

НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ БІОРЕСУРСІВ
І ПРИРОДОКОРИСТУВАННЯ УКРАЇНИ

Факультет(ННІ) _____ КОНСТРУЮВАННЯ ТА ДИЗАЙНУ _____

УДК 621.874

ПОГОДЖЕНО

Декан факультету (Директор ННІ)
конструювання та дизайну
(назва факультету (ННІ))

_____ Зіновій РУЖИЛО
(підпис) (ПІБ)

— ” _____ 2024 р.

ДОПУСКАЄТЬСЯ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри
конструювання машин і обладнання
(назва кафедри)

_____ Вячеслав ЛОВЕЙКІН
(підпис) (ПІБ)

— ” _____ 2024 р.

МАГІСТЕРСЬКА КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

на тему

**ОПТИМІЗАЦІЯ РЕЖИМІВ РУХУ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО
АПАРАТУ**

Спеціальність _____ 133 – Галузеве машинобудування _____
(код і назва)

Освітня програма: Робототехнічні системи та комплекси сільськогосподарського
виробництва
(назва)

Орієнтація освітньої програми _____ освітньо-професійна _____
(освітньо-професійна або освітньо-наукова)

Гарант освітньої програми

_____ д.т.н, професор _____
(науковий ступінь та вчене звання) (підпис)

Юрій РОМАСЕВИЧ
(ПІБ)

Керівник магістерської кваліфікаційної роботи

_____ д.т.н, професор _____
(науковий ступінь та вчене звання) (підпис)

Вячеслав ЛОВЕЙКІН
(ПІБ)

_____ к.т.н _____
(науковий ступінь та вчене звання) (підпис)

Анастасія ЛЯШКО
(ПІБ)

Виконав

_____ (підпис)

Ігор СВІЗІНСЬКИЙ
(ПІБ студента)

КИЇВ – 2024

НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ БІОРЕСУРСІВ
І ПРИРОДОКОРИСТУВАННЯ УКРАЇНИ

Факультет(НИІ) _____ КОНСТРУЮВАННЯ ТА ДИЗАЙНУ _____

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

конструювання машин і обладнання

д.т.н., професор _____ Вячеслав ЛОВЕЙКІН

(науковий ступінь, (підпис) (ПБ)

вчене звання)

–29” грудня 2023 року

З А В Д А Н Н Я

ДО ВИКОНАННЯ МАГІСТЕРСЬКОЇ КВАЛІФІКАЦІЙНОЇ РОБОТИ СТУДЕНТУ

_____ **Свізінському Ігорю Андрійовичу** _____

(прізвище, ім'я, по батькові)

Спеціальність _____ 133 – Галузеве машинобудування _____

(код і назва)

Освітня програма _____ Робототехнічні системи та комплекси сільськогосподарського виробництва

(назва)

Орієнтація освітньої програми _____ освітньо-професійна _____

(освітньо-професійна або освітньо-наукова)

Тема магістерської кваліфікаційної роботи **ОПТИМІЗАЦІЯ РЕЖИМІВ РУХУ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**

затверджена наказом ректора НУБіП України від –29” грудня 2023 р. № 2400 «С»

Термін подання завершеної роботи на кафедру _____ 2024.11.15

(рік, місяць, число)

Вихідні дані до магістерської кваліфікаційної роботи Технологічна схема застосування БПЛА.

Перелік питань, що підлягають дослідженню:

1. Огляд і систематизація інформації про БПЛА
2. Оцінка і аналіз специфічних умов експлуатації БПЛА, а також формулювання вимог, що пред'являються до проєктованих літальних апаратів.
3. Розрахунок маси БПЛА, розрахунок основних геометричних параметрів БПЛА.
4. Динамічний аналіз руху БПЛА.
5. Оптимізація режиму руху БПЛА.
6. Розрахунок економічної ефективності при використанні БПЛА в аграрному виробництві.
7. Заходи з охорони праці при використанні БПЛА.

Дата видачі завдання –29” грудня 2023 р.

Керівник магістерської кваліфікаційної роботи

_____ Вячеслав ЛОВЕЙКІН
(підпис) (прізвище та ініціали)

_____ Анастасія ЛЯШКО
(підпис) (прізвище та ініціали)

Завдання прийняв до виконання _____ Ігор СВІЗІНСЬКИЙ

(підпис)

(прізвище та ініціали студента)

ЗМІСТ

РЕФЕРАТ	6
ВСТУП	7
РОЗДІЛ 1. ОБГРУНТУВАННЯ РОЗРОБКИ БПЛА	9
1.1. Використання сільськогосподарських дронів для моніторингу посівів	9
1.2. Найкращі дрони для сільського господарства (огляд дронів компанії JOUAV).....	14
1.3. Типи існуючих сільськогосподарських дронів	18
1.4. З яких компонентів складається сільськогосподарський дрон.....	20
1.5. Аналіз існуючих варіантів реалізації катапульт для БПЛА.....	24
1.6. Аналіз публікацій за темою роботи.....	28
РОЗДІЛ 2. РОЗРАХУНКИ КОНСТРУКЦІЇ.....	35
2.1. Морфологічний аналіз	35
2.2. Розрахунок параметрів БПЛА.....	36
2.2.1. Розрахунок злітної маси в першому наближенні	36
2.2.2. Визначення геометричних параметрів крила.....	37
2.2.3. Визначення геометричних розмірів оперення	40
2.2.4. Визначення геометричних параметрів фюзеляжу	42
2.2.5. Визначення геометричних параметрів шасі.....	44
2.3. Розрахунок центрування	45
2.3.1. Розрахунок злітної маси у другому наближенні.....	45
2.4. Розрахунок і проектування частин БПЛА	46
2.4.1. Розрахунок і проектування крила	46
2.4.2. Розрахунок і проектування горизонтального оперення.....	53

2.4.3. Розрахунок і проектування вертикального оперення	54
2.4.4. Розрахунок і проектування фюзеляжу	56
РОЗДІЛ 3.ДИНАМІЧНИЙ АНАЛІЗ ЗАПУСКУ БПЛА КАТАПУЛЬТОЮ..	59
3.1. Характеристика існуючих катапульти для БПЛА.....	59
3.2. Динамічна модель катапульти для БПЛА.....	62
3.3. Математична модель руху катапульти для БПЛА	66
3.4. Результати динамічного аналізу руху БПЛА в катапульти	69
РОЗДІЛ 4.ОПТИМІЗАЦІЯ РЕЖИМУ РУХУ КАТАПУЛЬТИ ДЛЯ БПЛА....	77
4.1. Основні положення оптимізації режиму руху катапульти для БПЛА	77
4.2. Постановка задачі оптимізації руху катапульти для БПЛА	78
4.3. Визначення оптимального режиму руху катапульти для БПЛА.....	79
РОЗДІЛ 5.РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА ПРАЦІ	83
5.1. Охорона праці при роботі з БПЛА для забезпечення безпеки користувача і дрона.....	83
5.2. Безпека дронів: Поради та найкращі практики	83
РОЗДІЛ 6.ЕКОНОМІЧНЕ ОБГРУНТУВАННЯ РОБОТИ.....	93
6.1. Підвищення ефективності роботи агропромисловості за допомогою БПЛА	93
6.2. Ліміти продуктивності обробки полів та роль БПЛА	93
6.3. Вартість впровадження технологій БПЛА.....	94
6.4. Економічні переваги застосування БПА	94
6.5. Економічні переваги застосування БПА. Розрахунок.	95
6.6. Розрахунок зростання доходів підприємства за допомогою впровадження БПЛА.....	95
6.7. Витрати і термін окупності.....	96

6.8.	Зменшення витрат та підвищення ефективності.....	96
6.9.	Приклади застосування БПЛА для вирішення проблем в сфері агропромисловості	97
	ВИСНОВКИ.....	99
	СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ.....	101
	ДОДАТКИ.....	106

РЕФЕРАТ

Магістерська кваліфікаційна робота складається з пояснювальної записки, що містить вступ, шість розділів, висновки, список використаних джерел та додатків. Дана робота представлена на 108 сторінках друкованого тексту.

В першому розділі магістерської кваліфікаційної роботи розглянуто загальні відомості про безпілотні літальні апарати, а також їх конструкції та застосування.

В другому розділі роботи проведено розрахунок конструкції БПЛА, проведено морфологічний аналіз, розрахунок параметрів БПЛА, розрахунок центрування і проектування частин БПЛА.

В третьому проведено динамічний аналіз руху БПЛА. Розглянуто: характеристики існуючих катапульти для БПЛА, динамічну модель катапульти для БПЛА, математичну модель руху катапульти для БПЛА і висвітлено результати динамічного аналізу руху БПЛА в катапульти.

В четвертому розділі для усунення коливань та зменшення динамічних навантажень та енергетичних витрат здійснено оптимізацію руху БПЛА в катапульти.

В розділі охорона праці умови запобігання небезпечних ситуацій, таких як небезпечний підйом та запобігання зіткнення.

Також в магістерській кваліфікаційній роботі виконано розрахунок економічної ефективності.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, поле, рослина, ґрунт, оптимізація, динамічний аналіз, розрахунки конструкції.

ВСТУП

У цій роботі проектується безпілотний літальний апарат (БПЛА) для моніторингу поля та аналізу стану рослин і ґрунту. Проблеми екології, у наш час, сприяють популяризації дистанційного керування БПЛА та автоматизації процесів агропідприємств для підвищення безпеки і ефективності.

У кваліфікаційній роботі розглядаються оптимальні режими руху БПЛА та основні напрямки його використання в аграрній сфері. БПЛА – це літальний апарат без екіпажу, дистанційно керований людиною, який призначений для повітряної зйомки, моніторингу та збору даних. Існує багато класифікацій БПЛА за такими ознаками, як призначення, тип управління, льотні параметри, конструкція крила, спосіб злету та посадки, а також вони різняться за типом двигуна й паливної системи.

БПЛА дають змогу власникам відслідковувати стан рослин на різних стадіях розвитку: від контролю сходів до оцінки зимових посівів. Вони оцінюють ріст культур на різних етапах розвитку, фіксують пошкодження рослин шкідниками, їх зараження хворобами та визначають потребу рослин у добривах.

Моніторинг ґрунтів поля здійснюється через високоякісні фото та відеоматеріали, які передаються користувачам за допомогою БПЛА для подальшого аналізу. Використання БПЛА дозволяє фермерам оптимізувати витрати хімікатів, добрив і води, а також виправляти недоліки попередніх робіт та коригувати час і обсяги живлення рослин.

Сьогодні провідні агрохолдинги України та світу швидко впроваджують ці технології у свою промисловість, роблячи аграрний сектор більш ефективним і екологічно безпечним.

Основними завданнями даної магістерської кваліфікаційної роботи є:

1. Огляд і систематизація інформації про БПЛА

2. Оцінка і аналіз специфічних умов експлуатації БПЛА, а також формулювання вимог, що пред'являються до проєктованих літальних апаратів.

3. Розрахунок маси БПЛА, розрахунок основних геометричних параметрів БПЛА.

4. Динамічний аналіз руху БПЛА.

5. Оптимізація режиму руху БПЛА.

6. Розрахунок економічної ефективності при використанні БПЛА в аграрному виробництві.

7. Заходи з охорони праці при використанні БПЛА.

РОЗДІЛ 1. ОБГРУНТУВАННЯ РОЗРОБКИ БПЛА

1.1. Використання сільськогосподарських дронів для моніторингу посівів

Ринок сільськогосподарських дронів стрімко розвивається: у 2022 році він оцінюється в \$4,17 млрд, а до 2030 року прогнозується зростання до \$18,22 млрд, що відповідає середньорічному темпу зростання (CAGR) на рівні 20,3%.

Дрони знайшли різноманітне застосування на фермах будь-якого масштабу - від розвідки полів до посилення заходів безпеки. Дані, які вони збирають, - це не просто цифри; це основа «точного землеробства», що допомагає фермерам приймати обґрунтовані рішення, які можуть підвищити врожайність до 5%, що змінює правила гри в галузі, відомій своєю низькою рентабельністю.

У цьому розділі я розгляну поточні та перспективні сфери застосування сільськогосподарських дронів, а також надам інформацію про найкращі варіанти використання дронів у сільському господарстві.

Переваги використання дронів у сільському господарстві

Спочатку давайте заглибимося в переваги сільськогосподарських дронів. У цьому розділі я розкрию численні переваги, які ці безпілотні літальні апарати приносять у сільське господарство, починаючи від точного землеробства і закінчуючи економічною ефективністю.

Підвищення ефективності та продуктивності

Сільськогосподарські дрони зробили революцію в ефективності та продуктивності сільського господарства. Вони покривають до 500 акрів сільськогосподарських угідь за один день, що традиційними методами займає тижні. Ця 90% економія часу дозволяє фермерам зосередитися на найважливіших завданнях.

Прийняття рішень на основі даних

Оснащені камерами високої роздільної здатності та сучасними датчиками, дрони збирають детальні дані. Аналіз цієї інформації дозволяє виявити такі проблеми, як хвороби сільськогосподарських культур, порушення режиму зрошення або дефіцит поживних речовин. Фермери роблять обґрунтований вибір, зменшуючи втрати ресурсів.

Економічна ефективність

Сільськогосподарські дрони заощаджують витрати, оптимізуючи використання ресурсів. Аналітика даних може зменшити використання добрив і пестицидів до 30%, скорочуючи операційні витрати і вплив на навколишнє середовище. Менша залежність від ручної праці призводить до значної економії витрат на оплату праці.

Покращене управління посівами

Дрони покращують управління посівами, надаючи в режимі реального часу інформацію про стан здоров'я та особливості росту культур. Раннє виявлення хвороб за допомогою дронів може підвищити врожайність на 25%. Своєчасне втручання на основі даних, отриманих за допомогою дронів, гарантує здоровіші та якісніші врожаї.

Екологічні переваги

Сільськогосподарські дрони зменшують використання хімікатів на 35%, точно орієнтуючись на зони обробки, зберігаючи природні ресурси та зменшуючи забруднення. Крім того, зменшення споживання пального завдяки меншій кількості польових візитів сприяє зниженню викидів парникових газів.

Як дрони використовуються в сільському господарстві?

Розуміння практичного застосування дронів у сільському господарстві є дуже важливим. У цьому розділі я розгляну різноманітні ролі, які дрони відіграють у сучасному сільському господарстві - від моніторингу та

картографування посівів до управління тваринництвом та охорони навколишнього середовища.

Точне картографування та зйомка

Сільськогосподарські дрони оснащені найсучаснішими датчиками та камерами з високою роздільною здатністю, що полегшує точне картографування та зйомку сільськогосподарських ландшафтів. Ці технологічні дива дають фермерам можливість отримати детальну інформацію про топографічні зміни, склад ґрунту та схеми дренажу на їхніх полях. Отримані дані слугують основою для оптимізації стратегій посіву, розподілу ресурсів та управління земельними ресурсами.



Рис. 1.1. Картографування місцевості за допомогою БПЛА

Пильний моніторинг здоров'я рослин

Сільськогосподарські дрони, оснащені сучасними мультиспектральними та інфрачервоними камерами, відмінно справляються з оцінкою стану рослин. Розпізнаючи тонкі зміни, що вказують на стрес, дефіцит поживних речовин або хвороби, фахівці можуть вжити точних

заходів для їх усунення. Проактивні заходи призводять до отримання більш якісного врожаю та стійких сільськогосподарських екосистем.

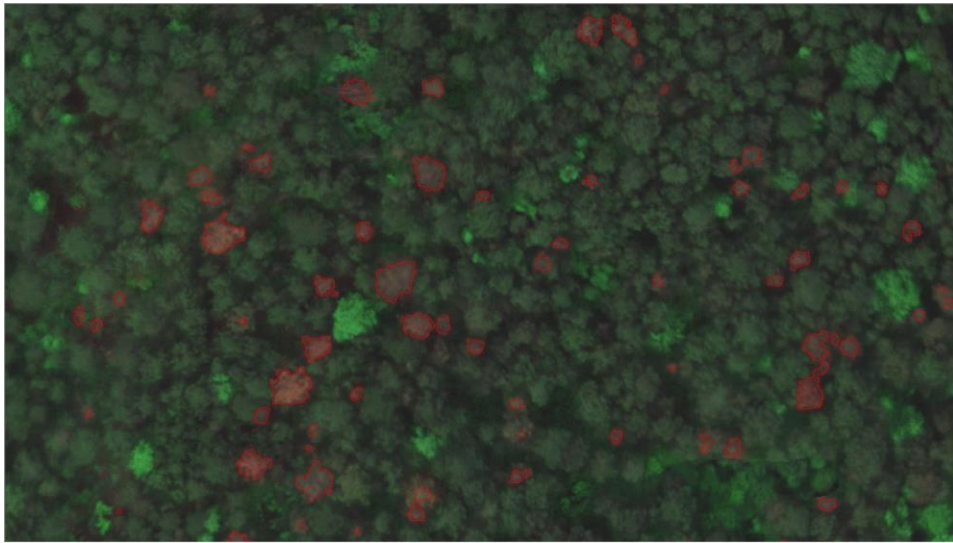


Рис. 1.2. Моніторинг за здоров'ям рослин за допомогою БПЛА

Комплексний аналіз здоров'я ґрунту

Здоров'я ґрунту є основою продуктивного сільського господарства. Дрони полегшують збір різноманітних зразків ґрунту на полях. Завдяки ретельному аналізу фахівці сільського господарства отримують інформацію про родючість ґрунту, рівень рН та вміст вологи. Обґрунтовані рішення щодо управління поживними речовинами, перезволоження та кондиціонування ґрунту підвищують продуктивність і довговічність сільського господарства.

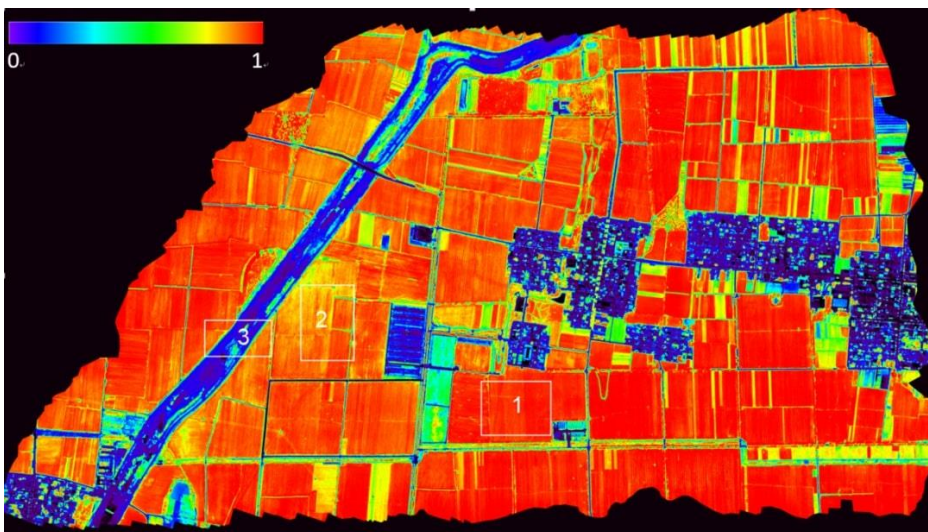


Рис. 1.3. Аналіз здоров'я ґрунту за допомогою спеціальних камер БПЛА

Повітряне спостереження в реальному часі та моніторинг полів

Дрони надають безпрецедентну точку огляду, полегшуючи повітряне спостереження за сільськогосподарськими ландшафтами в режимі реального часу. Завдяки безперервному моніторингу фахівці можуть оперативно виявляти такі проблеми, як застій води, зараження шкідниками або хвороби сільськогосподарських культур. Своєчасне втручання, засноване на цих спостереженнях, зменшує ризики і забезпечує оптимальний стан посівів, тим самим зберігаючи врожайність і прибутковість фермерських господарств.



Рис. 1.4. Моніторинг полів в режимі онлайн за допомогою БПЛА

Управління тваринництвом та оцінка здоров'я тварин

Окрім застосування в сільському господарстві, дрони відіграють ключову роль в управлінні тваринництвом. Фахівці використовують дрони для моніторингу здоров'я худоби, відстеження пересування тварин та оцінки стану пасовищ. Такий цілісний підхід до сільського господарства забезпечує благополуччя як сільськогосподарських культур, так і худоби, сприяючи інтегрованим методам ведення сільського господарства.



Рис. 1.5. Управління тваринництвом за допомогою БПЛА

1.2. Найкращі дрони для сільського господарства (огляд дронів компанії JOUAV)



Рис. 1.6. БПЛА «CW-007»

CW-007

Портативна інтегрована платформа для БПЛА, яка забезпечує виняткову надійність.

Короткі характеристики:

55хв - Максимальний час польоту

61,2 км/год - Крейсерська швидкість

6000m - Максимальна стеля обслуговування

1 кг - Максимальне корисне навантаження



Рис. 1.7. БПЛА «CW-15»

CW-15

Багатоцільовий інтелектуальний безпілотник VTOL з живленням від батареї

Короткі характеристики:

180хв - Максимальний час польоту

61 км/год - Крейсерська швидкість

6500m - Максимальна стеля обслуговування

3 кг - Максимальне корисне навантаження

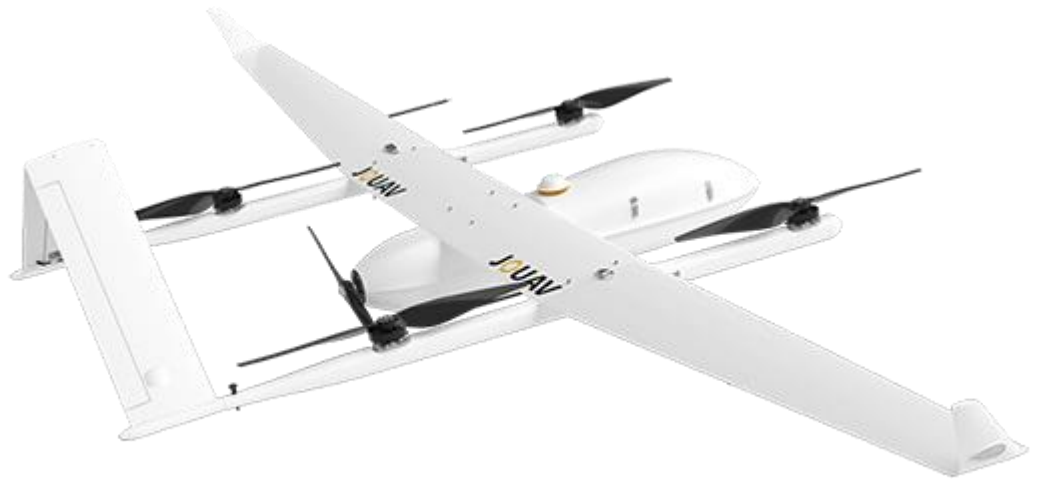


Рис. 1.8. БПЛА «CW-25E»

CW-25E

Електричний безпілотник збільшеної витримки з фіксованим крилом підвищеної витривалості VTOL

Короткі характеристики:

210хв - Максимальний час польоту

70 км/год - Крейсерська швидкість

6000m - Максимальна висота обслуговування

6 кг - Максимальне корисне навантаження



Рис. 1.9. БПЛА «РН-20»

РН-20

Багатороторний безпілотник з великим навантаженням

Короткі характеристики:

55хв - Час польоту на повній потужності

20 м/с - Максимальна швидкість польоту

4500m - Максимальна висота зльоту

10 кг - Максимальне корисне навантаження



Рис. 1.10. БПЛА «СW-30Е»

CW-30E

Гібридний бензиново-батарейний безпілотник тривалого польоту

Короткі характеристики:

480хв - Максимальний час польоту

90 км/год - Крейсерська швидкість

6000m - Максимальна стеля обслуговування

8 кг - Максимальне корисне навантаження

1.3. Типи існуючих сільськогосподарських дронів

Сільськогосподарські дрони бувають різних форм, кожна з яких пристосована до конкретних сільськогосподарських застосувань. Розуміння переваг і недоліків цих типів дронів має вирішальне значення для оптимізації їхньої корисності у сільськогосподарській практиці.

