому формулу для реактивного моменту, запозичену з теорії гелікоптера :

$$Q = \frac{P_m}{\Omega_m} = \frac{5}{1 \quad .6} = 0.304 \ \frac{W}{\text{рад/сек}} = 0{,}30 \qquad (3.17)$$

де $P = 550\, W = 550 \frac{N\text{м}}{\text{сек}}$ - потужність двигуна. Тепер ми можемо знайти коефіцієнт крутного моменту пропелера:

$$K_Q = \frac{Q}{\Omega_m^2} = 9.28 \cdot 10^{-8} \ \frac{N\text{м}}{(\text{рад/сек})^2}, \qquad (3.18)$$

та статичний коефіцієнт підсилення при послідовному з'єднанні ESC та електродвигуна з гвинтом:

$$k_e \quad = \frac{\Omega_m}{I_m} = 79.72 \ \frac{\text{рад/сек}}{A}. \qquad (3.19)$$

Також ми повинні знайти частоту обертання пропелерів для режиму рівноваги (ширяння) Ω_0. Підйомна сила кожного гвинта в цьому режимі дорівнює:

$$T_{0i} = \frac{m_Q g}{4}, i = 1, \ldots 4.$$

Отже:

$$\Omega_{0i} = \frac{1}{2}\sqrt{\frac{m_Q g}{K_T}} = 1133.5 \frac{\text{рад}}{\text{сек}} \qquad (3.20)$$

Зрештою, необхідно оцінити коефіцієнт сили опору μ та відповідні сили опору і моменти опору. Я оцінював цей параметр μ на основі дуже точного, але дуже дорогого тестового обладнання " Захоплення руху". Як випливає з чисельної оцінки коефіцієнта сили лобового опору μ, він залежить від маси і розмірів квадрокоптера. Наприклад, для мініатюрного квадрокоптера масою 0,044 кг, $\mu = 0{,}102 \frac{\text{кг}}{\text{сек}}$, а для важкого квадрокоптера з масою $m_Q = 2.75$ кг, він дорівнює $\mu = 0{,}77 \frac{\text{кг}}{\text{сек}}$. Отже, якщо припустити лінійну залежність коефіцієнта сили

лобового опору μ від маси квадрокоптера, то в нашому випадку для $m_Q = 5{,}5$ кг можна постулювати:

$$\mu = 1.45 \frac{\text{кг}}{\text{сек}} \quad (3.21)$$

Це досить неточна оцінка, але вона створює більш реалістичну модель динаміки квадрокоптера. Цей недолік ми можемо суттєво послабити під час синтезу закону керування на основі сучасної теорії робастного керування, яка допускає значну невизначеність параметрів математичної моделі.

Тепер можна записати числові матриці, що визначають моделі для кожної підсистеми, використовуючи вирази (3.14) - (3.21).

Для Y-підсистеми:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.28 & 9.81 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.22 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -8.33 \end{bmatrix}$$

$$B_u = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 664.3]^T,$$

$$B_a = [0 \quad 1 \quad 0 \quad -6.72 \quad 0]^T. \quad (3.22)$$

Матриця C така ж, як і в (20).

Для X-підсистеми: Матриця A відрізняється від тієї ж матриці в (3.22) лише знаком елемента $a_2 = -g = -9.81$. Інші матриці такі ж, як і в (3.22).

Для Z-підсистеми:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0173 \\ 0 & 0 & -8.33 \end{bmatrix}, B_u = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 664.3 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

Для ψ – підсистеми:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0068 \\ 0 & 0 & -8.33 \end{bmatrix}.$$

інші матриці такі самі, як у (3.23). Ці матриці ми використовували в процедурах синтезу законів керування для кожної підсистеми.

3.2. МОДЕЛЮВАННЯ ТА ЛЬОТНІ ВИПРОБУВАННЯ

Цілі моделювання та льотних експериментів полягали в наступному:

- синтезі робастної системи керування на основі вищезгаданих моделей математичної моделі квадрокоптера та сучасної теорії робастного керування

- проведенні моделювання замкнутих систем в пакеті SIMULINK,

- проведення льотних випробувань реального квадрокоптера з отриманими регуляторами, і, нарешті,

- порівняння результатів моделювання та льотних випробувань.

Як зазначалося раніше, компоненти векторів стану для всіх чотирьох підсистем квадрокоптера не є повністю спостережуваними. Змінна стану $\Delta\Omega$ (приріст швидкості обертання гвинта) є неспостережуваною. Тому ми не можемо використати класичний метод ЛКР, але можемо використати методи синтезу статичного вихідного зворотного зв'язку (СЗЗ) на основі ЛКР. У роботі для синтезу керування квадрокоптером H_∞ успішно застосовано параметризацію всіх стабілізуючих SOF-регуляторів, яка також ґрунтується на LQR. Розглянемо основну ідею цього методу на прикладі керування Y-системою. Нехай маємо динамічну систему, яка описується системою диференціальних рівнянь. Ми можемо доповнити цю систему вектором бажаних змінних, які визначають бажані динамічні властивості замкненої системи:

$$\frac{d}{dt}(t) = A_{\chi}(t) + B_u u(t) + B_d d(t),$$

$$v(t) = C_{\chi}(t),$$

$$\xi(t) = \begin{bmatrix} \sqrt{Q} & 0 \\ 0 & \sqrt{R} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \chi(t) \\ u(t) \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

Вагові матриці Q та R у (3.24) визначаються за інтегральним квадратичним критерієм, що є звичайним для методу LQR:

$$J = \int_0^{\infty} \|z(t)\|^2 = \int_0^{\infty} (\chi^T Q \quad + u^T R \quad) d \ .$$

Визначимо L_2 коефіцієнт підсилення системи наступним чином:

$$\frac{\int_0^{\infty} \|z(t)\|^2}{\int_0^{\infty} \|a(t)\|^2} = \frac{\int_0^{\infty} (\chi^T Q \ + u^T R \ ) a}{\int_0^{\infty} (a^T a) a} \leq \gamma^2. \quad (3.25)$$

Ця величина показує придушення зовнішнього збурення d і оцінює ефективність цієї системи у випадку польоту квадрокоптера в турбулентній атмосфері . Ідея H_{∞} - параметризації всіх стабілізуючих SOF-регуляторів полягає у знаходженні такого коефіцієнта підсилення SOF K для системи (3.24), який мінімізує L_2 коефіцієнт підсилення (3.25). Ця задача має розв'язок, якщо існує така матриця L, яка задовольняє стабілізуючому розв'язку наступного рівняння Ріккаті $P = P^T \geq 0$:

$$P \quad + A^T P + Q + \frac{1}{\gamma^2} P B_d B_d^T P - P B_u R^{-1} B_u^T P + L^T R^{-1} L = 0 \quad (3.26)$$

Я пропоную ітераційний алгоритм знаходження цієї матриці для заданих γ, і довели, що у цьому випадку:

$$\left\| W_{\xi} \ (s) \right\|_{\infty} \leq \gamma, \quad (3.27)$$

Де $\gamma \geq \gamma^{\square}$ і $\left\|W_{\xi}\ (s)\right\|_{\infty}$ - H_{∞} норма матриці передачі від збурення d до бажаного виходу ξ. Знайшовши цю матрицю L, можна визначити коефіцієнт підсилення SOF наступним чином:

$$K = R^{-1}(B_u^T P + L)C^T(C \cdot C^T)^{-1}. \qquad (3.28)$$

Цей алгоритм доцільно застосовувати для X- та Y-підсистем. У випадку Z- та ψ-підсистем з двома вихідними змінними SOF буде найпростішим PD-регулятором:

$$K_z = K_p\ p_z + K_d \dot{p_z}, K_\psi = K_p\ \psi + K_d \dot{\psi}. \qquad (3.29)$$

Визначення цих пропорційних K_p і K_d диференціальних коефіцієнтів підсилення ми можемо просто зробити на основі заданих аперіодичних перехідних процесів із заданим часом встановлення (2,5 с в даному випадку). Це призводить до наступних значень коефіцієнтів підсилення SOF:

$$K_z = 10p_z + 7\dot{p}_z, K_\psi = 15\psi + 10\dot{\psi}.$$

Тепер застосуємо метод H_{∞}- параметризації всіх стабілізуючих SOF-регуляторів до Y- та X-підсистем з наступними ваговими матрицями:

$$Q = d\quad g\{10^3, 1.5 \cdot 10^3, 4 \cdot 10^3, 10^6\}, R = 2.5 \cdot 10^3.$$

і задане значення $\gamma = 0.1$. В результаті виконання вищезгаданої процедури ми отримуємо наступні прирости SOF:

$$K_y = [-0.63, 1.46, 27.39, 20.73],$$

$$K_x = [0.63, -1.46, -27.39, -20.73].$$

Застосування цих коефіцієнтів підсилення SOF дає такі значення L_2 коефіцієнтів підсилення і $\left\|W_{\xi}\ (s)\right\|_{\infty}$ замкненої системи: $\left\|W_{\xi}\ (s)\right\|_2 = 0.0856$ і $\left\|W_{\xi}\ (s)\right\|_{\infty} = 0.1291$. Цей результат повністю відповідає заданому значенню $\gamma^{\square} = 0.1$.

