

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ,
ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙНИХ ТА РАДІОЕЛЕКТРОННИХ СИСТЕМ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри

Ю.В. Грищенко
“ ” _____ 2024 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА (ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВР
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: «Оптимізація компонентів для підвищення ефективності багатороторних
дистанційно пілотованих авіаційних систем»

Виконавець: Никитюк Олег Петрович
(підпис)

Керівник: ст.викл. Смолич Денис Вікторович
(підпис)

Нормоконтролер: _____ В.В. Левківський
(підпис) (П.І.Б.)

Київ 2024

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Ю.В.Грищенко

«___» _____ 2024 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

Никитюка Олега Петровича

1. Тема кваліфікаційної роботи: «Оптимізація компонентів для підвищення ефективності багатороторних дистанційно пілотованих авіаційних систем»
затверджена наказом ректора від «14» березня 2024 р. № 385/ст
2. Термін виконання роботи: з 13.05.2024 р. по 16.06.2024 р.
3. Вихідні дані до роботи: дані про багатороторні дистанційно пілотовані авіаційні системи, їх складові, особливості побудови
4. Зміст пояснювальної записки: аналітичний огляд літературних джерел з тематики кваліфікаційної роботи, особливості багатороторних дистанційно пілотованих авіаційних систем,
5. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: рисунки, графіки, таблиці, формули.

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Обґрунтування теми дипломної роботи	13.05.2024	Виконано
2	Проведення огляду літератури	15.05.2024	Виконано
3	Підготовка та написання 1 розділу	20.05.2024	Виконано
4	Підготовка та написання 2 розділу	26.05.2024	Виконано
5	Підготовка та написання 3 розділу	09.06.2024	Виконано
6	Перевірка на анти плагіат та отримання рецензії на диплом	11.06.2024	Виконано
7	Оформлення та друк пояснювальної записки	12.06.2024	Виконано
8	Підготовка презентації та доповіді	16.02.2024	Виконано

7. Дата видачі завдання: “10” травня 2024 р.

Керівник кваліфікаційної роботи

(підпис керівника)

Смолич Д.В

(П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання

(підпис випускника)

Никитюк О.П

(П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Кваліфікаційна робота «Оптимізація компонентів для поліпшення ефективності багатороторних безпілотних літальних апаратів» містить 45 сторінок, 19 рисунків, 2 таблиці, 9 використаних джерел.

Об'єкт дослідження – багатороторні дистанційно пілотовані авіаційні системи.

Предмет дослідження – Літій-полімерні акумуляторні батареї, електронні регулятори швидкості та пропелери.

Мета кваліфікаційної роботи – Дослідити дистанційно пілотовані авіаційні системи на ефективність компонентів та складових, та розглянути шляхи їх оптимізації.

Метод дослідження – Аналіз літератури, моделювання, порівняльний аналіз, експертні оцінки.

Матеріали кваліфікаційної роботи рекомендується використовувати при....

БПЛА, КВАДРОКОПТЕР, Li-Po АКУМУЛЯТОРИ, ESC, ЕЛЕКТРОННІ РЕГУЛЯТОРИ ШВИДКОСТІ, ПРОПЕЛЕР, БЛЕЙД ЕЛЕМЕНТ ТЕОРІЯ.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ	6
ВСТУП	7
РОЗДІЛ 1. Аналіз та вибір джерела живлення для безпілотних літальних апаратів...9	
1.1. Дослідження безпеки та розрядних характеристик літій-полімерних акумуляторів.9	
1.2. Оцінювання впливу параметрів батарей на загальну ефективність і час польоту БПЛА.12	
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 1	15
РОЗДІЛ 2. Розробка та оптимізація електронного регулятора швидкості.....16	
2.1. Конструкція та принцип роботи ESC в БПЛА.....16	
2.2 Вивчення впливу таймінгу, напруги відключення та частоти перемикання на роботу ESC	20
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 2.....	22
РОЗДІЛ 3. Вивчення пропелерів та їх вплив на ефективність БПЛА.....23	
3.1. Аналіз змінних пропелера, геометрії та теорії моменту для оптимізації пропульсивної системи.24	
3.2. Використання Блейд Елемент Теорії для визначення оптимальних характеристик повітряного гвинта.32	
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3.....	41
ВИСНОВКИ	42
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	44

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

БПЛА- безпілотний літальний апарат

LiPo – літій-полімерний акумулятор

Li-ion – літій-іонний акумулятор

Li-S Літій -сульфурний акумулятор

ESC – електронний регулятор швидкості

BLDC - безщіткові двигуни постійного струму

BEC - Battery Eliminator Circuit схема вимикача акумулятора.