Безпілотники з фіксованим крилом

Дрони з фіксованим крилом добре підходять для великомасштабних сільськогосподарських операцій. Вони ефективно охоплюють великі території за один політ, що робить їх ідеальними для обстеження великих сільськогосподарських угідь. Більша тривалість польоту порівняно з мультироторними дронами дозволяє їм виконувати більш комплексні завдання з картографування та зйомки без необхідності підзарядки або заміни акумуляторів. Крім того, завдяки своїй аеродинамічній конструкції дрони з фіксованим крилом краще справляються з вітряними умовами, забезпечуючи стабільний збір даних навіть за несприятливих погодних умов.



Рис. 1.11. БПЛА з фіксованим крилом

Однак дрони з фіксованим крилом мають обмежену маневреність порівняно з багатогвинтовими. Вони не можуть зависати або швидко змінювати напрямок, що може бути недоліком, коли потрібне точне позиціонування. Крім того, зліт і посадка можуть бути складнішими, оскільки для них потрібен простір, схожий на злітно-посадкову смугу. Вища початкова вартість дронів з фіксованим крилом також може бути фактором, який слід враховувати невеликим фермам або підприємствам з обмеженим бюджетом.

Мультироторні дрони

Мультироторні дрони, такі як квадрокоптери та гексакоптери, вирізняються високою маневреністю. Вони можуть зависати, швидко змінювати напрямок і літати на малих висотах, що робить їх ідеальними для ретельного огляду посівів і точного внесення добрив. Такими дронами, як правило, легше керувати і вони потребують менше навчання, ніж літаки, що дозволяє фермерам швидко інтегрувати їх у свою повсякденну діяльність. Вертикальний зліт і посадка усуває необхідність у злітно-посадковій смузі або відкритому просторі.



Рис. 1.12. Мультироторний БПЛА

Мультироторні дрони зазвичай мають меншу тривалість польоту порівняно з літаками та БПЛА, що може вимагати частої заміни або підзарядки акумуляторів під час виконання тривалих завдань. Крім того, завдяки меншій тривалості польоту і меншій швидкості, мультироторні дрони краще підходять для малих і середніх полів, оскільки для покриття великих територій може знадобитися багато польотів і заміна акумуляторів.

Безпілотники з вертикальним зльотом і посадкою (VTOL)

Безпілотники VTOL поєднують в собі переваги як літаків, так і багатороторних дронів. Вони можуть злітати і приземлятися вертикально, як багатороторні дрони, і переходити в режим польоту з фіксованим крилом для ефективного покриття великих відстаней. Така універсальність робить їх придатними для фермерських господарств з різноманітним рельєфом, оскільки вони можуть переміщатися по пересіченій місцевості та проводити аерофотозйомку на великих територіях. Вони також пропонують довший час польоту порівняно з чистими мультироторними дронами.



Рис. 1.13. БПЛА типу VTOL

Дрони VTOL можуть бути складнішими в експлуатації та обслуговуванні порівняно зі стандартними мультироторами, що вимагає належної підготовки та досвіду. Крім того, вони, як правило, дорожчі через свою гібридну конструкцію та розширені можливості, що може бути важливим фактором для фермерів з обмеженим бюджетом.

1.4. З яких компонентів складається сільськогосподарський дрон

Щоб зрозуміти можливості сільськогосподарських дронів, важливо зрозуміти їхні основні компоненти. У цьому розділі розглядаються ключові елементи, які роблять ці дрони ефективними інструментами для сучасного сільського господарства.

Рама

Рама сільськогосподарського дрона слугує його структурною основою. Зазвичай її виготовляють з легких матеріалів, таких як вуглецеве волокно або алюміній, щоб дрон залишався маневреним і аеродинамічним, забезпечуючи при цьому довговічність. На рамі розміщуються всі інші компоненти та забезпечується необхідна структура для встановлення двигунів, пропелерів та іншого обладнання.

Двигуни

Двигуни - це рушійна сила сільськогосподарських дронів. Електродвигуни створюють необхідну тягу, щоб підняти дрон над землею і утримувати його в повітрі. Сільськогосподарські дрони зазвичай використовують безщіткові двигуни постійного струму, які відрізняються ефективністю та надійністю. Кількість і розмір двигунів може варіюватися залежно від конструкції дрона та його корисного навантаження.

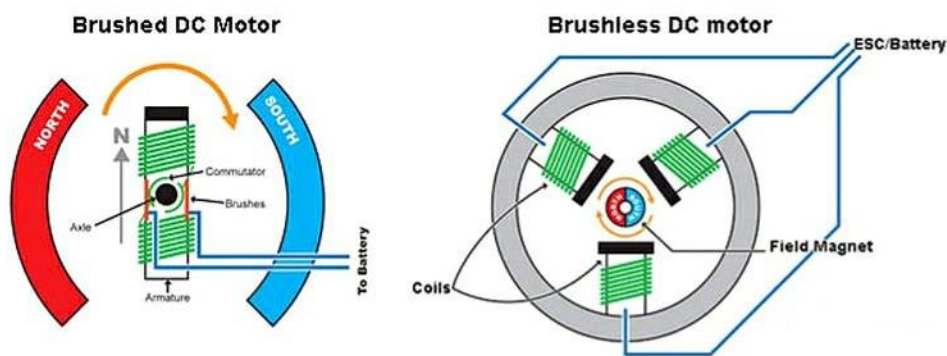


Рис. 1.14. Двигун БПЛА

Електронний регулятор швидкості (ESC)

Електронний регулятор швидкості (ESC) для дронів - це важливий електронний пристрій, який керує швидкістю і напрямком кожного двигуна в дроні. Він інтерпретує сигнали від контролера польоту, регулюючи потужність, що подається на двигуни, щоб контролювати їх кількість обертів на хвилину (RPM) і, отже, рух і стабільність дрона під час польоту. По суті, він діє як міст між контролером польоту і двигунами, забезпечуючи точне управління і маневреність безпілота.

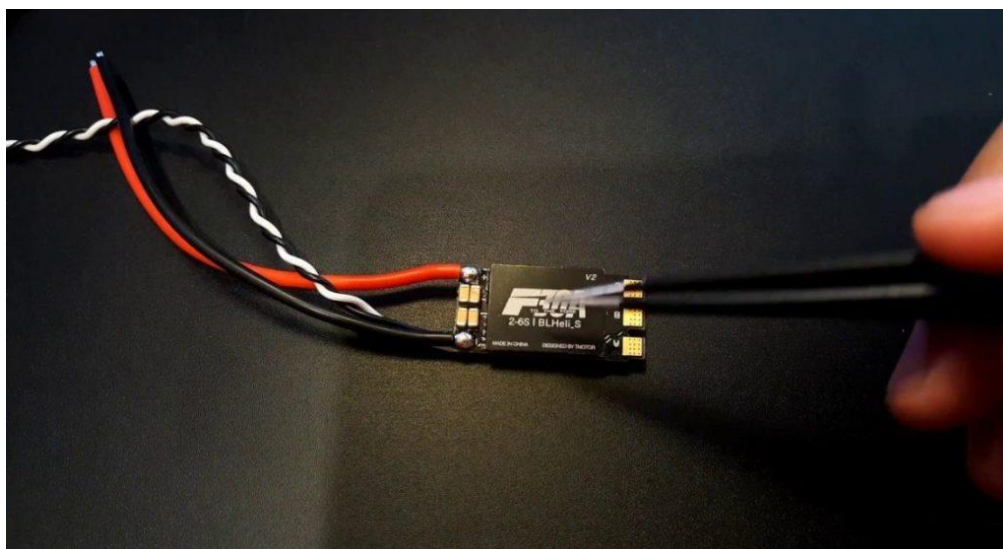


Рис. 1.15. Електронний регулятор швидкості

Плата управління польотами

Плата керування польотом, яку часто називають «мозком» дрона, відповідає за обробку даних з різних датчиків і надсилання команд на двигуни та ESC. Вона відіграє вирішальну роль у стабілізації дрона, гарантуючи, що він залишається рівним і точно реагує на команди пілота. Плати керування польотом оснащені сучасними алгоритмами та датчиками, такими як акселерометри та гіроскопи, для забезпечення стабільності та точного керування.

Радіоприймач

Радіоприймач приймає сигнали від передавача оператора дрона, перетворюючи їх на команди, які може виконати бортовий пульт управління. Цей компонент забезпечує дистанційне керування дроном, зокрема такими функціями, як газ, тангаж, крен і ристання, дозволяючи пілоту здійснювати навігацію і контролювати рух дрона.

Пропелери

Пропелери відповідають за створення тяги, необхідної для підйому і руху дрона. Сільськогосподарські дрони часто використовують спеціально розроблені пропелери, оптимізовані для ефективності та стабільності під час повітряних операцій. Розмір, крок і напрямок обертання пропелера ретельно підбираються відповідно до конструкції та призначення дрона.



Рис. 1.16. Пропелер БПЛА

Батарея

Батарея є основним джерелом живлення для сільськогосподарського дрона. Літій-полімерні (LiPo) акумулятори широко використовуються завдяки своїй високій щільності енергії та малій вазі. Ємність і напруга батареї безпосередньо впливають на тривалість польоту і вантажопідйомність дрона. Удосконалені системи керування батареєю забезпечують безпечну та ефективну подачу енергії.

Карданний підвіс

Сільськогосподарські дрони часто оснащуються карданними підвісами для стабілізації камер і датчиків, встановлених на борту. Кардан дозволяє камері або датчику зберігати стабільну орієнтацію, навіть коли дрон зазнає турбулентності або змінює напрямок руху. Така стабільність має вирішальне

значення для отримання точних і придатних для використання даних під час сільськогосподарських обстежень та інспекцій.

Датчики

Датчики складають сенсорний масив сільськогосподарських дронів, кожен з яких пристосований для виконання певних функцій:

- **Камери:** Сільськогосподарські дрони часто мають камери, здатні знімати зображення з високою роздільною здатністю, і ці камери можуть включати RGB (видиме світло), мультиспектральні або тепловізійні датчики.
- **LiDAR (Light Detection and Ranging):** Датчики LiDAR використовують лазерні промені для створення детальних 3D-карт місцевості, що робить їх корисними для картографування місцевості і визначення висоти.
- **Інфрачервоні датчики:** Інфрачервоні датчики використовуються для моніторингу здоров'я посівів, виявлення стресу в рослинах і визначення температури
- **Ультразвукові датчики:** Ультразвукові датчики допомагають дронам підтримувати постійну висоту над землею, особливо під час польотів на малій висоті

1.5. Аналіз існуючих варіантів реалізації катапульт для БПЛА

Стартова катапульта безпілотного літального апарату (далі БПЛА) служить для примусового розгону БПЛА на зльоті до швидкості відриву при допустимій максимальній перевантаженні за рахунок енергії пристроїв, які не належать БПЛА. Катапульта повинна бути автономною при пуску БПЛА, мати просту конструкцію, малу масу і габарити в транспортному положенні. Вона повинна бути зручною в обслуговуванні, швидко розгортатися в

стартове положення і забезпечувати динамічну стійкість при пуску БПЛА. Розміщуватися катапульта може на транспортному засобі або на причепі необхідної прохідності і маневреності.

Для зльоту малорозмірних БПЛА і середніх БПЛА літакового типу широко використовуються пускові пристрої типу катапульти, що дозволяють забезпечити швидкий і ефективний зліт зазначених літальних апаратів (далі – ЛА) з силовою установкою порівняно невеликої потужності.

Конструкція катапульти повинна забезпечувати надійний пуск ЛА, причому параметри пуску повинні бути постійними при кожному наступному запуску. Тобто для ефективності пуску і для виключення пошкодження дорогої апаратури необхідно мінімізувати ймовірність відмови, вплив зовнішніх умов, у тому числі погодних, і людського фактору.

Катапульти бувають:

- пружинні;
- резинові;
- порохові;
- пневматичні;
- гідравлічні;

Але найбільш поширеними в застосуванні є резинові, гідравлічні та пневматичні.

1. Резинова катапульта

Катапультий пусковий пристрій, який використовує енергію, що зберігається у вискоеластичних шнурах-банджі, для запуску БПЛА. Загальноприйняті рішення включають металеву рейку, яка розташована під кутом запуску, шнур банджі (або кілька шнурів) і лебідку для натягування шнура. Перед запуском шнур банджі натягується до необхідного натягу та закріплюється запобіжними шпильками. Потім вони випускаються для запуску БПЛА. Завдяки простоті конструкції системи, що не вимагає багатьох механічних або електричних компонентів, вона має відносно

невелику вагу. Хоча він обмежений характеристиками шнура, і зазвичай для нього потрібна довга рейка, щоб прискорити БПЛА до необхідної швидкості. Банді-шнурові пускові установки часто обмежуються легкими БПЛА.



Рис. 1.17. Резинова катапульта БПЛА

2. Гідравлічна катапульта

Гідравлічні пускові пристрої, як правило, також проектуються як пускова установка для катапульти. Основами системи є використання циліндра з двома відсіками. Відсіки розділені поршнем, на якому з одного боку є стисливий газ, а на іншому - гідравлічне масло. Для накопичення енергії, необхідної для запуску, масло перекачується так, що воно штовхає поршень і, таким чином, стискає газ з іншого боку. Сторона з гідравлічним маслом з'єднана за допомогою клапана швидкого відкривання з гідравлічним двигуном. Двигун живить лебідку, яка прикріплена до каретки, встановленої на направляючій, де повинен бути розміщений БПЛА. Для запуску БПЛА згаданий клапан відкривається. Це дозволяє газу в балоні розширюватися і переміщувати поршень, що відштовхує масло назад, живлячи гідравлічний двигун. Двигун повертає лебідку, яка тягне каретку і прискорює БПЛА до швидкості запуску. Система гідравлічного пуску набагато складніша, ніж

банджі-шнур, і для її роботи потрібна потужність. Переваги в тому, що він може виробляти відносно високі швидкості запуску, а початковий пуск можна пом'якшити, щоб уникнути занадто високих прискорень. Це призводить до того, що рішення є більш простим щодо конструкції БПЛА, оскільки йому не потрібно підтримувати високі прискорення, як наприклад з шнуром банджі.



Рис. 1.18. Гідравлічна катапульта БПЛА

3. Пневматична катапульта

Пневматичні пускові системи дуже схожі на гідравлічні. Накопичувач енергії - це стиснений газ, і направляюча разом із кареткою мають той самий принцип. Зазвичай в якості газу використовується повітря, що знаходиться під тиском в акумуляторних резервуарах. Запуск здійснюється шляхом випуску стисненого повітря через клапан і прискорення каретки, яка утримує БПЛА. Силу, з якою здійснюється запуск, можна регулювати, регулюючи тиск і забезпечуючи підтримку БПЛА різної маси. Деякі мінуси цієї техніки полягають у тому, що компресор для тиску повітря потребує живлення, і для заповнення резервуарів акумулятора може знадобитися час.



Рис. 1.19. Пневматична катапульта БПЛА

1.6. Аналіз публікацій за темою роботи

Дослідження динаміки руху безпілотних літальних апаратів (БПЛА) є важливим з кількох ключових причин:

- **Безпека польотів.** Розуміння динаміки руху БПЛА допомагає забезпечити стабільність і контроль під час польоту, зокрема в умовах сильного вітру або інших несприятливих умов. Це зменшує ризики аварій або втрати апарату.
- **Оптимізація управління.** Вивчення динаміки дозволяє вдосконалювати алгоритми керування, що підвищує ефективність БПЛА при виконанні різних завдань, таких як розвідка, спостереження або доставка вантажів.
- **Покращення енергоефективності.** Дослідження руху БПЛА дозволяє розробляти більш економічні траєкторії польоту, що сприяє зменшенню витрат енергії, подовженню тривалості польоту та збільшенню дальності дії.

- Маневреність і точність. Глибоке розуміння динаміки руху сприяє підвищенню маневреності БПЛА, що особливо важливо для виконання завдань у складних умовах (наприклад, в умовах міської забудови або серед лісу).
- Розробка нових технологій. Дослідження динаміки допомагає створювати інноваційні конструкції і моделі БПЛА, які можуть мати нові можливості, такі як вертикальний зліт та посадка, здатність до польоту у складних умовах та інші.
- Військове застосування. Для військових БПЛА, які виконують місії розвідки або нанесення ударів, динаміка руху є критичною для ухилення від систем протиповітряної оборони та виконання завдань у складних бойових умовах.

Дослідження динаміки руху БПЛА дозволяє зробити ці апарати більш надійними, ефективними та універсальними для широкого спектра застосувань.

У статті [1] автори представили динамічне моделювання та аналіз стабільності типового БПЛА у фазі планування за умов відмови двигуна. Коли трапляються такі екстремальні явища, найбільш бажаною вимогою є «пережити» цю ситуацію, зберігаючи транспортний засіб керованим, зберігаючи його орієнтацію та ковзаючи транспортним засобом у призначеному напрямку з максимально розширеною дальністю. У цій статті досліджуються аспекти стабільності БПЛА в умовах відмови двигуна. У запропонованій архітектурі динамічна імітаційна модель БПЛА з шістьма ступенями свободи реалізована за допомогою набору пов'язаних нелінійних диференціальних рівнянь. Аеродинамічні сили та моменти, з якими стикається БПЛА на різних етапах польоту, визначаються за допомогою емпіричних та неемпіричних методів. Техніка нелінійної обмеженої оптимізації використовується для оцінки значень сталого стану оптимізованої траєкторії для повного режиму польоту. Результати теорії динамічних систем застосовуються для дослідження локальних

характеристик стійкості БПЛА навколо стаціонарного стану. Оцінюється повний набір динамічних режимів БПЛА протягом фази ковзання, а вміст режиму в кожній змінній руху визначається за допомогою методу модального розкладання. Динамічні характеристики конфігурації з розімкнутим контуром оцінюються для створення адекватної еталонної продуктивності для конструкції контролера із замкнутим контуром.

У статті [2] розглядаються методи та алгоритми побудови маршрутів для безпілотних літальних апаратів (БПЛА). Авторами представлено класифікацію методів за п'ятьма критеріями: умови руху, типи задач, алгоритмічний рівень, функціональний рівень та метод планування шляху. Розглянуто традиційні, інтелектуальні та гібридні алгоритми, зокрема методи на основі часу, простору та місій. Також детально висвітлено ключові особливості алгоритмів, таких як методи планування в умовах невизначеності, використання штучного інтелекту та машинного навчання.

У статті [3] запропоновано математичне моделювання та динамічний аналіз висотного безпілотного літального апарата (HALE UAV) з використанням технології управління рухомою масою (MMC). Авторами розроблено нелінійну модель для поздовжнього руху та проведено аналіз динаміки керування по крену. Модель базується на переміщенні внутрішньої рухомої маси для регулювання положення центру мас апарата, що дозволяє ефективно контролювати нахил при високих висотах і низьких швидкостях. Результати показали, що така технологія значно ефективніша за традиційні аеродинамічні поверхні керування, особливо на великих висотах.

У цій статті [4] досліджується динамічне моделювання та аналіз стабільності безпілотного літального апарата (БПЛА) в етапі планування після відмови двигуна. Основна мета — зберегти керованість апарата та подовжити його діапазон планування до найближчої базової станції. Для цього авторами було розроблено симуляційну модель БПЛА на основі шести ступенів вільності (6-DOF) із використанням системи нелінійних

диференціальних рівнянь. Оцінка аеродинамічних сил і моментів проводилася за допомогою емпіричних і неемпіричних методів. Визначено оптимізовану траєкторію та досліджено нестабільні режими роботи, які обмежують діапазон планування БПЛА лише 15 км. Результати демонструють необхідність впровадження системи замкнутого керування для підвищення стабільності.

У цій статті [5] розглядається моделювання та керування квадрокоптером з використанням математичних моделей для динаміки та контролю. Автори представляють повну динамічну модель, зокрема моменти і сили тяги для квадрокоптера, а також реалізують контролер PID для стабілізації положення та орієнтації безпілотного апарата. Особливу увагу приділено уникненню перешкод і транспортуванню вантажів за допомогою групи квадрокоптерів. Результати симуляції були реалізовані в середовищі Simulink і віртуальної реальності для візуалізації поведінки апарата у тривимірному просторі.

У роботі [6] представлено математичне моделювання та числовий аналіз керованого руху дрона-квадрокоптера. Основна увага приділяється задачі оптимального керування траєкторією польоту дрона з використанням методів теорії керування та оптимізації. Запропоновано математичну модель динаміки квадрокоптера, що враховує основні режими його руху: зависання, крен, тангаж і рискання. Для вирішення задачі оптимального керування застосовано метод Понтрягіна, метод штрафних функціоналів та метод умовного градієнта. Стаття містить результати числового моделювання та їх аналіз, що демонструє ефективність запропонованих методів.

У статті [7] розглядаються методи оцінки параметрів руху маневруючих безпілотних літальних апаратів (БПЛА) в інфокомунікаційних сенсорних мережах. Авторами запропоновано використання дробових рядів Тейлора для підвищення точності оцінювання параметрів руху БПЛА. В результаті математичного моделювання було показано, що дробові поліноми,

зокрема з дробовими ступенями, дозволяють оцінити не лише зміну координат та швидкості, але й підвищити точність оцінок. Запропоновано також застосування фільтра Калмана та методу найменших квадратів для оцінки руху постійно маневруючих БПЛА.

У статті [8] досліджується проблема моделювання руху динамічних об'єктів у системах підтримки прийняття рішень для планування маршрутів безпілотних літальних апаратів (БПЛА). Авторами розроблено модель руху, що дозволяє прогнозувати місцезнаходження динамічних об'єктів на основі характеристик ландшафту, маршруту та інших факторів. Це допомагає знизити невизначеність під час виконання польотних завдань та підвищити ефективність повітряної розвідки. Подальший розвиток моделей полягає в автоматизації процесу планування маршрутів з адаптацією до змінних умов польоту.

У статті [9] розглянуто моделювання та аналіз траєкторії польоту безпілотних літальних апаратів (БПЛА) в стратосфері. Визначено основні параметри, що впливають на траєкторію польоту, такі як аеродинамічні сили, гравітація, плавучість та інерційні сили. Досліджено динамічну та статичну стійкість БПЛА під час польотів у стратосфері, а також проаналізовано реакцію апарата на зміну кута керма висоти та збільшення тяги двигуна. Отримані результати показали, що БПЛА демонструє нейтральну стабільність у більшості випадків, однак існує значна інертність у реакції на зміни керування.

