МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ

КАФЕДРА АЕРОКОСМІЧНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

_____Ю.В. Мельник

«_____»_____2023 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ

"БАКАЛАВР"

Тема: " Система корекції положення БПЛА типу VTOL при скиданні вантажів"

Виконавець: Харченко Ярослав Геннадійович

Керівник: к.т.н, доцент, Безкоровайний Юрій Миколайович

Нормоконтролер: к.т.н, доцент, Безкоровайний Юрій Миколайович

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

_____Ю.В. Мельник

"_____"_____ 2023р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

студента Харченка Ярослава Геннадійовича

1. Тема роботи: "Система корекції положення БПЛА типу VTOL при скиданні вантажів" затверджена наказом ректора від 13.04.2023 № 507/ст
2. Термін виконання: з _22.05.2023_ по_25.06.2023_
3. Вихідні дані: дослідити аналітичний огляд літературних джерел та статей з тематики диплому; оглядаються загальні поняття про безпілотні літальні апарати; досліджується математична модель квадрокоптера; створюється динамічна модель.
4. Зміст пояснювальної записки: Конструкція та статичні характеристики квадрокоптера; Аналітична, математична модель квадрокоптера; Експериментальне визначення параметрів моделі динаміки квадрокоптера. Система корекції положення БПЛА квадрокоптера та система скиду вантажу.

5. Календарний план-графік:

№ п/п	Етапи виконання дипломної роботи	Термін виконання етапів	Підпис керівника
1.	Уточнення постановки задачі	28.03.2023	
2.	Збір інформації	29.03.2023	
3.	Аналіз літературних джерел	05.04.2023	
4.	Розробка детального змісту дипломної роботи	15.04.2023	
5.	Вступ	20.04.2023	
6.	Розділ 1. Конструкція та статичні характеристики квадрокоптера.	06.05.2023	
7.	Розділ 2. Аналітична математична модель квадрокоптера.	14.05.2023	
8.	Розділ 3. Експериментальне визначення параметрів моделі динаміки квадрокоптера.	20.05.2023	
9.	Оформлення роботи	07.06.2023	

6. Дата видачі завдання: «13» __04___ 2023р.

Керівник дипломної роботи: _____ Безкоровайний Ю.М.

Завдання прийняв до виконання _____ Харченко Я.Г.

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Система корекції положення БПЛА типу VTOL при скиданні вантажів» становить 59 сторінок та містить 26 рисунків, 38 рівнянь, 20 літературних джерел, два додатки.

Об’єкт дослідження: БПЛА типу VTOL.

Предмет дослідження: корекціїя положення БПЛА типу VTOL та при скиданні вантажів.

Мета дослідження: ця робота спрямована на створення та дослідження програми корекції положення та при скиданні вантажу квадрокоптера. Та проведення дослідження розроблених систем.

Методи дослідження: математичне моделювання, експериментальне дослідження, теоретичний аналіз. Інструменти моделювання, такі як MATLAB, були використані для моделювання та імітації поведінки квадрокоптера.

Отримані результати та їх новизна: Результати проекту продемонстрували успішне впровадження система корекції положення БПЛА та при скиданні вантажів. За допомогою експериментального тестування та моделювання було виявлено, що система ефективно стабілізувалась, та скинула вантаж на вказаних координатах.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

БПЛА **–** безпілотний літальний апарат

VTOL, Vertical Take-Off and Landing- вертикальний злыт та приземлення

ПС – повітряне судно

ШІМ – широтно-імпульсна модуляція

GPS – супутникова навігаційна система(Global Positioning System)

ВСТУП

Актуальність теми дипломної роботи обумовлена тенденцією розвитку сучасної науки і техніки. Одним із перспективних напрямків є розробка та створення багатогвинтових літальних апаратів або мультикоптерів. Перевагою цього типу літальних апаратів є можливість літати на трьох режимах, у тому числі задом, без спеціальної злітно-посадкової смуги, а також перевозити вантаж на зовнішніх підвісках. Моя робота присвячена безпілотним літальним апаратам вертикального зльоту типу VTOL.

Під час дослідження були використані дані підручників, журналів, матеріалів науково-практичних конференцій, джерел Інтернету.

В останні роки все більше уваги привертають незвичайні літальні апарати - безпілотники. Безпілотний літальний апарат, також відомий як дрон або дрон, - це літальний апарат, який може рухатися автономно. Дрони тісно пов’язані з повітряними роботами. За останні 30 років кількість дронів у світі зросла в геометричній прогресії. У 2010 році прогнозована вартість виробництва становить 10 мільярдів доларів США. Більшість заявок стосується військових і цивільних сфер. Звичайно, є також простір DIY, де тисячі, якщо не мільйони, користувачів розробляють різні програмні та апаратні платформи для дронів. Федеральне авіаційне управління США прогнозує, що до 2020 року буде понад 15 000 цивільних дронів. Сьогодні вже зрозуміло, що галузь більша. Існує широкий інтерес до дронів. Насправді тільки в США щомісяця продається 15 000 дронів. Це вже індустрія вартістю 15 мільярдів доларів. Очікується, що до 2020 року виробництво зросте на 25 млрд. Вони використовуються у військовій і цивільній сферах.

БПЛА застосовуються в багатьох сферах життєдіяльності людини. Сьогодні їх основне використання пов’язане з аерофотозйомкою, спостереженням, дистанційним зондуванням, використання у сільському господарстві, будівництві та виробництва фільмів, в геодезії при створенні карт висот місцевості, в поліції для фіксації порушень та відстеженні злочинців, у військовій справі для розвідувальних операцій та прикордонних патрулів. Існує багато інших випадків, які посилаються на повітряних роботів або безпілотних літальних апаратів. Військові використовують віддалене пілотування транспортних засобів як дескриптор для безпілотних транспортних засобів. І звичайно, люди знають їх як дрони. Військові ставлять під сумнів використання терміна "безпілотники".

У авіаційній промисловості було розроблено та успішно випробувано численні моделі з можливістю вертикального зльоту, тоді як у конструкціях літаків радіоуправління (RC) не багато з цих проектів були успішними. Більшість з них змогли досягти зльоту та вертикальної посадки, що так чи інакше обмежує функціональність літака. Досягнення зменшеної моделі літака, який має можливості VTOL і може здійснювати крейсерські польоти на збільшену дальність, цілком можливо. БПЛА створили точку опори в сферах електронної комерції; медичне транспортування, наприклад органи, кров і ліки; військові для спостереження та пошуково-рятувальних операцій, а наука для дистанційного моніторингу, досліджень і аналізу. Таким чином, можливість розробити гібрид, який може зависати, а також літати з крилом, була б дуже корисною.

Використовуючи машинне навчання, різноманітні автономні модулі та датчики забезпечують бачення БПЛА, роблячи його керування більш точним та стабільним. Однак БПЛА також стикаються з такими проблемами, як обмежена витривалість, радіус дії та стійкість до суворої погоди. БПЛА з фіксованим крилом вимагають стартових пристроїв або злітно-посадкових смуг для

посадки та зльоту, тому потрібна потужна інфраструктура, яка зазвичай недоступна в містах і компактних віддалених районах. Таким чином, дослідники можуть націлитися на створення автономного БПЛА з нерухомим крилом із можливістю вертикального зльоту. Гібрид літака з фіксованим крилом і квадрокоптера може ефективно планувати з мінімальним співвідношенням тяги до ваги під час польоту, збільшуючи таким чином ефективність, дальність і час польоту. У цьому огляді враховано кілька параметрів у конструкції БПЛА VTOL, як показано на рисунку 1

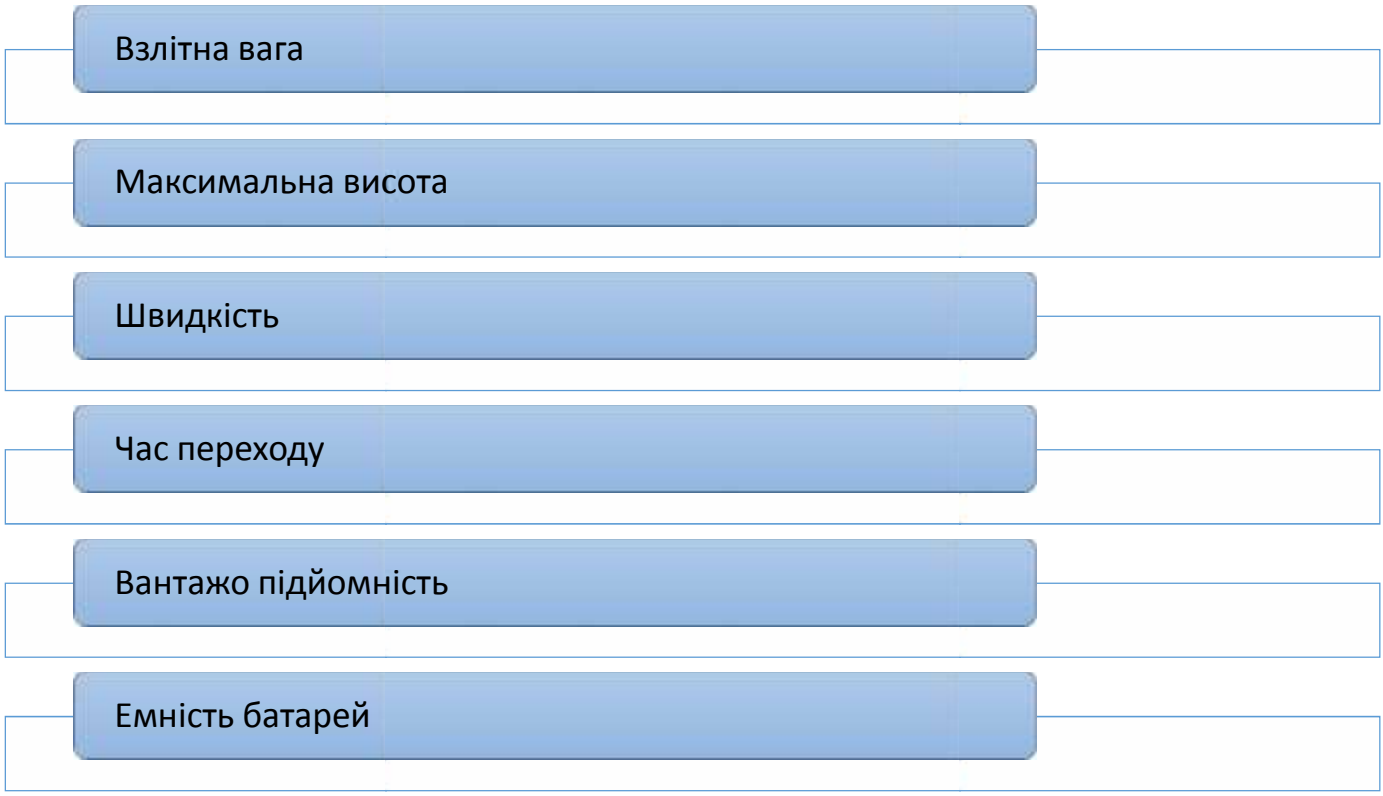


Рис. 1. Досліджено конструктивні параметри БПЛА VTOL.

Специфічні вимоги як електронної комерції, так і військових до безпілотних літальних апаратів разом із збільшенням щільності безпілотних літальних апаратів призвели до нової конфігурації літальних апаратів, які називаються перехідними літальними апаратами (ТА).

Конфігурація ТА використовує переваги як літака з нерухомим крилом, який включає високу швидкість, витривалість і радіус дії, так і літака VTOL,

який забезпечує можливість зависання та точну реакцію на політ на низькій швидкості, що надзвичайно корисно також у віддалених районах як місця з меншим простором для посадки.

ТА включає БПЛА з поворотно-роторним механізмом, також відомі як гібридні БПЛА, рис. 2; незважаючи на наявність знань про обидва типи літаків, існує багато проблем для проектування та управління. На даний момент не існує загальної методології проектування та керованості більшості гібридних БПЛА. Він змінюється залежно від застосування та конфігурації конструкції.

Можливості VTOL у БПЛА, незважаючи на велику кількість проблем, переважують складність. Крім того, ця конструкція більш стійка до відмов, що робить її більш надійною, ніж інші конфігурації, що робить її придатною для використання в суворих погодних умовах для спостереження та доступу до віддалених районів.

Рис. 2. Гібридний БПЛА VTOL.

Існує також багато турбот щодо регулювання. Люди турбуються про БПЛА, безпечні вони чи ні. Люди турбуються про конфіденційність. У цих

БПЛА зазвичай є камери, а камери роблять знімки, які можуть бути непроханими та небажаними для багатьох громадян. Існує також питання безпеки, оскільки супротивники думають про те, як вони можуть маніпулювати датчиками або системами управління та втручатися до внутрішньої роботи БПЛА, щоб робити те, що їм не було призначено. На відміну від транспортних засобів які можуть важити багато, які дуже великі і летять високо над земною поверхнею.. Існує багато різних конструкцій, які ви можете вибрати для створення мікро-повітряних апаратів.

Можна подумати про використання транспортних засобів із фіксованим крилом. Вони мають недолік, не ефективні в обмежених просторах. Такі транспортні засоби не можуть просто зупинитися в повітрі. Вони не можуть планерувати так, як можуть вертольоти. Машини, що махають крилами, які малюють після комах або птахів, можуть насправді зупинятися і ширяти. Однак така механіка складна. Це передбачає вивчення дію вихорів з крил та нестабільних потоків, і дуже важко моделювати їх та інвертувати ці моделі для автономного керування такими транспортними засобами. Очевидна геометрія, яку слід враховувати - це роторні види, і існує багато різних видів ротора, які ви можете собі уявити.

Мультиротор – тип повітряного судна подібний до традиційного вертольоту. Вертольоти – це те, що ми найбільше звикли бачити серед роторних повітряних суден. Мультикоптери мають парне (від 3 до 12) число гвинтів постійного кроку, хоча є пара концепцій з 2 гвинтами (автомата перекосу, на відміну від одно- і двогвинтових апаратів, немає), що обертаються діагонально в протилежних напрямках. Роторні види складалися б з двох одноосьових роторів, що крутяться в протилежних напрямках, також є кандидатом геометрії, але найпростіша геометрія - прості роторні літальні апарати. Квадротори або БПЛА вертикального взльоту. У ньому від трьох до дванадцяти, всі керовані незалежно, що дозволяє керувати судном по висоті, орієнтації та переміщенню. Засіб, вибраний в цій роботі буде БПЛА з з

вертикальним взльотом. Знову ж таки, цей засіб має декілька роторів, що працюють від незалежних двигунів, які встановлені на фіксованій рамі. Роблячи ці механізми меншими, їх також роблять більш безпечними і більш маневреними.

Найбільш поширена кількість роторів: 3 (трикоптер), 4 (квадрокоптер), але будь-яка конфігурація можлива. Більше роторів дає більшу вантажопідйомність але більш дороге в виробництві та потребує більший запас потужності акумулятора.

Керування моторами коптера здійснюється спеціальною платою електроніки на основі сигналів з датчиків. Ця плата автоматично контролює швидкість обертання кожного двигуна в залежності від положення апарата в повітрі, зовнішніх впливів і сигналів управління. Половина гвинтів обертається за годинниковою стрілкою, половина – проти, тому хвостовий гвинт мультикоптеру не потрібен.

За кількома винятками, всі багатомоторні машини належать до сімейства вертикального зльоту та посадки та БПЛА, вони можуть керуватися вручну за допомогою радіоконтролера або працювати самостійно. Коли здійснюються автономні польоти надворі Система Глобального Позиціонування , як правило – основне джерело для отримання та оцінки положення, це робить навігацію у приміщенні складніше, оскільки відсутній GPS-сигнал. Найпоширенішим підходом, для вирішення цієї проблеми, є використання систем комп’ютерного зору з камерами або лазерними сканерами.

Через складну обчислювальну оцінку положення та швидкості за допомогою цих систем часто потрібна низька швидкість вибірки та/або зовнішня обробка. Для дослідницьких цілей для отримання точних оцінок положення та швидкості можна використовувати стаціонарну систему захоплення руху, але це, звичайно, можна використовувати лише у заздалегідь визначеному місці.

Науково-дослідна сфера все ще стикається з деякими проблемами в області управління, тому що БПЛА є сильно нелінійною, багатоваріантною системою і оскільки має декілька ступенів свободи Їх дуже важко контролювати через нелінійну зв’язку приводів і ступенів свободи. Хоча найпоширеніші алгоритми управління польотом, знайдені в літературі, є лінійними контролерами польоту, ці контролери можуть виконувати лише тоді, коли гексаротор зависає у повітрі, вони страждають від величезної погіршення продуктивності, коли гексаротор покидає номінальні умови або виконує агресивні маневри.

Сучасний стан БПЛА знаходиться у величезній стадії розвитку. Прогрес досягають не тільки дослідники та корпорації, але й віддані любителі, залучені до проектів з "відкритим кодом". Багато статей покладаються або на GPS-сигнал для зовнішнього використання, або на систему зйомки руху, щоб оцінити положення БПЛА під час льоту в приміщенні. Таким чином БПЛА забезпечується абсолютними оцінками положення та швидкості, які використовуються для слідування за траєкторією, пластами формування тощо.

У деяких дослідницьких проектах використовуються лише бортові датчики, що дозволяє досягти більшої чіткості, хоча це значно збільшує складність встановлення досить точних оцінок позицій при досить високій частоті вибірки. Коли всі датчики знаходяться на борту, оцінка позицій стає відносною і може почати дрейфувати, через це обчислювальна потужність часто є проблемою.

Огляд системи управління представлений на Рис. 3. Автопілот використовується для низькорівневого управління, наприклад, управління кутовими обертаннями та встановлення вихідних сигналів двигуна або надання даних датчиків, що використовуються для оцінки та контролю вищого рівня. Дані інерціального вимірювального пристрою, сонара та зору зливаються за допомогою нечуткого фільтра Калмана і оцінки надходять до контролерів, які контролюють вертикальне та горизонтальне положення квадрокоптера, шляхом

відправлення встановлених значень положення та дросельної заслінки назад на автопілот.