SMT теорією моменту імпульсу

BET- Блейд елемент теорія

ЛА- літальний апарат

ВСТУП

Актуальність теми. Із плином часу використання безпілотних літальних апаратів впевнено просочується у повсякденне життя людей. БПЛА використовують для збору інформації, у рятувальних операціях, в розважальних цілях, у промисловості та ,звичайно ж, у військовій цілях. Серед сучасних моделей є як керовані людиною, так і частково або повністю автоматизовані. БПЛА можуть використовуватись як поодинокі. Так і створювати рої, через що збільшується можливість корисного навантаження, що розширює перелік задач, доступний дрону. Серед найпоширеніших сфер використання БПЛА можна назвати:

- картографічні та фотограмметричні завдання – створення цифрових карт та моделей підстилаючої поверхні;
- природоохоронні завдання – контроль популяцій диких тварин, зокрема у важкодоступних місцях;
- сільськогосподарські завдання – моніторинг сільгоспугідь для оцінки стану рослинності, внесення добрив та захист рослин;
- планування, проведення та аналіз рятувальних операцій;
- завдання у галузі телекомунікацій – оцінка працездатності вишок, спостереження за ремонтними роботами, тестування ліній прямої видимості при радіоплануванні для виявлення можливих перешкод розповсюдженню радіосигналів та визначення оптимального місця розташування антен та ін.
- використання у військових цілях – застосування як дронів камікадзе, дронів скидачі та спостереження.
- сфера логістики – доставлення вантажів у недоступні для людини місця із різних причин.

Розробка та вдосконалення технологій БПЛА належать сьогодні до одного з найактуальніших світових напрямків розвитку техніки, що обумовлено майже щоденною появою нових завдань, вирішення яких покладається на дрон.

Широке використання безпілотної авіації пояснюється, насамперед, невеликою вартістю, малими витратами на утримання та експлуатацію, простоту використання та швидке навчання управління дронами.

Через такі переваги гостро постає необхідність масштабування та здешевлення їхнього виробництва. Головним чином здешевлення досягається шляхом оптимізації компонентів та складових частин безпілотного літального апарату. Оптимізація полягає у заміні застарілих компонентів на більш перспективні, вдосконалення програм та алгоритмів керування.

Мета і завдання дослідження.

Дослідити дистанційно пілотовані авіаційні системи на ефективність компонентів та складових, та розглянути шляхи їх оптимізації.

Об'єктом дослідження – багатороторні дистанційно пілотовані авіаційні системи.

Предметом дослідження – Літій-полімерні акумуляторні батареї, електронні регулятори швидкості та пропелери.

Методи досліджень. Аналіз літератури, моделювання, порівняльний аналіз, експертні оцінки.

РОЗДІЛ 1

ДОСЛІДЖЕННЯ БЕЗПЕКИ ТА РОЗРЯДНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТІЙ-ПОЛІМЕРНИХ АКАМУЛЯТОРІВ

Розробка акумуляторної батареї для багатороторного безпілотного апарата є одним із найважливіших кроків під час розробки дрона. Від обраної батареї буде залежати найважливіше - час польоту. На мою думку одним із найкращих варіантів акумуляторних батарей є літій-літій-полімерні. З недавніх пір літій-полімерні акумулятори стали широко використовуваними. Ці акумулятори є вдосконаленням літій-іонних батарей, оскільки використовують інший тип електроліту. Застосування літій-полімерних акумуляторів (LiPo) у безпілотних літальних апаратах (БПЛА) стало дуже популярним через їх переваги порівняно з іншими типами акумуляторів. Ці акумулятори витісняють інші джерела енергії завдяки високій енергетичній щільності, що дозволяє зберігати більше енергії відносно своєї маси, і робить їх ідеальними для малогабаритної авіації. Ще однією перевагою є гнучкість у форм-факторі: полімерні електроліти дозволяють змінювати форму та розміри, що дозволяє легко використовувати їх у різних об'ємах. Робота конструкторів значно спрощується завдяки літій-полімерним акумуляторам. Вони мають низьку масу порівняно з іншими акумуляторами, такими як нікель-метал-гідридні або свинцево-кислотні, що робить їх ідеальними для безпілотних літальних апаратів (БПЛА), де кожен грам має значення для часу польоту. Літій-полімерні акумулятори також мають низький рівень саморозряду, тобто вони втрачають мало енергії, коли не використовуються, що дозволяє тривалий час зберігати їх у готовому до використання стані. Ще однією важливою перевагою є їх здатність постачати великий струм, що робить їх ідеальними для БПЛА, особливо в ситуаціях, коли потрібно швидко набрати висоту або виконати активні маневри. Усі ці характеристики роблять літій-полімерні акумулятори популярним вибором для критичних застосувань у безпілотних літальних апаратах.