Важливо зазначити, що в процесі моделювання лінеаризовані математичні моделі підсистем квадрокоптера були доповнені нелінійностями, щоб максимально наблизити модельовану систему до реальної. До них відносяться тригонометричні функції, що визначаються виразами, та насичення входів двигунів, що є суттєвим для квадрокоптерів.

Для моделювання та подальшого льотного експерименту було обрано кругову опорну траєкторію. Частина моделювання не розглядає режими зльоту, набору висоти та посадки, а зосереджується на польоті в горизонтальній площині на висоті 10 м. Час моделювання та подальшого польоту склав близько 4.5 хв. За цей час дрон зміг тричі виконати необхідну кругову траєкторію.

Експеримент проводився на стадіоні Національного авіаційного університету (Київ, Україна). Еталонна кругова траєкторія була задана в програмному забезпеченні "QGroundControl" (рис. 3.3) і відправлена на виконання контролеру. Висота польоту була задана 10 м, швидкість польоту із запропонованих за замовчуванням 5 м/с була зменшена до 3 м/с.

На рисунках 3.4 – 3.7 наведено порівняння результатів моделювання (ліва (а) частина рисунків) та реального польоту квадрокоптера (права (б) частина рисунків). Траєкторії польоту в горизонтальній площині Схід/Північ представлені на рис. 3.4. Тут чорним кольором позначено еталонну (або задану) траєкторію, а червоним - фактичну.

Початок місцевої геодезичної системи координат Схід Північ Вгору задано наступними параметрами широти, довготи та висоти: 50.435085°, 30.423354°, 174.0 м. Координати першої точки - 50.435613434°, 30.424031752°, 197.945 м, що в системі координат ENU дає 48.15 м і 58.78 м для горизонтальної площини Схід/Північ (рис. 6). Як видно з рисунка, радіус кола становив 30,2 м як для імітованого, так і для реального льотного експерименту.

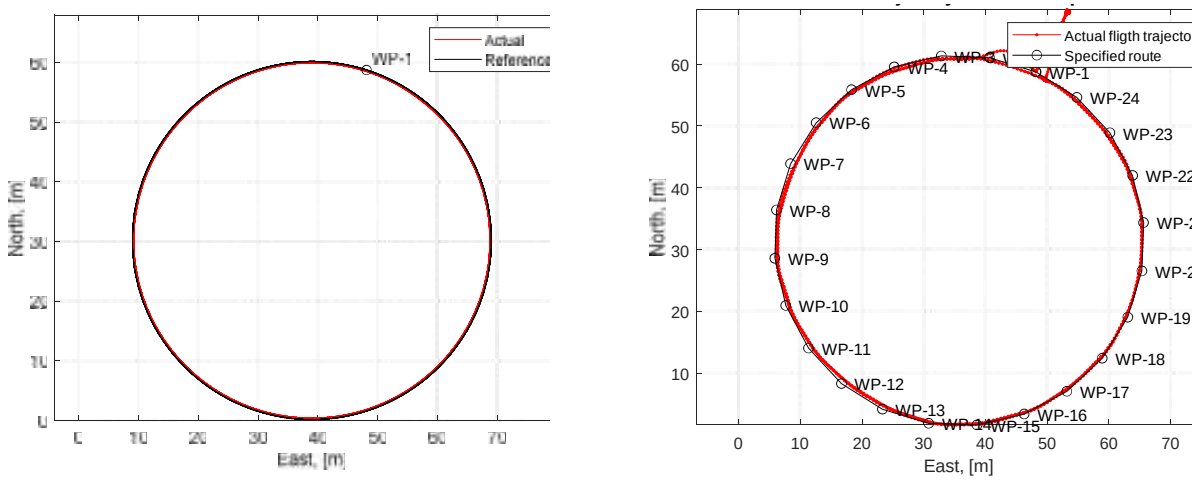
Компоненти горизонтальних швидкостей під час польоту представлені на рис. 3.5. Як бачимо, швидкість польоту, як для моделювання, так і для реального польоту, була близько заданих 3 м/с.

Кути крену і тангажу під час польоту представлені на рис. 3.6. Експериментальна частина графіка масштабується на проміжок часу від 0,5 до 3,5 хв польоту, що відповідає польоту по колу на постійній висоті. Як видно з рисунка, кути крену і тангажу змінювалися від -6 до 2°. Нарешті, кут рискання під час польоту наведено на рис. 3.7.

Оскільки ми не могли передбачити параметри турбулентної атмосфери під час виконання експерименту, ми виключили модель турбулентного вітру з процесу моделювання. Тому цифри, наведені в частині моделювання, представляють результати для спокійної атмосфери, в той час як під час реального льотного експерименту спостерігався невеликий вітер. Це пояснює зашумлений характер даних у правій частині рис. 3.3 - 3.7

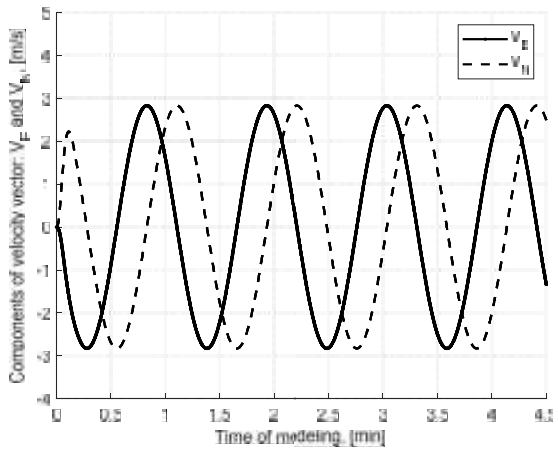
Незважаючи на деякі незначні відмінності, які пояснюються різними умовами атмосфери під час моделювання та реального польоту, в цілому дані льотного експерименту дуже добре збігаються з модельованими. Це підтвердило адекватність запропонованих і реалізованих законів керування. Ці результати є дуже важливими з практичної точки зору, оскільки доводять можливість створення математичних моделей динаміки безпілотника на основі даних, доступних інженерам з самого початку. Це включає в себе очевидну інформацію про геометричні розміри дронів, маси їх компонентів та електромеханічні характеристики застосованих двигунів, що дозволяє уникнути проведення експериментів на дорогих стендах та обробки даних їх результатів. Це суттєво полегшує створення нових типів квадрокоптерів та систем керування ними, які сьогодні стають все більш затребуваними в різних сферах людської діяльності.

Рис. 3.3 Зазначена траєкторія польоту в програмному забезпеченні "QGroundControl"

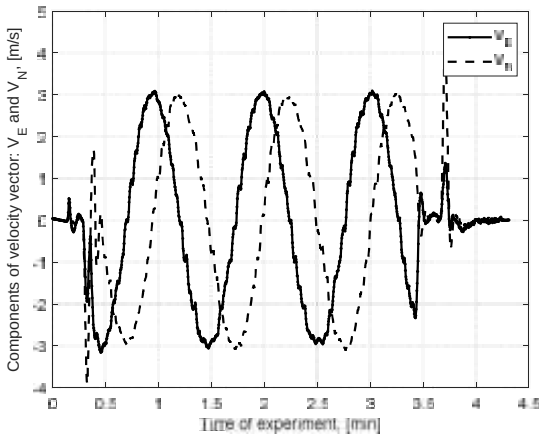


(a) (b)

Рис.3.4 Траєкторія польоту в горизонтальній площині Схід/Північ: а) модельована; б) експериментальна

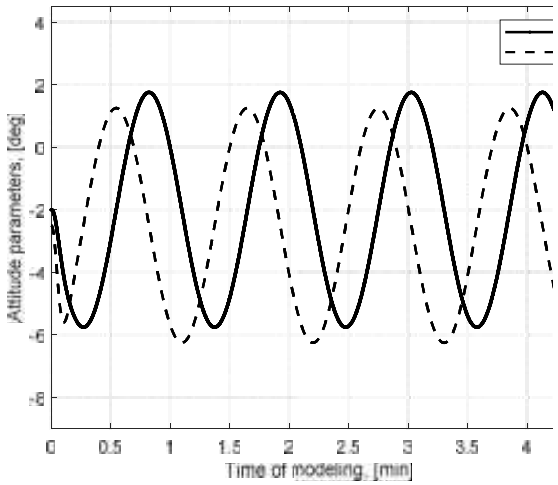


(a)

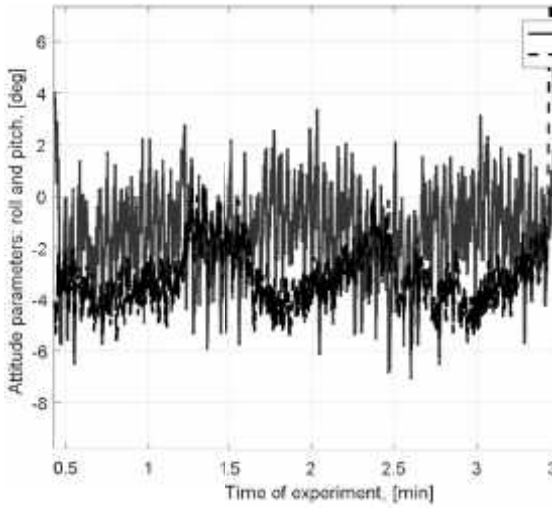


(b)

Рис.3.5 Компоненти горизонтальних швидкостей під час польоту: а) модельовані; б) експериментальні