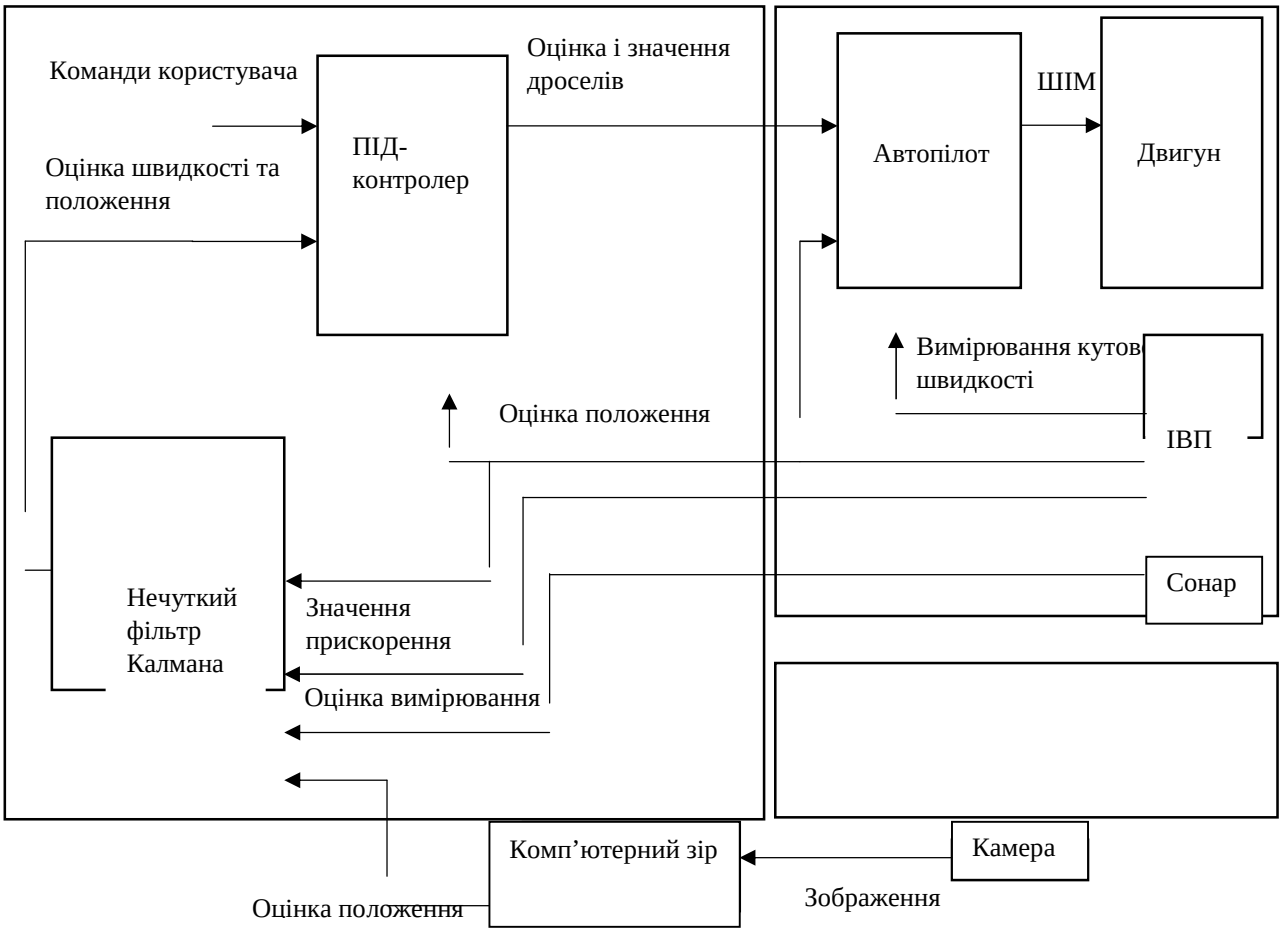


Рис. 3. Огляд керування

БПЛА VTOL з поворотним ротором

БПЛА з подвійною гондолою і поворотним гвинтом, як показано на малюнку 5 . БПЛА призначений для перевезення низьких корисних навантажень, підкреслюючи при цьому швидкість і стабільність. Тяга створюється парою гвинтів, які можуть обертатися навколо поздовжньої площини, створюючи таким чином вектор тяги. Це дозволяє БПЛА стабільно маневрувати через засмічене середовище без значної втрати швидкості. Для відстеження просторової траєкторії розроблено, застосовано та перевірено

метод Ньютона–Ейлера та нелінійний контролер PD на MATLAB Simulink. У рамках проекту також випробувано два прототипи, які успішно демонструють зависання та маневреність.

Рис.4. Концепція поворотного гвинта з двома гондолами для літального апарату.

Вже досліджували властивості поворотного ротора конструкції рульового керування з використанням дротів, зосереджуючись головним чином на гібридних концепціях БПЛА. Існує дві основні концепції, а саме поєднання системи рульового керування та перехідного стану між підйомною силою з гвинтовим приводом та плавним ковзанням.. Було досліджено ймовірне збільшення ступенів свободи разом із їхнім впливом на темп і курсову стабільність БПЛА. Аеродинамічна підйомна сила (F L) і опір (F D) створюються потоком повітря навколо крила, як показано на малюнку 5 . Їх можна описати так:

$$F_t = \frac{1}{2} * (c_L * p * S * v^2)$$

$$F_D = \frac{1}{2} * (c_D * p * S * v^2)$$

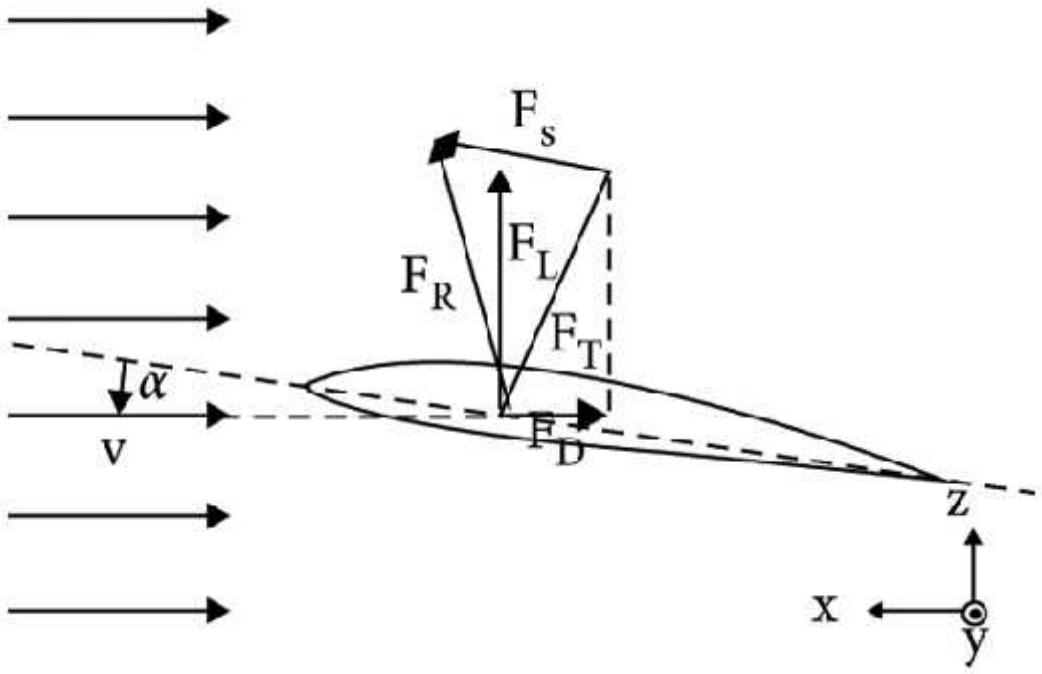


Рис.5. Розподіл сил в крилі під час польоту

Коефіцієнти C L і C D можна визначити в наближеному аналітичному вигляді:

$$C_L = k * C_L * a * C_{L0}^2)$$

$$C_D = k * C_D * C_L^2 * C_{D0}^2)$$

РОЗДІЛ 1

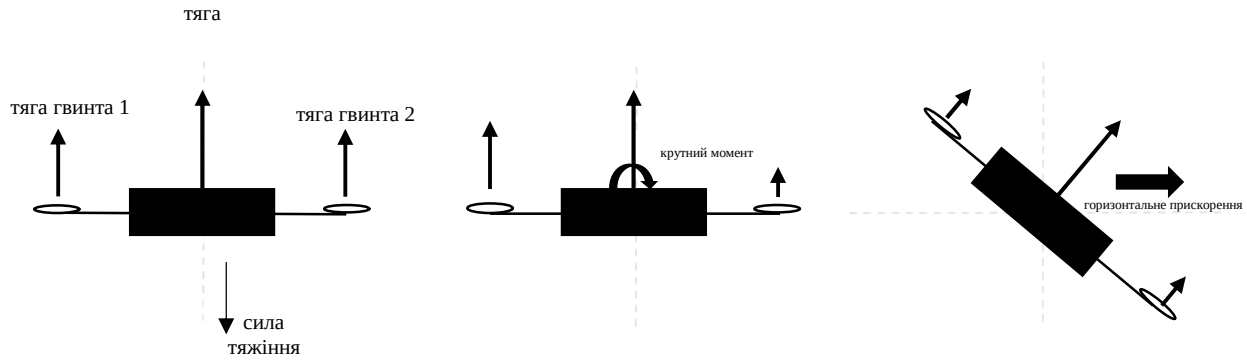
Конструкція та статичні характеристики квадрокоптера

БПЛА типу VTOL - це багатомоторний літальний апарат із вертикальною системою взльоту, як зображено на Рис. 1.1.

Рис. 1.1. БПЛА вертикально взльоту

Можливості польоту БПЛА розділені на три наступних режими польоту, що досягається за допомогою сукупного кутового зміщення двох задніх гвинтів:

Режим VTOL: ця фаза польоту призначена для вертикального набору висоти, зниження та зависання. Літаюча платформа працює в багатороторному режимі, і вся тяга виходить від чотирьох роторів. Для мінімізації енергоспоживання після досягнення необхідної мінімальної висоти платформа БПЛА негайно переходить до польоту в літаковому режимі.



а) гвинти обертаються з однаковою кутовою швидкістю та загальний вектор тяги вирівнюється вектором сили тяжіння

б) зміна швидкості обертання гвинтів призводить до крутних моментів

в) загальний вектор тяги не вирівнюється вектором сили тяжіння при горизонтальному прискоренні

Рис. 1.2. Рух мультикоптера

Перехідний режим: два задні гвинти синхронно нахиляються у вертикальному напрямку, що в свою чергу призводить до збільшення горизонтальної швидкості літака. Кутове положення регулюється зміною тяги окремих роторів таким чином, щоб планер отримав заданий кут атаки відносно

вхідних повітряних потоків. Зі збільшенням горизонтальної швидкості нерухомі крила розвивають підйомну силу. До того як кут атаки досягає заданого значення, кут крену регулюється різницею тяги між лівим і правим гвинтами. Кут повороту регулюється протидіючими моментами, створюваними парами роторів: M1, M3 і M2, M4. У свою чергу, кут нахилу регулюється різницею тяги між переднім і заднім гвинтами. Для горизонтального переходу до зависання виконується зворотна процедура.

Літаковий режим : на цій фазі польоту БПЛА має достатню швидкість поступального руху, що дозволяє генерувати підйомну силу. За таких умов платформа поводиться як звичайний літак, а аеродинамічні керуючі поверхні, такі як кермо напряму висоти та елерони, забезпечують рухи відхилення, тангажу та крену. Необхідна сила тяги створюється двома задніми роторами (M_1, M_2), нахиленими на кут 90 градусів по відношенню до вихідного положення. Два інших передніх двигуна (M_3, M_4) вимикаються і залишаються у вихідному положенні. Ця фаза польоту призначена для енергоефективної тривалої експлуатації.

Ступені свободи складаються з поступального та обертального руху в трьох вимірах, де поступальний рух створюється зміною напрямку та величини тяги виходу гвинта. Для нарізаних лопатей ротора (як у цій тезі) обертальний рух, необхідний для нахилу вектора тяги, здійснюється зміною швидкості гвинтів окремо для створення крутних моментів навколо центру обертання. Сума швидкостей гвинта визначатиме величину довірчого вектора. Рух багатомоторника у двовимірній площині зображено на Рис. 1.3.

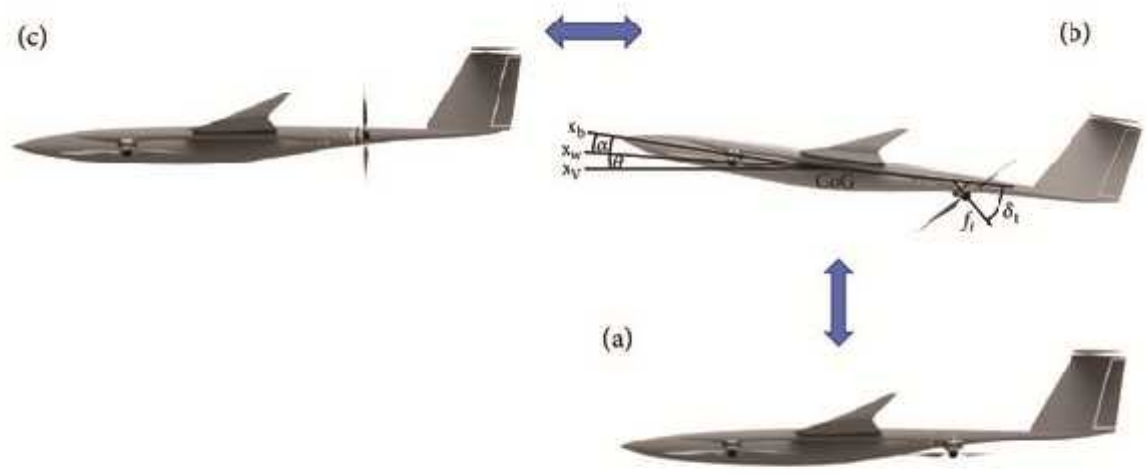


Рис. 1.3. Польотні режими: (a) режим VTOL, (b) перехідний режим і (c) режим літака.

Така конструкція характеризується високою маневреністю в обмеженій зоні, а час польоту відносно тривалий понад одну годину, що недосяжно для звичайних мультироторних носіїв. Перевагою запропонованого підходу є можливість складати лише самі ротори, а не все крило. Під час зльоту, посадки та зависання це рішення робить літак більш стійким до зустрічного вітру. У літаковому режимі перевагою також є використання роторів у системі штовхання за задньою кромкою закрилка, що забезпечує рівномірність повітряного потоку, що обтікає профіль. Передні двигуни вимикаються, тому що вони лише заважають потокам повітря, не збільшуючи істотно підйомну силу, створювану на крилі.

РОЗДІЛ 2

Математична модель

Конфігурація літака VTOL показана на рисунку 2.1 . У цій статті осі x ,y і z інерціальної системи координат визначені як права декартова система координат із напрямками на північ, схід і вниз, скорочена як система координат NED.

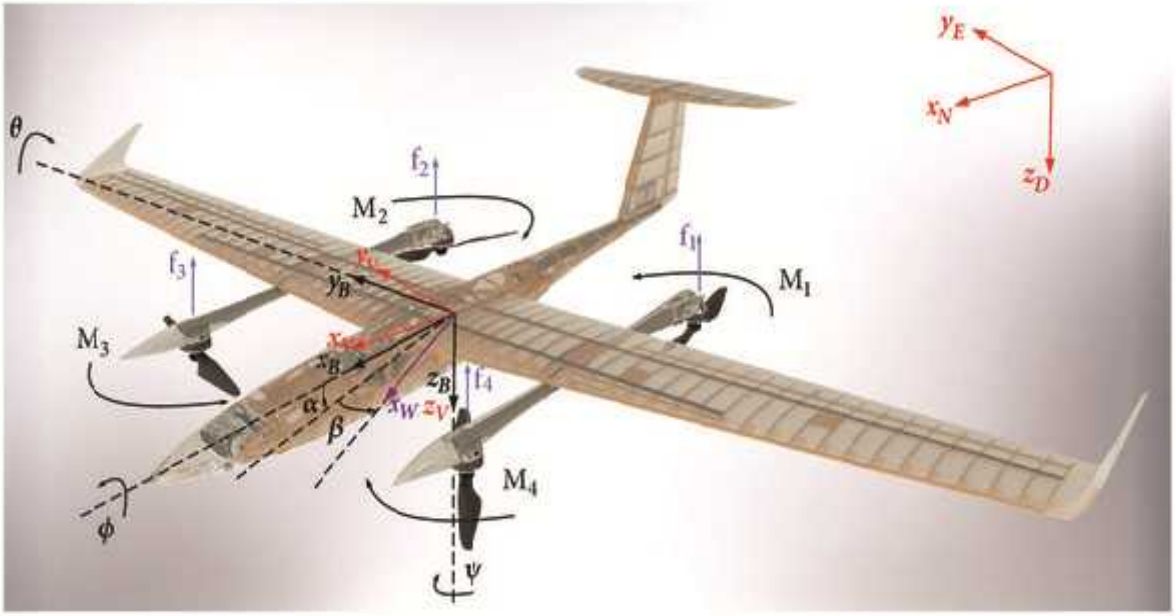


Рис. 2.1. Зв’язана система координат та індексування роторів

Рух літака будемо розглядати відносно наступних систем координат:

1. інерціальна система відліку $F_E = (x_N y_E z_D)$ з визначенням початку на поверхні Землі,
2. інерціальна система відліку $F_V = (x_V y_V z_V)$з початком в центрі мас літака,
3. система відліку тіла, $F_B = (x_B y_B z_B)$
4. система відліку вітру. $F_\omega = (x_\omega y_\omega z_\omega)$

Вважаючи, що літак VTOL є твердим тілом із шістьма ступенями свободи, стан руху літака визначається дванадцятьма координатами. Приймається такий вектор стану:

$$\bar{X} = [U, V, W, \phi, \theta, \psi, P, Q, R, x, y, z]^T \quad (2.1)$$

Де U, V,W і P,Q,R – проекції швидкості та кутової швидкості на осі x_B, y_B та z_B відповідно системи осей тілаF_B . Три кути Ейлера: кут крену ϕ , кут тангажу θ і ψ кут рискання вводяться для визначення кутового положення літака відносно Землі, тобто орієнтації системи координат тіла F_B відносно системи координат Землі F_V .