1.1. Дослідження безпеки та розрядних характеристик літій-полімерних акумуляторів.

На сьогоднішній день технологія літій-полімерних акумуляторів з низьким внутрішнім опором забезпечує найвищу питому енергію серед усіх типів акумуляторних батарей. З огляду на вимоги до конструкції, що потребують постійного постачання великого струму від 40 до 150 А без перерви при низькій напрузі постійного струму, літій-полімерні акумулятори (Li-Po) є природним вибором. Зазвичай Li-Po акумулятори мають оптимальну температурну діапазон від 10 до 120 °С. [1]

Інші конкуруючі системи, такі як Li-ion, Li-S, водневі паливні елементи, суперконденсатори та фотоелектричні системи, не відповідають вимогам щодо високої споживаної потужності, мають значні розміри і стикаються з проблемами утилізації. Вони також можуть бути важкими та дорогими, що обмежує їх практичне застосування наразі. У випадку, якщо фінансові витрати не є перешкодою, для побудови дуже легкого безпілотного літального апарату (БПЛА), що опиняється на межі своїх можливостей, можна досягти польотної витривалості в районі 2-6 годин за допомогою таких систем.

Перерахуємо недоліки використання інших енергоносіїв у будівництві багатороторних БПЛА:

1. Літій-сіркові акумулятори ще не доступні для вільної покупки;
2. Воднево-паливні елементи мають велику масу та розміри, що не доступно у нашому випадку, та при утилізації призводять до шкідливих викидів;
3. Фотоелектричні, сонячні батареї – мають низьку ефективність та потребують великої площі поверхні, на яку будуть встановлені;
4. Суперконденсатори мають високу питому потужність, але низьку питому енергію.
5. Спрямована енергія (лазерна енергія) має низьку ефективність, може працювати лише в межах прямої видимості та має проблеми безпекового характеру.
6. Ядерні батареї мають надзвичайно високу питому потужність, але дуже низьку ефективність, велику масу та проблеми з безпекою.

Для авіації найбільш важливим параметром акумулятора є питома енергоємність – кількість енергії, що запасється, на одиницю маси. У даний час

одними із найбільш ефективними вважаються літій-полімерні акумулятори. Вони широко використовуються провідними компаніями світу.

Одним із варіантів літій-полімерних акумуляторів є потужний акумулятор CNHL Racing Series 9500mAh 22.2V 6S 90C Lipo XT90 розроблений спеціально для підвищених потреб. Він має ємність 9500 мАг, швидкість розряду 90С і конфігурацію 6S1P, тому здатен витримувати складні задачі, польоти на довгі дистанції. Його схематичне виконання зображено на Рис.2 справа внизу. Підійде для використання з великими дронами, наприклад 10-дюймовими збірками. [2]

Даний акумулятор має наступні характеристики:

- Ємність: 9500mAh
- Кількість елементів: 6S
- Номінальна токовіддача: 90С
- Максимальна токовіддача: 180С
- Напруга: 22.2V /6S /6S1P
- Вага: 1120г