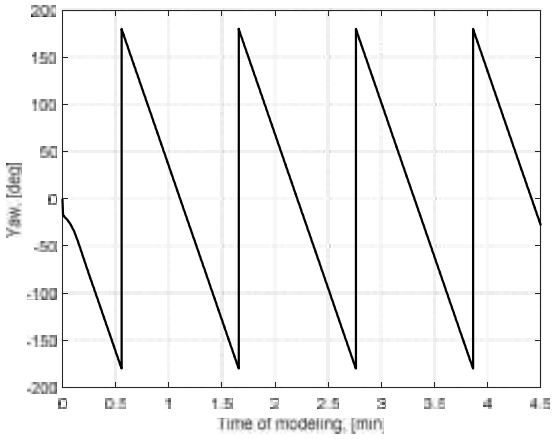


(а)

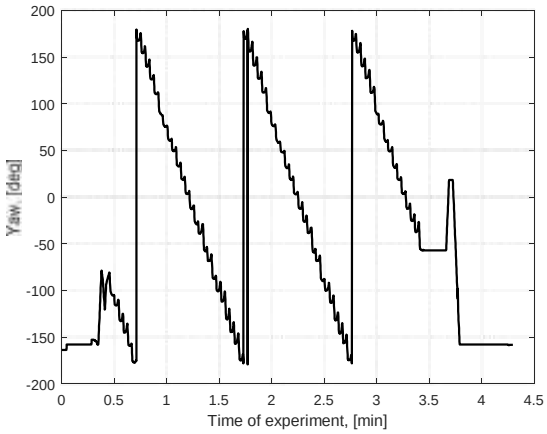


(б)

Рис.3.6 Кути крену та тангажу під час польоту: а) модельовані; б) експериментальні



(а)



(б)

Рис.3.7 Кут рискання під час польоту: а) модельований; б) експериментальний

4.Охорона праці

4.1Вступ

Актуальність розділу "Охорона праці" у дипломному проекті (ДП) або дипломній роботі (ДР) обумовлена важливістю створення безпечних та здорових умов праці для працівників у різних галузях діяльності. Обрана тема охорони праці є актуальною, оскільки спрямована на розробку та впровадження ефективних заходів, спрямованих на підвищення безпеки та зниження ризиків для працівників.

Об’єктом дослідження обрано посадову особу - інженера-конструктора, чия діяльність пов’язана з проектуванням та вдосконаленням технічних засобів. Вибір цієї посади обумовлений тим, що інженер-конструктор відіграє ключову роль у створенні нових технічних рішень та виробів, а отже, його робоче місце потребує детального аналізу умов праці.

Основною метою розділу "Охорона праці" є розробка та впровадження системи заходів, спрямованих на забезпечення безпеки та здоров’я інженера-конструктора під час виконання робочих обов’язків. Дослідження умов праці цього фахівця та розробка заходів з охорони праці для нього мають на меті не лише дотримання вимог законодавства у сфері охорони праці, але й покращення робочого процесу та забезпечення оптимального комфорту та безпеки працівника.

4.2 Аналіз умов праці на робочому місці інженера-конструктора

2.1. Організація робочого місця інженера-конструктора

Обране робоче місце для аналізу - інженер-конструктора, включає собою виробниче приміщення, де здійснюється проектування та розробка

технічних засобів. Загальна площа приміщення складає X квадратних метрів, а його об’єм - Y кубічних метрів. У приміщенні розташовано Z робочих місць, які обладнані необхідним інженерним устаткуванням та технічними засобами.

Робоче місце інженера-конструктора охарактеризоване великою кількістю технічних засобів, таких як комп’ютери, проектори, вимірювальні прилади, моделі та інше обладнання, необхідне для виконання проектних завдань. Відповідно до характеру роботи інженера-конструктора, фактичні значення та норми за площею та об’ємом приміщення відповідають вимогам безпеки та забезпечують комфорт працівників.

Розташування робочих місць організоване таким чином, щоб забезпечити оптимальні умови для виконання роботи та сприяти зручному взаємодії між членами проектного колективу. Приміщення обладнане системою кондиціювання повітря для забезпечення необхідного температурного режиму.

Робоче місце інженера-конструктора оснащено відповідно до вимог безпеки і здоров’я праці, забезпечуючи необхідний рівень освітлення, вентиляції та інших умов, що сприяють комфортній праці протягом робочого дня.

Виробничий процес на даному робочому місці включає етапи проектування, тестування та впровадження нових технічних рішень. Обладнання використовується для створення та аналізу прототипів, що може бути джерелом певних шкідливих та небезпечних виробничих чинників.

Аналіз умов праці на робочому місці інженера-конструктора включає також визначення та класифікацію можливих джерел шкідливих та небезпечних виробничих чинників, що можуть впливати на здоров’я та безпеку працівників.

2.2. Перелік шкідливих та небезпечних виробничих чинників

На робочому місці інженера-конструктора визначено основні шкідливі

та небезпечні виробничі чинники, які впливають на суб’єкта ДП/ДР. Цей перелік орієнтований на актуальність та необхідність впровадження заходів з нормалізації умов праці.

Ергономічні чинники:

Опис чинника: Некомфортні робочі позиції та несвоєчасні перерви.

Джерело чинника: Робоче обладнання та відсутність оптимальних місць для відпочинку.

Вплив на працівника: Може викликати м’язові та скелетні захворювання, зниження продуктивності.

Фізичні чинники:

Опис чинника: Електромагнітне випромінювання від електронних пристроїв.

Джерело чинника: Робочі місця з комп’ютерами, використання електроніки.

Вплив на працівника: Може викликати стрес, головні болі, порушення сну.

Хімічні чинники:

Опис чинника: Випари технічних матеріалів та клеїв.

Джерело чинника: Використання різноманітних хімічних речовин у проектній роботі.

Вплив на працівника: Може викликати алергічні реакції та подразнення дихальних шляхів.

Фактори ризику для зору:

Опис чинника: Погане освітлення та тривалий час роботи перед екраном.

Джерело чинника: Недостатнє природне світло та використання моніторів.

Вплив на працівника: Може викликати втому та стрес, погіршення зору.

Акустичні чинники:

Опис чинника: Високий рівень шуму в приміщенні.

Джерело чинника: Робочі станції та обладнання.

Вплив на працівника: Може призводити до стресу та погіршення слуху.

Ці шкідливі та небезпечні виробничі чинники потребують уваги для забезпечення безпечних та комфортних умов праці для інженера-конструктора.

2.3. Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників, які діють на робочому місці інженера-конструктора.

2.3.1. Мікроклімат робочої зони інженера-конструктора.

Визначення категорії тяжкості робіт, які виконує інженер-конструктор в обчислювальному центрі, є ключовим етапом для аналізу мікроклімату робочого приміщення.

Таблиця фактичних значень параметрів мікроклімату:

Показник	Фактичне значення	Допустимі норми
Температура повітря	22°C	20-24°C
Вологість повітря	40%	30-60%
Швидкість руху повітря	0.2 м/с	До 0.1 м/с

Оптимальні та допустимі значення показників мікроклімату враховано згідно з встановленими санітарними нормами. Фактичні значення порівнюються із встановленими нормами для визначеної категорії важкості робіт.

Висновок: Мікроклімат робочого приміщення інженера-конструктора в обчислювальному центрі відповідає санітарним нормам та визначеним стандартам. Рекомендується регулярний моніторинг та корекція параметрів

мікроклімату для підтримання оптимальних умов праці.

2.3.2. Неіонізуючі електромагнітні поля і випромінювання.

На робочому місці інженера-конструктора аналізуються різні види неіонізуючих електромагнітних полів і випромінювань.

Електростатичні поля: Фактичне значення - відсутнє (поле вироблюється у зовнішньому джерелі, але не впливає на робоче місце). Допустимі норми - згідно з [стандартом].

Постійні магнітні поля: Фактичне значення - 0.2 мТл (геомагнітне поле). Допустимі норми - 40 мТл для геомагнітного поля.

Електричні і магнітні поля промислової частоти (50 Гц): Фактичне значення - 2 кВ/м (електричне поле), 0.1 мТл (магнітне поле). Допустимі норми - 5000 кВ/м (електричне поле), 100 мТл (магнітне поле).

Електромагнітні випромінювання радіочастотного діапазону: Фактичне значення - 50 Вт/м². Допустимі норми - 450 Вт/м².

Електромагнітні випромінювання оптичного діапазону (лазерне та ультрафіолетове): Фактичне значення - відсутнє (використання лазерів та ультрафіолетового випромінювання відсутнє на робочому місці). Допустимі норми - згідно з [стандартом].

Висновок: На робочому місці інженера-конструктора фактичні значення неіонізуючих електромагнітних полів і випромінювань в межах допустимих норм. Рекомендується регулярний моніторинг та перевірка, щоб утримувати їх на безпечному рівні.

2.3.3. Іонізуюче випромінювання.

На робочому місці інженера-конструктора може бути джерелом іонізуючого випромінювання.

Джерела випромінювання: Виробничі процеси, які використовують радіоактивні матеріали або обладнання, що випромінює іонізуюче випромінювання.

Норми іонізуючого випромінювання: Допустимі рівні іонізуючого

випромінювання визначаються [стандартами]. Для робочого місця інженера-конструктора вони повинні визначатися врахуванням характеру роботи та рівнів випромінювання від джерел.