Оскільки вектор керування містить наступні змінні, їх відповідні комбінації дозволяють ефективно керувати платформою на певних режимах польоту:

$$\bar{U} = [u_1, u_2, u_3, u_4, \delta_t, \delta_e, \delta_r, \delta_a]^T \quad (2.2)$$

де u_i є Входи двигуна ШІМ ($i = 1, \dots, 4$), δ_t - прогин гондоли ротора, δ_e прогин ліфта, δ_r є прогином керма, і δ_a це прогин елеронів. Позначимо швидкості наступним чином:

$(\bar{V}_E)_{F_B} = [U, V, W]^T$: швидкість польоту по відношенню до Землі,

$(\bar{V}_a)_{F_B} = \left[V_a\ , V_a\ , V_a\ \right]^T$: швидкість повітряного судна по відношенню до повітря,

$(\bar{V}_W)_{F_W} = [U_W, V_W, W_W]^T$: швидкість вітру по відношенню до Землі,

$$(\bar{V}_a)_{F_B} = (\bar{V}_E)_{F_B} - \boldsymbol{D_{BW}}(\bar{V}_W)_{F_W} \quad (2.3)$$

Для того щоб визначити аеродинамічні сили і моменти, що діють на літак, необхідно знати швидкість польоту і два кути: кут атаки α і кут бічного ковзання β. Ці величини наведені на малюнку 2.1, який показує політ, зв'язок між цими швидкостями можна записати у вигляді літака з урахуванням потоку повітряних потоків з його лівого боку. Вони визначаються на основі координат вектора швидкості:

$$\alpha = \arctan \frac{V_\alpha}{V_\alpha} \tag{2.4}$$

$$\beta = \arcsin \frac{V_\alpha}{V_\alpha} \tag{2.5}$$

$$(V_\alpha)_{F_B} = \left(V_\alpha^2 + V_\alpha^2 + V_\alpha^2\right)^{1/2} \tag{2.6}$$

Перед введенням відповідних рівнянь, що описують рух літака VTOL, матриці перетворення, які з'єднують між собою певні системи координат, будуть представлені в наступному вигляді:

(i) Матриця перетворення $\boldsymbol{L_B}$ з системи координат Землі F_V до системи координат тіла F_B :

$$L_B = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \tag{2.7}$$

(ii) Матриця трансформації $\boldsymbol{D_B}$ від вітрової системи координат F_W до системи координат тіла F_B :

$$D_B = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & -\cos\alpha\sin\beta & -\sin\alpha \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ \sin\alpha\cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta & \cos\alpha \end{bmatrix} \tag{2.8}$$

(iii) Матриця $\boldsymbol{T_\omega}$ описує зв'язок між кутами Ейлера і кутовою швидкістю P, Q, R літака:

$$T_\omega = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\frac{\sin\theta}{\cos\theta} & \cos\phi\frac{\sin\theta}{\cos\theta} \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \frac{\sin\phi}{\cos\theta} & \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \end{bmatrix} \tag{2.9}$$

У даній роботі рухи повітря по відношенню до Землі приймаються рівними нулю, а зв’язок між швидкостями набуває вигляду:

$$(\bar{V}_a)_{F_B} = (\bar{V}_E)_{F_B} = \begin{pmatrix} U \\ V \\ W \end{pmatrix} \tag{2.10}$$

Виходячи з цього, рух літака VTOL описується наступною нелінійною системою з дванадцяти рівнянь:

$$m(\dot{U} + Q \quad - R \quad + g\sin\,\theta) = F_X \tag{2.11}$$

$$m(\dot{V} + R \quad - P \quad - g\sin\,\phi\cos\,\theta) = F_Y \tag{2.12}$$

$$m(\dot{W} + P \quad - Q \quad - \mathrm{g}\cos\phi\cos\theta) = F_Z \tag{2.13}$$

$$\dot{P}I_X + Q \quad (I_Z - I_Y) - (P \quad + \dot{R})I_X \quad = L \tag{2.14}$$

$$\dot{Q}I_Y + P \quad (I_X - I_Z) + (P^2 - R^2)I_X \quad = M \tag{2.15}$$

$$\dot{R}I_Z + P \quad (I_Y - I_X) + (Q \quad - \dot{P})I_X \quad = N \tag{2.16}$$

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = T_\omega \begin{pmatrix} P \\ Q \\ R \end{pmatrix} \tag{2.17}$$

$$\begin{pmatrix} \ddot{x}_E \\ \ddot{y}_E \\ \ddot{z}_E \end{pmatrix} = L_B^T \begin{pmatrix} U \\ V \\ W \end{pmatrix} \tag{2.18}$$

де

m маса літака,

g прискорення вільного падіння,

$\bar{F} = [F_X, F_Y, F_Z]^T$ вектор сили від аеродинамічних сил і тяги,

$\bar{M} = [L, M, N]^T$ вектор крутного моменту від аеродинамічних сил і тяги,

$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_x \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_x & 0 & I_z \end{bmatrix}$ є матрицею інерції.

Рівняння (2.11)-(2.18) дозволяють описати просторовий рух літальних апаратів в каркасі кузова. Визначення сил і моментів. Сили і моменти в центрі ваги літака мають компоненти, обумовлені аеродинамічними ефектами і тягою двигунів (ці компоненти будуть позначатися, відповідно, нижніми індексами(A і T). Сили, що діють на літальний апарат, можна представити у вигляді наступного векторного рівняння, вираженого в $F_Б$ системі:

$$\begin{aligned} \bar{F}_Б &= \begin{bmatrix} F_X \\ F_Y \\ F_Z \end{bmatrix} = \bar{F}_{B_T} + \bar{F}_{B_A} = \begin{bmatrix} F_{X_T} \\ F_{Y_T} \\ F_{Z_T} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_{X_A} \\ F_{Y_A} \\ F_{Z_A} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} F_{X_T} \\ 0 \\ F_{Z_T} \end{bmatrix} + D_Б \begin{bmatrix} -D \\ Y \\ -L \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{2.19}$$

Компонент тяги F_Y може виникати за рахунок незбалансуваня потужності двигуна в багатомоторному літаку. Однак в нашому випадку застосована векторизація тяги, за допомогою задніх сервоприводів, усуває цю проблему ($F_Y = 0$).

У загальному вигляді тягова складова $\bar{F}_{B_T}$ має наступний вигляд::

$$\bar{F}_{B_T} = \begin{bmatrix} F_{X_T} \\ 0 \\ F_{Z_T} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1 \cos\ \delta_t + f_2 \cos\ \delta_t \\ 0 \\ f_3 + f_4 + f_1 \sin\ \delta_t + f_2 \sin\ \delta_t \end{bmatrix} \tag{2.20}$$

де δ_t є похило-роторним прогином і f_i та i сила ротора ($i = 1, \dots, 4$)

У найпростішому вигляді зв'язок між тягою f_i і i генерується та керуючим сигналом u_i був описаний як квадрат кутової швидкості ротора. Більш детальний опис з урахуванням динаміки двигуна BLDC, аеродинаміки гвинта, Електронний регулятор швидкості (ESC) і акумуляторні батареї. Для цілей даної роботи передбачалося, що $f_i = f(u_i)$, де $i = 1, \dots, 4$.

Аеродинамічні сили $\bar{F}_{B_A}$ Діючі на повітряне судно повітряні судна визначаються через безрозмірні аеродинамічні коефіцієнти [29,33] :

$$D = \bar{q} S C_D - \text{опору}$$

$$Y = \bar{q}SC_Y - \text{ бічного потоку,}$$
$$L = \bar{q}SC_L - \text{ підйомний} \tag{2.21}$$

де $\bar{q} = 0.5\rho V_a^2$ динамічний тиск вільного потоку; ρ щільність повітря; V_a - швидкість повітряного судна по відношенню до повітря; S це площа крила; C_D, C_Y, і C_L є безрозмірними коефіцієнтами сили.

Моменти, що діють на повітряне судно під час польоту в F_B системи мають наступний вигляд::

$$\bar{M} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \bar{M}_T + \bar{M}_A = \begin{bmatrix} l_T \\ m_T \\ n_T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} l_A \\ m_A \\ n_A \end{bmatrix} \tag{2.22}$$

Компонент крутного моменту, що виникає в результаті тяги двигуна $\bar{M}_T$ складається з дії різниці тяги кожної пари і від гіроскопічного ефекту:

$$\begin{aligned} \bar{M}_T = & \begin{bmatrix} l_T \\ m_T \\ n_T \end{bmatrix} \\ = & \begin{bmatrix} F_{Z_T \Delta y} F_{Z_T \Delta x} \Delta \\ F_{X_T} \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2} \end{bmatrix} + \omega \\ & \times \begin{bmatrix} -J_r(\Omega_1 - \Omega_2)\cos\ \delta_t \\ 0 \\ -J_r(\Omega_1 \sin\ \delta_t + \Omega_3 - \Omega_2 \sin\ \delta_t - \Omega_4) \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{2.23}$$

де

$\Delta x, \Delta y$ - відстані від складової сили до осі обертання,

$$\omega = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}$$

J_r інерційність ротора,

$\Omega_i (i = 1,2,3,4)$ кутова швидкість i підйомного ротора.

З урахуванням геометричного розташування кожної рухової установки в розглянутому планері було отримано наступне співвідношення:

$$\bar{M}_T = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}l_2 f_4 + \frac{1}{2}l_2 f_1 \sin\ \delta_t - \frac{1}{2}l_2 f_3 - \frac{1}{2}l_2 f_2 \sin\ \delta_t \\ \frac{1}{2}l_1 f_3 + \frac{1}{2}l_1 f_4 - \frac{1}{2}l_1 f_2 \sin\ \delta_t - \frac{1}{2}l_1 f_1 \sin\ \delta_t \\ \sqrt{\left(\frac{1}{2}l_1\right)^2 + \left(\frac{1}{2}l_2\right)^2}\, f_1 \cos\ \delta_t \sin\ \delta_g - \sqrt{\left(\frac{1}{2}l_1\right)^2 + \left(\frac{1}{2}l_2\right)^2}\, f_2 \cos\ \delta_t \sin\ \delta_g \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} -J_r q(\Omega_1 \sin\ \delta_t + \Omega_3 - \Omega_2 \sin\ \delta_t - \Omega_4) \\ -J_r r(\Omega_1 - \Omega_2)\cos\ \delta_t + J_r p(\Omega_1 \sin\ \delta_t + \Omega_3 - \Omega_2 \sin\ \delta_t - \Omega_4) \\ J_r q(\Omega_1 - \Omega_2)\cos\ \delta_t \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

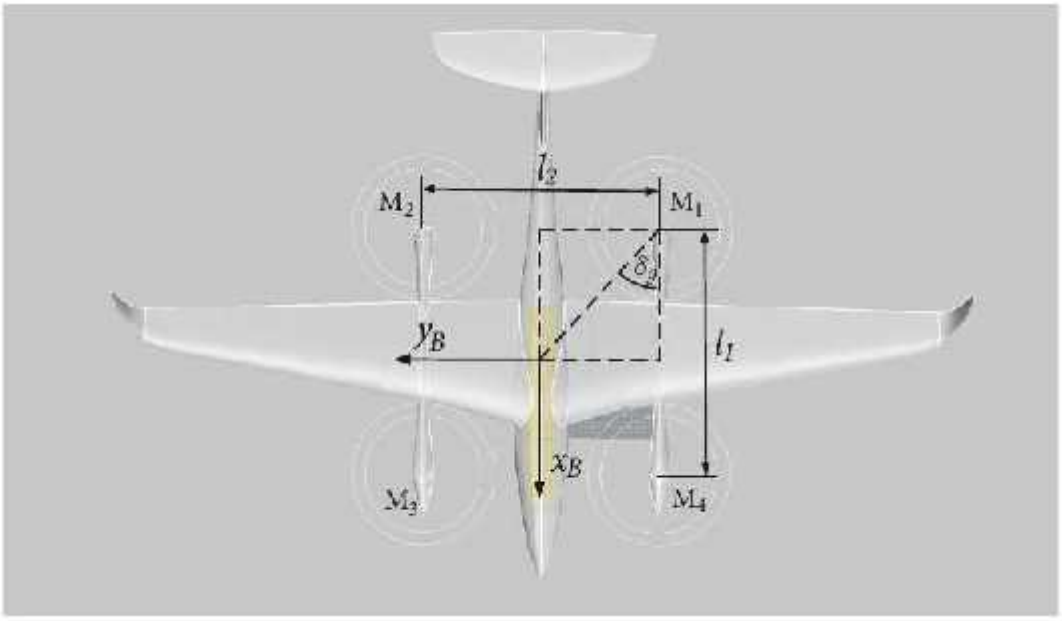


Рис. 2.2 Конфігурація БПЛА

Вектор гіроскопічного крутного моменту проявляється у вигляді обертання навколо небажаної осі, яка перпендикулярна осі рушія і осі, навколо якої досягається шукане обертання. Тому модель повинна також включати гіроскопічний ефект, що виникає в результаті обертання гондол (M_1, M_2) від δ_t кута. Однак під час перехідної фази кутова швидкість роторів $\Omega_1 = \Omega_2$ І кути повороту гондол також однакові, тоді як напрямок обертання гвинтів протилежний. Таким чином, гіроскопічні моменти беруть початок від роторів M_1, M_2 під час обертання де δ_t кути скасовуються.

Аеродинамічний момент $\bar{M}_A$ складається з моменту, визначеного безрозмірними аеродинамічними коефіцієнтами, і моменту, що виникає внаслідок різниці в положенні центру ваги і центру тиску:

$$\begin{aligned}\bar{M}_A = & \begin{bmatrix} l_A \\ m_A \\ n_A \end{bmatrix} \\ = & \begin{bmatrix} \bar{q}SbC_l \\ \bar{q}S\ C_m \\ \bar{q}S\ C_n \end{bmatrix} \\ & + \begin{bmatrix} (cg_Z - \text{aer}\ p_Z)F_{X_A} - (cg_X - \text{aer}\ p_X)F_{Z_A} \\ (cg_X - \text{aer}\ p_X)F_{Y_A} \end{bmatrix}\end{aligned} \tag{2.25}$$

де $\bar{q} = 0.5\rho V_a^2$ динамічний тиск вільного потоку; ρ щільність повітря; V_a - швидкість повітряного судна по відношенню до повітря; S це площа крила; b розмах крила; c — середня аеродинамічна хорда крила; C_l, C_m, і C_n є безрозмірними коефіцієнтами моменту; cg_j є центром ваги в j-вісь; aerp_j є аероорієнтною точкою в j-вісі ($j = x, z$).

Специфіка польоту літака VTOL призводить до того, що вся польотна оболонка платформи БПЛА розділяється на три різні режими польоту: VTOL, перехід та літак. Це було досягнуто за рахунок колективного кутового зміщення двох задніх роторів (рис. 2.2). Форма безрозмірних коефіцієнтів сили і моменту залежать також від фази польоту, а тому в наступній частині статті аналіз моделі буде проводитися в окремих режимах.

2.2 Режим VTOL. У разі вертикального польоту існують наступні умови: кут нахилу гондол ротора $\delta_t = 90°$, кут атаки $\alpha = 0°$, і кут бокового ковзання $\beta = 0°$. Вектор управління, визначений в (2.2), приводиться до наступного вигляду:

$$\bar{U} = [u_1, u_2, u_3, u_4]^T \tag{2.26}$$

З точки зору бортмеханіків, не можна говорити про лобовому опорі, бічній силі і підйомній силі, як в класичному підході до планера. У режимі VTOL враховуються два основних аеродинамічних ефекту. Один стосується того, як створюється тяга, тоді як інший має справу з силою опору, яка завжди протилежна напрямку руху по осі -z

Сила повітряного опору виражається так само, як і в (2.21), при цьому швидкість літака знижена до вертикальної швидкості W.

$$\bar{F}_B = \begin{bmatrix} F_X \\ F_Y \\ F_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 4 \\ \sum_{i-1}^{f_i} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 4 \\ \sum_{i-1}^{4} f_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\frac{1}{2}\rho W^2 S C_D \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

У вертикальному польоті конструкція планера VTOL створює великий повітряний опір; Тому дана силова складова має значно великі значення, в порівнянні з класичною конфігурацією мультіротора.

Моменти, що діють на повітряне судно під час польоту в режимі VTOL, описують (2.22), (2.24) та (2.25); однак аеродинамічні моменти в (2.25) рівні нулю ($l_A = m_A = n_A = 0$).