У цій роботі [10] автор досліджує динамічний аналіз мікро-БПЛА (безпілотного літального апарата) з метою оцінки здатності конструкції витримувати динамічні навантаження під час польоту. Проєкт зосереджений на визначенні частотних характеристик і форм коливань структурних компонентів БПЛА. У процесі аналізу автор використовує метод Ньютона для моделювання, а також проводить симуляції, щоб перевірити відповідність результатів реальним умовам. Матеріал для конструкції

обраний на основі властивостей, таких як міцність та стійкість до вібрацій. Отримані результати показали, що конструкція може витримувати навантаження, проте автор рекомендує використання інших методів, таких як метод скінченних елементів, для покращення точності аналізу.

Стаття [11] присвячена динамічному аналізу системи керування довжиною опорної балки двигуна квадрокоптера (UAV). Метою дослідження є моделювання і аналіз вібрацій та інших динамічних характеристик системи підтримки двигуна квадрокоптера при змінній довжині балки. Використано програмне забезпечення SOLIDWORKS® для проведення як статичного, так і динамічного аналізу. Аналіз включає оцінку максимальної амплітуди переміщень, напруги фон Мізеса та резонансних частот при різних довжинах балки. Основний акцент зроблено на важливість оптимізації довжини балки для зменшення споживання енергії та забезпечення стабільної роботи безпілотного апарата.

Література

1. Mir, Imran & Maqsood, Adnan & Akhtar, Suhail. (2017). Dynamic Modeling & Stability Analysis of a Generic UAV in Glide Phase. MATEC Web of Conferences. 114. 01007. 10.1051/mateconf/201711401007. Точка доступу: Mir, Imran & Maqsood, Adnan & Akhtar, Suhail. (2017). Dynamic Modeling & Stability Analysis of a Generic UAV in Glide Phase. MATEC Web of Conferences. 114. 01007. 10.1051/mateconf/201711401007. (звернення 15.09.2024)
2. Кучеренко О.І., Вакалюк Т.А. Класифікація методів та алгоритмів побудови маршрутів БПЛА
3. Gu, Y., Zhang, G., Bi, Y., Meng, W., Ma, X., Ni, W. Pitch Mathematical Modeling and Dynamic Analysis of a HALE UAV with Moving Mass Control Technology

4. Imran Mir, Adnan Maqsood, Suhail Akhtar
Dynamic Modeling & Stability Analysis of a Generic UAV in Glide Phase
5. Bouzgou Kamel, Bestaoui Yasmina, Benchikh Laredj, Benaoumeur Ibari, Ahmed-Foitih Zoubir
Dynamic Modeling, Simulation and PID Controller of Unmanned Aerial Vehicle (UAV)
6. Числовий аналіз керованого руху дрона-квадрокоптера. Метод Понтрягіна.
7. Цуканов О.Ф., Якорнов Є.А.
Методи оцінки параметрів руху маневруючих безпілотних літальних апаратів в інфокомунікаційних сенсорних мережах
8. Бережний А.О., Калачова В.В., Рожков М.І.
Моделювання руху динамічних об'єктів в системі підтримки прийняття рішень планування маршрутів безпілотних літальних апаратів
9. Харченко В.П., Онищенко О.А.
Моделювання та аналіз траєкторії польоту безпілотних літальних апаратів в стратосфері
10. Mohamad Izham Bin Mohamad Zainal
Dynamic Load Analysis of the Micro Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Structure
M.F. Zulkifli, Z.M. Razlan, Shahrman A.B., I. Zunaidi, Wan Khairunizam, N.Z. Noriman
Dynamic Analysis of UAV's Motor Support Bar Length Control System

РОЗДІЛ 2. РОЗРАХУНКИ КОНСТРУКЦІЇ

2.1. Морфологічний аналіз

Тип БПЛА	Двигун	Сенсори	Електро живлення	Система управління	Камера	Висота польоту	Час польоту	Швидкість БПЛА
Квадрокоптер (Mavic 2 Pro)	безколекторний двигун (безщітковий) зі змінним струмом	двodiaпазонний GPS, вертикальний датчик відстані, датчик тиску повітря, датчик освітленості	літій-полімерна батарея ємністю 3850 мАг і напругою 15,4 В	радіоуправління за допомогою пультана частотах 2,4 ГГц та 5,8 ГГц	Hasselblad L1D-20c (1", 20 МП)	до 5000 м	до 30 хв	до 72 км/год

Літак (з крила ми) (ХК A120 0 3D6G)	безколект орним мотором (безщітко вим) зі змінним струмом	б- осьов ий гіроск оп, баром етр, датчи к струм у та напру ги, датчи ки швидк ості та напря мку	літій- полім ерна батаре я ємніст ю 2000- 3000 мАг і напру гою 7,4 В	радіоупра вління за допомого ю пульта на частотах 2,4 ГГц	встановл юється на вибір користува чем (GoPro, DJI Osmo Action та інші)	залежи ть від конфігу рації	д о 1 2 х в	до 60 км/ год
--	---	---	--	---	---	--------------------------------------	----------------------------	------------------------

2.2. Розрахунок параметрів БПЛА

2.2.1. Розрахунок злітної маси в першому наближенні

Маса БПЛА, що проектується, визначається методом послідовних наближень [1 - 7]. Розрахунок маси в першому наближенні здійснюється після визначення технічного завдання. Злітна маса БПЛА складається з мас окремих його частин: крила, фюзеляжу, оперення, силової установки, шасі, обладнання, палива (акумуляторних батарей) та цільового навантаження.

$$m_0 = m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + m_{су} + m_{ш} + m_{об} + m_{п} + m_{цн} \quad (2.1)$$

При розрахунках зручніше користуватися рівнянням балансу мас БПЛА у відносних величинах. Для цього всі члени рівняння (3.1) діляться на злітну масу m_0 .

Отримане рівняння має вигляд

$$1 = m_{кр} + m_{\phi} + m_{оп} + m_{су} + m_{ш} + m_{об} + m_{п} + m_{цн} \quad (2.2)$$

Із технічних вимог відомі маси цільового навантаження: $m_{цн} = 0,986$ кг, акумуляторних батарей $m_n = 0,336$ кг та обладнання $m_{об} = 0,253$ кг.

Із рівняння (2.2) витікає, що сумарна відносна маса цільового навантаження, обладнання та акумуляторних батарей складає

$$\begin{aligned} \bar{m}_{цн} + \bar{m}_{об} + \bar{m}_n &= 1 - \bar{m}_{кр} - \bar{m}_{\phi} - \bar{m}_{оп} - \bar{m}_{су} - \bar{m}_{ш} = \\ &= 1 - 0,22 - 0,14 - 0,04 - 0,08 - 0,04 = 0,48 \end{aligned}$$

Отже, знаючи масу обладнання, цільового навантаження, акумуляторних батарей та їхню відносну масу, можна визначити злітну масу за формулою

$$m_0 = (m_{цн} + m_{об} + m_n) / (\bar{m}_{цн} + \bar{m}_{об} + \bar{m}_n) = 1,575 / 0,48 = 3,28 \text{ кг.}$$

Тоді маси інших частин БПЛА у першому наближенні визначатимуться як

$$m_{кр} = \bar{m}_{кр} \cdot m_0 = 0,22 \cdot 3,28 = 0,722 \text{ кг.}$$

$$m_{\phi} = \bar{m}_{\phi} \cdot m_0 = 0,14 \cdot 3,28 = 0,459 \text{ кг.}$$

$$m_{оп} = \bar{m}_{оп} \cdot m_0 = 0,04 \cdot 3,28 = 0,131 \text{ кг.}$$

$$m_{су} = \bar{m}_{су} \cdot m_0 = 0,08 \cdot 3,28 = 0,262 \text{ кг.}$$

$$m_{ш} = \bar{m}_{ш} \cdot m_0 = 0,04 \cdot 3,28 = 0,131 \text{ кг.}$$

2.2.2. Визначення геометричних параметрів крила

Вибір профілю крила. Оскільки даний БПЛА проектується для польоту на малих швидкостях, у тому числі має досить малу швидкість звалювання,

то

доцільно використовувати профіль крила із високим значенням коефіцієнта підйомної сили $C_{y_{max}}$. Для визначення оптимальної відносної товщини профілю, за допомогою програмного забезпечення Profili, були досліджені характеристики серії профілів Ritz з різними відносними товщинами, при числі Рейнольдса $Re = 70000$, що відповідає умові запуску БПЛА з руки (рис. 2.1).

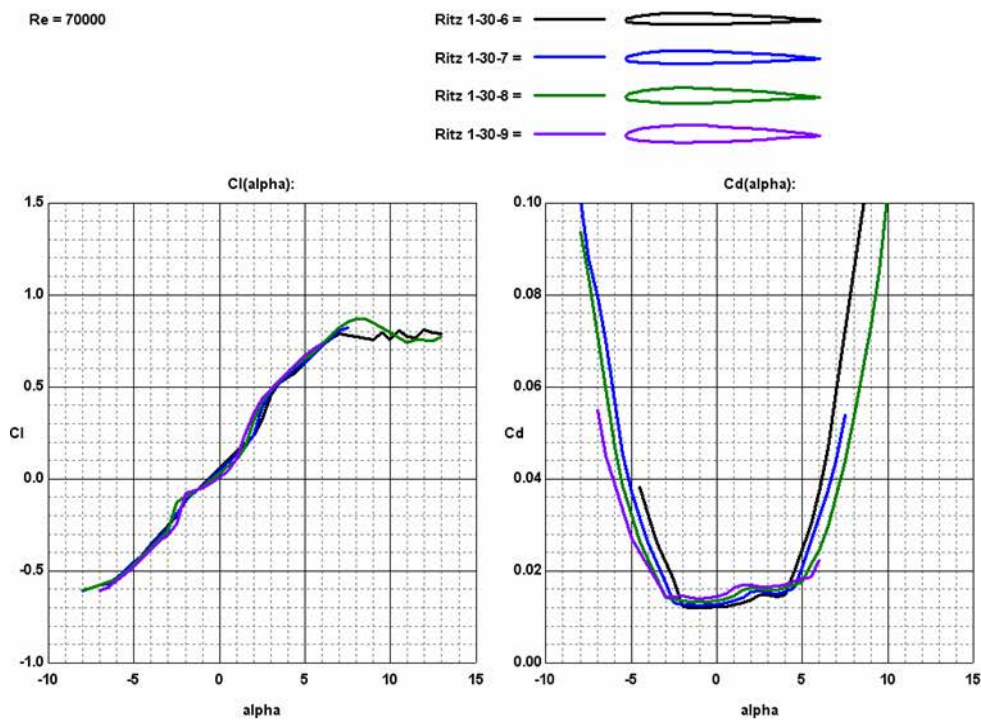


Рис. 2.1. Аеродинамічні характеристики профілів серії Ritz з відносними товщинами 6, 7, 8 і 9 % при числі Рейнольдса 70000.

З рис. 3.1 можна зробити висновок, що для даних умов оптимальним є профіль з відотною товщиною $\bar{c} = 8\%$, оскільки забезпечує максимальний коефіцієнт підйомної сили. Для аналізу були обрані профілі AG-40, NASA 2408 та SD7003, що мають гарні характеристики при малих числах Рейнольдса.

Аналіз аеродинамічних характеристик цих профілів показує (рис. 2.2), що найкращі характеристики має профіль AG-40 як за максимальним коефіцієнтом підйомної сили, так і за аеродинамічною досконалістю на великих і помірних кутах атаки. Максимальний коефіцієнт підйомної сили

становить 1,1, а з відхиленою механізацією – 1,35.

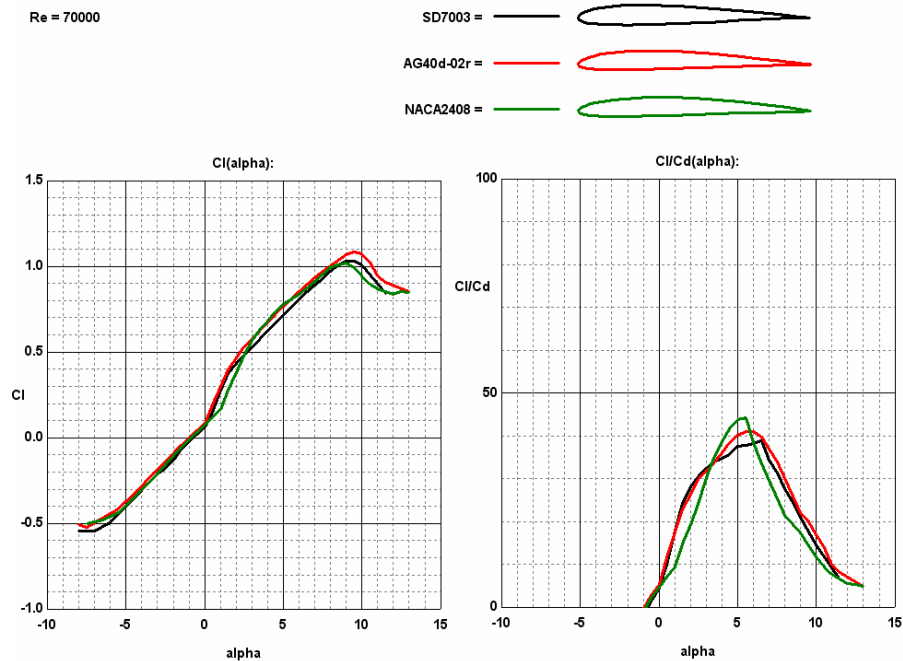


Рис. 2.2. Аеродинамічні характеристики профілів серії SD7003, AG-40, NACA2408 при числі Рейнольдса 70000.

Визначення площі крила. Площа крила визначається з умови рівноваги БПЛА в горизонтальному польоті, при заданій швидкості звалювання як

$$G = Y = C_{y_{зв}} \left(\rho \cdot V_{зв}^2 \right) / 2 * S \quad (2.3)$$

де $G = 3,28$ кг - злітна маса БПЛА; $C_{y_{зв}} = 1,35$ - максимальний коефіцієнт підйомної сили; $\rho = 0,125$ (кгс * с⁴) / м² - густина повітря; $V_{зв}$ - швидкість звалювання, м/с; S - площа крила.

Для визначення потрібної площі крила задамося швидкістю звалювання 35 км/год, що необхідно для забезпечення умови старту з руки.

Потрібна площа крила

$$S = \frac{2G}{C_{y_{зв}} \rho V_{зв}^2} = \frac{2 * 3,28}{1,35 * 0,125 * 9,72^2} \approx 0,411 \text{ м}^2. \quad (2.4)$$

Вибір інших параметрів, що визначають форму крила в плані.

Видовження крила. Оскільки максимальний розмах крила з умов транспортування (враховуючи, що конструкція має бути роз'ємною) становить 1,7 м, то для заданої площі крила видовження буде становити $\lambda = l^2 / S = 9,3$.

Звуження крила. При польоті на малих числах Рейнольдса використовувати звуження не вигідно, оскільки кінцеві частини крила в таких умовах працюють на числах Рейнольдса.

Вибір місця знаходження та геометричних розмірів елеронів.

Ефективність елеронів характеризується величиною m_x , яка називається коефіцієнтом моменту елеронів (m_x) і визначається за формулою

$$m_x = (S_{el_e} a_{el} / Sl)(l_{el} / l) \sqrt{\overline{b_{el}} / \overline{b}} \quad (2.5)$$

де S_{el_e} - ефективна площа елерона (площа крила попереду елерона); a_{el} - відстань між центрами ефективних площ елеронів; l_{el} - розмах елерона; b_{el} - середня хорда елерона.

Збільшення відносної хорди елерона вище 25 % не дає суттєвого приросту m_x . Тому вибираємо $\overline{b_{el}} = 20\%$, $b_{el} = 0,035$ м.

Оптимальним значенням коефіцієнта моменту елеронів для малих БПЛА

вважається $m_x = 0,012 - 0,020$.

Розмах елерона для досягнення заданих значень приймаємо $l_{el} = 0,495$ м.

Тоді коефіцієнт моменту елеронів становить $m_x = 0,018$.

2.2.3. Визначення геометричних розмірів оперення

Визначення геометричних розмірів і положення горизонтального оперення. Ефективність горизонтального оперення (ГО) характеризується

величиною $A_{ГО}$, що називається коефіцієнтом статичного моменту горизонтального оперення.

$$A_{ГО} = \frac{S_{ГО} * L_{ГО}}{S * b_a} \quad (2.6)$$

Для БПЛА, виконаних за нормальною схемою, рекомендується приймати $L_{ГО} = (2,5 - 3) b_a$, $A_{ГО} = 0,45 - 0,55$. Приймаємо $L_{ГО} = 0,7$ м, $S_{ГО} = 0,05$ м².

Звідси

$$A_{ГО} = \frac{0,07 * 0,8}{0,35 * 0,19} = 0,7.$$

Збільшення коефіцієнта статичного моменту обумовлено необхідністю забезпечити підвищену стійкість та керованість БПЛА при малих числах Рейнольдса.

Видовження ГО, як правило, знаходиться в межах 2 - 4.

Приймаємо розмах ГО $l_{ГО} = 0,59$ м, тоді видовження ГО $\lambda_{ГО} = 3, 5$.

Профіль ГО – симетричний НАСА 0006.

Відносна площа руля висоти $\frac{S_{PB}}{S_{ГО}} = 0,35$.

Площа руля висоти $S_{PB} = 0,025$ м².

Визначення геометричних розмірів і положення вертикального оперення. Ефективність вертикального оперення (ВО) характеризується величиною $B_{ВО}$, що є коефіцієнтом статичного моменту вертикального оперення.

$$B_{ВО} = \frac{S_{ВО} * L_{ВО}}{S * l} \quad (2.7)$$

Для БПЛА, виконаних за нормальною схемою, рекомендується приймати $L_{ВО} = (2,5 - 3) b_a$, $B_{ВО} = 0,04 - 0,055$. Приймаємо $L_{ВО} = 0,65$ м, $S_{ВО} = 0,05$ м², звідси $B_{ВО} = \frac{0,06 * 0,8}{0,35 * 1,9} = 0,06$.

Приймаємо розмах ВО $l_{BO} = 0,22$ м, кореневу хорду ВО $b_{0_{BO}} = 0,14$ м.
Кінцева хорда ВО $b_{k_{BO}} = 0,04$ м. Профіль ВО – симетричний НАСА 0006.

Відносна площа руля напрямку $\frac{S_{PH}}{S_{го}} = 0,35$.

Площа руля напрямку $S_{PH} = 0,012$ м².

2.2.4. Визначення геометричних параметрів фюзеляжу

Вибір розмірів і форми фюзеляжу. Габарити фюзеляжу вибираються згідно з розмірами корисного навантаження та силової установки, плечей горизонтального та вертикального оперення та потрібного об'єму для пального. Розміри вузла навіски силової установки 58×58 мм. Габарити цільового навантаження 120×60×150 мм. Плече горизонтального оперення $L_{го} = 0,68$ м.

Плече вертикального оперення $L_{BO} = 0,68$ м. Маса акумуляторних батарей 0,336 кг. Габарити фюзеляжу: довжина: $l_{\phi} = 1,2$ м, ширина $b_{\phi} = 0,08$ м.

Оптимізація геометричних параметрів фюзеляжу. Емпіричним шляхом встановлено, що коефіцієнт профільного опору фюзеляжу залежить головним чином від видовження фюзеляжу, видовження носової частини фюзеляжу, співвідношення площі, що обдувається повітрям, та площі міделю і від підрізки хвостової частини фюзеляжу

$$C_{\text{хар.ф}} = C_f \eta_{\lambda} \eta_M S_{OM} / S_{\text{м.ф.}} \quad (2.8)$$

Таким чином, для зменшення профільного опору, необхідно зменшувати значення коефіцієнтів η_{λ} і η_M . Оптимальне співвідношення $S_{OM} / S_{\text{м.ф.}}$ має фюзеляж круглого перерізу, однак використання такого фюзеляжу в даному випадку недоцільно, оскільки це ускладнює розміщення цільового навантаження і конструкцію вузлів кріплення аеродинамічних поверхонь та шасі. До того ж, виходячи з розмірів цільового навантаження, фюзеляж

круглої форми матиме більший профільний опір, оскільки матиме значно більшу площу міделю порівняно з прямокутним.

Коефіцієнт η_λ визначається залежно від видовження фюзеляжу λ_ϕ . Залежність η_λ від λ_ϕ представлено на рис. 2.3.

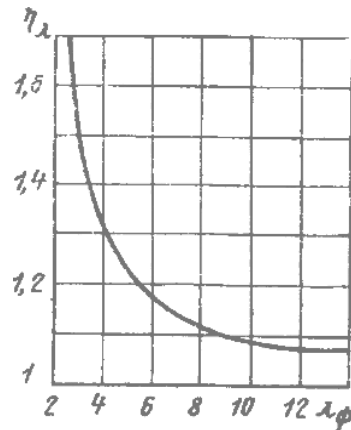


Рис. 2.3. Залежність коефіцієнта η_λ від видовження фюзеляжу

Як видно з рис. 2.3, при видовженні фюзеляжу менше 8, η_λ різко зростає, що відповідно призводить до зростання лобового опору фюзеляжу, тому використання фюзеляжів з видовженням менше 8 одиниць недоцільно. У той же час при $\lambda_\phi > 12$, коефіцієнт η_λ змінюється несуттєво, але лобовий опір суттєво зростає, через збільшення площі фюзеляжу, що омивається повітрям.

Таким чином, доцільно використовувати видовження фюзеляжу 8 – 12 одиниць. Видовження фюзеляжу визначається за формулою

$$\lambda_\phi = \frac{l_\phi}{\sqrt{4S_{м.ф.}/\pi}} \quad (2.9)$$

де l_ϕ - довжина фюзеляжу; $S_{м.ф.}$ - площа міделю.

Із виразу (2.9) випливає

$$l_\phi = 2\lambda_\phi \sqrt{S_{м.ф.}/\pi} \approx 1,128\lambda_\phi * \sqrt{S_{м.ф.}} \quad (2.10)$$

Отже, при площі міделю $S_{м.ф.} = h_\phi \cdot b_\phi = 0,145 \cdot 0,08 = 0,0085 \text{ м}^2$ і видовженні фюзеляжу $\lambda_\phi = 8,12$, довжина фюзеляжу повинна бути в межах:

$$l\phi = 0,8 - 5.$$

Коефіцієнт η_M у формулі (2.8) залежить від видовження носової частини ($\lambda_{н.ч.}$) фюзеляжу і числа M польоту. Залежність η_M від $\lambda_{н.ч.}$ і числа Маха представлена на рис. 2.4.

З рис. 3.4 випливає, що видовження носової частини фюзеляжу починає впливати на аеродинамічний опір лише при значних числах Маха ($M > 0,3$), коли на обтікання починає впливати стислість повітря. При польоті біля Землі $M = 0,3$ відповідає швидкості польоту $V = 360$ км/год. Діапазон швидкості польоту малих та середніх БПЛА лежить нижче цього значення. Тому при їхньому проектуванні можна не враховувати вплив видовження носової частини фюзеляжу на його профільний опір і приймати $\eta_M = 1$.