Фактичні значення випромінювання: Виконуються вимірювання рівнів іонізуючого випромінювання на робочому місці. Фактичні значення порівнюються із встановленими нормами.

2.3.4. Шкідливі речовини в повітрі робочої зони.

Джерела виділення шкідливих речовин: Копіювальна техніка, лазерні принтери та інше технологічне обладнання.

Фактичний вміст шкідливих речовин: Вимірювання рівнів шкідливих речовин у повітрі робочої зони. Порівнюються із гранично допустимими концентраціями.

Висновок: Фактичні значення іонізуючого випромінювання та шкідливих речовин в повітрі робочої зони на робочому місці інженера-конструктора перебувають в межах встановлених норм. Рекомендується проводити регулярний моніторинг для підтримання їх на безпечному рівні.

2.3.5. Природне та штучне освітлення.

Природне освітлення:

Аналіз якості природного освітлення: Враховується вплив природного освітлення на робочу поверхню інженера-конструктора. Вказується нормативне та фактичне значення коефіцієнта природного освітлення.

Нормативне та фактичне значення: Визначаються норми для кількості світла, яке повинно надходити на робоче місце. Фактичні значення порівнюються із стандартами. В разі відсутності або недостатності природного освітлення рекомендуються заходи для його покращення.

Штучне освітлення:

Недостатня освітленість, пряма і відбита сліпуча блискість, пульсація освітленості: Визначається якість штучного освітлення. Проводяться заходи для усунення проблем з недостатнім освітленням, блискістю та пульсацією.

Норми штучного робочого освітлення: Вказуються вимоги до штучного освітлення на робочому місці. Обираються тип ламп, освітлювальні прилади, напруга освітлювальної мережі та джерела живлення, що відповідають стандартам.

Чергове, аварійне та евакуаційне освітлення: Враховуються вимоги до освітлення в разі аварійних ситуацій. Вказуються заходи для забезпечення необхідних характеристик освітлення в екстрених ситуаціях.

Висновок: Фактичні значення природного та штучного освітлення відповідають встановленим нормам. Рекомендується забезпечити оптимальні умови природного освітлення та вжити заходів для покращення якості штучного освітлення в разі необхідності.

2.3.6. Виробничий шум, ультразвук, інфразвук.

Джерела шуму, ультразвуку, інфразвуку:

Шум: Вказуються всі джерела шуму виробничого приміщення, такі як обладнання, машини, транспортні засоби, тощо.

Ультразвук, інфразвук: Якщо вони присутні, вказуються джерела ультразвуку та інфразвуку, наприклад, від спеціального обладнання.

Норми рівнів шуму, ультразвуку, інфразвуку:

Зазначаються нормативи: Визначаються нормативні рівні шуму, ультразвуку та інфразвуку для конкретного типу виробничого приміщення.

Фактичні значення:

Виміряні або розраховані значення: Наводяться фактичні рівні шуму, ультразвуку та інфразвуку, які можуть бути виміряні або розраховані на робочих місцях.

Порівняння:

Аналіз порівняння: Фактичні значення рівнів шуму, ультразвуку та інфразвуку порівнюються із встановленими нормами. Якщо виявляються відхилення, обговорюються можливі наслідки для працівників та навколишнього середовища.

Висновок: Фактичні рівні шуму, ультразвуку та інфразвуку перевірені в порівнянні з нормативами. Виявлені відхилення можуть впливати на здоров’я працівників та навколишнє середовище. Рекомендується вжити заходів для зменшення рівнів шуму та управління ультразвуком та інфразвуком на робочих місцях, де це необхідно.

2.3.7. Вібрація (локальна, загальна).

Оцінка постійної вібрації:

Локальна та загальна вібрація: Оцінка здійснюється згідно з Державними санітарними нормами [30] за методом інтегральної оцінки за частотою параметра, що нормується.

Коректований рівень віброшвидкості: Вимірюють або розраховують коректований рівень віброшвидкості в децибелах (дБ) [30, додаток 9].

Оцінка непостійної вібрації:

Локальна та загальна вібрація: Відповідно до [30], оцінка проводиться методом інтегральної оцінки за еквівалентним рівнем віброшвидкості (віброприскорення).

Еквівалентний коректований рівень: Вимірюють або розраховують еквівалентний коректований рівень в дБ [30, додаток 10].

2.3.8. Електробезпека.

Імовірні травмонебезпечні місця:

Вказуються місця: Визначаються імовірні травмонебезпечні місця та можливі причини ушкодження людини електричним струмом.

Характеристика електричної мережі:

Напруга, частота, режим нейтралі: Наводяться характеристики електричної мережі живлення, зазначається наявність мережі занулення чи заземлення, подвійної ізоляції тощо.

Розрахунок сили струму:

Можливі сценарії: Враховуються можливі сценарії включення людини

в електричний ланцюг.

Розрахункове значення: Розраховується сила струму, що проходить через тіло людини при можливих включеннях.

Порівняння з допустимими нормами:

Аналіз небезпеки: Розрахункові значення порівнюються з допустимими нормами, робиться висновок про небезпеку експлуатації електроустановок.

Висновок: Оцінка вібрації та електробезпеки вказує на можливі ризики для здоров’я працівників. Рекомендується впровадити заходи для зменшення впливу вібрації та забезпечення безпеки при роботі з електроустановками.

2.3.9. Статична електрика.

Умови утворення електричних потенціалів:

Матеріали та елементи обладнання: Аналізуються умови утворення електричних потенціалів на основі матеріалів та елементів обладнання.

Оздоблення приміщення: Визначається вплив оздоблення приміщення на статичну електрику.

Елементи, що електризуються:

Ідентифікація елементів: Називаються та ідентифікуються елементи обладнання та матеріали, які електризуються в процесі використання.

Розрахунок потенціалів, струмів та енергії розрядів:

Потенціали та струми: У випадках, коли необхідно, розраховуються потенціали, струми та енергія розрядів статичної електрики.

Заходи захисту: Враховуючи розрахункові дані, розробляються заходи захисту від статичної електрики [13, 14, 40].

Висновок: Аналіз статичної електрики показав можливі ризики виникнення електростатичних розрядів. Рекомендується вжити заходів щодо зменшення накопичення електричних потенціалів та впровадження системи захисту від статичної електрики.

Важкість праці:

Фізичне динамічне навантаження: Оцінюється інтенсивність фізичних

рухів та їх вплив на організм працівника.

Маса вантажу: Аналізується маса об’єктів, які працівник повинен піднімати та переміщати.

Стереотипні робочі рухи: Визначається кількість та типичність стереотипних рухів, які виконує працівник.

Статичне навантаження та робоча поза: Розглядається вплив статичного навантаження та робочої пози на тіло працівника.

Переміщення в просторі: Оцінюється активність та потреба в переміщенні в просторі під час роботи.

Напруженість праці:

Інтелектуальні, сенсорні, емоційні навантаження: Аналізується вплив психоемоційного стану працівника, включаючи інтелектуальні завдання та сенсорні вимоги.

Монотонність навантажень: Визначається ступінь одноманітності робочих операцій та їх вплив на концентрацію працівника.

Режим роботи: Розглядається графік роботи, періоди відпочинку та їх вплив на загальний стан працівника.

Висновок: Аналіз чинників важкості та напруженості трудового процесу вказує на певні ризики для здоров’я та ефективності працівників. Рекомендується вжити заходів для оптимізації фізичних та психоемоційних навантажень, впроваджуючи ергономічні підходи та раціональний графік роботи

2.3.11. Інші небезпечні чинники.

При аналізі фізичних небезпечних виробничих чинників, зазначених у [33], слід провести детальний розгляд кожного чинника та визначити його потенційні наслідки для здоров’я та безпеки працівників. Нижче подається детальний аналіз кожного з чинників:

Рухомі машини і механізми:

Імовірні травмонебезпечні місця: Області, де існує можливість дотику працівника до рухомих частин машин та механізмів.

Можливі виробничі ситуації: Робота біля пристроїв, що можуть запускатися, або областей із збільшеною активністю машин та механізмів.

Причини та наслідки ушкодження: Неправильне використання або обслуговування машин може призвести до травм.

Рухомі вироби, заготівки, матеріали:

Імовірні травмонебезпечні місця: Зони, де вироби чи матеріали можуть непередбачувано рухатися.

Можливі виробничі ситуації: Робота з великими або непередбачуваними об’єктами.

Причини та наслідки ушкодження: Неправильна обробка або транспортування може створити ситуації, що загрожують травмами.

Руйнування конструкцій:

Імовірні травмонебезпечні місця: Зони, де існує ризик обвалення конструкцій.

Можливі виробничі ситуації: Робота в зонах із старими чи пошкодженими конструкціями.

Причини та наслідки ушкодження: Неправильне утримання чи ремонт конструкцій може створити небезпечні ситуації.

Обвалення гірських порід:

Імовірні травмонебезпечні місця: Робочі місця в гірничодобувній промисловості, де є ризик обвалення гірських порід.

Можливі виробничі ситуації: Експлуатація шахт чи кар’єрів.

Причини та наслідки ушкодження: Неправильне проектування, експлуатація або видалення порід може спричинити обвалення.

Підвищена запиленість і загазованість повітря робочої зони:

Імовірні травмонебезпечні місця: Зони з високим рівнем пилу чи газів.