2.3. Режим переходу. Під час перехідної фази (див. Рисунок 6) головну роль у виробленні поступального руху грає взаємодія між кутовою швидкістю роторів $\Omega_i (i = 1,2,3,4)$ і прогин гондол ротора δ_t, У той час як вплив контрольних поверхонь вторинне. Тільки на швидкостях, близьких до швидкості звалювання, їх участь стає значним. Тому вектор управління набуває наступного вигляду:

$$\bar{U} = [u_1, u_2, u_3, u_4, \delta_t]^T \quad (2.28)$$

Сили, що діють на літак VTOL, визначаються (2.19)-(2.21). Однак безрозмірні коефіцієнти сили C_D, C_Y, і C_L мають наступний вигляд:

$$\begin{aligned} C_D &= C_{D0}(\alpha, \beta)_{q=\delta_e=0} + C_D\ (\alpha)\frac{q}{2V} + C_{D\delta_t}(\alpha)\delta_t \\ C_Y &= C_{Y0}(\beta)_{p-r-\delta_r-\delta_a-0} + C_Y\ (\alpha)\frac{p}{2V} + C_Y\ (\alpha)\frac{r}{2V} \\ C_L &= C_{L0}(\alpha, \beta)_{q-\delta_e-0} + C_L\ (\alpha)\frac{q}{2V} + C_{L\delta_t}(\alpha)\delta_t \end{aligned} \quad (2.29)$$

Моменти описуються (2.22)-(2.25), але безрозмірні коефіцієнти моменту C_l, C_m, C_n прийняти форму:

$$\begin{aligned} C_l &= C_{l0}(\alpha, \beta)_{p-r-\delta_r-\delta_a-0} + C_{l1}\ (\alpha)\frac{p}{2V} + C_{l1}\ (\alpha)\frac{r}{2V} \\ C_m &= C_{m0}(\alpha)_{q=\delta_e=0} + C_m\ (\alpha)\frac{q}{2V} + C_{m\delta_t}(\alpha)\delta_t \\ C_n &= C_{n0}(\alpha, \beta)_{p-r-\delta_r-\delta_a-0} + C_n\ (\alpha)\frac{p}{2V} \\ &\quad + C_n\ (\alpha)\frac{r}{2V} \end{aligned} \quad (2.30)$$

Особливі аеродинамічні похідні $C_i = C_i(\alpha, \beta)$ в (2.29) і (2.30) можуть бути обчисленні в програмному забезпеченні ANSYS за допомогою аналізу всього планера в $3D$.

2.4. Політний режим. При такому режимі польоту літак набрав достатню швидкість (вище швидкості звалювання) для створення аеродинамічних сил для підйому і управління польотом. У цьому режимі літак VTOL поводиться як звичайний літак, а вектор управління містить такі змінні:

$$\bar{U} = [u_{thl}, \delta_e, \delta_r, \delta_a]^T \tag{2.31}$$

де $u_{\text{thtl}} = u_1 + u_2$.

Коли платформа досягає мінімальної крейсерської швидкості, двигуни M_3, M_4 відключаються, кут нахилу гондол ротора встановлюється рівним $0(\delta_t = 0°)$, А рушійну силу дають тільки мотори M_1 і M_2.

Сили, що діють в режимі повітряного судна, визначаються рівнянями (2.19)-(2.21); Однак безрозмірні коефіцієнти сили C_D, C_Y, C_L мають наступний вигляд::

$$\begin{aligned}
C_D &= C_{D0}(\alpha, \beta)_{q=\delta_e=0} + C_D\ (\alpha)\frac{q}{2V} + C_{D\delta_e}(\alpha)\delta_e \\
C_Y &= C_{Y0}(\beta)_{p-r-\delta_r-\delta_a-0} + C_Y\ (\alpha)\frac{p}{2V} + C_Y\ (\alpha)\frac{r}{2V} \\
&\quad + C_{Y\delta_r}(\alpha)\delta_r + C_{Y\delta_a}(\alpha)\delta_a \\
C_L &= C_{L0}(\alpha, \beta)_{q=\delta_e=0} + C_L\ (\alpha)\frac{q}{2V} + C_{L\delta_e}(\alpha)\delta_e
\end{aligned} \tag{2.32}$$

Моменти описуються (2.22)-(2.25), але безрозмірні коефіцієнти моменту C_l, C_m, C_{ll} прийняти форму

$$\begin{aligned}
C_l &= C_{l0}(\alpha, \beta)_{p-r-\delta_r-\delta_a-0} + C_{li}\ (\alpha)\frac{p}{2V} + C_{li}\ (\alpha)\frac{r}{2V} \\
&\quad + C_{l\delta_r}(\alpha, \beta)\delta_r + C_{l\delta_a}(\alpha, \beta)\delta_a \\
C_m &= C_{m0}(\alpha)_{q-\delta_e-0} + C_m\ (\alpha)\frac{q}{2V} + C_{m\delta_e}(\alpha)\delta_e \\
C_{ll} &= C_{ll0}(\alpha, \beta)_{p=r=\delta_r=\delta_a=0} + C_n\ (\alpha)\frac{p}{2V} \\
&\quad + C_n\ (\alpha)\frac{r}{2V} + C_{ll\delta_r}(\alpha, \beta)\delta_r \\
&\quad + C_{ll\delta_a}(\alpha, \beta)\delta_a
\end{aligned} \tag{2.33}$$

Як і в двох попередніх режимах польоту, індивідуальні коефіцієнти безрозмірних сил і моментів $C_i = C_i(\alpha, \beta)$ в (2.32), (2.33) можуть бути розраховані в програмному забезпеченні ANSYS за допомогою 3D CFD аналізу всього планера.

Одним із справжніх підводних каменів будь-якого автономного БПЛА є правильність інформації про його орієнтацію, положення та швидкість. Якщо польоти проводяться у зовнішніх умовах, GPS майже завжди є рішенням, щоб отримати оцінку позицій, що відповідають їх точності. Під час руху в приміщенні можна використовувати систему фіксації руху, щоб отримати хорошу інформацію про орієнтацію, положення та швидкість руху. Але хороша система захоплення руху дуже дорога і вона є життєздатною лише для тестів у заздалегідь визначеному місці. Якщо всі датчики розміщені на борту, БПЛА мабуває більшої кількості можливостей. Одним із можливих варіантів є використання лазерного сканера, хоча інформація часто потребує обробки на зовнішньому комп'ютері.

Отже, питання полягає в тому, як поліпшити оцінку позиції і в той же час отримати хороший показник оцінювання швидкості для здійснення контролю? Необхідне вдосконалення шукається в додатковій інформації, наданому інерційному вимірювальному пристрою. Акселерометри можуть бути інтегровані для отримання швидкості, а швидкість може бути інтегрована для отримання положення. За допомогою наданої інформації про відношення можливі перетворення між зв'язною та земною системою координат, а вплив сили тяжіння можна компенсувати. Але для цього потрібно бути дуже обережним через недосконаліть датчиків. Акселерометри дуже чутливі до вібрації, спричиненої роторами, і від порушень внаслідок іншої електроніки, вони упереджені, а також піддаються повільному дрейфу. Інформація про відношення отримується шляхом інтеграції гіроскопічних вимірювань, які виправляються акселерометрами, і тут знову виникають проблеми шуму, зміщення та дрейфу. Помилки в вимірюваннях датчиків будуть надзвичайно швидко збільшуватися для кожної інтеграції, що робить позицію та швидкість на основі чистих даних ІВП дуже важкими, якщо не неможливими, за допомогою датчиків низької вартості. Дані ІВП не використовуватимуться

самостійно, а натомість використовуватимуться для покращення оцінок, наданих системою зору та сонаром. Для усунення недоліків датчиків все ще дуже важливим це хороше вдосконалення.

Модель шуму

Шум процесу. Матриця **Q** коваріації шуму процесу може розглядатися як невизначеність моделі, і це також те, що рухає систему вперед. Для станів, змодельованих як випадкова прогулянка, це буде єдиним терміном в їхній моделі оновлення. У фільтрі $\mathbf{Q}_k$ буде діагональна матриця, в основному використовуватись як параметр настройки. Шум передбачається входити в систему за диференціальним рівнянням вищого порядку, тому процес значення шуму положення і швидкості встановлено на низьке значення. Решта станів - випадкові, і тут шум процесу використовується для контролю того, наскільки швидко вони можуть змінюватися. Для перетворення **Q** на дискретний час використовується наближення, описане рівнянням 2.34, де h – час вибірки, а Ф – матриця переходу дискретного стану системи.

$$Q_k = \int_0^h \Phi(\tau) Q \Phi^T(\tau) d \approx Qh$$

(2.34)

Це наближення першого порядку ігнорує умови у $\mathbf{Q}_k$, які були б помножені на $h^N, \{N \in Z \mid N \geq 2\}$.

Шум при вимірюванні

Шум вимірювання **R** являє собою невизначеність вимірювань і може бути оцінений, переглядаючи дані, отримані даними датчиками. Дані реєструються, а потім коефіцієнт вимірювання шуму обчислюється за допомогою офлайн-аналізу. Дані акселерометра та сонара фільтруються у MATLAB для розрізнення шуму від потрібного сигналу, а потім визначаються коваріації шуму та перехресні коваріації. Оскільки основної інформації про істину немає,

коваріація оцінок бачення буде налаштована вручну без будь-яких початкових здогадок. Перехресні коваріації, які включають вимірювання зору встановлюються на нуль.

Висновки до розділу 2

1.Було отримано математичні рівнняння які описують рух БПЛА для успішного корекції та керування, та при скиді вантажу ,в різних режимах польоту, найточнішим для скиду вантажу є режим VTOL.

2. Було математично описано систему керування квадрокоптером, в загальності описано контролери положення, висоти та кутової швидкості для подальшої розробки моделі керування в програмі MATLAB.

3. Було розроблено систему керування квадрокоптером для подальших досліджень та аналізу роботи квадрокоптера.

РОЗДІЛ 3

Дослідження система корекції положення БПЛА типу VTOL при скиданні вантажів

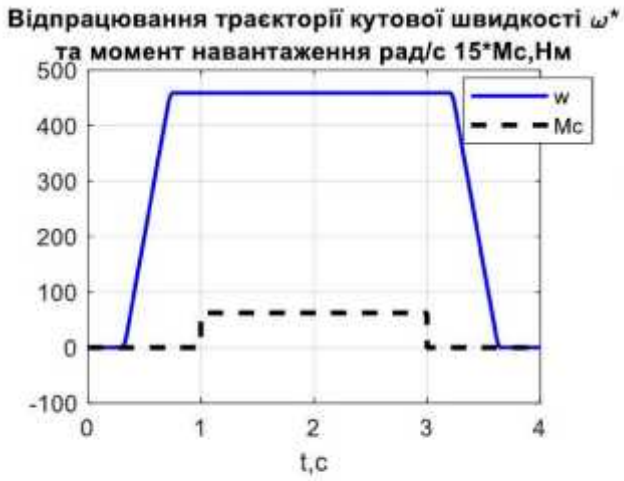
Для дослідження використовувалася модель системи керування квадрокоптером, розроблена в програмі MATLAB.

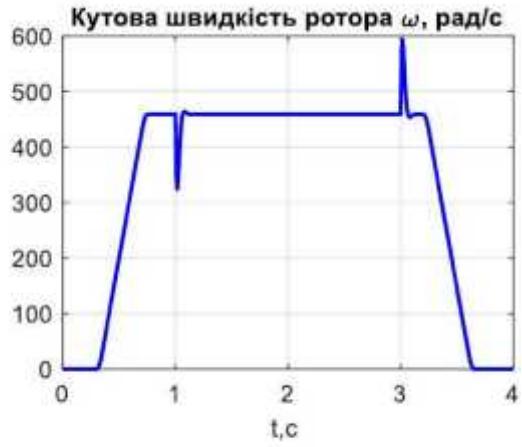
Умови випробування: Двигун розганяється від нуля до ω_h протягом 0,19 с, тривалість розгону становить 0,44 с При роботі на постійній швидкості прикладіть 1 с до валу двигуна, а кінцевий час дорівнює 2,0 с Номінальний момент навантаження M_c=8,25 - це видалення НМ.В Час 3,1с Гальмування двигуном виконується до нульової швидкості, тривалість гальмування 0,44с.

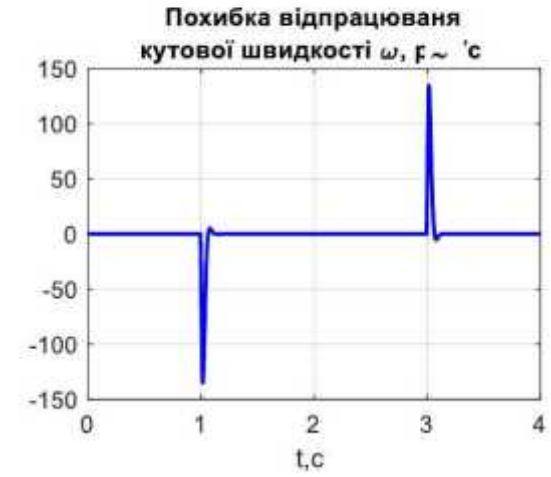
Виберемо коефіцієнти пропорційної та інтегральної дії регулятора швидкості k_ω=101,k_ωi=(k_ω ^2)/2=4955, коефіцієнт демпфування ξ=0.700. Для регулятора струму пропорційний та інтегральний коефіціснти візьмемо k_i=1001,k_ii=(k_i^2)/4=24950, коефіціснт демпфування ξ=1.

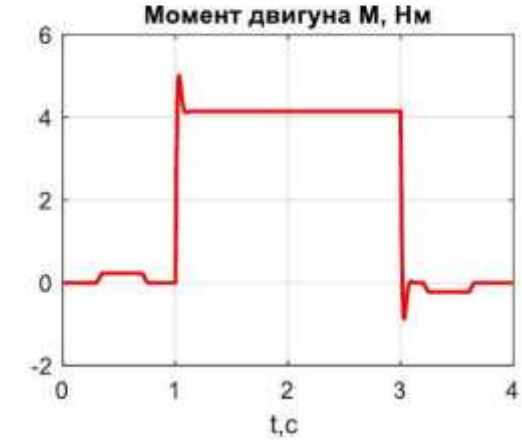
Після створення заданої траєкторії та передачі її двигуну ми можемо спостерігати процес, що відбувається в двигуні та регуляторі.

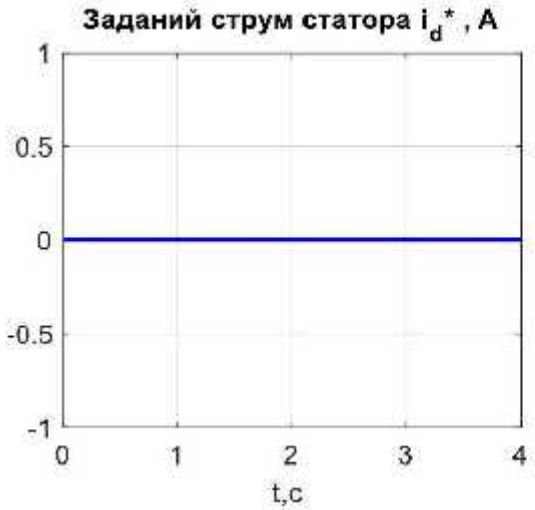
Графіки перехідних процесів відпрацювання заданої траєкторії швидкості представлено на рис. 3.1-3.2/Блок схема моделі зображена на рис.3.2.

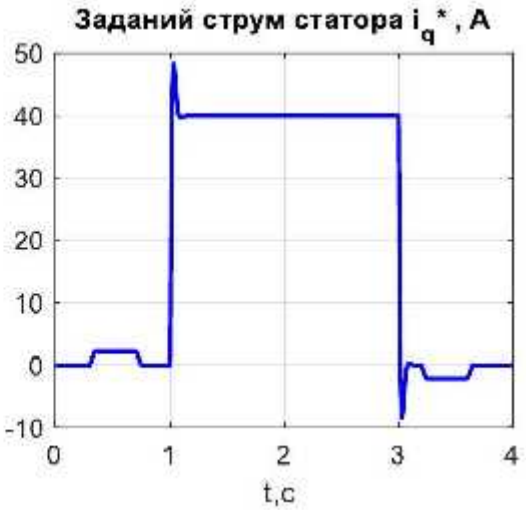

Відпрацювання траєкторії кутової швидкості ω*
та момент навантаження рад/с 15*Mc,Нм
w
Mc
t,c


Кутова швидкість ротора ω, рад/с
t,c


Похибка відпрацювання
кутової швидкості ω,
t,c


Момент двигуна M, Нм
t,c


Заданий струм статора i_d* , A
t,c


Заданий струм статора i_q* , A
t,c

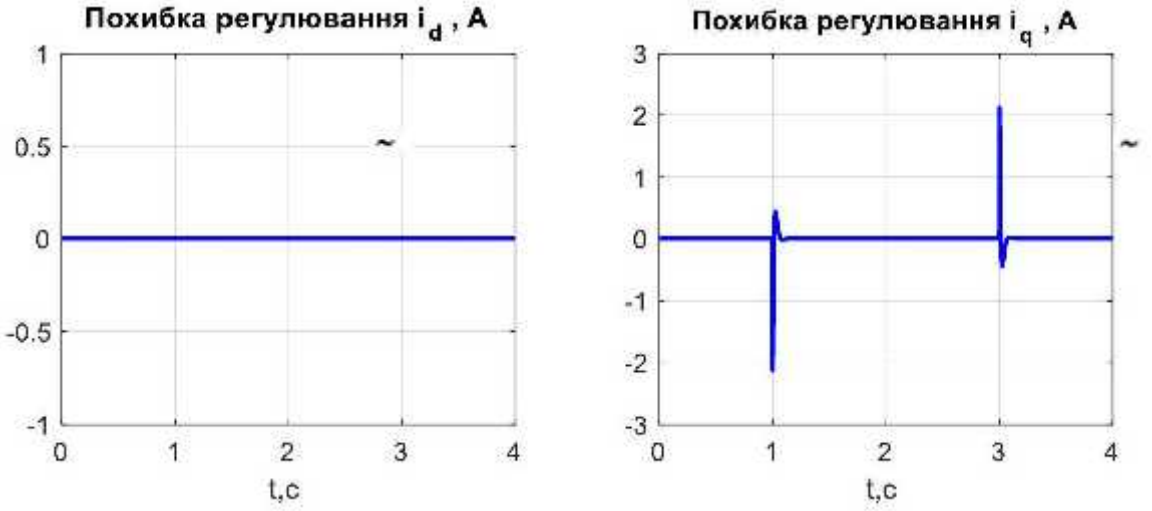


Рис. 3.1 Графіки перехідних процесів системи векторного керування при $\omega^{*} = \omega_{н}$

3.2 Дослідження роботи системи керування квадрокоптером

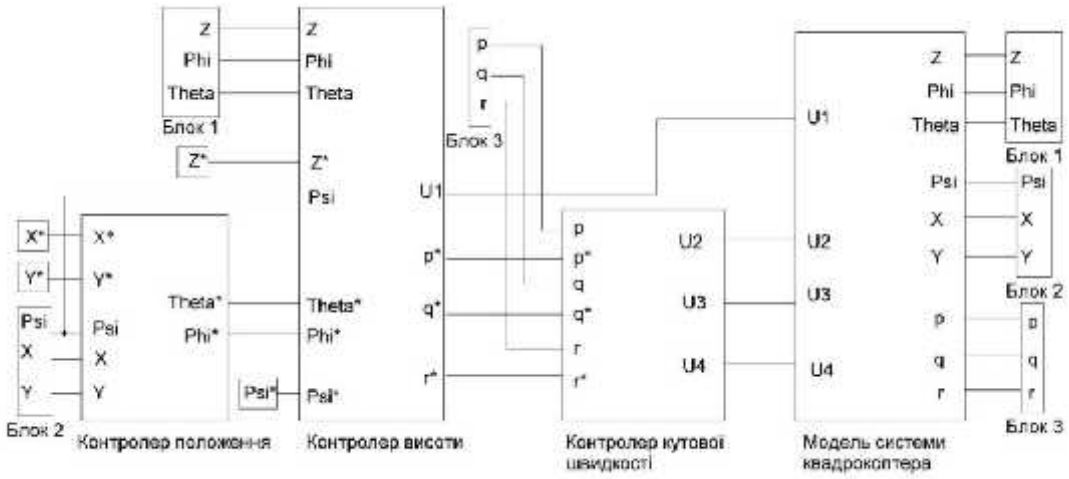


Рис. 3.2 Блок схема системи керування квадрокоптером

Блок-схема поділена на наступні блоки: контролер позиції: рис.1 А, контролер висоти, рис.2 А, контролер кутової швидкості рис.3 А та блок моделювання системи квадрокоптера, рис.4 А. Бажані кути крену та тангажу, розраховані в контролері позиції, поєднуються з бажаною висотою та курсом у

контролері висоти. Контролер висоти розраховує необхідний вхідний сигнал керування тягою на основі бажаної висоти. Контролер кутової швидкості приймає потрібний кут і обчислює бажану кутову швидкість для кінцевого регулятора швидкості. Контролер кутової швидкості розраховує останні три моменти для керуючого входу. Остаточний вхідний сигнал потім подається на блок динаміки квадрокоптера, рис.5 А.