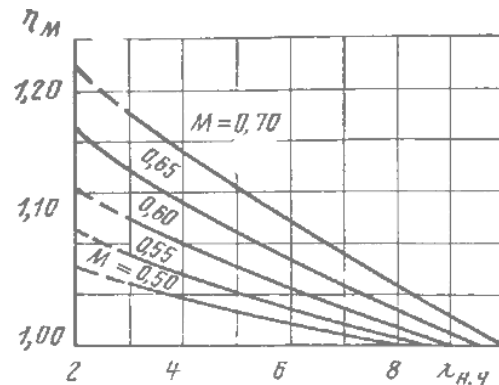


Рис. 2.4. Залежність η_M від числа Маха і видовження носової частини фюзеляжу.

2.2.5. Визначення геометричних параметрів шасі

У зв'язку з тим, що експлуатація даного БПЛА передбачається з польових аеродромів та невідготовлених площадок, а також необхідністю запуску з руки, найбільш обґрунтованим виглядає вибір основних параметрів лижного шасі.

Основні проектні параметри шасі. База шасі $b = 0,3$ м; ширина колії $B = 0,05$ м.

2.3. Розрахунок центрування

2.3.1. Розрахунок злітної маси у другому наближенні

Розрахунок маси крила. У [2, 8 - 11] приведено ряд формул для розрахунку маси вільнонесучого (без підкосів) крила легкого БПЛА і на прикладі ряду легких БПЛА проаналізовано похибки, отримані при розрахунку цими формулами. Найменшу похибку отримано при розрахунку за формулою, запропонованою у [3]

$$m_{кр} = 1,1 * 10^{-4} k_{мех} k_{кон} k_{мт} \varphi n_p \frac{m_0 \lambda \sqrt{S}}{\cos^{1.5} \chi \sqrt{\vartheta c_0}} \frac{\eta+4}{\eta+1}, \quad (2.11)$$

де $k_{мех} = 0,9$ для крила без механізації; $k_{кон} = 1$ для крила без використання монолітних блочних конструкцій; $k_{мт} = 2$ для крила з використанням дерев'яних елементів; $\vartheta = 1$ для однолонжеронного крила; $\varphi = 0,93$.

Тоді маса крила у другому наближенні

$$m_{кр} = 1,1 * 10^{-4} 0,9 * 0,93 * 4,5 \frac{3,28 * 8 \sqrt{2}}{\cos^{1.5} 0 \sqrt{0,14}} \frac{1+4}{1+1} \approx 0,7 \text{ кг.}$$

Розрахунок маси фюзеляжу. У [3] проаналізовано ряд формул для розрахунку маси фюзеляжу і як найбільш точну запропоновано формулу

$$m_{ф} = 1,14 k_{cy} (1 + 0,4 p_{изб}) l_{ф}^{1,5} m_0^{1/4}, \quad (2.12)$$

де $k_{cy} = 1,14$, якщо двигун встановлено на фюзеляжі; $p_{изб}$ - надлишковий тиск у кабіні; $p_{изб} = 0$, коли термокабіна відсутня. Тоді маса фюзеляжу у другому наближенні: $m_{ф} = 0,5$ кг.

Розрахунок маси оперення. Для визначення маси оперення у другому наближенні рекомендується формула

$$m_{оп} = m_{го} + m_{во} = g_{оп} S_{оп}, \quad (2.13)$$

де g_{on} - поверхнева густина оперення, що визначається виразом

$$g_{on} = k_y k_M (4,4 + 0,8 * 10^{-3} m_0), \quad (2.14)$$

де k_y - коефіцієнт, що залежить від крейсерської швидкості польоту.

$$k_y = 0,643 + 1,02 * 10^{-3} V_{крейс} = 0,67 \quad (2.15)$$

$$k_M = 1, \text{ для неманеврових ЛА.}$$

На основі формул (2.13) - (2.15) маса оперення у другому наближенні

$$m_{оп} = 0,124 \text{ кг.}$$

Розрахунок маси інших частин БПЛА. Маса силової установки, під яку проектується БПЛА, становить 0,3 кг. Маса бортового обладнання й органів керування 0,5 кг. Потрібна маса палива (акумуляторів) 0,336 кг. Масу шасі залишаємо такою ж, як у першому наближенні.

Маса агрегатів БПЛА (кг) у другому наближенні

Крило	0,7
Фюзеляж	0,5
Оперення	0,124
Силова установка	0,24
Обладнання і керування	0,09
Акумуляторна батарея	0,336
Цільове навантаження	0,986
Злітна маса	3,15

2.4. Розрахунок і проектування частин БПЛА

2.4.1. Розрахунок і проектування крила

Для ЛА малої маси з метою досягти оптимального співвідношення маси, аеродинамічних характеристик та технологічності оптимальною виглядає однолонжеронна конструктивно-силова схема крила з напівпроникною обшивкою задньої частини і жорсткою обшивкою носика.

Визначення навантажень, побудова епюр поперечних сил та згинаючих моментів. Для розрахунку на міцність крила необхідно вирахувати розподіл тиску по розмаху крила, побудувати епюри поперечної сили і згинаючого моменту від масових та аеродинамічних сил. Точно вирахувати розподіл тиску по крилу є досить складною задачею. Можна припустити, що аеродинамічне навантаження і маса крила вздовж розмаху розподіляються пропорційно хорді. Таке припущення не є грубим і на кінцевий результат суттєвого впливу не має.

Оскільки при малих розмірах крила і малій будівельній висоті технологічно недоцільно використовувати лонжерон змінного по довжині перерізу, то розрахунок необхідно провести лише для кореневого перетину крила.

Тоді розрахунок крила на міцність проводиться в наступній послідовності.

Злітна маса БПЛА без крила

$$m_{0.k} = m_0 - m_{кр} = 3,28 - 0,7 = 2,58 \text{ кг}, \quad (2.16)$$

де m_0 - злітна маса БПЛА; $m_{кр}$ - маса крила у другому наближенні.

Тоді сила дії крила P_{∂} на фюзеляж при максимальному експлуатаційному перевантаженні $n_{y.max}$ (з урахуванням коефіцієнта запасу) становить

$$P_{\partial} = 1,5n_{y.max} m_{0.k} = 1,5 \cdot 4,5 \cdot 3,4 = 23 \text{ кгс.} = 230 \text{ Н.} \quad (2.17)$$

Перерізуюча сила в кореновому перетині крила буде дорівнювати силі, що діє на одну консоль крила: $Q = 11,5 \text{ кгс.} = 115 \text{ Н.}$

Згинаючий момент у кореновому перетині можна визначити за формулою

$$M_z = P \cdot l / 2 = 23 \cdot 1 / 2 = 11,5 \text{ кг} \cdot \text{м} = 1150 \text{ кг} \cdot \text{см} = 115 \text{ Нм.} \quad (2.18)$$

Розрахунок лонжерона крила на згин. При розрахунку лонжерона необхідно, щоб напруження, що виникають, були менше допустимих навантажень з урахуванням коефіцієнта безпеки $\sigma < \sigma_{\partial}$.

Як видно з рис. 2.5, при дії на лонжерон згинаючого моменту максимальні напруження діють у крайніх волокнах. Ці напруження можна визначити за формулою

$$\sigma = M / W_x, \quad (2.19)$$

де M – згинаючий момент у перерізі; W_x – осьовий момент опору перетину.

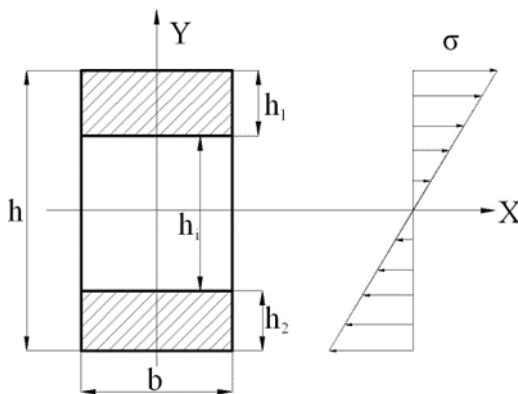


Рис. 2.5. Розподілення напружень у волокнах при згині

Осьовим моментом опору стінки лонжерона можна знехтувати, оскільки його величина значно менше величини осьового моменту опору поясів лонжерона.

Осьовий момент опору полого прямокутника (див. рис 2.5) визначається за формулою

$$W_x = 0,167b(h^3 - h_i^3) / h. \quad (2.20)$$

Із формул (2.18), (2.19) і (2.20) випливає

$$h_i \leq \sqrt[3]{h^3 - \frac{Mh}{\sigma_{\partial} * 0,167b}}. \quad (2.21)$$

Для сосни при згині $\sigma_{\partial} = 650 \text{ кгс/см}^2 = 6500 \text{ Н/см}^2$ висоту лонжерона h можна вирахувати із креслень загального вигляду крила. Профіль RWK0414 має відносну товщину $\bar{c} = 14\%$. Таким чином, при хорді $b = 0,6 \text{ м}$

максимальна будівельна висота профілю становить $h_p = \bar{c} * b = 0,038 \text{ м} = 3,8 \text{ см}$.

Враховуючи наявність обшивки товщиною 2 мм, максимальна будівельна висота лонжерона $h = 3,4 \text{ см}$.

Ширину поясу лонжерона з конструктивних міркувань приймаємо $b = 0,5 \text{ см}$. Максимальний згинаючий момент у кореневому перетині крила $M = 1150 \text{ кг*см}$.

$$\text{Таким чином, } h_i \leq \sqrt[3]{3,4^2 - \frac{1150 * 3,4}{650 * 0,167 * 1,5}} = \sqrt[3]{313,01} = 2,5 \text{ см.}$$

Отже, сумарна товщина поясів лонжерона становить

$$h_1 + h_2 = h - h_i = 3,4 - 2,5 = 0,9 \text{ см.}$$

Оскільки міцність деревини при розтягу суттєво вище міцності при стисканні, площі нижнього та верхнього поясів лонжерона повинні співвідноситися пропорційно їх σ_{∂} при розтягу і стиску відповідно.

Оптимальним співвідношення вважається: $\frac{S_B}{S_H} = (1,5 - 2)$. Приймаємо: $h_1 = 0,55 \text{ см}$; $h_2 = 0,35$.

Розрахунок лонжерона крила на здвиг. Товщина стінки підбирається зумови

$$\tau < \tau_{кр}, \quad (2.22)$$

де $\tau_{кр}$ - напруження, при якому стінка починає втрачати стійкість.

Напруження, що діють у стінці, визначаються за формулою

$$\tau = \frac{Q}{H\delta}$$

де Q - поперечна сила у перерізі; H - висота стінки; δ - товщина стінки.

Отже, товщина стінки $\delta \geq \frac{Q}{H\tau} = \frac{54}{8 * 50} = 0,135 \text{ см}$. Найближча товщина із

сортаменту $\delta = 1,5 \text{ мм}$.

Розрахунок крила на кручення. Розрахунок крила на кручення проводиться для двох граничних випадків положення центра тиску.

Випадок "А" – центр тиску знаходиться на 30 % крила, а підйомна сила визначається за формулою

$$Y_{кр1} = 1,5n_{y.max} G_0 = 28 \text{ кгс} = 280 \text{ Н.} \quad (2.23)$$

Випадок "Б" – центр тиску знаходиться на 50 % хорди, а підйомна сила визначається за формулою

$$Y_{кр2} = 0,75n_{y.max} G_0 = 14 \text{ кгс} = 140 \text{ Н.} \quad (2.24)$$

Необхідно визначити більший із виникаючих крутних моментів і провести розрахунок для нього. Крутні моменти визначаються за формулою, де $x_{ц.д} = 0,05$ см. для випадку "А" і $x_{ц.д} = 0,13$ см для випадку "Б"; $x_{ц.ж} = 0,08$ см - відстань від початку хорди до осі лонжерона.

Крутні моменти, розраховані за формулою (3.76):

$$M_{кр1} = 28(0,08 - 0,05) / 2 = 0,84 \text{ кг·см} = 8,4 \text{ Нсм} - \text{ для випадку "А"};$$

$$M_{кр2} = 14(0,13 - 0,08) / 2 = 0,7 \text{ кг·см} = 7 \text{ Нсм} - \text{ для випадку "Б"}.$$

Як розрахунковий крутний момент приймається $M_{кр2} = 0,84 \text{ кг·см} = 8,4 \text{ Нсм}$.

Крутний момент однолонжеронного крила сприймається замкнутим контуром, який утворює стінка лонжерона і жорстка обшивка носової частини крила. У зв'язку з цим проектувальний розрахунок крила на кручення зводиться до визначення товщини обшивки, при якій напруження здвигу в усіх перетинах крила будуть менше критичних, тобто буде виконуватись умова

$$\tau < \tau_{кр}; \quad (2.25)$$

Напруження, що виникає у матеріалі носика крила при крученні, визначається за формулою

$$\tau = M_{кр} / (2F\delta), \quad (2.26)$$

де $M_{кр}$ - крутний момент; F - площа контуру крила, см^2 ; δ - товщина обшивки, см .

Площа контуру носика вирахована за кресленням загального вигляду і становить $F = 85 \text{ см}^2$. Критичне напруження для фанери $\tau_{кр} = 50 \text{ кгс/см}^2 = 500 \text{ Н/см}^2$.

Таким чином, із формул (2.25) і (2.26) випливає

$$\delta \geq M_{кр} / (2F\tau_{кр}) = 0,84 / 2 \cdot 85 \cdot 50 = 9,8 \cdot 10^{-5} \text{ см}.$$

Найближча товщина із сортаменту $\delta = 1 \text{ мм}$.

Перевірочний розрахунок крила. Для перевірочного розрахунку на міцність скористуємося програмним забезпеченням MSC NASTRAN. Перевірочному розрахунку підлягають силові елементи – замкнутий контур, що створюється жорсткою обшивкою та лонжероном і сприймає крутний момент, перерізуюча сила і згинаючий момент.

На рис. 2.6 показано напружено-деформований стан силового контура крила при навантаженнях, що відповідають режиму максимального перевантаження.

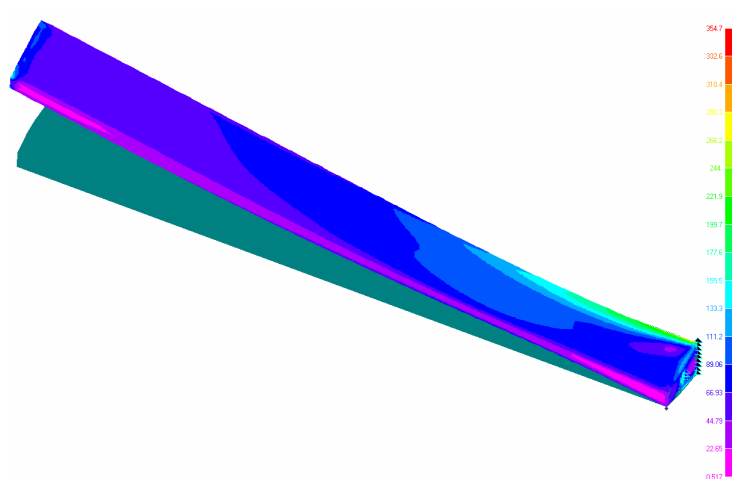


Рис. 2.6. Напружено-деформований стан силового контура крила під дією перерізуючої сили, згинаючого та крутного моментів.

Як видно з рис. 2.6, максимальні зусилля в матеріалі становлять

354,7 кгс/см². Отже, умова міцності виконується.

Розрахунок елерона. Навантаження, що діє на елерон, можна визначити за формулою

$$P_{ел} = 6.1\bar{S}_{ел} V_{max}^2 = 15,9 \text{ кгс} = 159 \text{ Н.}$$

Навантаження розподіляється пропорційно хордам елерона. Найбільша перерізуюча сила і згинаючий момент будуть виникати в місці закріплення рульового механізму, на 50 % розмаху елерона.

Перерізуюча сила у цьому перетині дорівнює половині сили, що діє на елерон: $Q_{ел} = P \cdot l / 2 = 5,17 \text{ кгс} = 51,7 \text{ Н.}$

Згинаючий момент визначається за формулою

$$M = Q \cdot l / 4 = 0,84 \text{ кг} \cdot \text{м} = 84 \text{ кг} \cdot \text{см} = 840 \text{ Нсм.}$$

Роль повздовжнього елемента, що сприймає перерізуючу силу і згинаючий момент виконує передня кромка. Будівельна висота передньої кромки $h_e = 1,15 \text{ см.}$

Момент опору лонжерона прямокутного перерізу визначається за формулою

$$W = 0,167bh^2 \quad (2.27)$$

Напруження, що діють у лонжероні елерона при згині

$$\sigma = \frac{M}{W} \quad (2.28)$$

Із формул (2.27) і (2.28) випливає, що потрібна товщина стінки

$$b = \frac{M}{0,167\sigma h^2} \quad (2.29)$$

Отже, потрібна товщина стінки $b = \frac{84}{0,167 \cdot 350 \cdot 1,15^2} = 1,09 \text{ см.}$

Напруження у стінці при розрахунку на здвиг визначається за формулою

$$\tau = \frac{Q}{hb} \quad (2.30)$$

Отже, потрібна товщина стінки $b = \frac{Q}{h\tau} = \frac{5,17}{3,55 \cdot 30} = 0,04 \text{ см.}$

Таким чином, при розрахунку товщини стінки можна виходити лише з умови розрахунку на згин.

2.4.2. Розрахунок і проектування горизонтального оперення

На горизонтальне оперення діє згинаючий момент, крутна сила та перерізуюча сила. Отже, у конструкції горизонтального оперення повинен бути повздовжній елемент, що сприймає згинаючий момент та перерізуючу силу. Для сприйняття крутного моменту оперення має жорстку обшивку.

Визначення сил та моментів, що діють на горизонтальне оперення. Навантаження, що діють на горизонтальне оперення, розділяються на балансувальні, маневрові та навантаження при польоті в неспокійному повітрі. Розрахунок доцільно вести з умови максимально можливого аеродинамічного навантаження при різкому відхиленні руля висоти на максимальній швидкості польоту. Силу, що діє на горизонтальне оперення, у цьому випадку можна визначити за формулою

$$Y_{го} = C_y \rho V_{max}^2 S_{го} / 2 \quad (2.31)$$

де коефіцієнт C_y приймається рівним 2.

При цьому вважається, що 75 % навантаження діють на стабілізатор і 25 % на руль висоти. Навантаження вважається прикладеним на 20 % хорди оперення.

Навантаження, що діють на горизонтальне оперення, стабілізатор і руль висоти:

$$Y_{го} = 53 \text{ кгс}; Y_{ст} = 0,75 \cdot 53 = 39,75 \text{ кгс}; Y_{рв} = 0,25 \cdot 53 = 13,25 \text{ кгс} = 132,5 \text{ Н}$$

Максимальна перерізуюча сила, що діє на лонжерон горизонтального оперення: $Q = Y_{ст} / 2 = 19,9 \text{ кгс} = 199 \text{ Н}$.

$$\text{Максимальний згинаючий момент: } M = Q \cdot l / 4 = 6 \text{ кгс} \cdot \text{м} = 600 \text{ кгс} \cdot \text{см} =$$

= 6000 Нсм.

Максимальна перерізуюча сила, що діє на лонжерон руля висоти:

$$Q = Y_{p\delta} / 2 = 6,625 \text{ кгс} = 66,25 \text{ Н.}$$

Максимальний згинаючий момент, що діє на лонжерон руля висоти:

$$M = Q \cdot l / 4 = 1,65 \text{ кгс} \cdot \text{м} = 165 \text{ кгс} \cdot \text{см} = 1650 \text{ Нсм.}$$

Розрахунок горизонтального оперення. Згинаючий момент та перерізуючу силу в горизонтальному оперенні сприймає задня кромка, що одночасно виконує роль лонжерона.

$$\text{Момент опору передньої кромки: } W = 0,167bh^2 = 3 \text{ см}^3.$$

Звідси напруження, що будуть виникати в горизонтальному оперенні:

$$\sigma = M_z / W = 529 / 3 = 176,34 \text{ кг/см}^2 = 1763,4 \text{ Н/см}^2.$$

Для бальзи $\sigma = 320 \text{ кг/см}^2$, отже умова $\sigma < \sigma$ виконується.

Напруження, що діють у стінці від перерізуючої сили:

$$\tau = \frac{Q}{H\delta} = \frac{18,86}{3 \cdot 2} = 3,144 \text{ кг / см}^2 = 31,4 \text{ Н/см}^2$$

Для бальзи $\tau = 30 \text{ кг/см}^2 = 300 \text{ Н/см}^2$, отже умова $\tau < \tau$ виконується.

Габарити повздожнього елемента руля висоти: $b = 0,6 \text{ см}$, $h = 2,8 \text{ см}$.

$$\text{Момент опору лонжерона РВ: } W_x = 0,167bh^2 = 0,785 \text{ см}^3$$

Звідси напруження, що будуть виникати у горизонтальному оперенні:

$$\sigma = M_z / W = 16,5 / 0,785 = 21 \text{ кг/см}^2.$$

Для бальзи $\sigma_0 = 320 \text{ кг/см}^2$, отже умова $\sigma < \sigma_d$ виконується.

Напруження, що діють у стінці від перерізуючої сили:

$$\tau = \frac{Q}{H\delta} = \frac{6,625}{0,6 \cdot 2,8} = 3,94 \text{ кг / см}^2 = 39,4 \text{ Н/см}^2.$$

Для бальзи $\tau_0 = 30 \text{ кг/см}^2 = 300 \text{ Н/см}^2$, отже умова $\tau < \tau_0$ виконується.

2.4.3. Розрахунок і проектування вертикального оперення

На вертикальне оперення діє згинаючий момент, крутна сила та перерізуюча сила. Отже, у конструкції горизонтального оперення повинен

бути повздовжній елемент, що сприймає згинаючий момент та перерізуючу силу. Для сприйняття крутного моменту оперення має жорстку обшивку.

Визначення сил та моментів, що діють на вертикальне оперення.

На вертикальне оперення можуть діяти як врівноважувальні, так і маневрові навантаження. Урівноважуючі навантаження на вертикальному оперенні виникають при польоті з ковзанням, зльоті та посадці з боковим вітром.

Розрахунок вертикального оперення можна виконувати, виходячи з максимально можливого аеродинамічного навантаження, що виникає при різкому відхиленні руля напряду. Силу, що діє в цьому випадку на вертикальне оперення, можна визначити за формулою

$$Y_{\text{во}} = C_y \rho V_{\text{max}}^2 S_{\text{во}} / 2 \quad (2.32)$$

де коефіцієнт $C_y = 1,5$.

Отже, $Y_{\text{во}} = 31$ кгс . Вважається, що 75 % навантаження сприймається кілем і 25 % рулем напряду.

Перерізуюча сила, що діє в кореновому перетині чисельно дорівнює силі, яку створює вертикальне оперення $Q_{\text{к}} = 23,25$ кгс = 232,5 Н, $Q_{\text{рн}} = 7,75$ кгс = 77,5 Н.

Навантаження по висоті вважається розподіленим пропорційно хордам. Отже, згинаючий момент, що діє в кореновому перетині можна визначити за формулою

$$M = 2q \cdot l^2 / 6. \quad (2.33)$$

Згинаючий момент, що діє на кіль, $M = 46$ кгс·см , на руль напряду

$M = 15,5$ кгс * см = 155 Нсм.