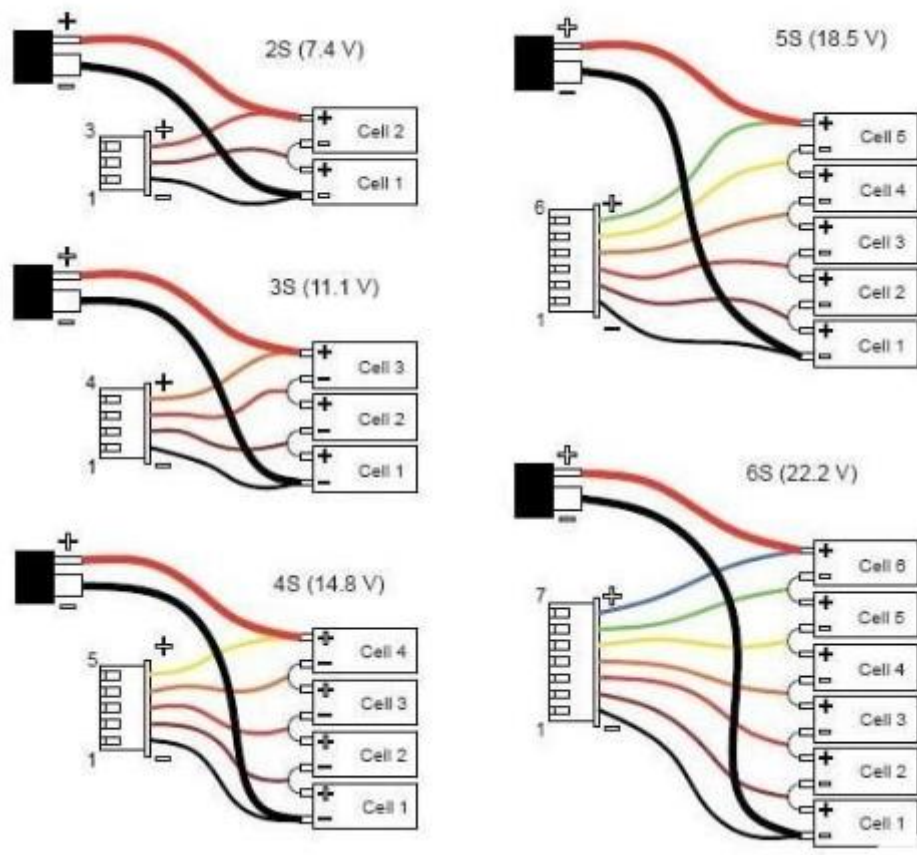


Рис.1 Схема підключення літій-полімерних пакетів

Насправді, під час навантаження повністю зарядженого акумулятора напруга падає від 4.2 В до 3.5 В – повністю розрядженого за нелінійним законом (рис.2). Прийнято вважати, що акумулятор розряджається при номінальній напрузі весь час роботи, це спрощує розрахунки, ємність акумулятора при цьому не змінюється.

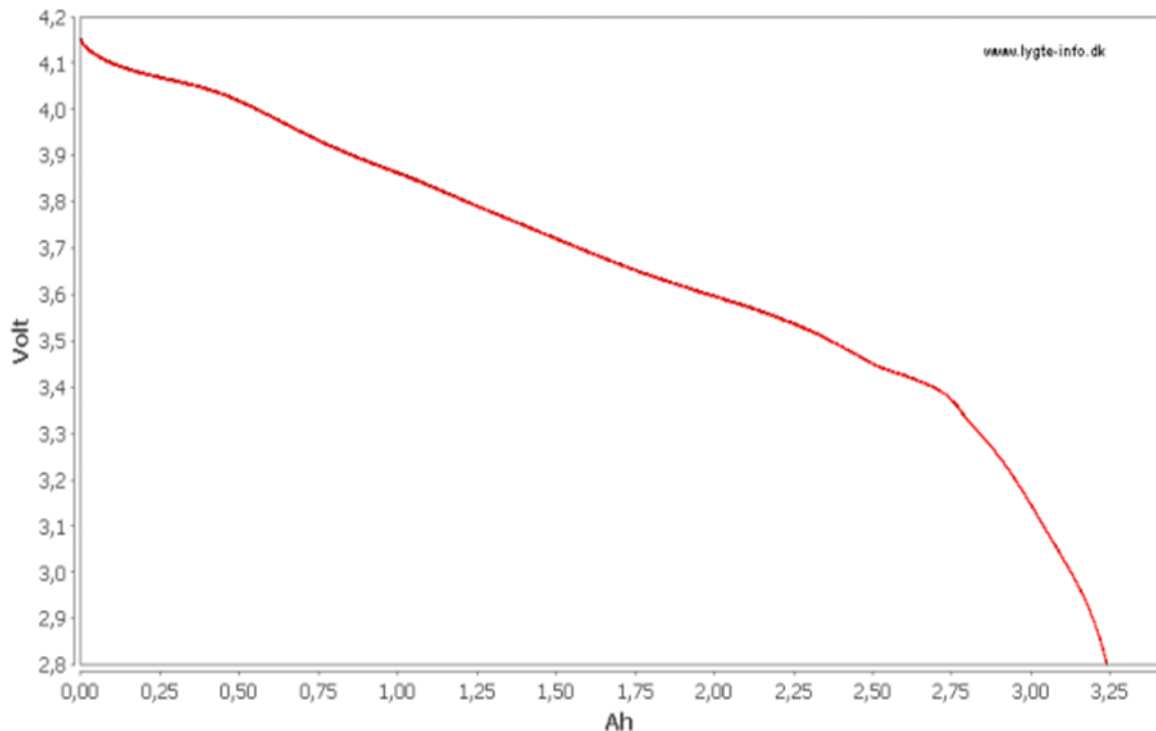


Рис.2. Процес розрядки акумулятора. Взаємозв'язок поточного значення напруги та віданої ємності.

1.2. Оцінювання впливу параметрів батарей на загальну ефективність і час польоту БПЛА.