Блок динаміки обертання обчислює кутове прискорення, рис.6 А. Ці значення подаються в блок перетворення кутової швидкості, який обчислює кутову швидкість, рис.7 А.

Кут також передається до блоку поступальної динаміки, який обчислює поступальне прискорення, рис.8 А. На рис.3.3-3.4 наведено результати дослідження реакції системи керування на обчислення траєкторії по осі X, заданої ступінчастим входом:

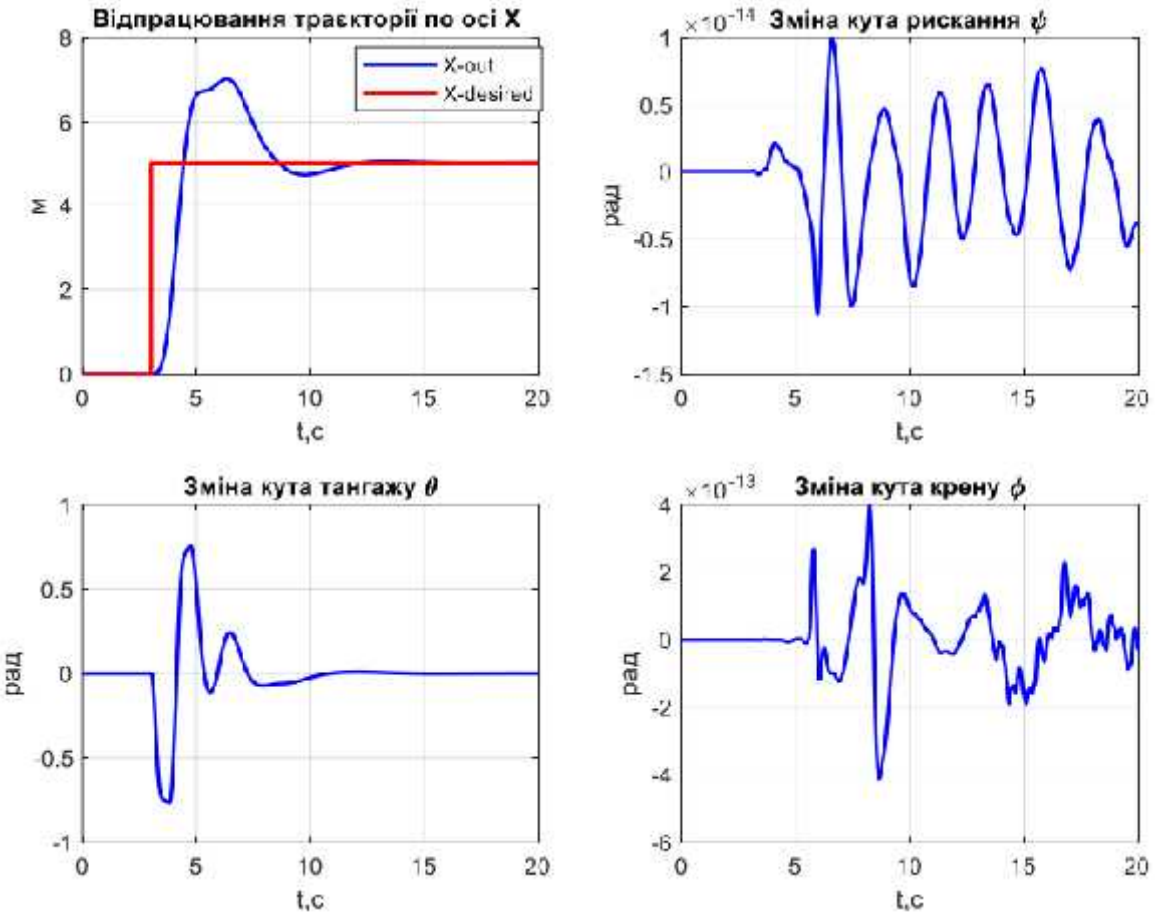


Рисунок 3.3 Перехідні процеси при відпрацюванні траєкторії по осі X

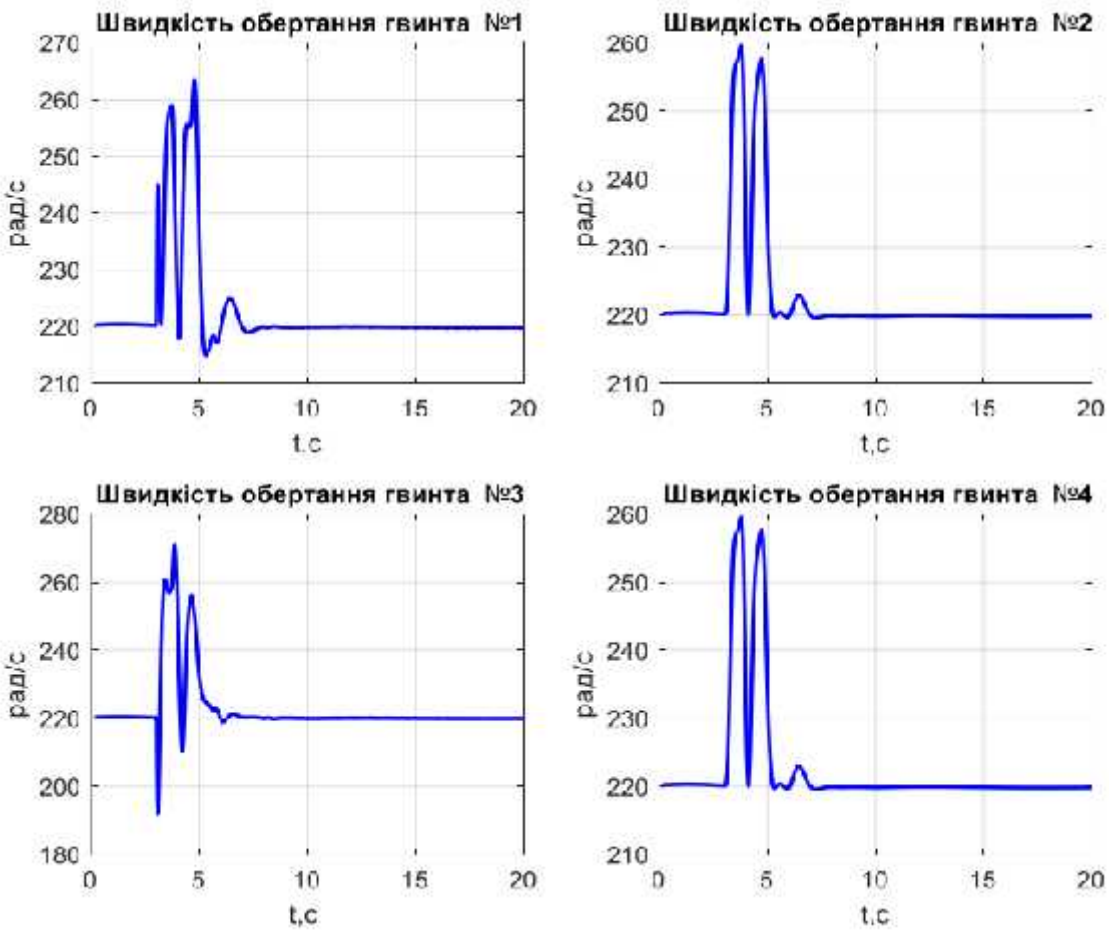


Рис.3.4 Перехідні процеси швидкості обертання гвинтів при відпрацюванні траєторії по осі X

На рис.3.4 бачимо зміну швидкості гвинта при відхиленні від заданої траєкторії, вони точно повторюють швидкість двигуна. Швидкість двигуна №1 збільшується, тоді як швидкість двигуна №3 зменшується, швидкість двигунів №2, 4 збільшується і повторює одна одну. На рис. 3.3 ми бачимо зміни кута нахилу, а також невеликі зміни кутів крену та повороту. З малюнка також видно, що задану траєкторію можна розрахувати з невеликим коригуванням системи керування. Ці результати підтверджують дизайн і моделювання системи керування при обчисленні траєкторій уздовж осі X. На рис.3.4-3.6 наведено результати дослідження реакції системи керування на розраховану траєкторію по осі Y, тобто задану покроковим введенням:

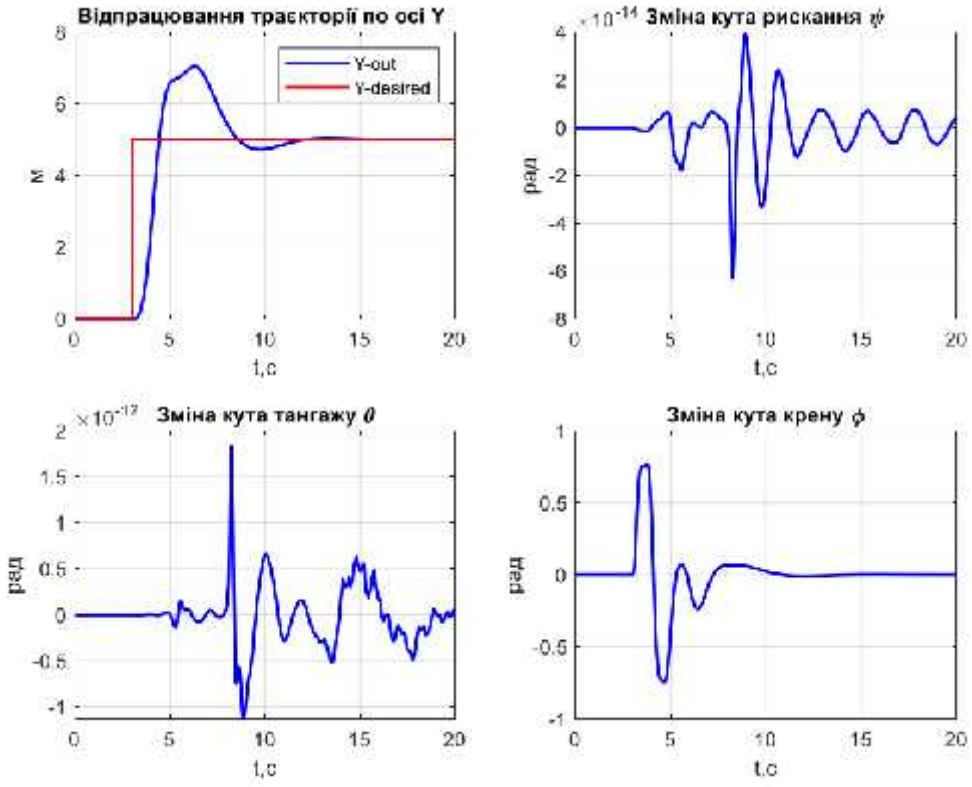


Рисунок 3.5 Перехідні процеси при відпрацюванні траєкторії по осі Y

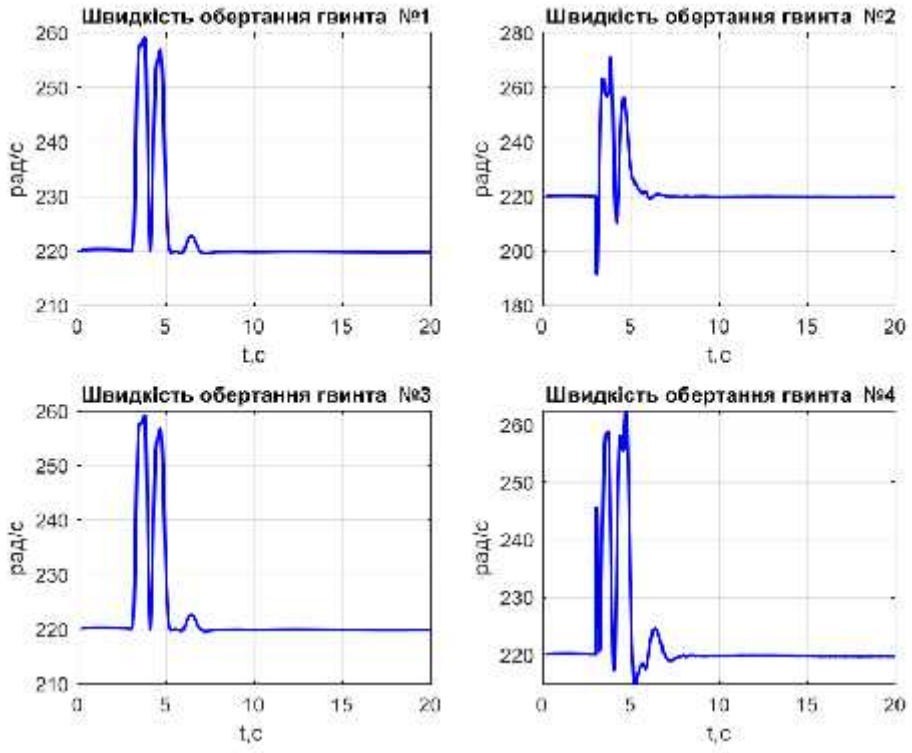


Рис.3.6 Перехідні процеси швидкості обертання гвинтів при відпрацюванні траєкторії по осі Y

На рис.3.6 бачимо зміни швидкості обертання гвинтів при відрацювання заданої траєкторії, вони повністю повторюють швидкості обертання двигунів. Швидкість обертання двигуна №4 збільшується в той час як двигуна №2 зменшується, швидкості обертання двигунів №1,3 збільшуються та повторяють один одного. На рис.3.5 бачимо зміну кута крену та незначні зміни кутів тангажу та рискання. Також з графіків бачимо, що система керування відпрацьовує задану траєкторію з незначним перерегулюванням. Дані результати підтверджують конструкцію та моделювання системи керування при відпрацюванні траєкторії по осі Y. На рис.3.7-3.8 представлені результати дослідження реакції системи керування на відпрацювання траєкторії по осі Z, що задана кроковим входом:

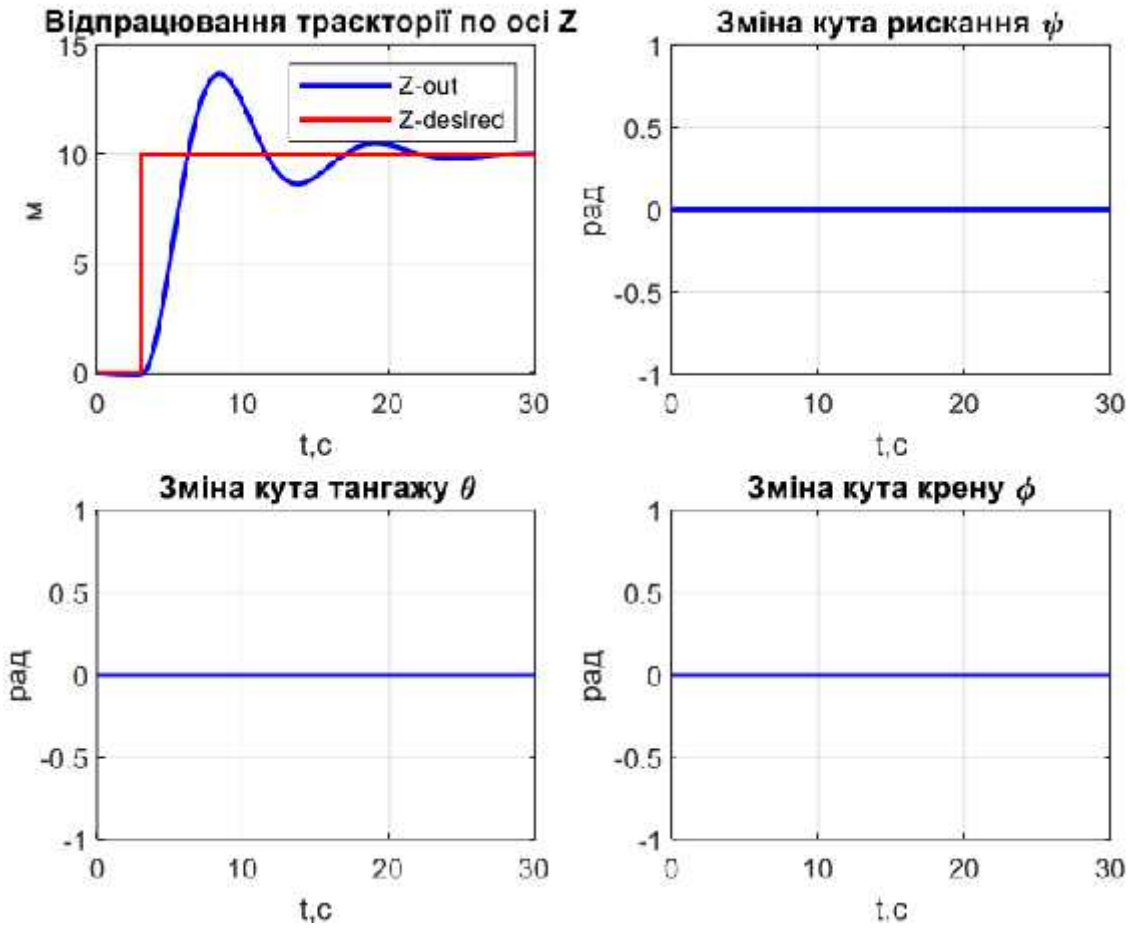


Рисунок 3.7 Перехідні процеси при відпрацюванні траєкторії по осі Z

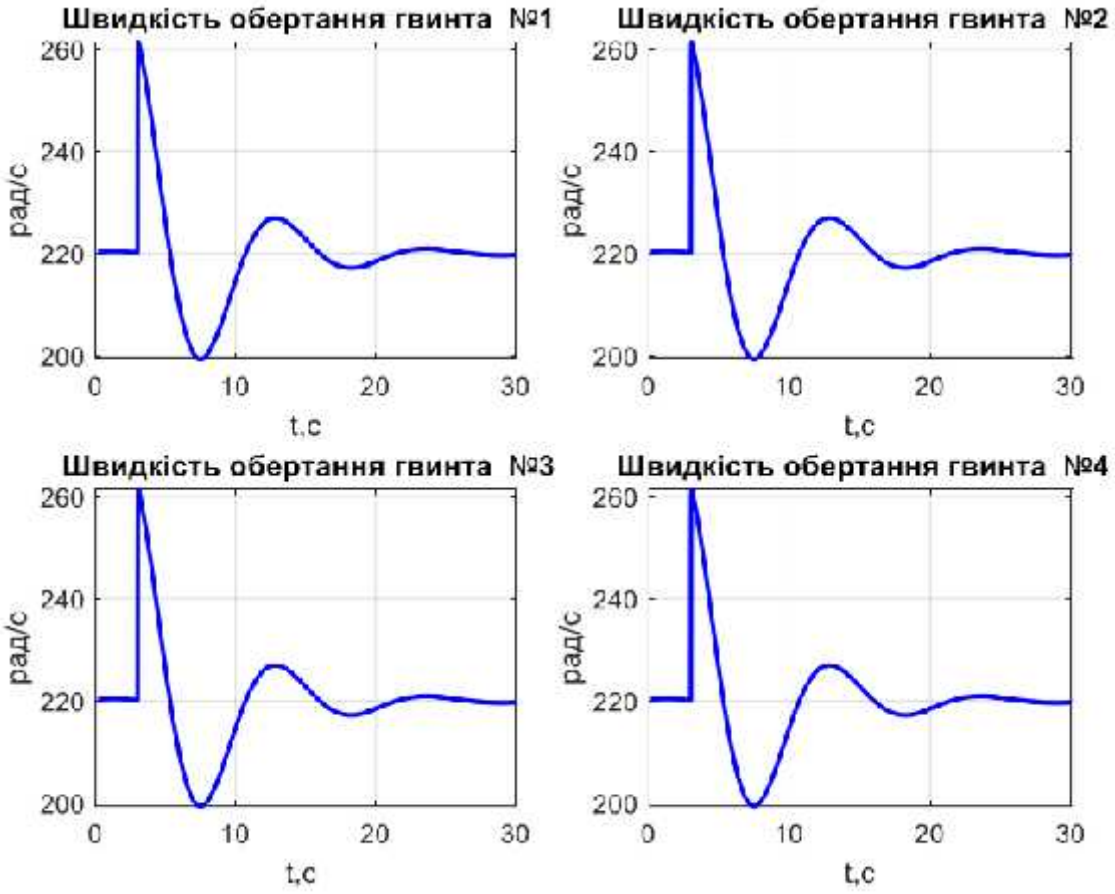


Рисунок 3.8 Перехідні процеси швидкості обертання гвинтів при відпрацюванні траєкторії по осі Z

На рис.3.8 бачимо зміни швидкості обертання гвинтів при відрацювання заданої траєкторії, вони повністю повторюють швидкості обертання двигунів. Швидкості обертання двигунів №1-4 збільшуються та повторюють одна одну. На рис.3.7 бачимо, що кути рискання, тангажу та крену залишаються незмінними. Також з графіків бачмо, що система керування відпрацьовує задану траєкторію з незначним перерегулюванням. Дані результати підтверджують конструкцію та моделювання системи керування при відпрацюванні траєкторії по осі Z. Реакція системи керування на відпрацювання заданого кута ψ , що заданий кроковим входом зображено на рис.3.9-3.10:

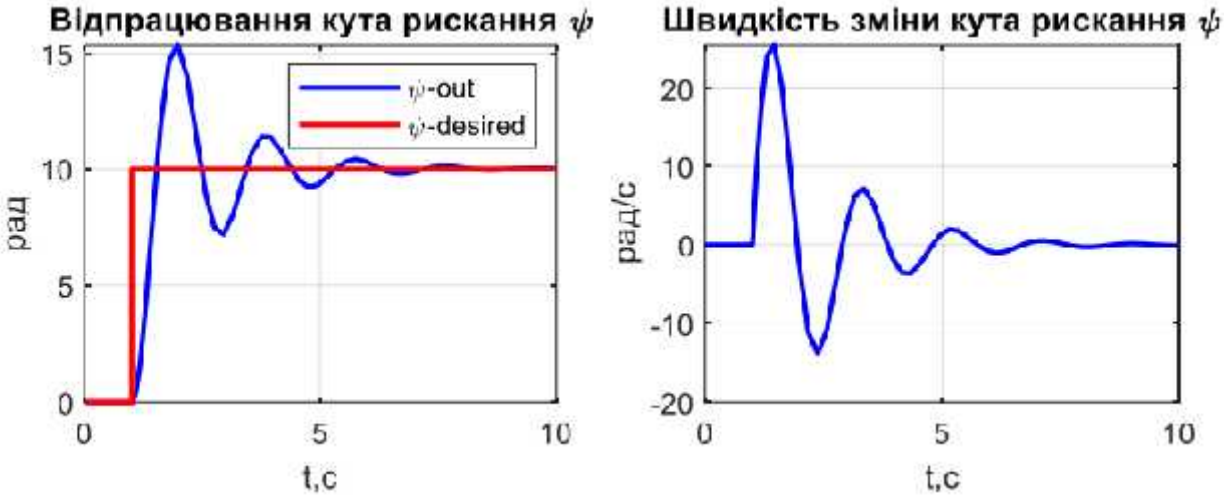


Рисунок 3.9 Перехідні процеси при відпрацюванні заданого кута рискання ψ

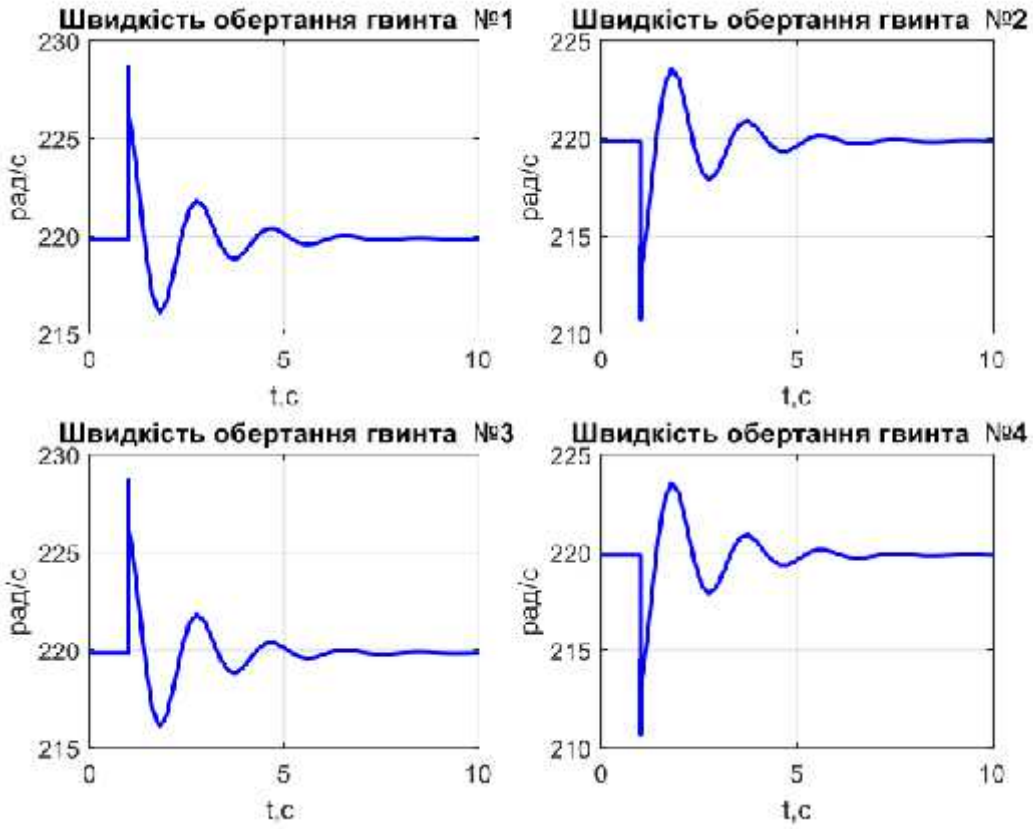


Рисунок 3.10 Перехідні процеси швидкості обертання гвинтів при відпрацюванні заданого кута рискання ψ

На рис. 3.10 видно зміни швидкості обертання гвинта під час певної траєкторії, гвинт повністю повторює швидкість обертання двигунів. Швидкість обертання двигунів 1 і 3 збільшується і повністю повторюється, в той час як швидкість обертання двигунів 2 і 4 зменшується і повністю повторюється. З рисунку 3.9 видно, що система керування працює по заданій траєкторії з невеликим перерегулюванням. Ці результати підтверджують правильність проектування та моделювання системи керування для формування заданого кута рискання.

3.2 Дослідження відпрацювання двигуном заданої траєкторії швидкості

Для перевірки коректності взаємодії системи керування квадрокоптером та системи керування двигуном було згенеровано та подано на систему керування квадрокоптером орбіту зміни положення квадрокоптера вздовж осі X, графік розгортання орбіти показано на рис. 3.11. Зміна швидкості пропелера, необхідна для відпрацювання цієї орбіти, показана на рис. 3.12. Для перевірки правильності розгортання орбіти з заданою частотою обертання гвинта було розглянуто розгортання орбіти № 1, графік перехідного процесу якої показано на рис.3.11.

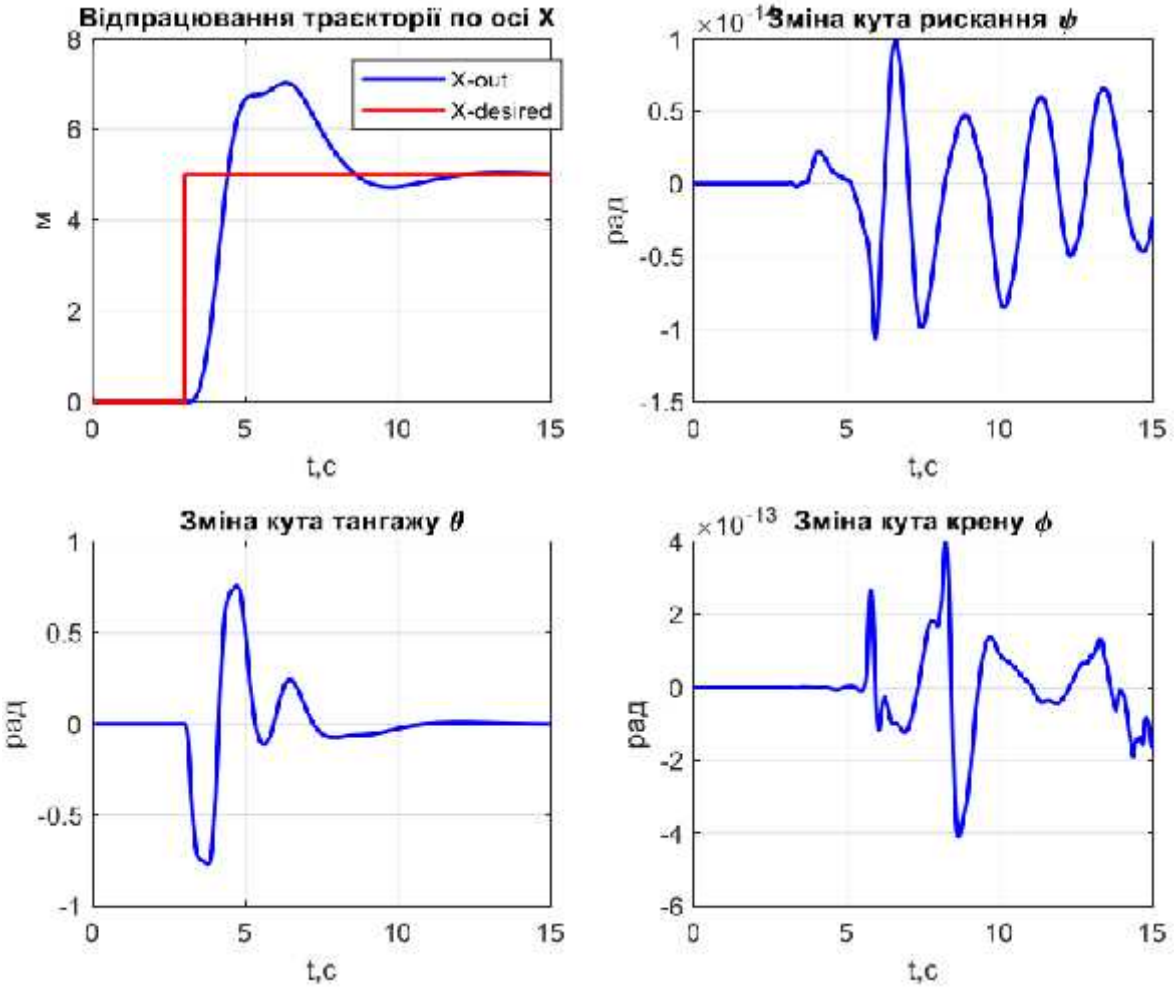


Рисунок 3.11 Перехідні процеси при відпрацюванні траєкторії по осі X

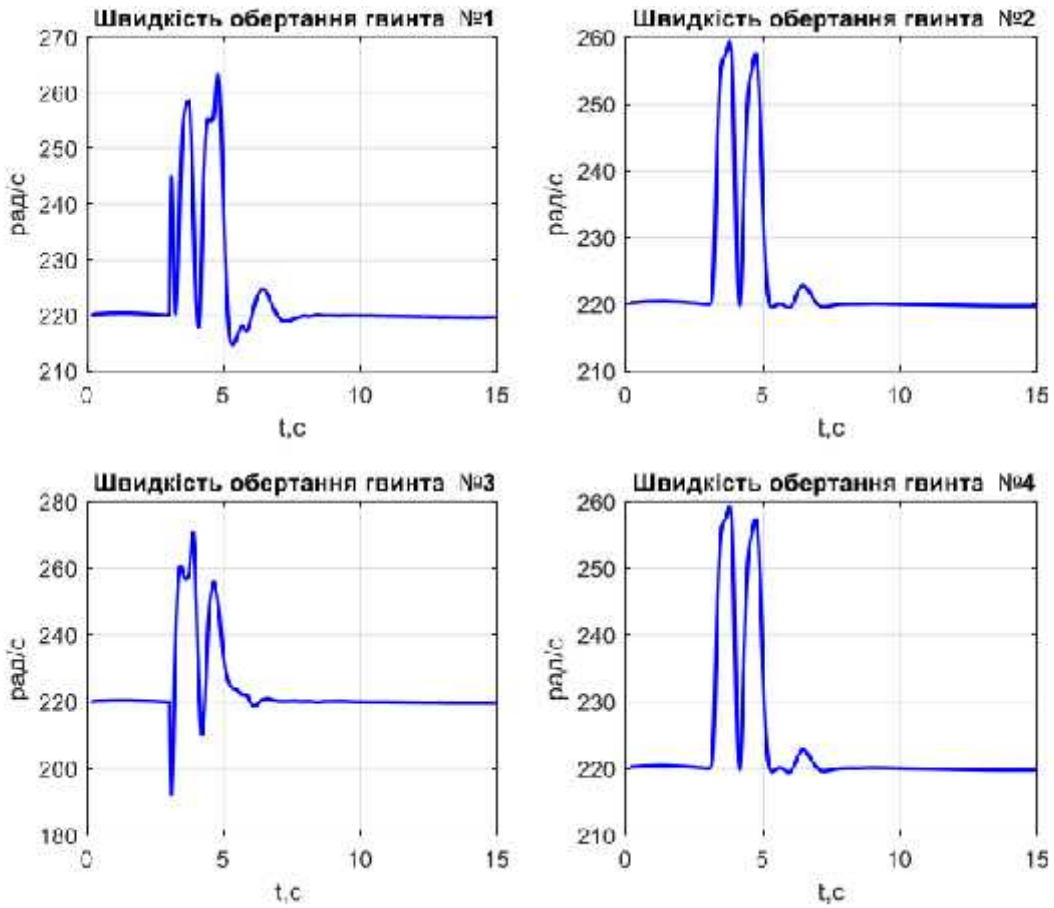


Рис. 3.12 Перехідні процеси швидкості обертання гвинтів при відпрацюванні заданої траєкторії по осі X