Розрахунок вертикального оперення. Згинаючий момент та перерізуючу силу в горизонтальному оперенні сприймає задня кромка, що одночасно виконує роль лонжерона.

Момент опору передньої кромки

$$W_x = 0,167bh^2 = 3,34 \text{ см}^3 .$$

Звідси напруження, що будуть виникати у вертикальному оперенні, можна визначити як

$$\sigma = M_z / W = 46 / 3,34 = 13,7 \text{ кг/см}^2 = 137 \text{ Н/см}^2.$$

Для бальзи $\sigma = 320 \text{ кг/см}^2 = 3200 \text{ Н/см}^2$, отже умова $\sigma < \sigma$ виконується.

Напруження, що діють у стінці від перерізуючої сили:

$$\tau = \frac{Q}{H\delta} = \frac{23,25}{5 * 2} = 2,325 \text{ кг / см}^2 = 23,25 \text{ Н/см}^2.$$

Для бальзи $\tau_0 = 30 \text{ кг/см}^2 = 300 \text{ Н/см}^2$, отже умова $\tau < \tau_d$ виконується.

Габарити повздовжнього елемента руля напряму: $b = 0,2 \text{ см}$, $h = 4 \text{ см}$.

Момент опору лонжерона РВ

$$W_x = 0,167bh^2 = 0,534 \text{ см}^3.$$

Звідси напруження, що будуть виникати в горизонтальному оперенні:

$$\sigma = M_z / W = 15,5 / 0,534 = 29 \text{ кг/см}^2.$$

Для бальзи $\tau_0 = 320 \text{ кг/см}^2 = 3200 \text{ Н/см}^2$, отже умова $\tau < \tau_d$

виконується.

Напруження, що діють у стінці від перерізуючої сили

$$\tau = \frac{Q}{H\delta} = \frac{7,75}{4 * 0,2} = 2,325 \text{ кг / см}^2 = 23,25 \text{ Н/см}^2.$$

Для бальзи $\tau_0 = 30 \text{ кг/см}^2 = 300 \text{ Н/см}^2$, отже умова $\tau < \tau_d$ виконується.

2.4.4. Розрахунок і проектування фюзеляжу

Розрахунок і проектування фюзеляжу. В якості конструктивно-силової схеми було обрано стрингерну схему, яка є оптимальною для фюзеляжу з геометричними параметрами, визначеними в розділі 3.1.4.

Розрахуємо потрібну товщину стрингерів фюзеляжу, виходячи з умови міцності при згині. Максимальний згинаючий момент виникає при відхиленні руля висоти на максимальній швидкості польоту. Осьові зусилля,

що виникають у лонжеронах фюзеляжу під дією згинаючого моменту, можна визначити за формулою

$$S_L = M_3 / 2h, \quad (2.34)$$

де M_3 – згинаючий момент у перерізі; h – будівельна висота фюзеляжу.

Максимальний згинаючий момент на фюзеляжі

$$M_3 = 8890,22 \text{ кг}\cdot\text{см} = 88900 \text{ Нсм}.$$

Осьові зусилля в лонжеронах у перетині, де діє максимальний згинаючий момент, $S_L = 8890,22 / 40 = 222,26 \text{ кгс} = 2222,6 \text{ Н}$.

Знаючи осьові зусилля в лонжероні, потрібну його площу можна визначити за наступними формулами.

Для лонжерона, що працює на розтяг:

$$F_p = \frac{S_L}{\sigma_p} \quad (2.35)$$

де σ_p – межа міцності матеріалу лонжерона при розтягу.

Для лонжерона, що працює на стиск,

$$F_c = \frac{S_L}{\sigma_c} \quad (2.36)$$

де σ_c – межа міцності матеріалу лонжерона при стисканні.

Для сосни $\sigma = 830 \text{ кгс/см}^2$, $\sigma = 350 \text{ кгс/см}^2 = 3500 \text{ Н/см}^2$.

Отже, площа лонжеронів: $F_p = 0,27 \text{ см}^2$, $F_c = 0,64 \text{ см}^2$.

Ширину лонжеронів із конструктивних міркувань приймаємо $b = 1 \text{ см}$.

Тоді висота верхніх лонжеронів $h_1 = 0,64 \text{ см}$, нижніх лонжеронів $h_2 = 0,27 \text{ см}$.

Дотичні напруження, що будуть діяти в обшивці фюзеляжу, визначаються як сума дотичних напружень від дії сили і дотичних напружень від дії крутного моменту

$$\tau_{\Sigma} = \tau_Q + \tau_M . \quad (2.37)$$

Прийmemo товщину обшивки $\delta = 0,2$ см.

Дотичні напруження від дії поперечної сили визначаються за формулою

$$\tau_Q = \frac{Q}{2h\delta} \quad (2.38)$$

Напруження, що виникають під дією крутного моменту

$$\tau_M = \frac{M_{кр}}{2F\delta} \quad (2.39)$$

Максимальна перерізуюча сила

$$Q = 430,25 \text{ кгс} , \text{ тоді } \tau_Q = 53,78 \text{ кгс/см}^2 = 537,8 \text{ Н/см}^2 .$$

Максимальний крутний момент, що діє на фюзеляж, можна визначити, помноживши максимальну силу, що може створити вертикальне оперення на плече до центру тиску вертикального оперення. Дотичні напруження від дії крутного моменту $0,21 \text{ кгс/см}^2 = 2,1 \text{ Н/см}^2$.

Отже, сумарні дотичні напруження $\tau_{\Sigma} = 54 \text{ кгс/см}^2 = 540 \text{ Н/см}^2$.

Максимальні дотичні напруження для сосни: $\tau_B = 80 \text{ кгс/см}^2 = 800 \text{ Н/см}^2$ таким чином умова міцності $\tau_{\Sigma} < \tau_B$ виконується.

РОЗДІЛ 3. ДИНАМІЧНИЙ АНАЛІЗ ЗАПУСКУ БПЛА КАТАПУЛЬТОЮ

3.1. Характеристика існуючих катапульти для БПЛА

Для зльоту малорозмірного та середнього типу БПЛА літакового типу широко застосовуються пускові пристрої типу катапульти. Це дозволить забезпечити швидкий та надійний зліт літальних апаратів літакового типу. Катапульта служить для примусового пуску БПЛА при зльоті до швидкості його відриву за рахунок сторонньої енергії пристроїв, що не належить літальному апарату. Вона повинна бути зручною при використанні та забезпечувати динамічну стійкість при пуску БПЛА. Катапульти бувають пружинні, гумові, порохові, пневматичні та гідравлічні. Найбільше розповсюдження отримали катапульти пневматичного типу, де рушієм виступає пневматичний привод у вигляді пневматичного циліндра.

На рис. 3.1 показана катапульта пневматичного типу фірми ROBONIC KONTIO, яка використовується для малих БПЛА літакового типу. Пневматичний пристрій є простим в експлуатації та готовим до повторних запусків за лічені хвилини. Пускова установка оснащена власним компресором, що робить його незалежним від сторонніх джерел енергії.



Рис.3.1. Пневматична катапульта компанії ROBONIC KONTIO

Наведемо технічну характеристику катапульти MC03151: максимальна швидкість запуску – 15 м/с; максимальна маса літака – 40 кг; кут запуску – 5° – 15° ; довжина пускової доріжки – 3,495 м; загальна маса – 255 кг.



Рис. 3.2. 3D модель катапульти з пневмо-поліспастним приводом

На рис. 3.2. наведено 3D модель катапульти з пневмополіспастним приводним механізмом. До цієї моделі також наведено просторову модель пневмоциліндра з поліспастом (рис.3.3)

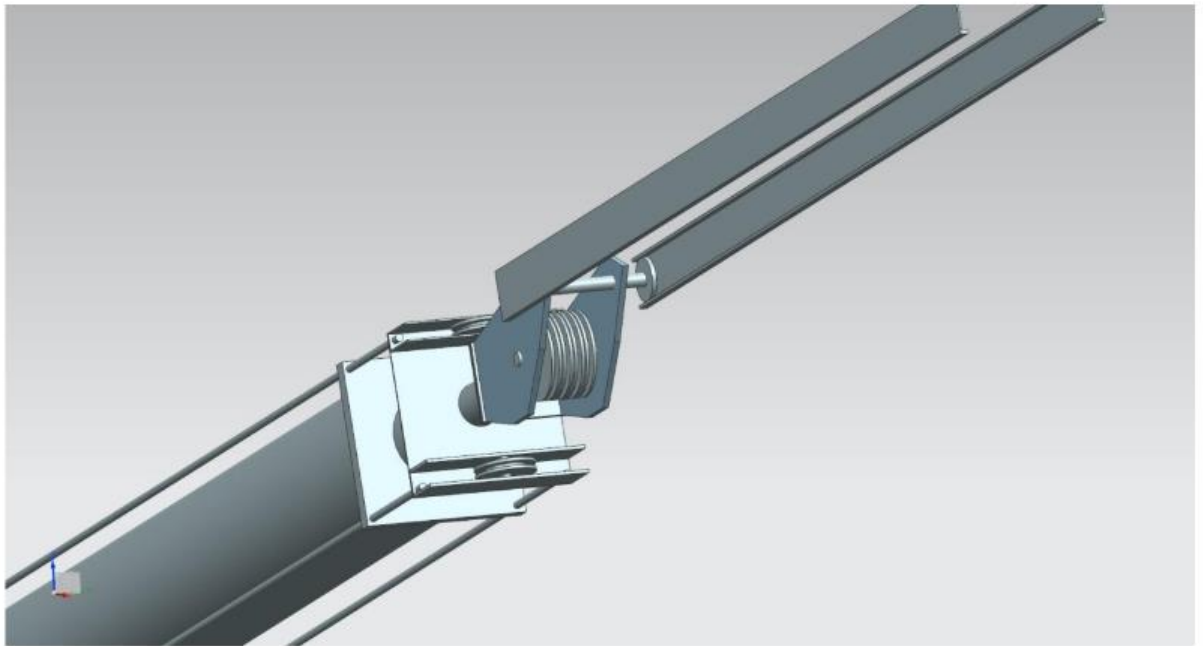


Рис. 3.3. Просторова модель пневмоциліндра з поліспастом

На рис. 3.4 показано схему катапульти з розміщенням літального апарата літакового типу. На цій схемі показано такі елементи катапульти з БПЛА: 1 – напрямна катапульти; 2 – поліспаст; 3 – шток пневмоциліндра; 4 – пневмоциліндр; 5 - локальний пульт керування; 6 – каретка з літальним апаратом. Під час запуску БЛА прикріплюється до каретки, яка приводиться в рух пневмоциліндром з використанням швидкісного поліспасту. Швидкісний поліспаст дозволяє збільшити швидкість руху каретки в порівнянні зі швидкістю руху штока у відповідності з кратністю поліспаста.

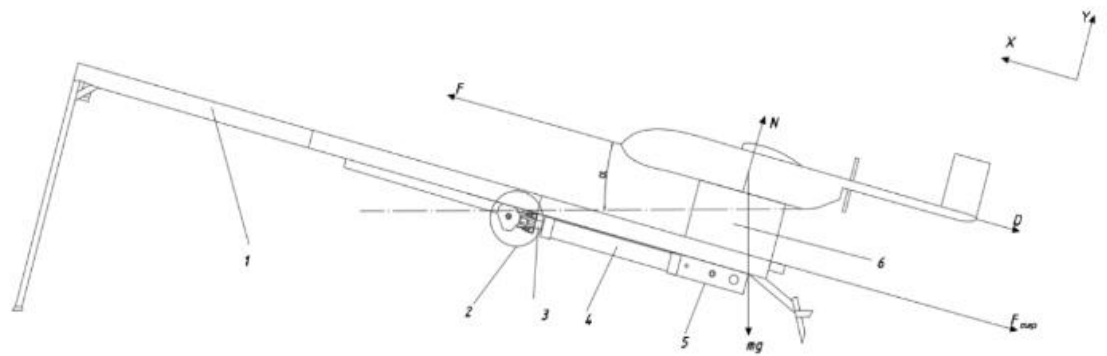


Рис. 3.4. Схема катапульти з БПЛА

На БПЛА діють такі сили: вага літального апарата; аеродинамічна сила; сила, що приводить в рух каретку з БПЛА.

3.2. Динамічна модель катапульти для БПЛА

При побудові динамічної моделі катапульти БПЛА розчленуємо її на дві частини. До першої частини віднесемо приводний механізм з елементами 2, 3 і 4, а до другої - власне сам БПЛА з кареткою 6 (рис.3.4). Будемо вважати, що всі елементи катапульти для БПЛА є абсолютно твердими тілами, окрім канату поліспасти, який володіють пружно-дисипативними властивостями. Всі елементи катапульти для БПЛА зведемо до тягового канату поліспасти в місці його приєднання до каретки. Рухому масу штока пневмоциліндра зведемо до тягового канату за умовою рівності кінетичної енергії реальної частини приводу та його моделі. Тоді катапульти для БПЛА можна представити у вигляді двомасової динамічної моделі, яка наведена на рис.3.5.

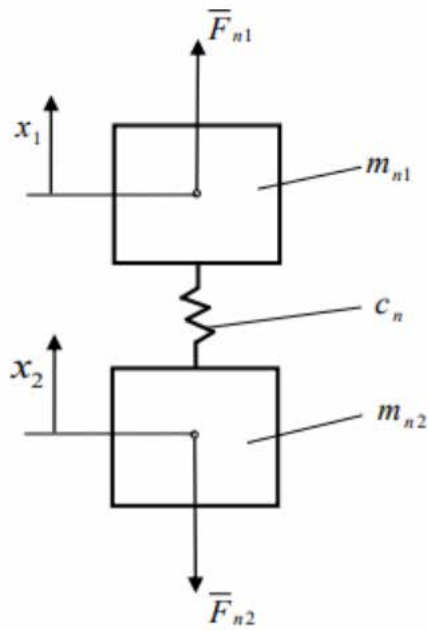


Рис. 3.5. Динамічна модель катапульти для БПЛА

У динамічній моделі (рис. 3.5) зробимо деякі позначення: першу масу позначимо через m_{n1} , а другу – m_{n2} . До першої маси прикладемо приведену рушійну силу F_{n1} , а до другої - приведену силу опору F_{n2} . Перша та друга маси з'єднані між собою пружним елементом з приведеною жорсткістю c_n . За узагальнені координати цієї моделі обираємо координати центрів мас першої x_1 та другої x_2 приведених мас.

Параметр m_{n1} , m_{n2} , F_{n1} , F_{n2} , c_n називаються параметрами динамічної моделі. Приведена маса m_{n1} визначається з умови рівності кінетичних енергій першої частини механізму T_{p1} (див. кінематичну схему (рис.3.4) і першої частини динамічної моделі T_{M1} (рис.3.5), тобто

$$T_{p1} = T_{M1}. \quad (3.1)$$

Кінетична енергія першої частини реального механізму

$$T_{p1} = \frac{1}{2}(m_1 + m_2)v_1^2, \quad (3.2)$$

Де m_1 , m_2 – відповідно маси штока пневмоциліндра і поліспасти;

v_1 – швидкість висування штока пневмоциліндра.

Кінетична енергія першої частини моделі

$$T_{M1} = \frac{1}{2} m_{n1} \dot{x}_1^2, \quad (3.3)$$

Де \dot{x}_1 – швидкість першої маси моделі.

Прирівнюючи вирази (3.2) і (3.3), отримаємо

$$\frac{1}{2} (m_1 + m_2) v_1^2 = \frac{1}{2} m_{n1} \dot{x}_1^2.$$

З отриманого рівняння знайдемо першу зведену масу динамічної моделі

$$m_{n1} = \frac{\frac{1}{2} (m_1 + m_2) v_1^2}{\frac{1}{2} \dot{x}_1^2} = \frac{m_1 + m_2}{n^2}. \quad (3.4)$$

Тут $n = \dot{x}_1 / v_1$ – кратність поліспасти.

Друга зведена маса визначається наступною залежністю

$$m_{n2} = m_B + m_L, \quad (3.5)$$

Де m_B , m_L – відповідно маси візка та літака (БПЛА).

Приведену силу $F_{П1}$ визначимо з умови рівності потужностей сил із першої частини механізму P_{PT} і моделі P_{M1}

$$P_{PT} = P_{M1};$$

$$P_{PT} = F_1 (1 - f_1) v_1; \quad P_{M1} = F_{n1} \dot{x}_1. \quad (3.6)$$

Тут F_1 – зусилля, що діє на поршень пневмоциліндра; f – коефіцієнт тертя між поршнем та гільзою пневмоциліндра; v_1 – швидкість руху штока пневмоциліндра.

Прирівнявши вирази (3.6) між собою отримаємо

$$F_{n1} = \frac{F_1 (1 - f_1) v_1}{\dot{x}_1} \eta_n = \frac{F_1 (1 - f_1)}{n} \eta_n, \quad (3.7)$$

Де n – кратність поліспасти; η_n – к.к.д. поліспасти.

Приведена сила F_{n2} включає в себе сили опору, що діють на візок та літальний апарат

$$F_{n2} = m_{n2}g(f_B \cos \alpha + \sin \alpha) + C_a \dot{x}_2^2, \quad (3.8)$$

Де g – присквидшення вільного падіння; f_B – коефіцієнт опору візка по напрямних; α – кут нахилу напрямних до горизонту; C_a – сумарний коефіцієнт лобового опору літального апарату (БПЛА) та візка.

Визначення коефіцієнта жорсткості одинарного поліспада кратністю b в процесі руху (рис. 3.6)

В процесі переміщення каретки з літальним апаратом в кожній з гілок поліспада будуть діяти різні зусилля, які визначаються залежностями:

$$F_1 = F_0 * \eta$$

$$F_2 = F_1 * \eta = F_0 * \eta^2$$

$$F_3 = F_2 * \eta = F_0 * \eta^3$$

Тоді деформації кожної з гілок визначаються за законом Гука залежностями

$$\Delta l_0 = \frac{F_0 * l}{EA}$$

$$\Delta l_1 = \frac{F_0 * \eta * l}{EA}$$

$$\Delta l_2 = \frac{F_0 * l * \eta^2}{EA}$$

$$\Delta l_{m-1} = \frac{F_0 * l * \eta^{m-1}}{EA}$$

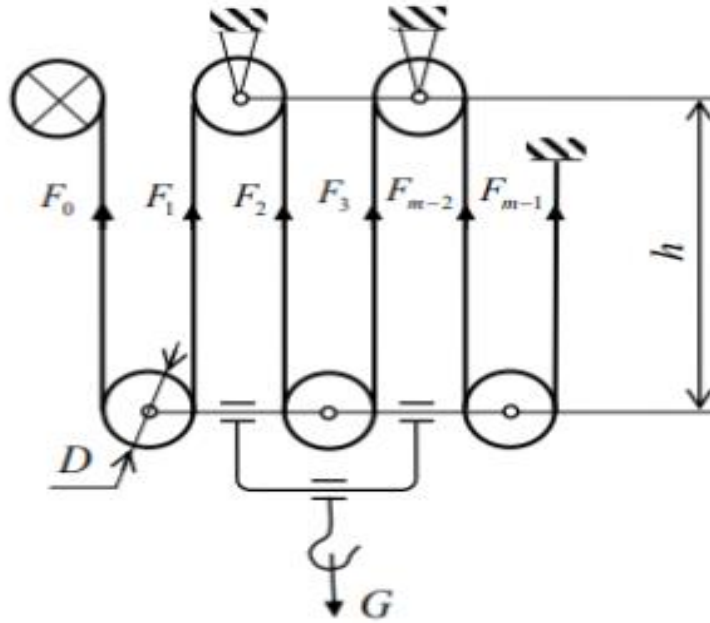
а сумарна деформація гілок каната з урахуванням виразів має вигляд

$$\Delta l = \Delta l_0 + \Delta l_1 + \Delta l_2 + \dots + \Delta l_{m-1} (1 + \eta + \eta^2 + \dots + \eta^{m-1})$$

$$\Delta l = \frac{F_0 * l}{EA} * \frac{1 - \eta^m}{1 - \eta}$$

Після цього знаходимо коефіцієнт жорсткості каната поліспасти

$$c = \frac{F_0}{\Delta l} = \frac{F_0 * EA}{F_0 * l} * \frac{1 - \eta^m}{1 - \eta} = \frac{EA}{l} * \frac{1 - \eta^m}{1 - \eta} = \frac{1,2 * 10^{11} * 11,3 * 10^{-5}}{10 * (1 + 0,975)} = 1,25 * 10^4 \text{ Н/м}$$



Тут $l = h + \pi D / 2$ – довжина каната в одній гілці; h – відстань між осями блоків; D – діаметри блока; E – модуль пружності каната ($1,2 \cdot 10^5$ МПа); A – площа поперечного перерізу каната ($\pi d^2 / 4$); d – діаметр каната; η – к.к.д. блока поліспасти (на підшипниках ковзання 0,95, на підшипниках кочення 0,98).

3.3. Математична модель руху катапульти для БПЛА

При визначенні динамічних навантажень, що виникають в підйомному канаті при кріпленні до візка, динамічна модель має вигляд, представлений на рис. 3.7. Параметрами цієї моделі є: $m_{п1}$, $m_{п2}$ - приведені маси відповідно першої (допружного елемента) та другої (після пружного елемента) частин механізму переміщення каретки катапульти для БПЛА; $F_{п1}$, $F_{п2}$ - приведені сили відповідно першої та другої частин механізму переміщення каретки катапульти для БПЛА; $s_{п}$ – приведена до канату, що прикріплюється до

каретки, жорсткість поліспадної системи; x_1 , x_2 – узагальнені координати першої та другої зведених мас динамічної моделі.

До методів побудови математичних моделей можна віднести такі методи:

- 1) принцип динамічної рівноваги, який ще має назву принцип Даламбера;
- 2) принцип можливих переміщень;
- 3) принцип ГамільтонаОстроградського;
- 4) рівняння Лагранжа другого роду;
- 5) рівняння Апеля.

Для розглянутої простої динамічної моделі (рис. 3.5) найбільш доцільним методом побудови математичної моделі можна вважати метод динамічної рівноваги.

Суть методу динамічної рівноваги полягає в тому, що розглядається динамічна рівновага кожної з приведених мас і для них складаються відповідні рівняння. Розчленуємо дві маси динамічної моделі на окремі маси і замінимо в'язь пружного елемента реакцією в'язі. Крім того, до кожної з мас прикладемо сили інерції. В результаті таких перетворень динамічна модель (рис.3.5) набуде вигляду, який представлено на рис.3.7. Після цього розглянемо динамічну рівновагу кожної з мас. Для цього спроектуємо всі сили, що діють на кожен з мас на вісь руху каретки, яка нахилена до горизонту на кута. Оскільки всі сили діють вздовж похилої осі, тому наведемо для них рівняння рівноваги. В результаті чого будемо мати:

- для першої маси

$$F_{п1} - R - F_{i1} = 0 \quad (3.9)$$

- для другої маси

$$R - F_{п2} - F_{i2} = 0 \quad (3.10)$$

Розв'язуючи спільно рівняння (7.1) та (7.2), знайдемо закон руху механізму підйому для динамічної моделі, що наведена на рис. 6.1.