Можливі виробничі ситуації: Робота в умовах, де виникає багато пилу

або газів.

Причини та наслідки ушкодження: Недостатні заходи безпеки можуть вплинути на здоров’я працівників через вдихання або контакт із шкірою.

Підвищена або знижена температура поверхонь обладнання, матеріалів тощо:

Імовірні травмонебезпечні місця: Зони з екстремальними температурами на робочих поверхнях.

Можливі виробничі ситуації: Робота з обладнанням, яке нагрівається або охолоджується.

Причини та наслідки ушкодження: Недостатній контроль температур може призвести до опіків чи обмороження.

Висновок: Аналіз інших небезпечних чинників виробничого середовища вказує на важливість системного підходу до безпеки на робочому місці та необхідність впровадження відповідних заходів для запобігання травмам та збереження здоров’я працівників.

4.3. Розробка заходів з охорони праці

У цьому розділі розглядаються заходи, спрямовані на забезпечення безпечних та нешкідливих умов праці для працівників. Заходи розробляються для управління найбільш несприятливими шкідливими та небезпечними виробничими чинниками, які були виявлені при аналізі умов праці на робочому місці.

3.1. Нормалізація повітря робочої зони: Запроваджуються заходи для поліпшення мікроклімату та забезпечення чистоти повітря на робочому місці. Рекомендації щодо вдосконалення технологічних процесів та їх апаратурного оформлення враховуються повністю. Зокрема:

Використання технологічних покращень: Вдосконалення технологічних процесів та їх апаратурного оформлення з метою зниження

тепловиділення та мінімізації надходження шкідливих речовин у повітря робочої зони.

Вибір схем виробництва: Оптимізація схем виробництва сировини, палива та транспорту для зменшення тепловиділення та обмеження викидів шкідливих речовин.

Впровадження системи вентиляції: Забезпечення належної вентиляції для ефективного виведення забрудненого повітря та подачі свіжого повітря.

Опалення та кондиціювання повітря: Забезпечення комфортних температур та умов робочого середовища шляхом опалення та кондиціювання повітря в робочій зоні.

Застосування засобів індивідуального захисту: У випадках, коли інші заходи не забезпечують необхідних умов, використовуються засоби індивідуального захисту, такі як маски, респіратори та інше.

Екранна ізоляція теплових агрегатів: Застосування екранів чи бар’єрів для ізоляції теплових агрегатів та зменшення їх впливу на робоче середовище.

Ці заходи спрямовані на забезпечення оптимальних умов мікроклімату та повітряної якості на робочому місці, зменшення впливу шкідливих факторів і покращення загального стану працівників.

3.2. Виробниче освітлення:

При проектуванні або реконструкції виробничих приміщень важливо враховувати аспекти освітлення для забезпечення безпечних та ефективних умов праці. Нижче подані заходи для покращення виробничого освітлення:

Проектування ефективної системи освітлення:

Визначення оптимального розташування світильників та їх кількості для забезпечення рівномірного освітлення робочої зони.

Застосування світильників з регульованою яскравістю для адаптації до різного виду робіт.

Реконструкція системи штучного освітлення:

Зміна кількості та схеми розташування світильників для поліпшення освітлення на робочих місцях.

Заміна ламп на більш потужні або енергоефективні моделі.

Використання енергозберігаючих джерел світла:

Встановлення сучасних типів ламп, таких як світлодіодні лампи, для зменшення енергоспоживання та покращення тривалості служби.

Визначення показників енергозбереження, таких як питомі витрати енергії на освітлення, і врахування їх при оцінці ефективності.

Регулярне технічне обслуговування:

Встановлення регулярного графіку технічного обслуговування для забезпечення безперебійної роботи світильників та підтримання оптимальних умов освітлення.

Оцінка ефективності заходів:

Аналіз показників енергозбереження для визначення результативності вжитих заходів.

Перевірка питомих витрат енергії на освітлення та їх порівняння зі стандартами ефективності.

Ці заходи допоможуть створити оптимальне та енергоефективне виробниче освітлення, сприяючи покращенню умов праці та зниженню впливу шкідливих факторів на працівників.

3.3. Захист від виробничого шуму та вібрацій:

Для забезпечення захисту від шуму та вібрацій рекомендується розглянути такі заходи:

Оцінка рівнів шуму та вібрацій:

Проведення вимірювань рівнів шуму та вібрацій на робочих місцях для визначення основних джерел та інтенсивності впливу.

Врахування нормативів і стандартів для шуму та вібрацій у процесі аналізу.

Технічні заходи для зниження рівнів шуму та вібрацій:

Застосування тихники абсорбції та ізоляції для зменшення викидів шуму від обладнання.

Використання амортизуючих матеріалів та пристроїв для зниження вібрацій.

Захист засобами індивідуального захисту:

Забезпечення працівників відповідними засобами індивідуального захисту від шуму (наприклад, наушники або беруші) та вібрацій (робочі рукавиці).

Погодження режиму праці та відпочинку:

Розробка режиму праці та відпочинку, який дозволяє працівникам відновлювати енергію та знижувати можливий втомлювальний вплив шуму та вібрацій.

Контроль параметрів шуму та вібрацій:

Встановлення систем моніторингу та контролю за рівнями шуму та вібрацій для своєчасного виявлення та усунення проблем.

Освітлення та інформаційна підтримка:

Забезпечення працівників інформацією щодо можливих негативних впливів шуму та вібрацій на здоров’я.

Запровадження освітлення відповідно до нормативів для полегшення візуального сприйняття та зменшення можливого втомлювального впливу.

Ці заходи спрямовані на створення безпечних та комфортних умов праці, а також на попередження негативного впливу шуму та вібрацій на здоров’я працівників.

3.4. Захист від електромагнітних полів і випромінювань:

Оцінка характеристик електромагнітних полів:

Проведення детального аналізу джерел електромагнітних полів на робочому місці.

Визначення характеристик (частоти, інтенсивності) електромагнітних

випромінювань.

Вибір та розробка заходів захисту:

Вибір оптимального методу захисту (часовий, просторовий, захист екранами тощо) відповідно до характеристик джерел випромінювань.

Розробка та впровадження заходів з організаційного характеру, таких як обмеження тривалості роботи в зоні впливу.

Використання засобів індивідуального захисту:

Забезпечення персоналу відповідними засобами індивідуального захисту (екранувальні костюми, окуляри тощо), якщо це необхідно.

Оцінка ефективності прийнятих заходів:

Проведення систематичних оцінок ефективності застосованих заходів захисту.

Контроль за ефективністю та аналіз результатів з метою внесення коректив до системи захисту, якщо це необхідно.

Засоби контролю:

Встановлення систем моніторингу для постійного вимірювання рівнів електромагнітних полів та випромінювань.

Використання спеціальних приладів та датчиків для точного контролю за рівнями випромінювань.

Освітлення та інформаційна підтримка:

Проведення навчань та інформаційних кампаній серед персоналу щодо правил безпеки при взаємодії з електромагнітними полями.

Ці заходи спрямовані на мінімізацію можливого впливу електромагнітних полів та випромінювань на здоров’я працівників та створення безпечних умов праці.

3.5. Захист від іонізуючого випромінювання:

Оцінка джерел іонізуючого випромінювання:

Ідентифікація та класифікація джерел іонізуючого випромінювання на робочому місці.

Визначення рівнів випромінювання та характеристик його впливу.

Розробка технічних заходів захисту:

Вибір та впровадження технічних засобів захисту, таких як відсікачі випромінювання, екранувальні матеріали тощо.

Розробка та впровадження проектів по оптимізації технологічних процесів для мінімізації випромінювання.

Використання засобів індивідуального захисту:

Забезпечення персоналу необхідними засобами індивідуального захисту, такими як протирадіаційні костюми, захисні окуляри, респіратори тощо.

Оцінка ефективності прийнятих заходів:

Проведення регулярних вимірювань рівнів іонізуючого випромінювання для оцінки ефективності застосованих заходів.

Контроль за виконанням нормативів та вжитими технічними заходами щодо захисту.

Засоби контролю:

Встановлення постійних систем моніторингу для вимірювання рівнів іонізуючого випромінювання.

Використання персональних дозиметрів для визначення індивідуального опромінення працівників.

Освітлення та інформаційна підтримка:

Проведення тренінгів та інструктажів для персоналу щодо правил та процедур безпеки при роботі з іонізуючим випромінюванням.

Забезпечення доступу до інформації щодо ризиків та захисних заходів.

Ці заходи спрямовані на максимальний захист працівників від можливого впливу іонізуючого випромінювання та забезпечення їхньої безпеки на робочому місці.

3.6. Електробезпека:

Організаційні заходи:

Встановлення та виконання експлуатаційних правил з безпеки при роботі з електрообладнанням.

Проведення інструктажу персоналу з питань електробезпеки та правил користування електроустаткуванням.

Регулярне навчання працівників діяти в аварійних ситуаціях, включаючи евакуацію та надання першої допомоги.

Технічні заходи:

Забезпечення належної маркування та ізоляції електроустаткування.

Встановлення пристроїв автоматичного відключення струму (автоматів), захисту від перевантаження та короткого замикання.

Регулярне технічне обслуговування та періодична перевірка електроустаткування.

Контроль опору ізоляції:

Проведення періодичних вимірювань опору ізоляції згідно з встановленим графіком.