При використанні електричних дронів одним з найбільш хвилюючих питань є тривалість роботи акумулятора та витривалість дрона. Мотор працює на електричній енергії і у польоті не має можливості проводити підзарядку. Тривалість роботи акумулятора дрона в повітрі залежить від складових обраних розробником, таких як потужність двигунів, ємність акумулятора та його вага. Очевидно, що при застосуванні акумулятора з більшою ємністю, ми отримуємо більший запас енергії.

Але зростання маси негативно впливає на характеристику тривалості польоту. Збільшується споживання енергії – розхід.

Із цього випливає завдання найбільш оптимального накопичення енергії. Питання в тому, який акумулятор (параметри якого ємність і вага) забезпечить найбільшу тривалість польоту. Для цього уявимо, що на борту розташовано дві акумуляторні батареї: перша має вагу і конкретну ємність, а інша невагома і її ємність залежить від часу польоту. [3]

У вигляді формули це має наступний вигляд:

$$A = A_{ak} + N_{ce}nt$$

Де А – загальна робота, Аак – енергія акумулятора [Вт*год]

$$A = X_a V_{III} * t$$

$$X_a V_{III} * t = A_{ak} + N_{ce}nt$$

$$t = \frac{A_{ak}}{X_a V_{III} - N_{ce}nt}$$

$$t = \frac{A_{ak}}{C_{xa} \frac{\rho V_{III}^3}{2} S - N_{ce}n}$$

Для кожного акумулятора буде власне значення A_{ak} , яке розраховується за формулою

$$A_{ak} := U \cdot C,$$

де U – номінальна напруга роботи акумулятора [В],

C – ємність акумулятора [А*год].

Зі зміною ємності акумулятора буде змінюватись і його маса, а відповідно і загальна маса, що вплине і на ряд інших параметрів. У цьому випадку зміну маси задамо наступною залежністю:

$$m(C) := m_0 + m_{ak}$$

Де m_0 – маса планера та електроніки, m_{ak} – маса акумулятора, на заміну неї використаємо співвідношення між ємністю та питомою енергією.

$$m(C) := m_0 + \frac{C}{C_m}$$

Впливаючи із попереднього залежність між часом t та ємністю батареї матиме наступний вигляд:

$$t(C) := \frac{U \cdot C}{C_{xa} \cdot \rho \cdot \sqrt{\frac{2 \left(m_0 + \frac{C}{C_m} \right) \cdot g}{C_{ya} \cdot \rho \cdot S}} \cdot S - N \cdot n}$$

Для БПЛА із відомими параметрами розрахунок часу польоту має наступний вигляд:

$$t = C / (n * I),$$

Де t – час польоту;

C – ємність акумулятора

n – кількість двигунів

I – струм двигуна

Під струмом двигуна слід розуміти струм, що відповідає тязі в таблиці даних двигуна. Таблиця даних у Додатку А [4]

Розглянемо розрахунок часу польоту на прикладі квадрокоптера із наступними параметрами:

Квадрокоптер

Акумулятор 6S 30ah 1P

Злітна вага 4,25 кг

1. Розрахуємо тягу кожного двигуна

$$A = p/n = 4,25/4 = 1,06$$

Де p - тяга

2. Знаходимо відповідний струм у таблиці 1 параметрів двигуна відповідно до розрахованої тяги і дросельної заслінки, найкраще на 50%-60%.

1019.35	14.50	7.74
1088.99	14.49	7.98
1152.25	14.47	8.58

Рис.3 необхідні данні із таблиці 1

3. Розраховуємо час польоту

$$t = C / (n * I) = 30 / (4 * 7,98) * 60 * 0,8 = 45$$

Розрахований час польоту дорівнює 45 хвилинам

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 1

У даному розділі були розглянуті види акумуляторних батарей, що застосовуються на безпілотних літальних апаратах, озвучені їх переваги та недоліки. Я глибоко дослідив літій-полімерні акумулятори та дослідив перспективи їх використання у безпілотній авіації. Оцінив впливи параметрів батарей на загальну ефективність та час польоту БПЛА

РОЗДІЛ 2

Розробка та оптимізація електронного регулятора швидкості.

2.1. Конструкція та принцип роботи ESC в БПЛА

Визначення характеристик силових установок для багатороторних БПЛА є важливим етапом розробки літальних апаратів . Цей процес, завдяки взаємозв'язку між тягою, швидкістю обертання та енергоспоживанням, дозволяє оцінити енергетичну ефективність, тривалість польоту апарату та можливості його корисного навантаження. Крім того, інформація про роботу силової установки необхідна для математичного моделювання БПЛА та оптимізації алгоритму роботи контролера польоту.