У рівняннях (3.9) та (3.10) вирази реакції та сил інерції мають вигляд:

$$\begin{aligned}
 R &= c_{\text{п}}(x_1 - x_2) \\
 F_{i1} &= m_{\text{п1}} \cdot \dot{x}_1 \\
 F_{i2} &= m_{\text{п2}} \cdot \dot{x}_2
 \end{aligned}
 \tag{3.11}$$

Де \ddot{x}_1, \ddot{x}_2 – пришвидшення відповідно першої та другої мас.

В результаті підстановки виразів (3.11) у рівняння (3.9) та (3.10) отримаємо систему диференціальних рівнянь, які будуть представляти математичну модель динаміки руху катапульти для БПЛА:

$$\begin{cases}
 F_{\text{п1}} - c_{\text{п}} \cdot (x_1 - x_2) - m_{\text{п1}} \cdot \ddot{x}_1 = 0 \\
 c_{\text{п}} \cdot (x_1 - x_2) - F_{\text{п2}} - m_{\text{п2}} \cdot \ddot{x}_2 = 0
 \end{cases}$$

Зробивши деякі перетворення в наведеній вище системі рівнянь, отримаємо кінцевий вигляд математичної моделі динаміки руху катапульти для БПЛА

$$\begin{cases}
 m_{\text{п1}} \cdot \ddot{x}_1 = F_{\text{п1}} - c_{\text{п}} \cdot (x_1 - x_2) \\
 m_{\text{п2}} \cdot \ddot{x}_2 = -F_{\text{п2}} + c_{\text{п}} \cdot (x_1 - x_2)
 \end{cases}
 \tag{3.12}$$

В систему рівнянь (3.12) необхідно ввести вирази приведених мас $m_{\text{п1}}$ та $m_{\text{п2}}$, приведених сил $F_{\text{п1}}$ та $F_{\text{п2}}$ і коефіцієнта жорсткості поліспасту. В результаті розв'язування системи нелінійних диференціальних рівнянь з урахуванням виразів $m_{\text{п1}}$, $m_{\text{п2}}$, $F_{\text{п1}}$, $F_{\text{п2}}$ і $c_{\text{п}}$ отримуємо закон динаміки руху приводного механізму та каретки з літальним апаратом катапульти для БПЛА. Нелінійність системи рівнянь (3.12) отримана за рахунок нелінійності сил опору (3.8) переміщення каретки з літальним апаратом .

Якщо в рівняння (3.12) підставити вирази приведених рушійних сил (3.7) та сил опору (3.8), то отримаємо наступну систему диференціальних рівнянь руху катапульти для БПЛА:

$$m_{n1}\ddot{x}_1 = \frac{F_1 - F_T}{n} \eta_n - c_n(x_1 - x_2);$$

$$m_{n2}\ddot{x}_{n2} = c_n(x_1 - x_2) - m_{n2}g(f_B \cos \alpha + \sin \alpha) - c_a \dot{x}_2^2. \quad (3.13)$$

Оскільки диференціальні рівняння (3.13) є нелінійними, тому для їхнього розв'язування використовуємо чисельні методи з використанням комп'ютерних програм.

Рушійне зусилля в пневмоциліндрі визначається наступною залежністю

$$F_1 = \frac{\pi D^2 p}{4}, \quad (3.14)$$

Де D – внутрішній діаметр пневмоциліндра; $p=0,3 - 0,8$ мПа – тиск повітря в пневмосистемі.

Сила тертя між поршнем та циліндром визначається залежністю

$$F_T = \mu \pi D b p, \quad (3.15)$$

Де μ – коефіцієнт тертя між поршнем і циліндром; b – ширина поршня.

Сумарний коефіцієнт аеродинамічного опору визначається за формулою

$$C_o = \frac{1}{2} \rho_\infty (C_{kp} S_{kp} + C_x S_x), \quad (3.16)$$

Де ρ_∞ – густина повітря на значній відстані від БПЛА; C_{kp}, C_x – коефіцієнти опору крила і хвоста; S_{kp}, S_x – площі крила і хвоста.

3.4. Результати динамічного аналізу руху БПЛА в катапульти

Для розв'язування рівнянь (3.13) використаємо наступні вихідні данні:
 $m_{л} = 3,28$ кг; $m_{в} = 2,43$ кг; $m_1 = 4,3$ кг; $m_2 = 2,4$ кг; $m_{n1} =$
 $0,19$ кг; $m_{n2} = 6,06$ кг; $n = 6$; $p = 0,5$ мПа; $D = 0,12$ м; $C_o = 0,43$; $c_n =$
 $71500 \frac{\text{Н}}{\text{м}}$; $F_1 = 5652$ Н; $F_T = 53$ Н; $\alpha = 0,262$ рад; $f_B = 0,12$;

$$g = 9,81 \text{ м/с}^2.$$

В результаті розв'язування диференціальних рівнянь (3.13) побудовані графічні залежності кінематичних (рис.3.7 – 3.12). динамічних (рис.3.13 – 3.16) та енергетичних (рис.3.17) характеристик руху БПЛА літакового типу в катапульті.

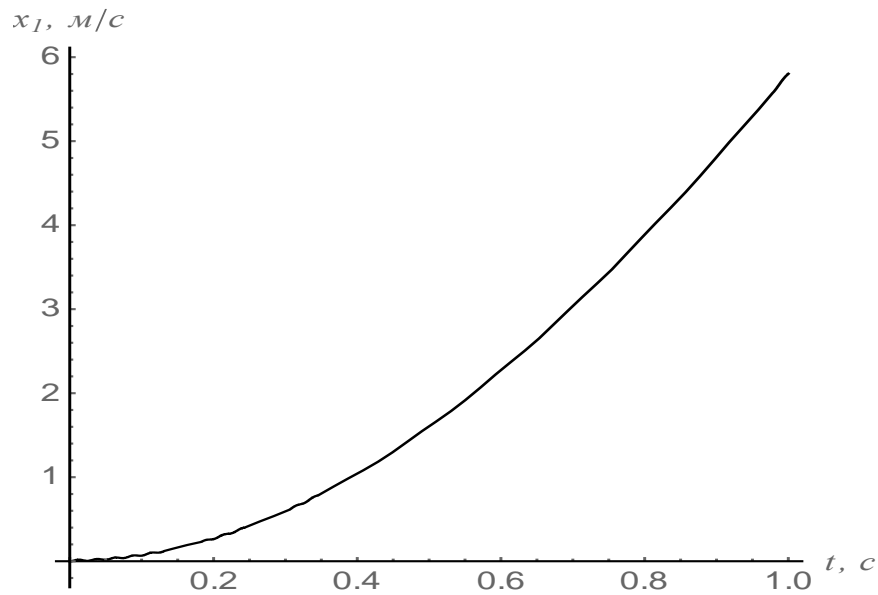


Рис. 3.7. Переміщення штока приводу

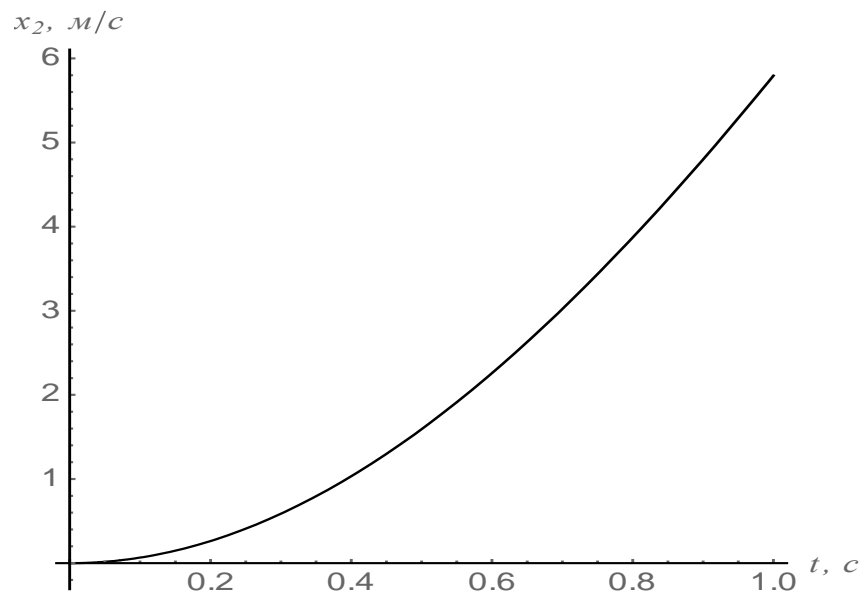


Рис. 3.8. Переміщення візка з літаком

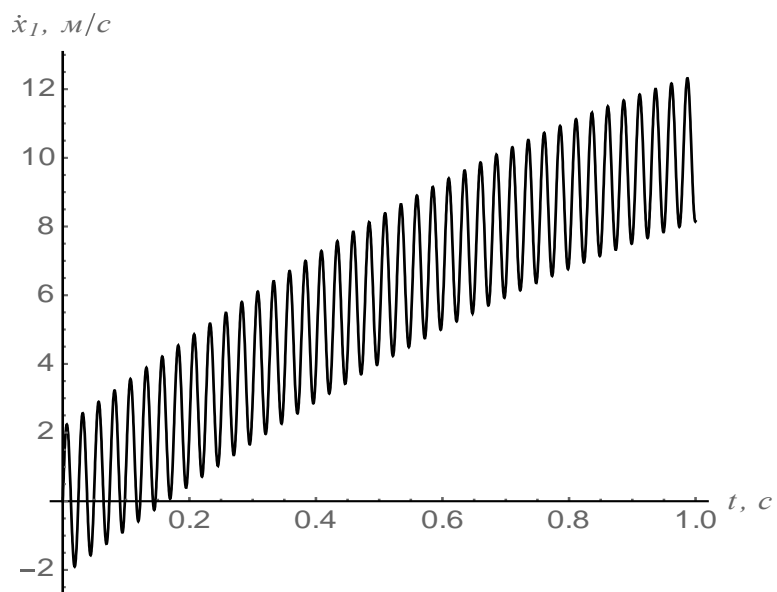


Рис.3.9. Швидкість першої маси динамічної моделі (приводу)

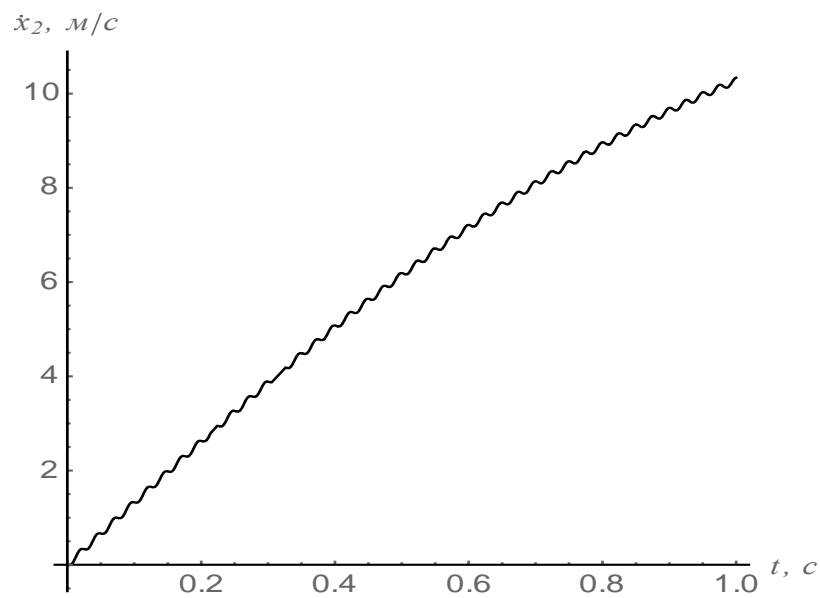


Рис. 3.10. Швидкість візка з літаком

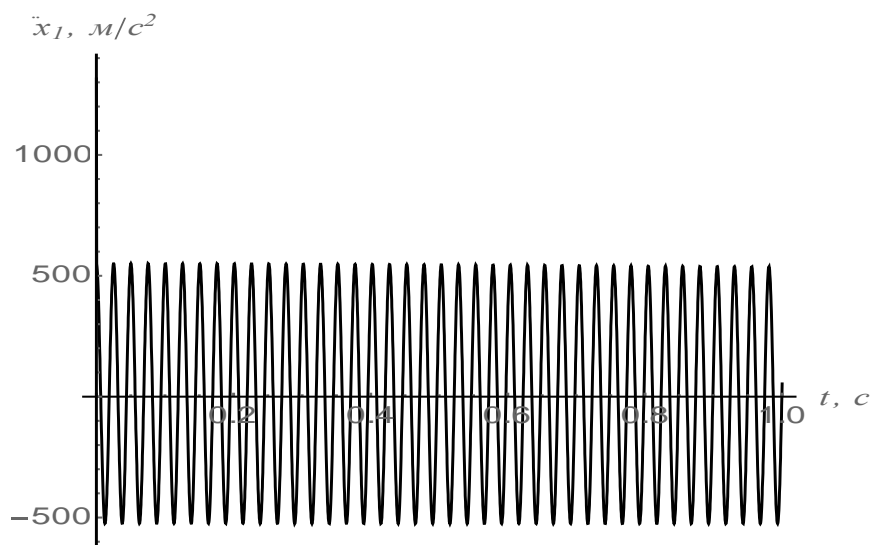


Рис.3.11. Пришвидження першої маси динамічної моделі (приводу)

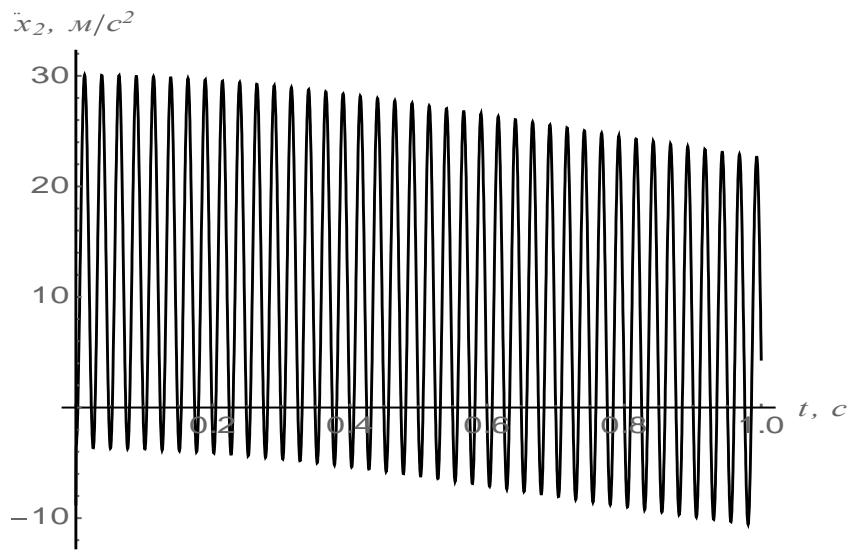


Рис.3.12. Пришвидшення візка з літаком

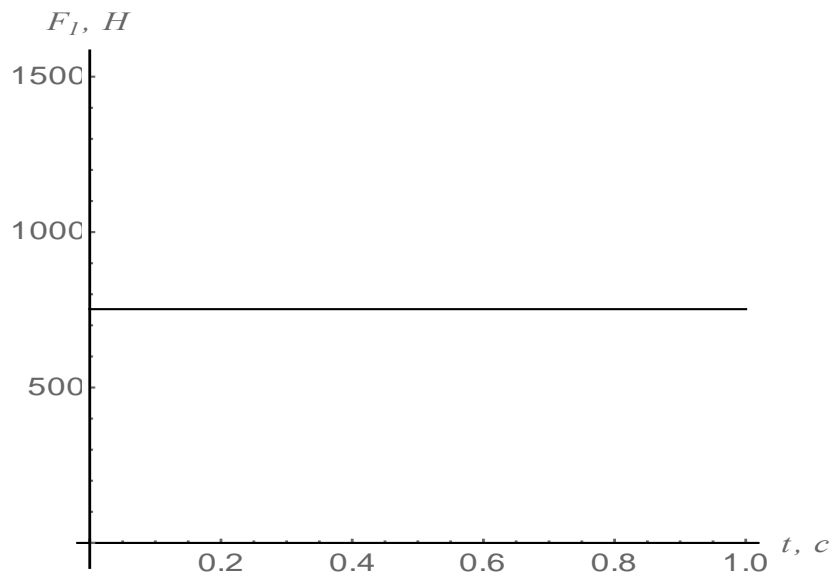


Рис.3.13. Рушійне зусилля приводу

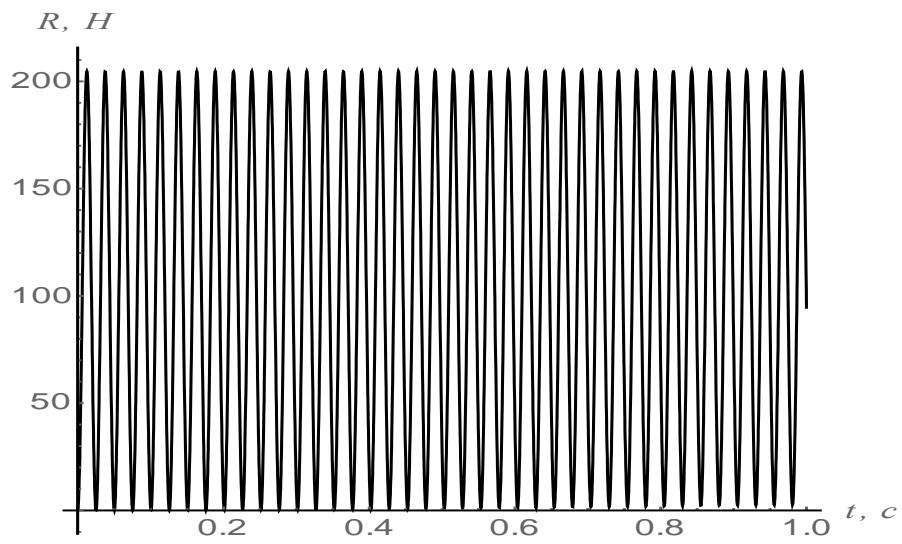


Рис.3.14. Зусилля в канаті (пружному елементі)

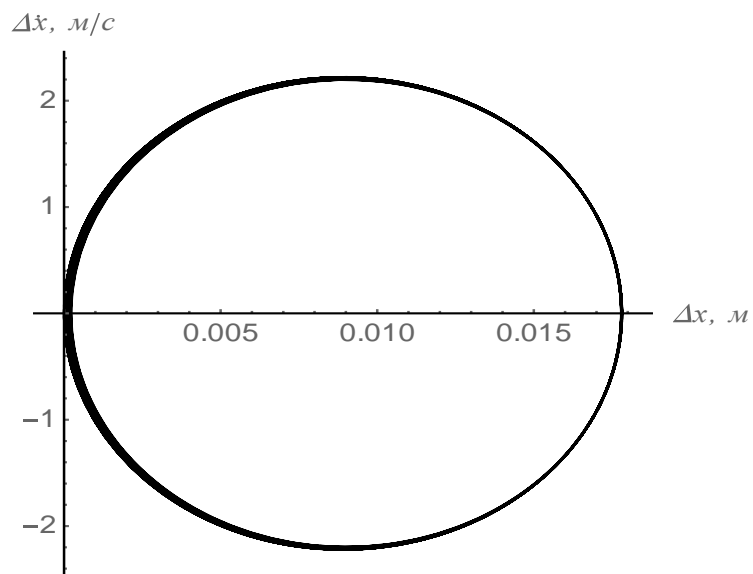


Рис.3.15. Плоский фазовий портрет коливань

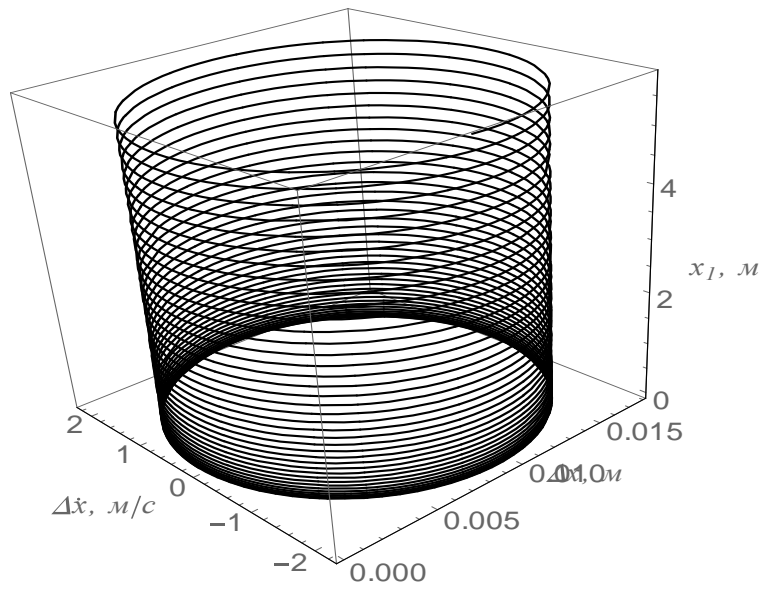


Рис.3.16. Об'ємний фазовий портрет коливань

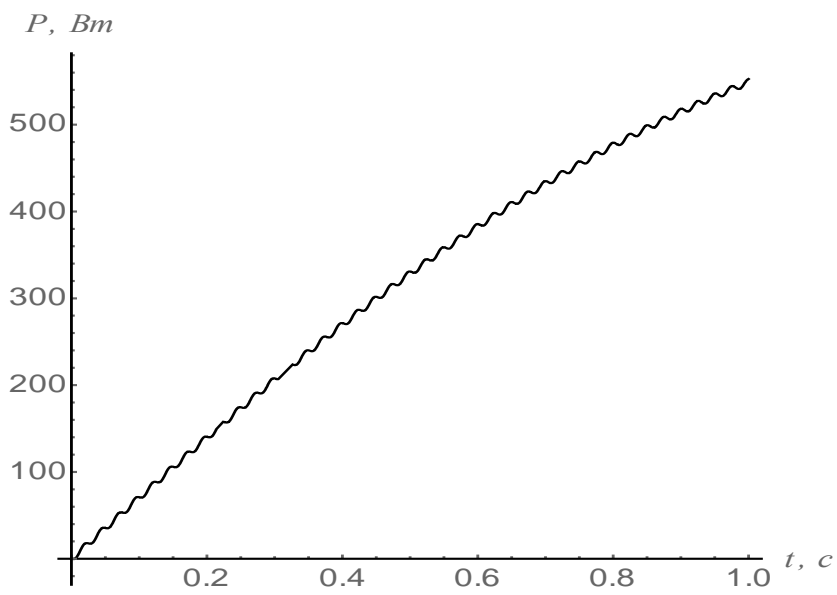


Рис.3.17. Графік зміни потужності приводу

З отриманих залежностей видно, що ланка приводу (шток пневмоциліндра) рухається в коливальному режимі. Про це свідчать графіки швидкості та пришвидшення штока пневмоциліндра (рис.3.9 та 3.11). Також значні коливання пришвидшення спостерігаються при русі візка з літальним апаратом (рис.3.12). Крім того, наявність коливань в системі вказує графік коливань в пружному елементі (канаті) який показано на рис.3.14. Про наявність коливань в системі також вказують фазові портрети (рис.3.15 і 3.16), з яких видно, що за час руху коливання не затухають.

Для зменшення енергетичних витрат та усунення коливань в системі катапульти з БПЛА запропоновано провести оптимізацію режиму руху літального апарату в катапульти.