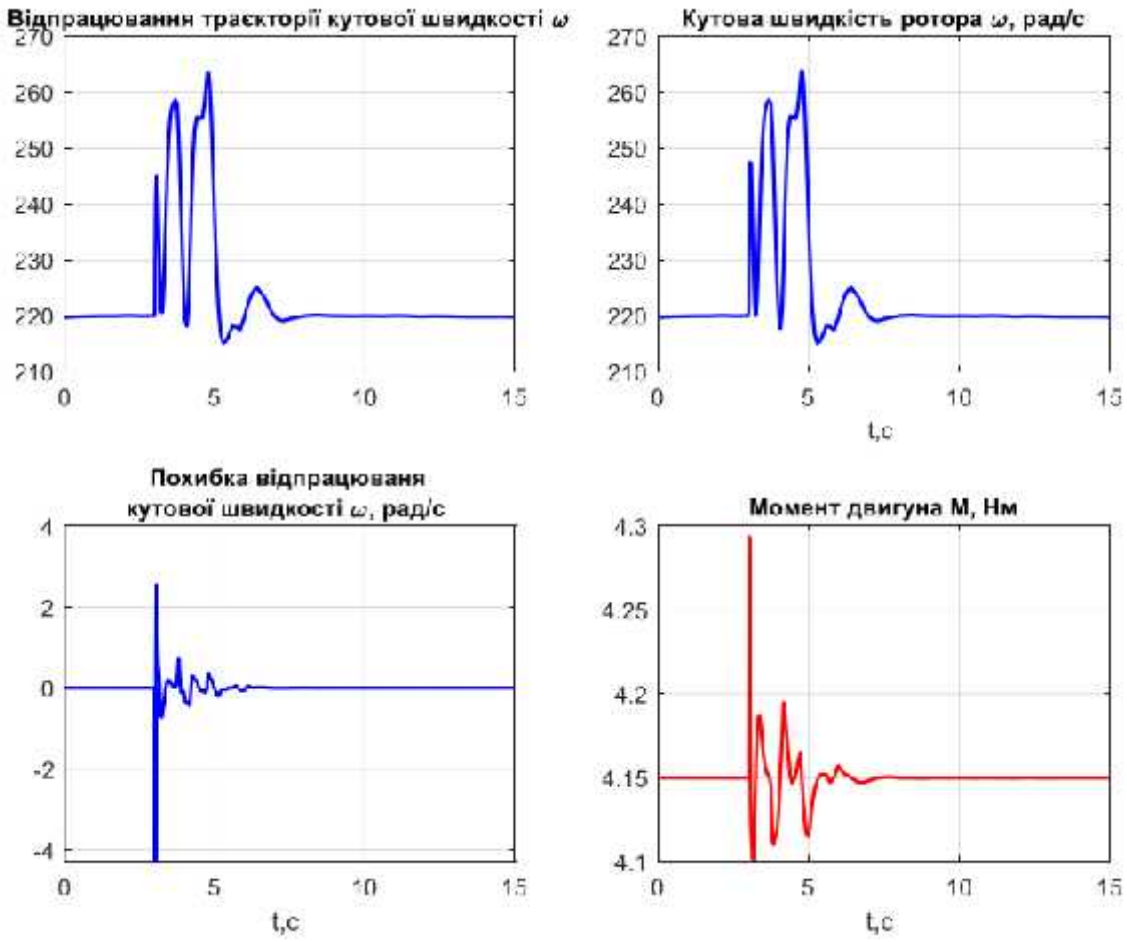


Рис. 3.13 Графіки перехідних процесів системи векторного керування при відпрацюванні заданої траєкторії швидкості

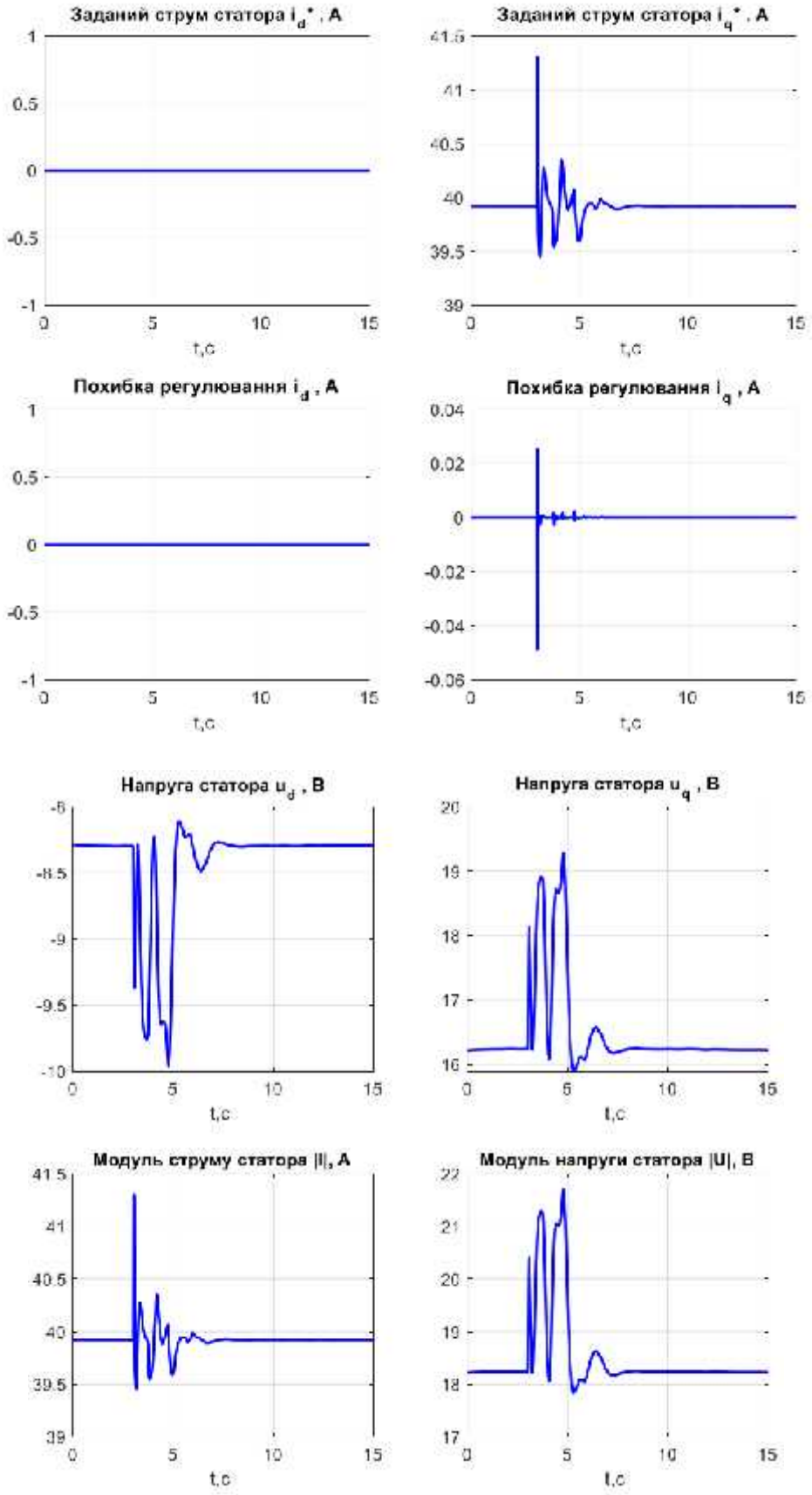


Рис. 3.14 Графіки перехідних процесів системи векторного керування при відпрацюванні заданої траєкторії швидкості

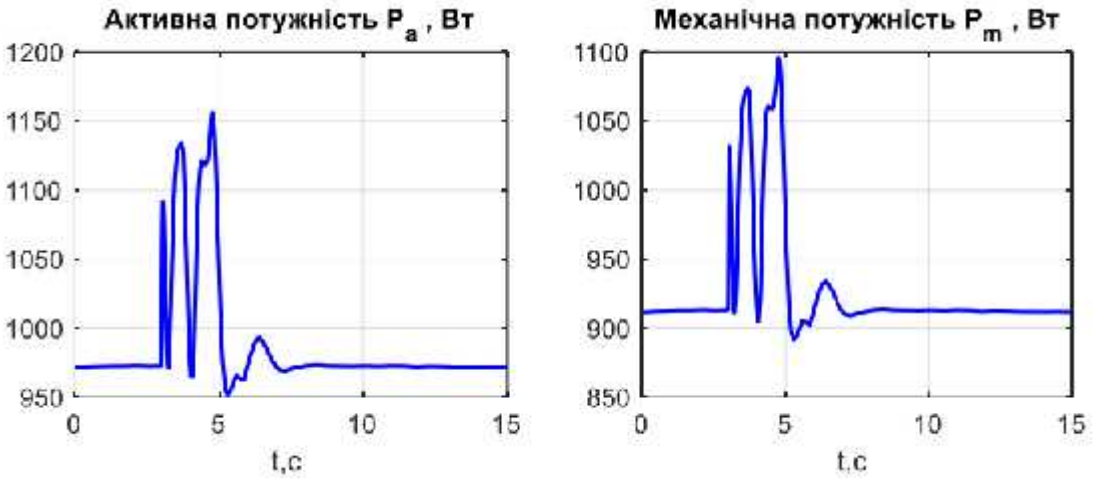


Рис. 3.15 Графіки перехідних процесів системи векторного керування при відпрацюванні заданої траєкторії швидкості

Невелика похибка кутової швидкості підтвердила, що система керування двигуном правильно розрахувала необхідну траєкторію швидкості обертання, згенеровану системою керування квадрокоптером.

Також була написана программа скиду в програмі MATLAB для скиду вантажу (додаток Б). Задається вага вантажу початкове положення коптера, та положення скиду вантажу .Результат виконання та успішність скиду можна побачити на Рис.3.16

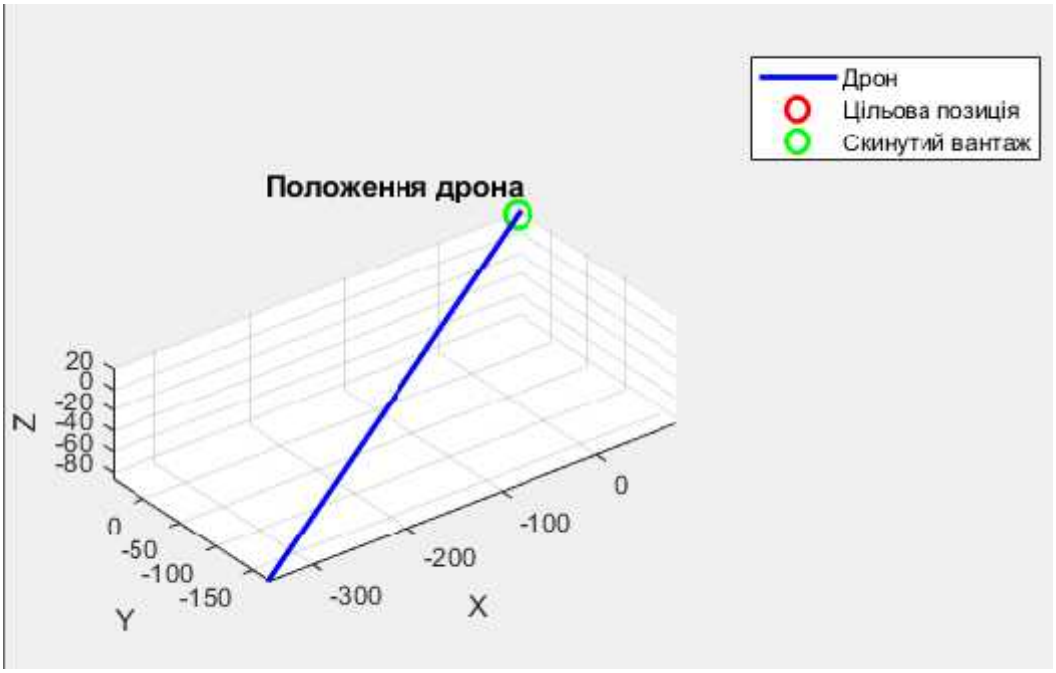


Рис. 3.16 Траєкторія польоту дрону та скидання вантажу на необхідних координатах

ВИСНОВКИ

1. Розглянуто особливості будови та механізмів БПЛА типу VTOL.

2. Розроблено спрощену параметричну модель БПЛА вертикального взльоту.

3. Оцінено основні інерційні параметри квадрокоптера з можливістю переходу льотного режиму.

4. Було математично описано динаміку, кінематику та виведені рівняння руху квадрокоптера для подальших розрахунків та розробки моделі квадрокоптера

5. Було досліджено та проаналізовано систему керування квадрокоптером.

6. Було досліджено роботу системи векторного керування по відпрацюванню двигуном заданої траєкторії

7. Було досліджено роботу системи керування двигуном по відпрацюванню заданої траєкторії системою керування квадрокоптером.

8. Розроблено узагальнений программу скиду в програмі MATLAB.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

[1] K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang, and D. Nakazawa, “Autonomous flying robots: Unmanned aerial vehicles and micro aerial vehicles,” Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles, pp. 1–329, 2010.

[2] Wikipedia: Unmanned Aerial Vehicle. [Online]. Available: http://en.wikipedia. org/wiki/UAV

[3] S. J. Julier and J. K. Uhlmann, “A general method for approximating nonlinear transformations of probability distributions,” Robotics Research Group, Department of Engineering Science, University of Oxford, Oxford, OC1 3PJ United Kingdom, Tech. Rep, 1996.

[4] P. Martin and E. Salaun, “The true role of accelerometer feedback in quadrotor control,” in Robotics and Automation (ICRA), 2010 IEEE International Conference on, year = 2010, pages = 1623–1629, organization = IEEE, owner = fogelberg.

[5] D. Orbea, J. Moposita, W. G. Aguilar, M. Paredes, R. P. Reyes, and L. Montoya, “Vertical take off and landing with fixed rotor,” in Proceedings of the 2017 CHILEAN Conference on Electrical, Electronics Engineering, Information and Communication Technologies (CHILECON), pp. 1–6, Pucon, October 2017.

[6] B. L. Stevens, F. L. Lewis, and E. N. Johnson, Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems, Wiley-Blackwell, 3rd edition, 2015.

[7] R. Van Der Merwe, “Sigma-point Kalman filters for probabilistic inference in dynamic state-space models,” Ph.D. dissertation, University of Stellenbosch, 2004.

[8] R. Ritz and R. D’Andrea, “A global controller for flying wing tailsitter vehicles,” in Proceedings of the 2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), pp. 2731–2738, Singapore, Singapore, May 2017.

[9] M. Hochstenbach, C. Notteboom, B. Theys, and J. De Schutter, “Design and control of an unmanned aerial vehicle for autonomous parcel delivery with transition from vertical take-off to forward flight - VertiKUL, a quadcopter tailsitter,” International Journal of Micro Air Vehicles, vol. 7, no. 4, pp. 395–405, 2015.

[10] Coursera: Robotics: Aerial Robotics by Penn University of Pennsylvania: https://www.coursera.org/learn/robotics-flight

[11] I. Sa and P. Corke, “System identification, estimation and control for a cost effective open-source quadcopter,” in Robotics and Automation (ICRA), 2012 IEEE International Conference on, year = 2012, pages = 2202–2209, organization = IEEE.

[12] R. W. Beard, “Quadrotor dynamics and control,” Brigham Young University, 2008.

[13] S. Bouabdallah, “Design and control of quadrotors with application to autonomous flying,” Ecole Polytechnique Federale de Lausanne, 2007.

[14] Nelson R 1997 Flight stability and automatic control (WCB/McGraw-Hill)

[15] K.-E. Årzén, Real-time Control Systems. Department of Automatic Control, Lund Institute of Technology [Institutionen för reglerteknik, Tekniska högsk.], 2011.

[16] Г.Е. Веселов / А.А. Скляров, С.А. Скляров "Синергетический подход к управлению беспилотным летательным аппаратом", – Ростов-на-Дону, ЮФУ, 2013. – 70 с.

[17] Н.И. Попов / О.В. Емельянова, С.Ф. Яцун "Моделирование динамики полета квадрокоптера", – Воронеж, ВИГПС, 2014. – 75 с.

[18] Кочкаров А.А "Моделирование движения квадрокоптера по траектории с минимальной ошибкой отклонения" / Кочкаров А.А, Агишев Р.Т. – М.: МФТИ, 2017. – 7 с.

[19] Kaparos P Bliamis C and Yakinthos K 2019 Conceptual design of a UAV with VTOL characteristics Proc. AIAA Aviation 2019 Forum Dallas TX (AIAA)

[20] R. M. Murray and S. S. Sastry, A mathematical introduction to robotic manipulation. CRC press, 1994.