Типова силова установка квадро/гекса/октомоторного БПЛА складається з безщіткового електродвигуна постійного струму, пропелера та електронного регулятора швидкості (ESC), який керує швидкістю обертання пропелера в розімкнутому контурі на основі вхідного ШІМ-сигналу.

Електронний регулятор швидкості (ESC, Electronic Speed Controller) – це пристрій, що дозволяє контролювати оберти двигуна шляхом зміни поданої на нього потужності. Він також визначає напрямок обертання двигуна, залежно від способу підключення або автоматично. Існують також альтернативні назви: регулятор ходу, регулятор оборотів, Motor Speed Controller. Регулятор може бути запрограмований для корекції роботи двигуна відповідно до заданих вимог. Це дозволяє не тільки змінювати швидкість обертів і напрямок роботи двигуна, але й налаштувати плавний або різкий старт за потребою, вводити обмеження струму та інші параметри. Для програмування використовуються програматори (або програматорні карти), спеціальні пристрої для підключення до комп'ютера, або, в польових умовах, можна виконувати налаштування за допомогою передавача, орієнтуючись на спеціальні звукові сигнали.

Конструктивне виконання ESC зображене на рисунку 4

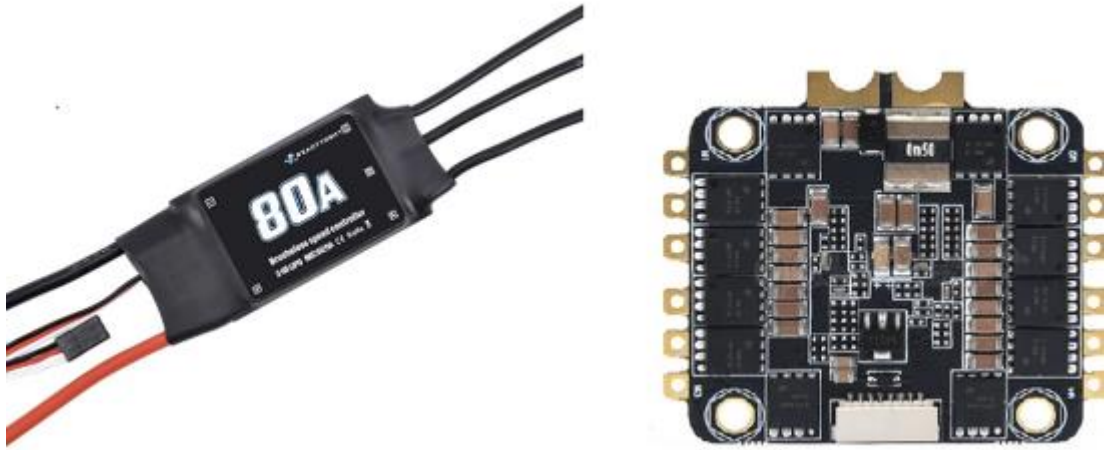


Рис. 4 Конструктивне виконання ESC

Принцип роботи електронного регулятора швидкості (ESC) полягає в управлінні електричним живленням, що подається на безколекторні двигуни (BLDC), з метою контролю їх обертів і, відповідно, швидкості та стабільності польоту.

Електричні регулятори швидкості (ESC) приймають команди від польотного контролера і відповідно регулюють швидкість окремих двигунів. ESC контролюють швидкість обертання двигунів, а також збільшують і зменшують швидкість окремих двигунів для повороту і крену в польоті.

ESC повинен знати, коли активувати наступну фазу, виходячи з положення двигуна. Положення можна визначити за допомогою датчика на основі ефекту Холла, який відчуває магнітне поле в двигуні.

Схема підключення ESC у структуру багатороторного безпілота зображена на рисунку 5