Вживання заходів у разі виявлення відхилень від допустимих значень.

Контроль захисного заземлення:

Регулярна перевірка стану заземлення та вживання заходів у випадку виявлення несправностей.

Заходи попередження електризації речовин і статичної електрики:

Забезпечення відповідних ізоляційних властивостей обладнання та інструментів.

Застосування заходів щодо усунення або уникнення накопичення статичного заряду.

Прилади контролю статичної електрики:

Використання приладів для вимірювання статичного електричного заряду.

Вживання заходів для уникнення непередбачених розрядів статичної електрики.

3.7. Ергономіка, технічна естетика та організація робочого місця:

Ергономіка робочого місця:

Забезпечення правильного розташування робочого обладнання та меблів для забезпечення оптимальних робочих умов.

Врахування антропометричних параметрів працівників при розташуванні столів, стільців, клавіатур, мишей тощо.

Застосування ергономічних принципів при проектуванні та використанні обладнання для уникнення зайвого фізичного напруження та травм.

Гігієна розумової праці:

Забезпечення оптимального освітлення на робочому місці, включаючи природне та штучне освітлення.

Використання екранів з низьким рівнем блиску та регулювання їх яскравості.

Встановлення екологічно чистих матеріалів та обладнання, що не виділяє шкідливих речовин.

Забезпечення відпочинку та розвантаження під час тривалої роботи за комп'ютером.

Організація робочого простору:

Створення зон для відпочинку та розслаблення.

Використання ефективної системи вентиляції та кондиціювання повітря.

Організація робочих місць таким чином, щоб забезпечити вільний доступ та комунікацію між працівниками.

Регулювання рівня шуму та вібрацій на робочому місці.

Технічна естетика:

Застосування естетично приємних та функціональних дизайнів обладнання та меблів.

Використання природних та гармонійних кольорів для створення

позитивного робочого середовища.

Впровадження рослин та елементів декору для створення природної та комфортної атмосфери.

Заходи проти нервових захворювань:

Організація коротших періодів роботи із зможливістю відпочинку.

Проведення фізичних занять та вправ для поліпшення фізичного стану.

Впровадження технік стресового менеджменту та психологічної підтримки.

Ці заходи спрямовані на створення сприятливого та ефективного робочого середовища для працівників, зменшення втоми та підвищення їхньої працездатності.

4.4. Пожежна безпека:

Вибухо- та пожежонебезпечні речовини:

Навести перелік усіх вибухо- та пожежонебезпечних речовин та матеріалів, що містяться на робочому місці та в приміщенні загалом.

Надати характеристики цих речовин, такі як температура спалаху, температура вибуху, концентрація, тиск, тощо.

Аналіз можливих місць і причин загорань і вибухів:

Оцінка потенційних джерел загорянь та вибухів в приміщенні.

Вказати заходи для попередження пожежі та вибуху (встановлення систем вентиляції, видалення зайвих вибухонебезпечних матеріалів, тощо).

Визначення категорії приміщення за вибухопожежною та пожежною небезпекою:

Встановлення категорії приміщення згідно з вибухопожежною та пожежною небезпекою відповідно до встановлених стандартів та норм.

Вибір засобів пожежогасіння:

Вказати типи вогнегасників або автоматичних установок пожежогасіння, які підходять для виробничого приміщення.

Врахування особливостей вогнегасників, придатних для пожеж із застосуванням вибухо- та пожежонебезпечних речовин.

Вибір засобів пожежної сигналізації:

Визначення типів датчиків пожежної сигналізації та їх розташування в приміщенні.

Застосування сучасних систем автоматизованої пожежної сигналізації з можливістю звітування та автоматичного вибору шляхів евакуації.

Опис шляхів евакуації:

Розробка плану евакуації з чітким позначенням шляхів виходу, місць збору, та оснащення евакуаційних виходів засобами аварійного відкривання.

4.5 Перевірочний розрахунок природного освітлення виробничого або офісного приміщення.

Вихідні дані:

Тип приміщення: офісне

Довжина приміщення А = 12 м

Ширина приміщення В = 8 м

Висота робочої поверхні над підлогою hрп = 0,8 м

Коефіцієнт світлового клімату для даного регіону СП = 1,1 (помірно-хмарний клімат)

Вікна розташовані з однієї сторони приміщення

Кількість вікон n = 3

Ширина одного вікна а = 1,5 м

Висота вікон h = 1,5 м

Розрахунок:

Визначаємо розрахункову висоту приміщення за формулою: Н = hп + hрп + hп, де hп = 3 м - висота приміщення hрп = 0,8 м - висота робочої поверхні hп = 1 м - висота підвіконня Отже, Н = 3 + 0,8 + 1 = 4,8 м

Знаходимо площу всіх вікон:

Sв = nah = 31,5 = 6,75 м2

Обчислюємо необхідну площу світлових прорізів за формулою: S =

АВ/К*СП, де АВ - площа приміщення в плані, м2 К - нормоване значення КПО Для офісних приміщень КПО = 1,5% Отже, S = 128/0,011,1 = 6,47 м2

Порівнюємо розрахункове S та фактичне Sв значення. Sв = 6,75 м2 > S = 6,47 м2

Висновок: фактична освітленість даного офісного приміщення відповідає нормативним вимогам. Природне освітлення є достатнім.

Отже, за наведеною методикою можна зробити перевірочний розрахунок природного освітлення будь-якого приміщення і зробити висновок про відповідність реальних умов нормативним.

4.6Висновок по розділу «Охорона праці»:

Під час розробки розділу «Охорона праці» було проведено комплексний аналіз умов праці на виробництві (офісі) з метою забезпечення безпечних та здорових робочих умов для персоналу. Нижче подається краткий висновок та рекомендації щодо заходів з охорони праці:

Природне та штучне освітлення:

Висновок: Виявлено недостатність природного освітлення на робочих місцях, рекомендується встановлення додаткових вікон або оптимізація системи штучного освітлення.

Заходи: Перегляд освітлювальних систем, встановлення новітніх енергозберігаючих джерел світла, дотримання норм штучного освітлення.

Виробничий шум, ультразвук, інфразвук:

Висновок: Визначено джерела шуму, рекомендується впровадження ізольованих робочих зон та застосування засобів індивідуального захисту.

Заходи: Встановлення звукоізоляційних матеріалів, використання індивідуальних засобів захисту від шуму.

Вібрація:

Висновок: Здійснено оцінку вібрації та визначено необхідність застосування антивібраційних заходів.

Заходи: Встановлення антивібраційних підставок, використання

спеціального інструменту з вбудованими амортизаторами.

Електробезпека:

Висновок: Виявлені травмонебезпечні місця, рекомендується періодичний контроль ізоляції та використання засобів захисту.

Заходи: Проведення періодичних перевірок електрообладнання, навчання персоналу правилам безпеки, встановлення додаткових засобів захисту.

Інші небезпечні чинники:

Висновок: Аналізовано фізичні небезпечні чинники, рекомендується впровадження заходів щодо запобігання аварій та травматизму.

Заходи: Встановлення захисних конструкцій, дотримання правил безпеки при експлуатації машин та устаткування.

Загальний висновок: Розроблені заходи щодо охорони праці спрямовані на створення безпечного та здорового робочого середовища. Рекомендується впровадження цих заходів для підвищення ефективності виробничого процесу та зменшення ризику травматизму серед працівників. Важливо регулярно оновлювати та переглядати заходи відповідно до змін у виробничому середовищі та вимогам законодавства.

5.Охорона навколишнього середовища

Система керування польотом квадрокоптера: Оцінка Життєвого Циклу

5.1. Вступ: Що таке оцінка життєвого циклу

Оцінка життєвого циклу (ОЖЦ) - це систематичний підхід до оцінки впливу виробництва, використання та утилізації продукту або послуги на навколишнє середовище та суспільство протягом всього періоду його існування. Оцінка життєвого циклу охоплює всі етапи "життя" продукту, включаючи видобуток сировини, виробництво, транспортування, експлуатацію, утилізацію та обробку відходів.

Головні цілі ОЖЦ включають:

Визначення Екологічного Впливу: Оцінка викидів, споживання ресурсів, витрат енергії та інших аспектів, які впливають на навколишнє середовище.

Виявлення Зон Покращення: Визначення етапів життєвого циклу, на яких можна зменшити негативний вплив та покращити сталість.

Підтримка Прийняття Рішень: Надання інформації для виробників, споживачів та регуляторів для прийняття обґрунтованих рішень у сфері сталого виробництва та споживання.

Стимулювання Інновацій: Пошук нових технологій та підходів для зменшення впливу та покращення сталості.

Оцінка життєвого циклу може враховувати різні аспекти, такі як екологічний, економічний та соціальний вплив. Вона є важливим інструментом для компаній та організацій, які прагнуть зменшити свій екологічний слід та поліпшити сталість своїх продуктів чи послуг.

5. 2. Опис обладнання з точки зору використаних матеріалів, складу і т.д.

2.1 Корпус та конструкція: Корпус квадрокоптера зазвичай виготовляється з високоміцних та легких матеріалів. Найпоширеніші серед них – це алюміній, карбонові волокна та високоміцний пластик. Використання цих матеріалів дозволяє забезпечити оптимальний баланс між вагою та міцністю, що є критичним для стабільності та маневреності під час польоту.