РОЗДІЛ 4. ОПТИМІЗАЦІЯ РЕЖИМУ РУХУ КАТАПУЛЬТИ ДЛЯ БПЛА

4.1. Основні положення оптимізації режиму руху катапульти для БПЛА

Постановка проблеми оптимізації режимів руху БПЛА викликана необхідністю забезпечення бажаних характеристик руху літального апарату, зокрема в процесі запуску. Сучасні БПЛА працюють зі значними швидкостями руху, що приводить до підвищення їхньої продуктивності, але виникає проблема забезпечення необхідної точності виконання технологічних операцій. Крім того, робота БПЛА характеризується високою енергоефективністю та надійністю. Забезпечити виконання цих характеристик досить складно, бо вони носять суперечливий характер. Підвищення продуктивності вимагає збільшення енергетичних витрат. Для поєднання цих характеристик виникає потреба дослідження динамічних та енергетичних процесів, що виникають під час руху БПЛА. Для забезпечення ефективної експлуатації БПЛА є потреба в оптимізації їхніх режимів їх руху, особливо на ділянках перехідних процесів (запуск, зміна швидкості руху тощо). Вирішення оптимізаційних задач керування рухом БПЛА є досить важливою задачею, оскільки вирішення її дає можливість підвищити продуктивність та надійність роботи літальних апаратів, а також покращити їхню енергоефективність.

Аналіз останніх досліджень динаміки та оптимізації режимів руху БПЛА показує доцільність саме такого напрямку підвищення ефективності роботи літальних апаратів. Динамічні та енергетичні процеси у БПЛА та їхніх елементах досліджені на недостатньому рівні. Однак, ще не в повній мірі враховуються можливості сучасних систем керування рухом БПЛА. Сучасні системи керування дозволяють реалізувати практично всі існуючі діаграми зміни швидкості або рушійного моменту приводного механізму.

В багатьох роботах показано, що при неоптимальному керуванні швидкістю руху БПЛА в його елементах виникають значні динамічні навантаження. Крім того, при такому керуванні швидкістю руху мають місце інтенсивні енергетичні втрати в приводі літального апарату. Для усунення цих небажаних чинників роботи БПЛА, а також з метою підвищення продуктивності роботи літальних апаратів за рахунок усунення коливань необхідно виконати оптимізацію режиму його руху на ділянках перехідних процесів, зокрема в процесі запуску.

Аналіз існуючих публікацій за цією тематикою показує, що шляхом оптимізації режимів руху БПЛА вдається зменшити рівень динамічних навантажень в елементах літального апарату, підвищити його ефективність роботи, збільшити продуктивність та надійність і точність виконання технологічних операцій.

Мета даного дослідження полягає в оптимізації режиму руху БПЛА в процесі запуску за допомогою катапульти.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити та поставити задачу оптимального керування рухом БПЛА в процесі запуску з катапульти. Для проведення оптимізації режиму руху механізму підйому вантажу використаємо двоимасову динамічну модель руху катапульти, яка була використана при динамічному аналізі запуску літального апарату.

4.2. Постановка задачі оптимізації руху катапульти для БПЛА

Для запуску легких та середніх БПЛА літакового типу досить часто використовують катапульти, щоб забезпечити необхідну швидкість літальному апарату в процесі його запуску. Разом з тим, виникає проблема вибору режиму запуску літального апарату катапулькою, щоб забезпечити необхідну швидкість запуску і не створити перевантажень на елементи літального апарату та механізмів і конструкції катапульти. Тому поставлена задача вибору такого режиму запуску БПЛА, при якому були б мінімізовані енергетичні витрати і потужність обладнання катапульти була б як можна

меншою. Для вирішення поставлених задач запропоновано використати методи оптимізації режимів руху катапульти для БПЛА.

Основою будь якої оптимізації є вибір критерію, за яким встановлюються найкращі характеристики роботи тієї чи іншої системи. Оскільки катапульта для БПЛА відноситься до механічних систем, тому для її оптимізації руху виберемо критерії, які відображають рух механічних систем. До таких критеріїв відносяться інтегральні динамічні критерії, які відображають динаміку руху механічної системи за певний цикл руху. Оскільки запуск БПЛА є певним циклом його руху, тому для цього процесу руху літального апарату можуть бути використані інтегральні динамічні критерії. Вони відображають динаміку руху системи і дозволяють оцінити її такі механічні характеристики, як енергія, потужність, діючі навантаження тощо. Тому саме такі інтегральні критерії використаємо для оптимізації режиму запуску.

Найбільш доцільно в якості критерію оптимізації обрати такий критерій, який відображає енергетичні витрати катапульти для БПЛА протягом всього циклу руху або середню потужність приводного механізму за цей же час руху. Виберемо за критерій оптимізації такий критерій, який відображає середню потужність приводного механізму. Це дозволить встановити на катапульти для БПЛА привод мінімальної потужності, що призведе до мінімізації витрат на розробку конструкції катапульти для БПЛА.

4.3. Визначення оптимального режиму руху катапульти для БПЛА

За критерій оптимізації виберемо середнє значення потужності катапульти для БПЛА за цикл запуску, який визначається наступною залежністю

$$P_{cp} = \int_0^{t_1} V dt, \quad (4.1)$$

Де t – час; t_1 – тривалість циклу запуску літального апарату катапулькою; V – енергія пришвидшень літального апарату при запуску катапулькою.

Енергія пришвидшень літального апарату при запуску катапулькою визначається наступною залежністю

$$V = \frac{1}{2}(m_{\text{л}} + m_{\text{в}})\dot{x}^2, \quad (4.2)$$

Де $m_{\text{л}}$, $m_{\text{в}}$ – маси відповідно БПЛА та візка; \ddot{x} – пришвидшення БПЛА з візком.

Умовою мінімуму критерію (4.1) з урахуванням виразу (4.2) є рівняння Ейлера-Пуассона, які мають вигляд

$$\frac{\partial V}{\partial x} - \frac{d}{dt} \frac{\partial V}{\partial \dot{x}} + \frac{d^2}{dt^2} \frac{\partial V}{\partial \ddot{x}} = 0. \quad (4.3)$$

В результаті підстановки виразу (4.2) в рівняння (4.3) отримаємо

$$(m_{\text{л}} + m_{\text{в}})x^{IV} = 0.$$

Отримане рівняння справедливе, коли

$$x^{IV} = 0. \quad (4.4)$$

Розв'яжемо рівняння (4.4).

$$\ddot{x} = C_1;$$

$$\dot{x} = C_1 t + C_2;$$

$$\dot{x} = \frac{1}{2} C_1 t^2 + C_2 t + C_3;$$

$$x = \frac{1}{6} C_1 t^3 + \frac{1}{2} C_2 t^2 + C_3 t + C_4, \quad (4.5)$$

де C_1, C_2, C_3, C_4 , – постійні інтегрування, які визначаються з крайових умов руху БПЛА з кареткою.

Тут крайовими умовами руху літального апарату є наступні умови:

$$t = 0: x = 0, \dot{x} = 0;$$

$$t = t_1: x = x_k, \dot{x} = v_k. \quad (4.6)$$

Тут x_k – переміщення візка катапульти з БПЛА; v_k – швидкість звалу БПЛА.

Після підстановки крайових умов (4.6) в залежності (4.5) отримаємо систему лінійних рівнянь:

$$C_3 = 0;$$

$$C_4 = 0;$$

$$\frac{1}{6}C_1t_1^3 + \frac{1}{2}C_2t_1^2 = x_k;$$

$$\frac{1}{2}C_1t_1^2 + C_2t_1 = v_k. \quad (4.7)$$

В результаті розв'язування системи лінійних алгебраїчних рівнянь (4.7) отримаємо такі вирази постійних інтегрування:

$$C_1 = \frac{6}{t_1^2} \left(v_k - 2 \frac{x_k}{t_1} \right);$$

$$C_2 = \frac{2}{t_1} \left(3 \frac{x_k}{t_1} - v_k \right). \quad (4.8)$$

В результаті підстановки постійних інтегрування з (4.7) та (4.8) в залежності (4.5) будемо мати:

$$x = \left(v_k - 2 \frac{x_k}{t_1} \right) \frac{t^3}{t_1^2} + \left(3 \frac{x_k}{t_1} - v_k \right) \frac{t^2}{t_1}; \quad (4.9)$$

$$\dot{x} = 3 \left(v_k - 2 \frac{x_k}{t_1} \right) \frac{t^2}{t_1^2} + 2 \left(3 \frac{x_k}{t_1} - v_k \right) \frac{t}{t_1}; \quad (4.10)$$

$$\ddot{x} = 6 \left(v_k - 2 \frac{x_k}{t_1} \right) \frac{t}{t_1^2} + 2 \left(3 \frac{x_k}{t_1} - v_k \right) \frac{1}{t_1}. \quad (4.11)$$

Для параметрів руху БПЛА в катапульті: $x_k = 5,0$ м; $v_k = 10 \frac{\text{м}}{\text{с}}$; $t_1 = 1,0$ с отримаємо наступні рівняння руху:

$$x = 5t^2;$$

$$\dot{x} = 10t; \tag{4.12}$$

$$\ddot{x} = 10.$$

З виразів (4.12) можна бачити, що БПЛА на всій ділянці руху до злету рухається з постійним пришвидшенням, яке дорівнює 10 м/с^2 , а його швидкість змінюється за лінійним законом і в кінці руху дорівнює швидкості злету літального апарату, яка дорівнює 10 м/с .

Отже, оптимальний за критерієм середньої потужності рух БПЛА в катапульті забезпечується при постійному пришвидшенні літального апарату на всій ділянці руху до досягнення швидкості злету.

РОЗДІЛ 5. РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА ПРАЦІ

5.1. Охорона праці при роботі з БПЛА для забезпечення безпеки користувача і дрона

Останніми роками дрони стають дедалі популярнішими, пропонуючи користувачам новий спосіб знімати приголомшливі повітряні кадри та досліджувати світ з висоти. Однак, разом зі зростанням популярності зростає і відповідальність за безпечні та відповідальні польоти. У цьому розділі я розповім про деякі важливі поради та найкращі практики безпеки при використанні дронів, які допоможуть вам залишатися в безпеці та уникнути нещасних випадків.

5.2. Безпека дронів: Поради та найкращі практики

Знання правил та положень

Федеральне управління цивільної авіації США (FAA) встановило правила експлуатації дронів з метою забезпечення безпечних і відповідальних польотів безпілотників. Ці правила включають вимоги до реєстрації, обмеження повітряного простору та експлуатаційні обмеження. Важливо розуміти ці правила і норми, щоб уникнути юридичних проблем або нещасних випадків.

Одним з найважливіших правил, встановлених FAA, є вимога щодо реєстрації дронів. У США всі дрони вагою від 0,55 до 55 фунтів (до 25 кг) повинні бути зареєстровані у Федеральному управлінні цивільної авіації (FAA) перед польотом. Реєстрація - це простий процес, який можна пройти онлайн, і він допомагає FAA відстежувати кількість дронів, що експлуатуються. Відсутність реєстрації може призвести до штрафів та інших юридичних проблем.

На додаток до вимог щодо реєстрації, FAA встановило обмеження на те, де можна літати безпілотниками. Наприклад, безпілотникам заборонено літати на висоті понад 400 футів (120 м) або в межах п'яти миль від

аеропорту без попереднього дозволу. Існують також обмеження на польоти дронів над певними типами інфраструктури, такими як електростанції, урядові об'єкти та спортивні стадіони. Розуміння цих обмежень має важливе значення для уникнення нещасних випадків або інцидентів, які можуть призвести до шкоди людям або майну.

Також важливо знати про експлуатаційні обмеження під час керування дроном. Наприклад, дрони не повинні літати над людьми або транспортними засобами, що рухаються, і завжди повинні перебувати в полі зору оператора. Крім того, не можна керувати дронами під впливом наркотиків або алкоголю.

Ознайомившись з правилами і нормами, встановленими FAA, ви зможете забезпечити безпечне і відповідальне використання вашого дрона. Потрібно пам'ятати, що безпека польотів - це відповідальність кожного, і, дотримуючись цих правил, ми всі зможемо користуватися перевагами польотів безпілотників, мінімізуючи при цьому будь-які потенційні ризики та небезпеки.

Нижче наведені деякі ключові моменти і поради, на які слід звернути увагу при ознайомленні з правилами та нормами використання дронів:

- Зрозумійте вимоги до реєстрації дронів у вашій країні або регіоні.
- Пам'ятайте про обмеження повітряного простору, включаючи обмеження висоти і заборонені для польотів зони, такі як аеропорти або урядові об'єкти.
- Знайте експлуатаційні обмеження вашого дрона, такі як польоти в межах прямої видимості та уникнення польотів над людьми або транспортними засобами, що рухаються.
- Перевірте наявність місцевих правил або інструкцій, які можуть застосовуватися на додаток до федеральних норм.
- Використовуйте такі ресурси, як додаток FAA B4UFLY або AirMap, щоб перевірити наявність обмежень повітряного простору або іншу важливу інформацію перед польотом.

- Поважайте приватність інших людей і не використовуйте дрон для втручання в їхній особистий простір.
- Літайте безпечно і відповідально, враховуючи погодні умови і будь-які потенційні небезпеки або перешкоди.

Пам'ятаючи про ці ключові моменти та ознайомившись із правилами та нормами використання дронів, ви зможете забезпечити легальне та відповідальне керування дроном, мінімізуючи при цьому будь-які потенційні ризики та небезпеки.

Перевірка дрона та обладнання

Перед зльотом важливо виконати передпольотну перевірку дрона та обладнання. Це допоможе переконатися, що все в робочому стані, і знизити ризик нещасних випадків. Ось деякі речі, які слід перевірити:

- **Перевірка прошивки і програмного забезпечення:** Перед кожним польотом обов'язково необхідно перевіряти прошивку і програмне забезпечення дрона і контролера. Це гарантує, що вони оновлені до останньої версії, і допомагає запобігти проблемам або збоям під час польоту. Також важливо перевірити веб-сайт виробника або посібник користувача для отримання інструкцій щодо оновлення прошивки та програмного забезпечення дрона.
- **Огляд пропелерів:** Пропелери є важливим компонентом дрона, тому важливо перевіряти їх перед кожним польотом. Необхідно переконатися, що вони надійно закріплені, не пошкоджені і не зношені. Якщо ви помітили будь-які тріщини або пошкодження, замініть пропелери перед польотом.
- **Перевірка рівня заряду акумулятора:** Перед кожним польотом обов'язково треба перевіряти рівень заряду акумулятора дрона і контролера. Політ з розрядженим акумулятором може призвести до аварії або втрати керування дроном. Також бажано мати при собі

запасні акумулятори і переконатися, що вони повністю заряджені, перш ніж вирушати в дорогу.

- **Забезпечення належного калібрування:** Калібрування дрона і контролера - важливий крок перед кожним польотом. Це гарантує, що датчики та елементи керування польотом дрона працюють належним чином, і допомагає запобігти нещасним випадкам. Гарною ідеєю є ознайомлення з інструкціями виробника, щоб дізнатися, як відкалібрувати дрон і контролер.
- **Перевірка камери і кардана:** якщо дрон обладнаний камерою і карданним підвісом, обов'язково треба перевірити їх перед кожним польотом. Необхідно переконатися, що об'єктив камери чистий і не містить сміття, а карданний шарнір правильно збалансований і не пошкоджений.

Вибір безпечного місця для польоту

Вибір безпечного та відповідного місця для польоту дрона має вирішальне значення для безпеки. Варто уникати польотів поблизу аеропортів, військових баз та інших заборонених зон. Слід пам'ятати про навколишнє оточення і уникати польотів у населених пунктах або над людьми. Також важливо перевіряти прогноз погоди і уникати польотів при сильному вітрі або несприятливих погодних умовах.

Вибираючи місце для польоту, важливо враховувати ризики та потенційні небезпеки. Наприклад, польоти поблизу ліній електропередач або високих будівель можуть створювати перешкоди для сигналу дрона і підвищувати ризик нещасних випадків. Гарною ідеєю є завжди запускати дрон на відкритій місцевості без перешкод і з достатнім простором для маневрів.

Ось кілька додаткових порад щодо вибору безпечного місця для польоту:

- Дотримуйтеся передпольотних контрольних списків: Перед кожним польотом обов'язково виконувати передпольотний контрольний список, щоб переконатися, що ваш дрон знаходиться в належному стані і готовий до польоту. Це має включати перевірку рівня заряду акумулятора, перевірку надійності кріплення пропелерів і відсутність пошкоджень, а також перевірку системи керування польотом дрона. Дотримуючись передпольотного контрольного списку, можна мінімізувати ризик нещасних випадків і переконатися, що дрон функціонує належним чином.
- Обирайте безпечні місця: Вибираючи місце для польоту дрона, слід обирати безпечну та відповідну територію. Гарною ідеєю є уникнення польотів у місцях скупчення людей, поблизу будівель, над водою або іншими небезпеками. Краще шукати відкриті ділянки, де можна літати без перешкод, і переконайтеся, що у вас є дозвіл на польоти в цьому місці, якщо це необхідно.
- Літайте на безпечній висоті: Важливо літати на безпечній висоті, щоб уникнути зіткнення з іншими літальними апаратами або перешкодами. FAA рекомендує літати на висоті не вище 400 футів (120 м) над рівнем землі, хоча це може змінюватися в залежності від місцезнаходження і конкретних правил, що діють на місці. Варто завжди тримати дрон в межах прямої видимості і не піднімати його занадто високо, що може бути небезпечно і підвищує ризик нещасних випадків.
- Дотримуйтеся безпечної відстані: Під час керування дроном важливо дотримуватися безпечної відстані від людей, будівель та інших об'єктів. FAA рекомендує керувати дронами на відстані не менше 25 футів (7-8 м) від людей і майна, хоча це може відрізнятись залежно від місцезнаходження і конкретних чинних правил. Крім того, варто уникати польотів надто близько до інших літальних апаратів, що може бути небезпечним і потенційно призвести до зіткнення.

- Пам'ятайте про навколишнє середовище: Під час керування дроном важливо завжди пам'ятати про навколишнє середовище. Потрібно звертати увагу на перешкоди, інші літальні апарати та потенційні небезпеки, а також бути готовим скоригувати траєкторію польоту, якщо це необхідно. Крім того, необхідно пам'ятати про інших людей, які перебувають поблизу, і уникайте керування дроном таким чином, щоб не наражати інших на небезпеку або не створювати їм дискомфорту.

Підтримання візуальної лінії видимості

Підтримувати постійну візуальну видимість з дроном дуже важливо для безпеки. Варто тримати дрон в межах прямої видимості і не виходити за межі візуального діапазону. Це допоможе контролювати дрон і уникнути зіткнень або нещасних випадків.

Якщо ви використовуєте дрон з видом від першої особи (FPV), то варто переконайтеся, що у вас є спостерігач, який може стежити за вашим дроном і вами, поки ви ним керуєте. Споттер допоможе вам уникати перешкод і підтримувати візуальну лінію видимості з дроном.

Ось кілька додаткових порад щодо підтримання прямої видимості:

- Літайте в світлий час доби: Дрони буває важко побачити вночі, а польоти в умовах низької освітленості можуть збільшити ризик аварій і катастроф. Гарною ідеєю є керувати дроном у світлий час доби, коли видимість найкраща. Варто уникати польотів у сутінках або на світанку, коли сонце знаходиться низько над горизонтом, оскільки це може створювати тіні і ускладнювати видимість перешкод.
- Підтримуйте візуальну лінію видимості: FAA вимагає, щоб усі дрони перебували в межах візуальної видимості (VLOS) оператора. Це означає, що ви завжди повинні мати можливість бачити свій дрон на власні очі і контролювати його рух. Варто виводити дрон за межі

прямої видимості і не покладатися для навігації виключно на зображення з камери.

- Будьте готові до надзвичайних ситуацій: Нещасні випадки можуть трапитися, навіть якщо ви безпечно керуєте своїм дроном. Важливо бути готовим до надзвичайних ситуацій, маючи при собі запасні батареї, пропелери та інше необхідне обладнання. Крім того, варто переконатися, що у вас є план, що робити, якщо ваш дрон вийде з ладу або зазнає аварії.
- Поважайте закон: Врешті решт, важливо завжди керувати дроном в рамках закону. Гарною ідеєю є ознайомлення з правилами та обмеженнями щодо експлуатації дронів у вашій місцевості і переконатися, що ви дотримуетесь всіх чинних законів та інструкцій. Недотримання правил може призвести до штрафів, судових позовів, а в деяких випадках навіть до кримінального переслідування.

Повага до приватності інших

Повага до приватного життя інших людей має вирішальне значення під час керування дроном. Варто уникати польотів над приватною власністю без дозволу і пам'ятати про особистий простір і приватність людей. Завжди питайте дозволу, перш ніж знімати або фотографувати людей або їхню власність.

Крім того, важливо уникати польотів поблизу диких тварин або чутливих середовищ існування. Дрони можуть порушувати життя дикої природи і викликати стрес у тварин, тому важливо дотримуватися безпечної відстані і не порушувати їхню природну поведінку.

Ось кілька додаткових порад щодо поваги до приватного життя інших людей:

- **Поважайте приватність інших людей:** Дрони, обладнані камерами, можна використовувати для фото- та відеозйомки, але важливо поважати приватне життя інших людей. Слід уникати польотів над приватною власністю без дозволу і ніколи не використовувати дрон для шпигунства за іншими. Поважайте приватне життя людей і утримуйтеся від зйомки матеріалів, які можуть вторгтися в їхній особистий простір або викликати дискомфорт.
- **Літайте за відповідних погодних умов:** Варто уникати польотів за несприятливих погодних умов, таких як сильний вітер, дощ або сніг. Це може бути не тільки небезпечно, але й пошкодити ваш дрон або призвести до його несправності. Перевіряйте прогноз погоди перед польотом і здійснюйте польоти лише за відповідних умов.
- **Використовуйте засоби безпеки:** Більшість дронів оснащені функціями безпеки, такими як датчики уникнення перешкод, GPS-відстеження та функції повернення додому. Обов'язково використовуйте ці функції, щоб запобігти нещасним випадкам і мінімізувати ризик пошкодження вашого дрона або інших пристроїв.
- **Літайте на відкритих територіях.** За можливості керуйте безпілотником на відкритих територіях подалі від будівель, дерев та інших перешкод. Це дасть більше простору для маневрування дроном і зменшить ризик аварій або зіткнень. Варто уникати керування безпілотником у місцях скупчення людей, поблизу аеропортів та інших зон із обмеженим доступом.
- **Пам'ятайте про дику природу:** керуючи дроном у природних зонах, варто пам'ятати про дику природу, яка може бути там. Не турбуйте тварин і не підлітайте надто близько до місць їхнього проживання. Слід пам'ятати, що дрони можуть бути стресом для дикої природи, тому будьте шанобливими та обережними, літаючи в цих місцях.

Літати необхідно з відповідальністю

Відповідальне керування безпілотником є важливим для безпеки. Слід уникати необачної поведінки та дотримуйтесь правил і норм, встановлених FAA та місцевими органами влади. Будьте уважні до інших дронів у цьому районі та уникайте польотів у скупченому повітряному просторі.