Додаток А

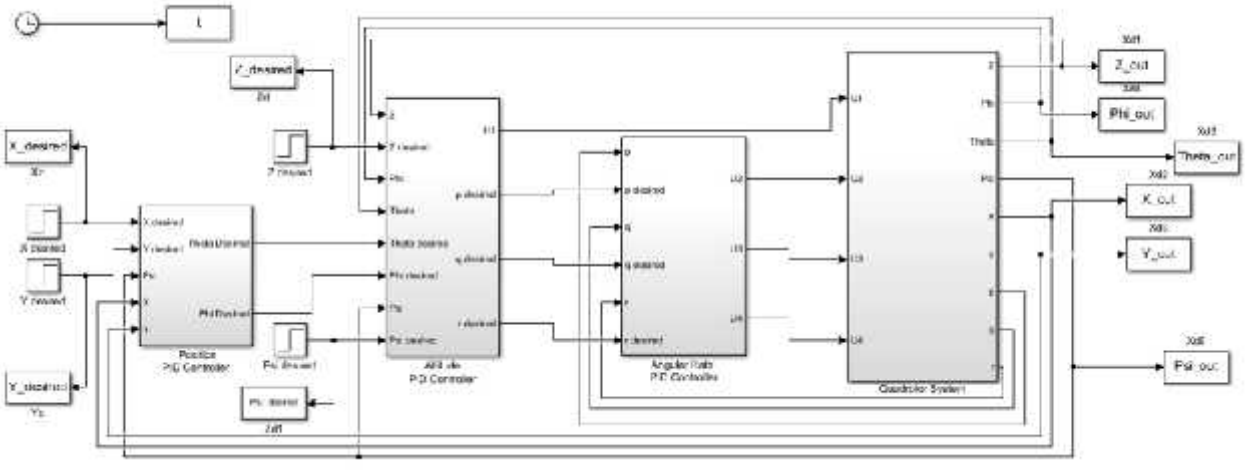


Рис.1 А Модель системи керування квадрокоптером в MATLAB

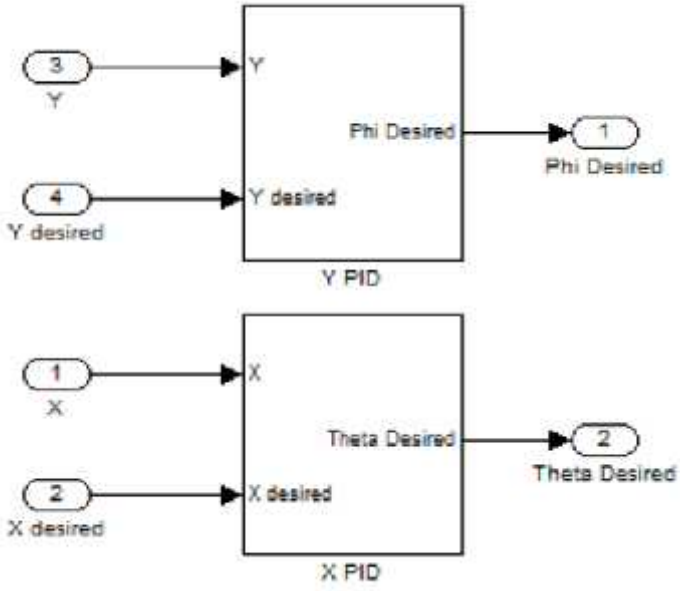


Рис.2 А Контролер положення

продовження додатку А

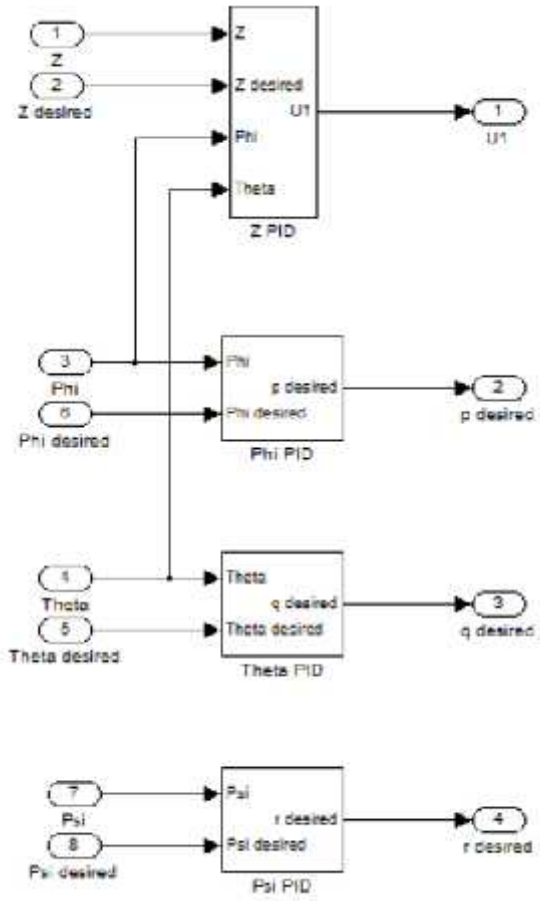


Рис. 3 А Контролер висоти

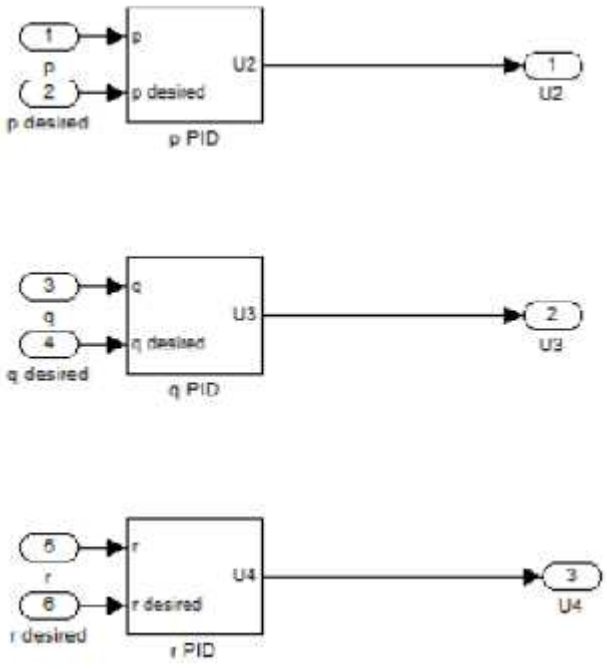


Рис. 4 А Контролер швидкості

продовження додатку А

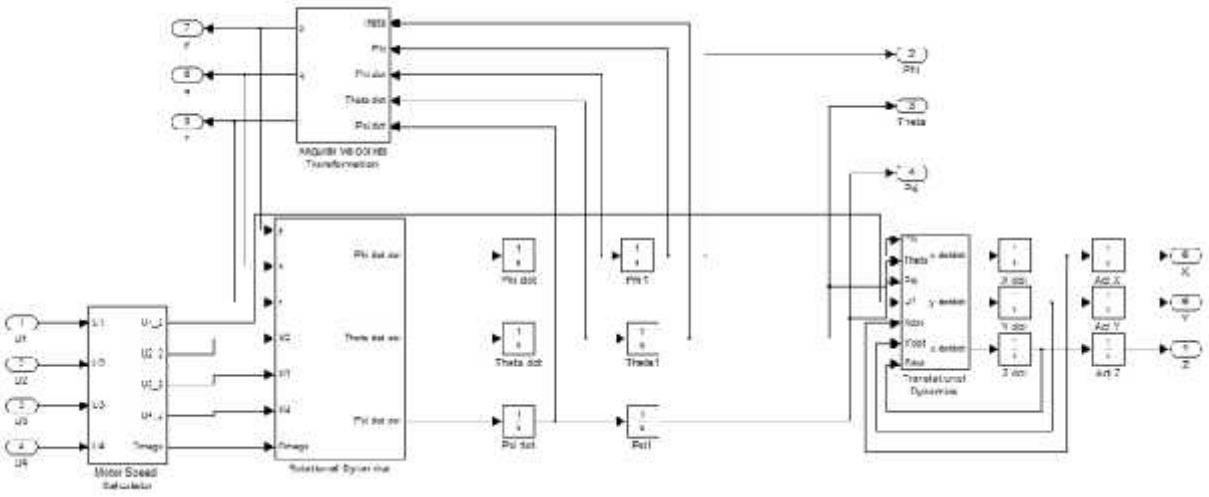


Рис. 5 А Динаміка квадрокоптера

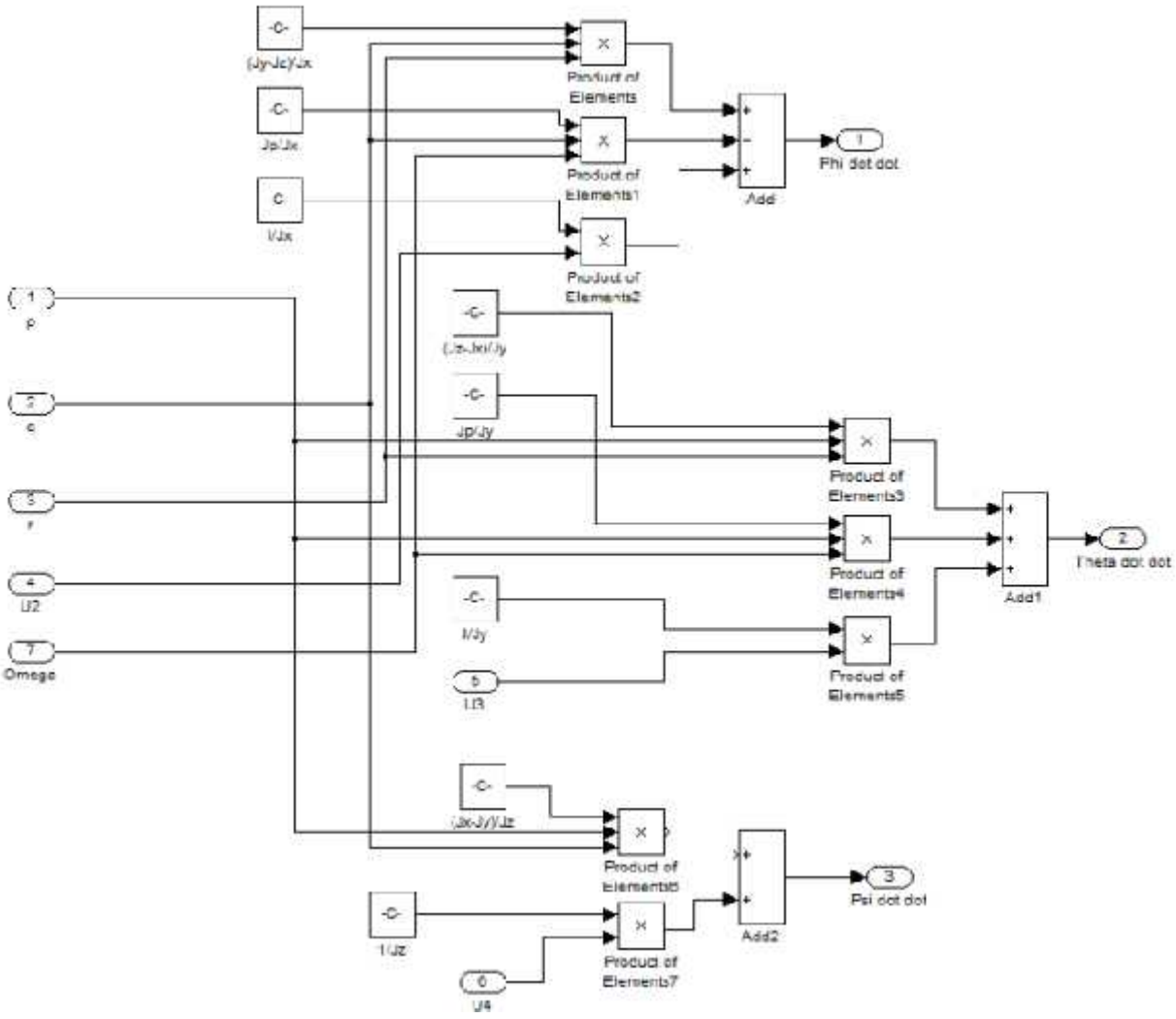


Рис. 6 А Динаміка обертання

продовження додатку А

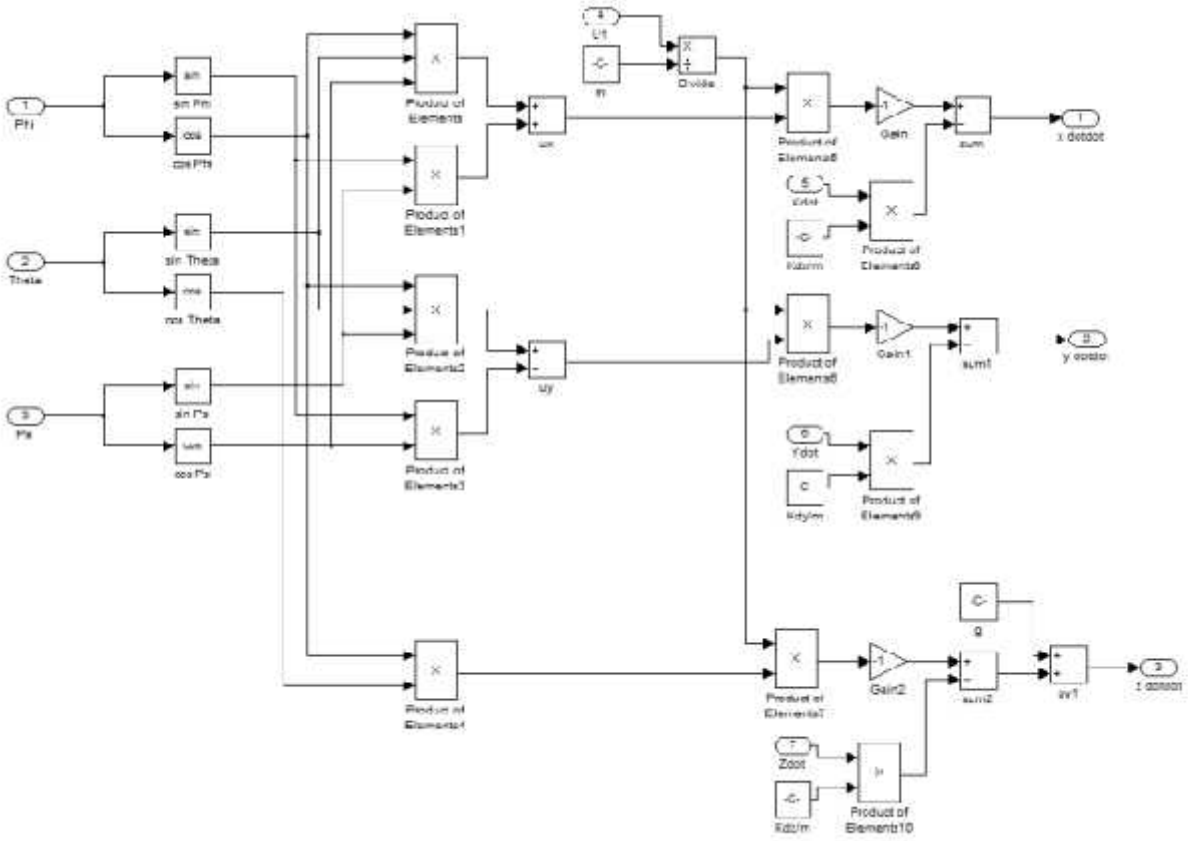


Рис. 7 А Поступальна динаміка

Додаток Б

Лістинг **Khachenko.py**

```
function drone_correction()
    % Параметри дрона та скидання вантажу
    drone_position = [0; 0; 0];
    target_position = [80; 40; 20];  % Цільова позиція
    cargo_weight = 3;  % Вага вантажу
    num_iterations = 1000;  % Кількість ітерацій

    % Змінні для зберігання історії положення дрона та скиду вантажу
    drone_position_history = drone_position;
    dropped_cargo_position = [80; 40; 20];

    % Виконуємо ітерації системи корекції дрона
    for i = 1:num_iterations
        % Виклик функції корекції положення дрона
        new_drone_position = adjust_drone_position(drone_position, target_position,
cargo_weight);

        % Оновлення положення дрона
        drone_position = new_drone_position;

        % Зберігаємо нове положення дрона
        drone_position_history = [drone_position_history, drone_position];

        % Перевірка, чи досяг дрон цільової позиції
        if norm(drone_position - target_position) < 1e-3
            disp('Дрон досяг цільової позиції.');

            % Скидання вантажу
            dropped_cargo_position = drone_position;

            % Зупиняємо ітерацію
            break;
        end
    end

    % Виведення результатів
    disp('Початкове положення дрона:');
    disp(drone_position_history(:, 1));
    disp('Цільове положення:');
    disp(target_position);
```

продовження додатку Б

```
    disp('Вага вантажу:');
```

```
    disp(cargo_weight);
    disp('Нове положення дрона:');
    disp(drone_position_history(:, end));
    % Графік положення дрона
    figure;
    plot3(drone_position_history(1, :), drone_position_history(2, :),
drone_position_history(3, :), 'b-', 'LineWidth', 2);
    hold on;
    plot3(target_position(1), target_position(2), target_position(3), 'ro', 'MarkerSize',
10, 'LineWidth', 2);
    if ~isempty(dropped_cargo_position)
        plot3(dropped_cargo_position(1), dropped_cargo_position(2),
dropped_cargo_position(3), 'go', 'MarkerSize', 10, 'LineWidth', 2);
   end
    xlabel('X');
    ylabel('Y');
    zlabel('Z');
    title('Положення дрона');
    legend('Дрон', 'Цільова позиція', 'Скинутий вантаж');
    grid on;
    axis equal;
end
function new_drone_position = adjust_drone_position(drone_position,
target_position, cargo_weight)
    % Константи
    gravity = 9.81;  % Прискорення вільного падіння

    % Визначення вектора спрямованості до цільової позиції
    direction_vector = target_position - drone_position;
    distance = norm(direction_vector);
    normalized_direction = direction_vector / distance;

    % Розрахунок потрібної акселерації для корекції
    correction_acceleration = normalized_direction * (cargo_weight * gravity /
distance);

    % Оновлення положення дрона з урахуванням корекції
    new_drone_position = drone_position + correction_acceleration;
end
```