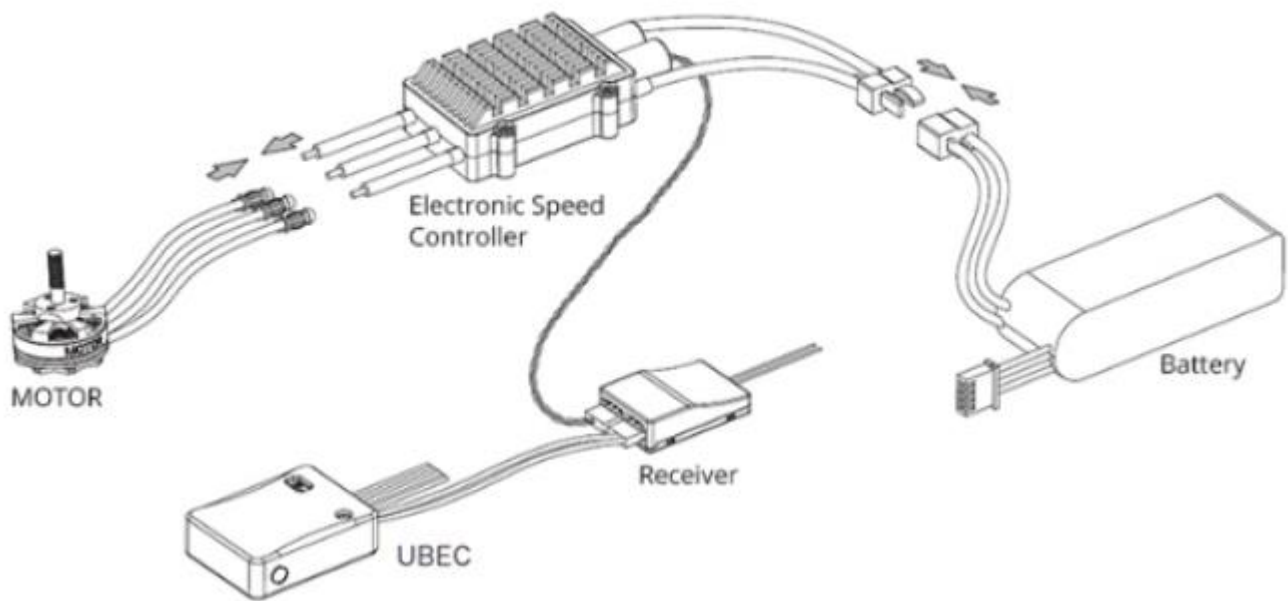


Рис. 5 Схема підключення ESC

Розглянемо деякі особливості регуляторів швидкості

- Гальмо

Гальмо зупиняє двигун відразу після того, як регулятор швидкості припиняє подачу потужності. Електродвигуни функціонують як генератори, коли їхній вихідний вал обертається (наприклад, пропелером вітряка). Чим більше навантаження на генератор, тим важче його обертати. Гальмо регулятора швидкості створює навантаження (низький опір) на клеми двигуна, ускладнюючи його обертання. Зазвичай цього достатньо, щоб повністю зупинити двигун. Якщо використовується складаний гвинт, він складеться. Якщо це фіксований пропелер, він створюватиме менший опір, ніж якщо б обертався.

- Плавний старт

Цей термін відноситься як до регуляторів швидкості, так і до спеціальних перемикачів двигуна, що працюють за принципом увімкнення/вимкнення. В обох випадках він означає, що регулятор поступово переходить з вимкненого стану до повної

потужності (наприклад, протягом однієї секунди), а не миттєво. Це дуже важливо при використанні редуктора або складаного пропелера, оскільки миттєвий старт може пошкодити зубці шестерень або зламати шарнірні штифти пропелера. Деякі регулятори швидкості дозволяють налаштовувати інтервал часу для плавного старту

- Оптичний ізолятор

Деякі регулятори швидкості використовують чіп для оптичної ізоляції, щоб зменшити можливість втручання регулятора швидкості у роботу радіоприймача. Суть його полягає в тому, що він складається з світлодіода (світловипромінюючого діода) та фототранзистора, які вкладені в пластиковий корпус. Сигнал від радіоприймача керує світлодіодом, який оптично передає сигнал до інших частин регулятора швидкості. Між радіоприймачем і основною частиною регулятора швидкості немає електричного з'єднання. Очевидно, це усуває можливість надання ВЕС (Battery Eliminator Circuit).

- Автоматичне вимкнення

Ця функція зазвичай використовується з ВЕС, щоб двигун вимикався перед тим, як акумулятор розрядиться повністю, тим самим залишаючи деяку потужність для радіосистеми.

- Цифровий або мікропроцесорний

До досить недавнього часу більшість регуляторів швидкості були аналоговими, що означає, що вони працювали з напругою та ширинами імпульсів і мали спеціальні схеми для виконання кожної з їх функцій. Більшість сучасних регуляторів швидкості є цифровими. Ці регулятори використовують мікропроцесор для вимірювання вхідного імпульсу з радіопередавача та для генерації імпульсів для MOSFET. Цифрові конструкції мають перевагу не вимагати налаштувань та здатність надавати складні функції безпеки. Наприклад, більшість цифрових регуляторів відмовляться ввімкнутися, поки дросельний важіль не буде повністю переведений в положення "вимкнено".

Більшість ESC працюють у широкому діапазоні вхідних напруг (2-6S) і мають різну потужність струму, яка чітко позначена на їх зовнішній поверхні. Вони, як правило, легкі та недорогі, проте схильні до перегріву. Це може призвести до теплового вимкнення, що в свою чергу може спричинити аварію багатороторного апарата, якщо ESC піддається надмірному навантаженню або встановлений неправильно.