Ось кілька додаткових порад щодо відповідального керування дроном:

- Літайте на безпечній відстані. Варто завжди дотримуватись безпечної відстані між дроном та іншими літаками, спорудами та людьми. Уникайте польотів поблизу ліній електропередач, будівель чи інших перешкод, які можуть заважати сигналу чи навігації вашого дрона. Майте на увазі, що дрони можуть бути галасливими, тому намагайтеся літати на відстані, яка не заважатиме іншим.
- Літайте в межах своїх можливостей: слід знати можливості свого дрона та літайте в межах свого рівня навичок. Не намагайтеся літати в складних умовах або виконувати складні маневри, якщо ви не впевнені у своїх силах. Не поспішайте, щоб навчитися безпечно керувати безпілотником і поступово вдосконалюйте свої навички в міру набуття досвіду.
- Слідкуйте за часом роботи батареї: відстежуйте час роботи батареї вашого дрона та функцію повернення додому (RTH). Більшість дронів автоматично повертаються до точки зльоту, коли батарея розряджається або коли активується функція RTH. Однак важливо стежити за дроном і повертати його додому вручну, якщо необхідно.
- Будьте в курсі нормативних актів: правила та вказівки щодо експлуатації дронів можуть змінюватися з часом, тому важливо бути в курсі останніх правил і обмежень. Регулярно перевіряйте веб-сайт FAA на наявність оновлень і змін, які можуть вплинути на роботу вашого дрона.
- Використовуйте здоровий глузд і мислення при керуванні: врешті решт, використовуйте здоровий глузд і розсудливість, керуючи

дроном. Якщо щось не так, не ризикуйте. Завжди ставте на перше місце безпеку та не наражайте себе чи інших на небезпеку.

Дотримуючись цих порад і рекомендацій, можна забезпечити безпечний і приємний досвід польоту за допомогою дрона. Варто пам'ятати, що безпека керування безпілотників – це відповідальність кожного.

РОЗДІЛ 6. ЕКОНОМІЧНЕ ОБГРУНТУВАННЯ РОБОТИ

6.1. Підвищення ефективності роботи агропромисловості за допомогою БПЛА

Оптимізація режимів руху безпілотних літальних апаратів (БПЛА) для сільського господарства та харчової промисловості дозволяє знизити виробничі витрати, підвищити рівень врожайності за рахунок своєчасного моніторингу стану рослин, посилити контроль над ризиками та зменшити вплив людського фактору. Ця технологія допомагає зменшити втрати, спричинені несприятливими умовами (хворобами, шкідниками, посухою), та найбільш ефективно використовувати ресурси, такі як добрива та вода.

Основні завдання оптимізації руху БПЛА:

- 1) Максимально широке охоплення площі поля за найменший час.
- 2) Збільшення часу польоту за рахунок раціонального використання енергоресурсів.
- 3) Автоматизація як засіб скорочення витрат на обслуговування техніки та персоналу.
- 4) Успішне впровадження цієї технології дозволяє малим та середнім підприємствам аграрного бізнесу отримати конкурентні переваги, особливо в умовах умовних ресурсних обмежень. Основним бар'єром для всіх цих розробок є початкові витрати на впровадження технологій моніторингу на основі ВРА.

6.2. Ліміти продуктивності обробки полів та роль БПЛА

БПЛА допомагають швидко виявляти лімітуючі фактори, що впливають на врожайність, зокрема такі як:

- 1) Дефіцит вологи (виділення і визначення посівів, що потребують додаткового зрошення).

- 2) Блокування нерівномірного внесення добрив або наявність проблемної зони.
- 3) Зона поширення хвороб та шкідників на певних ділянках поля.
- 4) Відхилення від агротехнологічних норм земляних ділянок (затвердіння ґрунту, ерозія тощо).

Своєчасне застосування та мобільність БПЛА дозволяють вчасно досліджувати поле в режимі «онлайн», щоб вчасно вжити коригувальних заходів та обмежити втрати врожаю. Це особливо важливо для зниження ризиків у критичні фази розвитку культур.

6.3. Вартість впровадження технологій БПЛА

Для оцінки економічної ефективності використання БПЛА необхідно підготувати повний список витрат, що включає:

- 1) Придбання БПЛА: ціна залежить від технічних характеристик дрона (встановлена камера чи ні, відстань та тривалість автономного польоту).
- 2) Програмне забезпечення: Фотограмметричні інструменти (нівелювання, ангиографія), ліцензії для обробки зображень (ГІС-системи).
- 3) Навчання персоналу: Для операторів БПЛА та аналітиків даних.
- 4) Логістичні витрати: Обслуговування та перевезення обладнання, технічне обслуговування.
- 5) Заробітна плата персоналу: Для операторів та експертів з аналізу даних.
- 6) Енергетичні витрати: Ціна зарядки акумуляторів.

6.4. Економічні переваги застосування БПА

Використання БПЛА забезпечує:

- 1) Підвищення врожайності (точний моніторинг та вчасне реагування на проблеми).
- 2) Впровадження точного внесення добрив та оптимізація поливу - однозначно зменшує витрати на ресурси.
- 3) Зниження рівня втрат врожаю - швидкий пошук проблем (шкідники, хвороби).
- 4) Економія операційних витрат - тобто економія часу та людських ресурсів.

6.5. Економічні переваги застосування БПА. Розрахунок.

Впровадження БПЛА - економічний розрахунок.

1. Дані для розрахунків (наприклад, умовно для 100 га).

Вартість БПЛА: ціна: \$8 000 (модель з мультиспектральною камерою).

Програмне забезпечення: \$1,500 на рік.

Витрати на навчання персоналу: \$2,000 (одноразово).

Щорічні експлуатаційні витрати (зарядка акумуляторів, обслуговування): \$1,200.

Зарплата оператора БПЛА: \$700 на місяць або \$8 400 на рік.

Збільшення врожайності завдяки моніторингу: +8% (на прикладі пшениці).

Ринкова ціна пшениці: \$200 за тонну.

Врожайність без моніторингу: 5 т/га.

6.6. Розрахунок зростання доходів підприємства за допомогою впровадження БПЛА

Завдяки точному моніторингу поле додає ще +8% до врожаю.

До впровадження БПЛА:

Рівень врожаю = 5 т / га * 100 га = 500 т (тонн)

Дохід = 500 т (тонн) * \$200 = \$100 000.

Після впровадження БПЛА (на 8% більше):

Рівень врожаю = 5,4 т/га * 100 га = 540 т (тонн)

Дохід = 540 т (тонн) * \$200 = \$108 000.

Додатковий дохід = \$108 000 - 100 000 = \$8 000.

6.7. Витрати і термін окупності

Загальна сума інвестицій за перший рік:

- БПЛА = \$8,000
- Програмне забезпечення = \$1 500
- Навчання персоналу = \$2,000
- Операційні витрати = \$1,200
- Зарплата оператора = \$8 400

На рік, витрати першого року = \$21 100.

Чистий прибуток:

Дохід за перший рік = \$8 000

Отже, при використанні лише одного дрона повна фінансова окупність займе близько 3 років ($21\ 100 \div 8\ 000 \approx 2,6$). З початком року, витрати будуть меншими, (залишаться лише витрати на програмне забезпечення, обслуговування та зарплата), а прибутковість ще більше зросте.

6.8. Зменшення витрат та підвищення ефективності

Для зменшення витрат можна зробити наступне:

- Об'єднати ферми, господарства для спільного використання дронів.

- Використовувати автоматизовані маршрути для скорочення часу спільного використання дронів.
- Підвищити енергоефективність за рахунок використання сонячних зарядних станцій на полі.
- Укласти договори оренди БПЛА у приватних компаній або скористатися державними грантами для здешевлення початкових витрат.

6.9. Приклади застосування БПЛА для вирішення проблем в сфері агропромисловості

1. Контроль за шкідниками та захворюваннями

Приклад: В Іспанії на виноградних плантаціях використовують БПЛА зі спеціальними мультиспектральними камерами для виявлення поширення борошнистої роси ще до того, як симптоми на рослинах стануть видимі неозброєним оком. Таким чином, вчасне внесення фунгіцидів дозволяє знизити втрати врожаю на 20%, що є дуже вагомим результатом і підвищує ефективність вирощення.

2. Моніторинг зволоження ділянок ґрунту

Приклад: В Австралії фермери застосовують дрони для огляду поля та оцінки рівня вологості ґрунту. Використання отриманих даних з БПЛА допомогло промисловості оптимізувати графік поливу та знизити витрати води на 15–20%, що стало великою допомогою у регіонах із дефіцитом води.

3. Контроль посівів та прогнозування врожайності ділянок ґрунту

Приклад: У США на великих зонах фермерських угідь, дрони використовують для оцінки стану посівів кукурудзи в різні фази її розвитку.

Це може дозволити не тільки прогнозувати врожайність, але й визначати проблемні ділянки поля, де потрібно внести добрива чи засоби захисту рослин. Застосування дронів допомогло підвищити врожайність дялінок ґрунту на 10%, що є дуже гарним результатом.

4. Виявлення зон з ерозією та ущільненням ґрунту полів

Приклад: У Франції фермери використовують БПЛА для виявлення зон полів з ущільненим ґрунтом. Завдяки цим даним, зібраним з БПЛА, було проведено розпушування ґрунту в ділянках, які потребують цього, що в свою чергу зменшило ризики потенційного зниження врожайності на 5–7%.

5. Зменшення ризиків для аграрного сектору від природних катастроф

Приклад: У Бразилії після затяжних дощів дрони використовують для оцінки затоплених полів і, на основі отриманих даних, планують заходи щодо зменшення втрат врожаю. Своєчасна реакція, завдяки триманим даним, дозволила врятувати частину врожаю та зменшити втрати на 12%.

ВИСНОВКИ

В магістерській кваліфікаційній роботі розроблено конструкцію та досліджено динаміку руху БПЛА літакового типу. Визначено основні конструктивні та експлуатаційні параметри БПЛА. Крім того розроблено конструкцію і визначені параметри катапульти для запуску літального апарату.

Проведено дослідження динаміки руху БПЛА в катапульти в процесі запуску. Для цього розроблено двомасову дискретну динамічну модель катапульти з БПЛА. На основі динамічної моделі побудовано математичну модель катапульти з БПЛА, яка являє собою систему диференціальних рівнянь другого порядку. В результаті розв'язування отриманих диференціальних рівнянь побудовані графічні залежності кінематичних, динамічних та енергетичних характеристик руху БПЛА в катапульти. З отриманих залежностей встановлено, що під час руху БПЛА в системі виникають значні коливальні процеси і елементи катапульти працюють зі значним перевантаженням. Для усунення коливань та зменшення енергетичних витрат в магістерській роботі проведено оптимізацію режиму руху БПЛА в катапульти. В результаті проведеної оптимізації вдалось усунути коливання та зменшити динамічні навантаження та енергетичні витрати

Використання БПЛА у виробничому процесі сільськогосподарських підприємств може суттєво знизити втрати урожаю сільськогосподарських культур. Зокрема, своєчасне обстеження полів дає можливість виявити осередки потенційного зменшення продуктивності поля та встановити їх ймовірні причини. Моніторинг посівів за допомогою БПЛА є особливо актуальним з огляду на те, що супутникові знімки не завжди забезпечують потрібні розрізнення та оперативність отримання даних.

Обґрунтування ефективності моніторингу полів за допомогою БПЛА доцільно здійснювати на базі аналізу системи показників, до яких включено

потенційні втрати урожаю, спричинені неспроможністю підприємства своєчасно виявити та нейтралізувати загрози; обсяг недоотриманого доходу; питому вагу не доотриманого доходу у фактично одержаному доході. Саме на базі дослідження перелічених показників для невеликих сільськогосподарських підприємств можливо прогнозувати потенційні ефекти від використання БПЛА та, в такий спосіб, мотивувати їх впроваджувати новітні геоінформаційні технології у господарський процес.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Mir, Imran & Maqsood, Adnan & Akhtar, Suhail. (2017). Dynamic Modeling & Stability Analysis of a Generic UAV in Glide Phase. MATEC Web of Conferences. 114. 01007. 10.1051/mateconf/201711401007. Точка доступу: Mir, Imran & Maqsood, Adnan & Akhtar, Suhail. (2017). Dynamic Modeling & Stability Analysis of a Generic UAV in Glide Phase. MATEC Web of Conferences. 114. 01007. 10.1051/mateconf/201711401007. (звернення 15.09.2024)
2. Кучеренко О.І., Вакалюк Т.А. Класифікація методів та алгоритмів побудови маршрутів БПЛА
3. Gu, Y., Zhang, G., Bi, Y., Meng, W., Ma, X., Ni, W. Pitch Mathematical Modeling and Dynamic Analysis of a HALE UAV with Moving Mass Control Technology
4. Imran Mir, Adnan Maqsood, Suhail Akhtar Dynamic Modeling & Stability Analysis of a Generic UAV in Glide Phase
5. Bouzgou Kamel, Bestaoui Yasmina, Benchikh Laredj, Benaoumeur Ibari, Ahmed-Foitih Zoubir Dynamic Modeling, Simulation and PID Controller of Unmanned Aerial Vehicle (UAV)
6. Числовий аналіз керованого руху дрона-квадрокоптера. Метод Понтрягіна.
7. Цуканов О.Ф., Якорнов Є.А. Методи оцінки параметрів руху маневруючих безпілотних літальних апаратів в інфокомунікаційних сенсорних мережах
8. Бережний А.О., Калачова В.В., Рожков М.І. Моделювання руху динамічних об'єктів в системі підтримки

прийняття рішень планування маршрутів безпілотних літальних апаратів

9. Харченко В.П., Онищенко О.А.

Моделювання та аналіз траєкторії польоту безпілотних літальних апаратів в стратосфері

10. Mohamad Izham Bin Mohamad Zainal

Dynamic Load Analysis of the Micro Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Structure

M.F. Zulkifli, Z.M. Razlan, Shahrinan A.B., I. Zunaidi, Wan Khairunizam, N.Z. Noriman

Dynamic Analysis of UAV's Motor Support Bar Length Control System

11. <http://absrf.ru/ru/uav/1398149566.htm>

12. <http://www.precisionfarmingdealer.com/content/technology-drones-could-change-face-no-tilling>

13. <http://absrf.ru/ru/uav/1392709021.htm>

14. <http://absrf.ru/ru/uav/1381214998.htm>

15. <http://absrf.ru/ru/uav/1373437055.htm>

16. <http://tetracam.net/ru/news/2013-08-02.htm>

17. <http://www.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/OIKIT/2013/OIKIT62/p134-140.pdf>

18. <http://www.lubskoe.kiev.ua/deatelnost/rasselenie-trihogrammy---kommerceskoe-predlozenie>

19. http://uavia.com.ua/rus/about_ru.html

20. Канченко В.А., Мариношенко О.П., Карнаушенко Р.В., Чепур М.Л.

Система розселення ентомологічного препарату для малого безпілотного літального апарата

21. Інформаційні системи, механіка та керування. - 2011. - Вип. 7. - С. 88 -95.

D1%87%20(%D0%B1%D0%B5%D0%B7%D0%BF%D1%96%D0%BB%D0%BE%D1%82%D0%BD%D0%B8%D0%B9%20%D0%BB%D1%96%D1%82%D0%B0%D0%BB%D1%8C%D0%BD%D0%B8%D0%B9%20%D0%B0%D0%BF%D0%B0%D1%80%D0%B0%D1%82,%D0%B2%20%D1%81%D1%96%D0%BB%D1%8C%D1%81%D1%8C%D0%BA%D0%BE%D0%BC%D1%83%20%D0%B3%D0%BE%D1%81%D0%BF%D0%BE%D0%B4%D0%B0%D1%80%D1%81%D1%82%D0%B2%D1%96%20RTK%20%D1%82%D0%BE%D1%87%D0%BD%D1%96%D1%81%D1%82%D1%8C.

37. <https://www.dhyeyaias.com/current-affairs/daily-current-affairs/use-of-drones-for-agriculture-advantages-and-challenges#:~:text=Issues%20with%20aerial%20spraying&text=Experts%20say%20since%20landholdings%20are,spraying%20fertilizers%2C%20insecticides%20or%20pesticides.&text=It%20could%20contaminate%20water%20bodies,Animals%20could%20become%20victims.>

38. <https://www.petiolepro.com/blog/disadvantages-of-agriculture-drones/>

39. <https://www.agrifarming.in/a-guide-to-understand-importance-of-drones-in-agriculture-farming-advantages-applications-and-different-types#:~:text=Drones%20for%20agricultural%20use%20come,times%20than%20multi%2Dcopter%20drones.>

40. <https://www.m2p.net/blog/2020/08/danger-of-drones/#:~:text=Drones%20can%20cause%20devastating%20damage,such%20as%20ailerons%20and%20rudders.>

41. <https://www.propelrc.com/ru/%D0%BB%D1%83%D1%87%D1%88%D0%B8%D0%B5-%D1%81%D1%82%D0%B0%D1%86%D0%B8%D0%BE%D0%BD%D0%B0%D1%80%D0%BD%D1%8B%D0%B5-%D0%B1%D0%B5%D1%81%D0%BF%D0%B8%D0%BB%D0%BE%D1%82%D0%BD%D0%B8%D0%BA%D0%B8/>

42. <https://ru.geekbuying.com/item/XK-A1200-3D6G-5-8G-FPV-2-4G-6CHS-FHSS-EPO-RC-Airplane-Glider-RTF-363632.html>

43. <https://radioland.com.ua/products/sw-1108b-letajuschee-krylo-skywalker-x8-black-2122mm-kit>

44. agrosvit.info/pdf/11_2020/10.pdf

45. Безпілотні літальні апарати радіаційної розвідки і сільськогосподарського призначення : монографія / В. Я. Канченко, Р. В. Карнаушенко, О. О. Ключников, О. П. Мариношенко, М. Л. Чепур ; НАН України, Ін-т проблем безпеки АЕС. – Чорнобиль (Київ. обл.) : Ін-т проблем безпеки АЕС, 2015. - 180 с. (<https://www.ispnpp.kiev.ua/wp-content/uploads/2017/mono/khan-2015.pdf>)

46. <https://covertdrones.com/blogs/covert-drones-blog/drone-safety-tips-best-practices?srsId=AfmBOooOdzEoPr-jgQ9wayvYLw4xob-5LYjcXln05bXvgF2BBJ8W62Ys>

47. <https://www.jouav.com/blog/agriculture-drone.html>

ДОДАТКИ

УДК 514.18

ОПТИМІЗАЦІЯ РЕЖИМІВ РУХУ БПЛА

Ловейкін В.С., Ляшко А.П.

Національний університет біоресурсів і природокористування України

Вступ

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) набули широкого поширення в різних сферах, таких як моніторинг навколишнього середовища, доставка, картографування, сільське господарство та військова розвідка. Їхня ефективність значною мірою залежить від режимів руху, які вони використовують. Неоптимальні режими руху можуть призвести до надмірного споживання енергії, скорочення часу польоту, зниження точності виконання завдань, а також до ризиків зіткнення з перешкодами. [1]

Тому **актуальною** є задача оптимізації режимів руху БПЛА для досягнення максимальної ефективності їх роботи. [2, 3, 8, 9]

Огляд існуючих методів

Існує багато різних методів оптимізації режимів руху БПЛА. Деякі з найпоширеніших включають:

- **Класичні методи оптимізації:** Ці методи використовують математичні моделі динаміки польоту БПЛА для пошуку оптимальних траєкторій та швидкостей. До них належать динамічне програмування, лінійне програмування та нелінійне програмування. [4, 8, 9]
- **Евристичні методи:** Ці методи використовують знання про роботу БПЛА та середовище польоту для пошуку прийнятних рішень без гарантії їх оптимальності. До них належать жадібні алгоритми, алгоритми мурашиних колоній та генетичні алгоритми. [5, 8, 9]
- **Методи машинного навчання:** Ці методи використовують дані про польоти БПЛА для навчання моделей, які можуть прогнозувати оптимальні режими руху. До них належать методи навчання з підкріпленням та методи глибокого навчання. [6, 8, 9]

Результати досліджень

Дослідження в цій галузі призвели до значного прогресу в оптимізації режимів руху БПЛА. Класичні методи оптимізації можуть забезпечити оптимальні рішення для простих задач, але вони можуть бути обчислювально складними для складніших задач. Евристичні методи можуть знаходити прийнятні рішення швидше, але вони не завжди гарантують оптимальність. Методи машинного навчання можуть бути дуже ефективними для складних задач, але вони потребують великих обсягів даних для навчання. [7, 9]

Висновок

Оптимізація режимів руху БПЛА є важливою задачею для покращення їх ефективності. Існує багато різних методів оптимізації, кожен з яких має свої переваги та недоліки. Вибір методу залежить від конкретної задачі, доступних обчислювальних ресурсів та наявних даних.

Література

Посилання на літературні джерела

1. https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%91%D0%B5%D0%B7%D0%BF%D1%96%D0%BB%D0%BE%D1%82%D0%BD%D0%B8%D0%B9_%D0%BB%D1%96%D1%82%D0%B0%D0%BB%D1%8C%D0%BD%D0%B8%D0%B9_%D0%B0%D0%BF%D0%B0%D1%80%D0%B0%D1%82#:~:text=remotely%20piloted%20vehicle%2C%20%D0%BD%D1%96%D0%BC.,%D0%BF%D1%80%D0%B8%D1%81%D1%83%D1%82%D0%BD%D0%BE%D1%81%D1%82%D1%96%20%D0%BF%D1%96%D0%BB%D0%BE%D1%82%D0%B0%20%D0%BD%D0%B0%20%D0%B9%D0%BE%D0%B3%D0%BE%20%D0%B1%D0%BE%D1%80%D1%82%D1%83.
2. https://www.researchgate.net/publication/350772769_ROZROBKA_METODU_OPTIMALNOGO_MARSRUTU_POLOTU_BEZPILOTNOGO_LITANNOGO_APARATU_NA_OSNOVI_MURASINOGO_ALGORITMU
3. <https://ela.kpi.ua/items/2227b1b3-9fb5-4715-9bf8-e41797c52bc1>
4. <http://dspace.nbuiv.gov.ua/handle/123456789/190358>
5. https://er.nau.edu.ua/bitstream/NAU/47729/1/%D0%A4%D0%9A%D0%9A%D0%9F%D0%86_2020_123_%D0%91%D0%B0%D0%B7%D0%B5%D0%BB%D1%8C%D1%86%D0%B5%D0%B2%D0%9A%D0%9E.pdf
6. Роботи і маніпулятори. Підручник/ Д.О. Міщук. - К.: Компринт, 2020.- 268с.
7. Робототехніка та мехатроніка: навч. посіб. / Л.І. Цвіркун, Г. Грулер ; під заг. ред. Л.І. Цвіркуна ; М-во освіти і науки України, Нац. гірн. ун-т. – 3-тє вид., переробл. і доповн. – Дніпро: НГУ, 2017. – 224 с.
8. Ловейкін В.С. Динаміка машин / В.С. Ловейкін, Ю.О. Ромасевич. – К.: ЦП «КОМПРИНТ», 2013. – 227с.

9. Лове́йкін В.С. Динаміка й оптимізація машин / В.С. Лове́йкін, Ю.О. Ромасевич, Р.В. Кульпін. - К.: ЦП «КОМПРИНТ», 2020. – 267с.