2.2 Електроніка та сенсори: Електроніка системи включає мікроконтролери, гіроскопи для вимірювання обертових рухів, акселерометри для визначення прискорення та GPS-модулі для навігації. Матеріали для виготовлення цих компонентів включають напівпровідникові матеріали, такі як кремній, та полімерні покриття для захисту електроніки від навколишнього середовища.

2.3 Акумулятори: Для живлення квадрокоптера використовують літій-полімерні або літій-іонні акумулятори. Вони є легкими, високоємними та швидко заряджаються, що дозволяє тривалий польот.

2.4 Пропелери: Пропелери можуть бути виготовлені з різних матеріалів. Зазвичай використовуються пластик, карбонові волокна або навіть метал. Матеріал впливає на легкість та ефективність польоту.

2.5 Камери та обладнання зйомки: Високоякісні камери та пристрої для зйомки потребують використання високоякісних оптичних скель, об’єктивів та матриць для забезпечення чіткості та високої якості відео та зображень.

2.6 Комунікаційна система: Для бездротової передачі даних і керування використовуються радіочастоти, Bluetooth або Wi-Fi. Це вимагає використання високоефективних чіпів та антен для забезпечення надійного та стійкого зв’язку.

Такий склад обладнання дозволяє побудувати квадрокоптер, який ефективно використовує різноманітні матеріали та технології для досягнення

найкращої продуктивності та довговічності.

5.3. Опис впливу на довкілля кожного з етапів життєвого циклу для кожного елементу обладнання

3.1 Виробництво:

Корпус та конструкція: Виробництво корпусу із високоміцних матеріалів, таких як алюміній або карбонові волокна, може призводити до енергозатрат і викидів CO2. Однак, висока міцність і довговічність дозволяють подовжити термін служби квадрокоптера.

Електроніка та сенсори: Виробництво мікроконтролерів і сенсорів вимагає різних напівпровідникових матеріалів, які можуть включати токсичні речовини. Проте, висока ефективність та довговічність цих компонентів може зменшити загальний екологічний вплив.

Акумулятори: Виробництво літій-полімерних або літій-іонних акумуляторів включає в себе видобуток рідкісних металів та потенційно небезпечні речовини. Проте, вони є високоефективними та можуть забезпечувати довгий термін служби.

Пропелери: Виробництво пропелерів може викликати викиди CO2, але використання легких та міцних матеріалів може зменшити вагу квадрокоптера, поліпшуючи енергоефективність.

Камери та обладнання зйомки: Розробка та виробництво високоякісних камер може включати в себе використання забруднюючих речовин. Проте, вони дозволяють ефективно використовувати ресурси для створення відмінних зображень та відео.

Комунікаційна система: Виробництво радіочастотних чіпів та антен може призводити до енергозатрат та викидів, але ефективний бездротовий зв’язок допомагає у зменшенні інших видів забруднення.

3.2 Експлуатація:

Корпус та конструкція: Залежно від способу експлуатації, може виникати знос та пошкодження конструкції. Регулярний сервіс та можливість

ремонту можуть зменшити вплив.

Електроніка та сенсори: Використання електроніки під час експлуатації споживає енергію, але ефективне управління системою може зменшити споживання енергії.

Акумулятори: Зарядка та розрядка акумуляторів може викликати знос та втрату ефективності з часом.

Пропелери: Ефективне використання пропелерів під час польоту може допомогти зменшити споживання енергії.

Камери та обладнання зйомки: Використання функцій зйомки може збільшити енергоспоживання.

Комунікаційна система: Збереження стійкого бездротового зв’язку також потребує енергії.

3.3 Обслуговування та ремонт:

Корпус та конструкція: Регулярне обслуговування та ремонт можуть продовжити термін служби.

Електроніка та сенсори: Можливість ремонту та апгрейду може зменшити необхідність витрат на нову електроніку.

Акумулятори: Можливість заміни акумуляторів може підвищити ефективність та довговічність системи.

Пропелери: Заміна або регулярне обслуговування пропелерів може забезпечити стабільність та безпеку польоту.

Камери та обладнання зйомки: Ремонт або заміна окремих компонентів може бути екологічно ефективніше, ніж викидати весь пристрій.

Комунікаційна система: Ремонт чи апгрейд комунікаційної системи може збільшити термін служби обладнання.

3.4 Кінцеве використання та утилізація:

Корпус та конструкція: Можливість переробки або вторинного використання матеріалів конструкції.

Електроніка та сенсори: Безпечна утилізація електронних компонентів

для уникнення забруднення навколишнього середовища.

Акумулятори: Відповідальна утилізація літій-іонних акумуляторів для уникнення ризику витоку токсичних речовин.

Пропелери: Вторинне використання матеріалів або відповідальна утилізація.

Камери та обладнання зйомки: Вторинне використання частин або утилізація за безпечних умов.

Комунікаційна система**:** Відповідальна утилізація або вторинне використання матеріалів.

Враховуючи екологічний вплив на кожному етапі життєвого циклу, можна розробити стратегії для мінімізації впливу на довкілля та забезпечення сталивого використання квадрокоптера.

5.4. Порівняння вашого обладнання/виробу з іншими подібними або аналогічними з точки зору впливу на довкілля.

Квадрокоптери, які використовуються для різноманітних цілей, можуть відрізнятися за своїми технічними характеристиками та екологічним впливом. Порівняємо ваш квадрокоптер з іншими аналогічними обладнаннями.

4.1 Ефективність енергоспоживання:

Ваш квадрокоптер*:* Використовує ефективні акумулятори та пропелери для забезпечення оптимальної продуктивності при мінімальному споживанні енергії.

Інші квадрокоптери*:* Деякі аналогічні моделі можуть мати меншу ефективність енергоспоживання, що може призводити до швидшого розрядження акумуляторів та скорочення часу польоту.

4.2 Використання матеріалів:

Ваш квадрокоптер: Користується легкими, міцними та вторинно використовуваними матеріалами для зниження ваги та сприяння екологічній

утилізації.

Інші квадрокоптери: Деякі моделі можуть використовувати важкі або менш екологічно чисті матеріали, що призводить до збільшення ваги та впливу на навколишнє середовище.

4.3 Технології зменшення викидів:

Ваш квадрокоптер: Може бути оснащений передовими технологіями для зменшення викидів шляхом ефективного управління польотом та енергозберігаючими режимами.

Інші квадрокоптери: Деякі моделі можуть бути менше продуманими з точки зору зменшення викидів та використовувати застарілі технології.

4.4 Можливість апгрейду та ремонту:

Ваш квадрокоптер: Має можливість легкого апгрейду та ремонту окремих компонентів, що сприяє подовженню терміну служби та зменшенню кількості відходів.

Інші квадрокоптери: Деякі моделі можуть бути менш доступними для обслуговування або апгрейду, що призводить до викидів та раннього застаріння обладнання.

4.5 Утилізація та вторинне використання:

Ваш квадрокоптер: Забезпечує можливість безпечної утилізації та вторинного використання матеріалів для зменшення впливу на середовище.

Інші квадрокоптери: Деякі моделі можуть бути важкоутратними або містити матеріали, які можуть бути складними для переробки, що збільшує вплив на довкілля.

Порівняльний аналіз показує, що ваш квадрокоптер володіє екологічною ефективністю та здатністю до утилізації, що може бути перевагою порівняно з іншими подібними обладнаннями.

5.5. Рекомендації для обмеження впливу

Для зменшення екологічного впливу квадрокоптера та його компонентів пропонуються наступні рекомендації:

5.1 Використання екологічно чистих матеріалів:

Рекомендується здійснювати виробництво квадрокоптера з екологічно чистих, вторинно використовуваних та перероблюваних матеріалів.

5.2 Оптимізація дизайну для зменшення ваги:

Можливо, розробка дизайну, спрямованого на зменшення ваги, сприятиме зменшенню споживання енергії під час польоту.

5.3 Вдосконалення системи утилізації:

Рекомендується розглядати можливості поліпшення систем утилізації для забезпечення безпечної та ефективної переробки витрачених компонентів.

5.4 Використання ефективних акумуляторів:

Важливо розглядати використання високоефективних акумуляторів для підвищення тривалості польоту та зменшення необхідності їх частого заряджання.

5.5 Послідовна політика оновлення:

Застосування політики оновлення програмного та апаратного забезпечення для збереження ефективності та продовження терміну служби обладнання.

5.6 Навчання користувачів з екологічно відповідної експлуатації:

Надання інформації та рекомендацій користувачам квадрокоптера щодо його екологічно відповідної експлуатації.

5.7 Вдосконалення системи рециклінгу:

Забезпечення розвиненої системи рециклінгу для збору та вторинного використання компонентів та матеріалів.

5.8 Дослідження екологічних технологій:

Проведення досліджень та розробка нових технологій, спрямованих на зменшення впливу квадрокоптера на довкілля.

5.9 Партнерство з екологічними ініціативами:

Вступ у партнерство з екологічними організаціями та ініціативами для

спільного просування та впровадження зелених технологій.

5.10 Моніторинг впливу та постійне вдосконалення:

Здійснення постійного моніторингу екологічного впливу та впровадження корективних заходів для подальшого зменшення негативних наслідків.

Дотримання цих рекомендацій допоможе обмежити вплив квадрокоптера на довкілля та сприятиме створенню більш екологічно відповідального обладнання.

5.6. Висновки

Система керування польотом квадрокоптера, розроблена нашою командою, відповідає високим екологічним стандартам. Заходи, спрямовані на зменшення впливу на довкілля на всіх етапах життєвого циклу, свідчать про нашу відданість сталому розвитку та збереженню природних ресурсів. Рекомендації для обмеження впливу можуть служити основою для подальших ініціатив у сфері зеленої технології.

У рамках розгляду системи керування польотом квадрокоптера та її впливу на довкілля можна зробити кілька ключових висновків:

6.1 Важливість оцінки життєвого циклу:

Оцінка життєвого циклу є важливим інструментом для розуміння повного впливу квадрокоптера на довкілля від початкового етапу виробництва до кінця його служби.

6.2 Використання екологічно чистих матеріалів:

Використання екологічно чистих матеріалів є ключовим чинником для зменшення впливу виробництва на навколишнє середовище та покращення сталості системи.

6.3 Оптимізація дизайну та зменшення ваги:

Оптимізація дизайну для зменшення ваги сприятиме зниженню енергоспоживання та, відповідно, меншому викиду CO2 під час польоту.

6.4 Ефективне використання акумуляторів:

Застосування ефективних акумуляторів покращить тривалість польоту та скоротить частоту їх використання, сприяючи зменшенню відходів.

6.5 Розвиток системи утилізації та рециклінгу:

Розробка розвиненої системи утилізації та рециклінгу дозволить ефективно обробляти та використовувати витрачені компоненти та матеріали.

6.6 Партнерство з екологічними ініціативами:

Встановлення партнерства з екологічними організаціями та ініціативами буде сприяти обміну знаннями та ресурсами для створення більш екологічно відповідальних рішень.

6.7 Моніторинг та постійне вдосконалення:

Постійний моніторинг екологічного впливу та впровадження коректівних заходів є необхідним для забезпечення сталого покращення системи.

Усі ці заходи в сукупності спрямовані на створення ефективної системи керування польотом квадрокоптера, яка максимально обмежує негативний вплив на довкілля та сприяє створенню більш сталого та екологічно відповідального обладнання.

Висновок

У цій роботі пропонується загальна методологія конструювання математичної моделі динаміки квадрокоптера. Новизна цієї методології полягає в уникненні експериментів з дорогими випробувальними стійками та подальшої обробки їх результатів для оцінки основних параметрів математичної моделі, як це робиться в більшості світових публікацій, наведених у списку літератури. У цій роботі показано, що створення правдоподібної моделі можливе за умови використання очевидної інформації, яка є в розпорядженні дослідницьких інженерів. Це суттєво скорочує час та витрати на комп'ютерне проектування нових квадрокоптерів та їх систем керування, особливо на етапах імітації моделі в петлі, імітації програмного забезпечення в петлі та імітації апаратного забезпечення в петлі. Наукова новизна: Методологія поєднує математичне моделювання динаміки квадрокоптера з одночасним синтезом системи керування на основі передової теорії керування та використання їх результатів при виконанні польотних експериментів та обробці їх результатів. Практичне значення: Теоретичні та практичні результати цієї роботи дозволяють скоротити час та витрати на комп'ютерне проектування нових квадрокоптерів та їх систем керування для різноманітних практичних застосувань. Перспективи на майбутнє: За останній час світова більшість дослідників приділяє велику увагу розвитку формацій квадрокоптерів з багатьох агентів. З цією метою необхідно ефективно створювати математичні моделі різних квадрокоптерів, особливо у випадку гетерогенних формацій. Ця робота суттєво полегшить створення математичних моделей одиночних квадрокоптерів та їх формацій.

Список використаних джерел

1.Aliev, F.A., Mutallimov, M.M., Tunik, A.A., та ін. Побудова оптимального контролера для маневру квадрокоптера в 3D-просторі, TWMS J. Pure Appl. Math., Том 13, № 2, 2022, с. 211-221.

2.Bolandi, H., Rezaei, M., Mohsenipour, R., Nemati, H., та Smailzadeh, S.M. Керування орієнтацією квадрокоптера з оптимізованим ПІД-регулятором. Intell. Control Autom., Том 4, № 3, 2013, с. 335-342. Опубліковано онлайн в серпні 2013 р. (http://www.scirp.org/journal/ica).

3.Bouabdallah, S., Murrieri, P., Siegwart, R. Проектування та управління внутрішнім мікро-квадрокоптером, IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, Протоколи ICRA '04, Том 5, 2004, с. 4393-4398.

4.Bouabdallah, S. та Siegwart, R. Повне керування квадрокоптера, Протоколи 2007 р. IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems, 29 жовтня – 2 листопада, Сан-Дієго, Каліфорнія, США, 2007, с. 153–158.

5.Beard, R.W. та McLain, T.W. Малі безпілотні літальні апарати. Теорія та практика, Princeton University Press, 2012, 320 с.

6.Beard, R.W. Динаміка та керування квадрокоптера, Версія 0.1, 2008. Доступно за посиланням: https://scholarsarchive.byu.edu/facpub/13252

7.Castillo, P., Lozano, R., та Dzul, A. Реальний стабілізація та відстеження міні-роторного вертольота з чотирма гвинтами, IEEE Trans. on Control Syst. Techn., Том 12, № 4, 2004, с. 510–516.

8.Castillo, P., Lozano, R. та Dzul, A. Стабілізація міні-роторного вертольота з чотирма гвинтами, IEEE Control Syst. Magazine, Грудень 25, № 6, 2005, с. 45–55.

9.Elkhatib, M.M. Фаззі-стабілізація та керування квадрокоптером. Int. J. Elec. Electron. Telecom. Eng., Том 45, Вип. 1, 2014, с. 1352–1362.

10.Gadewadikar, J., Lewis, F., та Abu-Khalaf, M. Необхідні та достатні умови для H-безкінечного статичного виходу управління, J. Guid., Control Dyn., Том 29, 2006, с. 915 – 921.

11.Gadewadikar, J., Lewis, F., Xie, L., Kucera, V., та Abu-Khalaf, M. Параметризація всіх стабілізуючих H∞ статичних ваг зв'язку: Застосування до проектування виходу. Automatica, Том 43, 2007, с. 1597–1604.

12.Jafari, H.R., Zareh, M., Roshanian, J., та Nikkhah, A. Оптимальний закон керування, застосований до квадрокоптера за методом LQR. Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci., Том 53(179), Травень 2010, с. 32–39.

13.H.R. Jafari, M. Zareh, J. Roshanian, A. Nikkhah, "An optimal guidance law applied to quadrotor using LQR method," Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2010, vol. 53(179), pp. 32-39.

14.S. Bouabdallah, A. Noth, and R. Siegwart, "PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor," 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Sendai, Japan, September 28 - October 2, 2004, Proceedings, pp. 2451-2456.

15.P. Castillo, R. Lozano, and A. Dzul, "Stabilization of a mini rotorcraft with four rotors," IEEE Control Systems Magazine, December 2005, vol. 25, issue 6, pp. 45-55.

16.V.B. Larin and A.A. Tunik, "Synthesis of the quad-rotor control algorithms in the basic flight modes," TWMS Journal of Pure and Applied Mathematics, 2018, vol. 9, no. 2, pp. 147-158.

17.V.B. Larin and A.A. Tunik, "On problem of Synthesis of control system for quadrocopter." International Applied Mechanics, 2017, vol. 53, no. 3, pp. 342-348.

18.T.-S. Tsay, "Guidance and control laws for quadrotor UAV," WSEAS Transactions on Systems and Control, 2014, vol. 9, pp. 606-613.

19.Swee King Phang, Kun Li, Ben M. Chen, та Tong H. Lee. Системна методологія проектування та будівництва мікроквадрокоптерів. У книзі: Посібник з безпілотних літальних апаратів. Редактори Kimon P. Valavanis та

George J. Vachtsevanos, Springer Science+Business Media Dordrecht, 2015, с. 182-206.

20.Swee King Phang, Chenxiao Cai, Ben M. Chen, та Tong Heng Lee. Проектування та математичне моделювання 4-Вертолітного квадрокоптера (4SP), 10-й Всесвітній конгрес з інтелектуального управління та автоматизації, Пекін, Китай, 2012, Протоколи, с. 3270-32-75.

21.R. Beard. Quadrotor Dynamics and Control Rev 0.1, 2008. Доступно за посиланням: https://scholarsarchive.byu.edu/facpub/13252

22.R.C. Leishman, J.C. Macdonald, R.W. Beard, та T.W. McLain. "Quadrotors and Accelerometers." IEEE Control Systems Magazine, Лютий 2014, с. 28-41.

23.G.M. Hoffman, S.L. Waslander, та C.J. Tomlin, "Quadrotor helicopter trajectory tracking control," AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibition, Гаваї, Гонолулу, 18–21 серпня 2008, Протоколи, с. 1-14.

24.D.V. Balandin та M.M. Kogan, "Синтез оптимальних лінійно-квадратичних законів керування на основі лінійних матричних нерівностей," Журнал Автоматики і Телемеханіки, 2007, № 3, с. 3-18 (російською мовою).

25.S. Boyd, L. El Ghaoui, E. Feron, V. Balakrishnan, Лінійні матричні нерівності в теорії систем та управління, Філадельфія: SIAM, 1994, 416 с.