ESC мають багато інших вбудованих функцій, більшість з яких були розроблені для використання на гелікоптерах або літаках. Розробники багатороторних систем повинні знати про ці функції і розуміти, як вони працюють, оскільки їх неправильне налаштування може призвести до катастрофічних аварій.

2.2. Вивчення впливу таймінгу, напруги відключення та частоти перемикання на роботу ESC

Одне з налаштувань ESC, яке може бути незрозумілим, - це налаштування часу (таймінгу). Його мета полягає в тому, щоб визначити, коли переходити до наступної послідовності подачі живлення на котушки двигуна BLDC.

Зазвичай є три (іноді чотири) можливі налаштування таймінгу: низький, середній (за замовчуванням, іноді називається автоматичним) і високий. Для двигунів з низькою кількістю полюсів слід встановлювати таймінг на «Низький», для двигунів з великою кількістю полюсів - на «Високий». Для всіх інших двигунів або якщо кількість полюсів двигуна BLDC невідома, рекомендується встановлювати таймінг на середнє (за замовчуванням або автоматично).

В ESC MayTech автоматика визначає оптимальний час обертання двигуна. Низький рівень знаходиться в діапазоні від 7° до 22° (2-4-полюсні двигуни), а високий - в діапазоні від 22° і 30° (6 полюсів або більше двигунів). Як правило, низький рівень синхронізації є більш ефективним, тоді як висока синхронізація забезпечує більшу потужність і швидкість за рахунок ККД.

Налаштування синхронізації також впливає на значення K_v двигуна BLDC, яке детально обговорюється в наступному розділі. В основному, зі збільшенням часу, значення K_v також збільшується.

Щоб проаналізувати взаємозв'язок між налаштуванням синхронізації та постійною швидкості двигуна постійної швидкості двигуна, були проведені випробування K_v на двох різних двигунах BLDC, результати яких наведені в таблиці нижче.

<i>Motor Timing</i>	K_v
Foxtech W61-35 manually spun	315.07
Foxtech W61-35 7°–22° Timing (Low)	333.12
Foxtech W61-35 22°–30° Timing (High)	374.86
Foxtech W61-35 manufacturer stated K_v	330
T-Motor U5 manually spun	361.75
T-Motor U5 7°–22° Timing (Low)	374.92
T-Motor U5 22°–30° Timing (High)	405.73
T-Motor U5 manufacturer stated K_v	400

Таблиця 2

Єдиний параметр, який життєво важливо налаштувати правильно, - це тип відключення і пов'язана з ним напруга. Якщо цей параметр встановлено на відключення, і приймач втрачає сигнал від передавача, двигун вимкнеться, що може призвести до серйозних наслідків. Набагато кращим рішенням є встановлення м'якого відключення та низької або середньої напруги відключення. У разі збою передавача (ТХ) багатороторний апарат повинен просто знизити оберти до низького або середнього рівня, що фактично означає режим зависання і є відносно безпечним. Встановлення цього параметра на високе значення може призвести до небажаного злету, тому слід бути обережним і провести тест на стенді (без пропелера) перед польотом

Частота перемикання

Іноді ESC може дозволити користувачеві змінити частоту перемикання між стандартною частотою 8 кГц і вищою частотою 16 кГц. Це контролює, як швидко вбудовані польові транзистори можуть вмикати та вимикати живлення. Хоча 16 кГц

є більш ефективною, вона зазвичай не використовується через вищий рівень радіочастотного шуму.

Поки ми говоримо про перемикання, поширеною помилкою є те, що ESC ефективно зменшує напругу живлення при зміні ШІМ-сигналу контролера. Це невірно; напруга живлення залишається незмінною. Час, протягом якого вона ефективно увімкнена, варіюється між повним вимкненням (0 В), 50% увімкненням (11,1 В) і 100% увімкненням (22,2 В) для 6S Li-Po акумулятора.

Раніше налаштування вищезгаданих функцій відбувалося досить трудомістко, за допомогою послідовності звукових сигналів ESC, що контролювалися через пульт дистанційного керування. Цей процес був не лише монотонним, а й супроводжувався великою ймовірністю помилок

В даний час, завдяки впровадженню картки програмування, з'явилася можливість дозволило конфігурувати всі налаштування за одну операцію, таким чином зменшуючи дорогі помилки.

Висновки до розділу 2

Виконуючи даний розділ були розглянуті електронні регулятори швидкості, їх побудова та схема підключення. Дослідженні налаштування, такі як таймінг, частота перемикання, напруга відключення. Опрацьовані особливості побудови.

Однією із найважливіших завдань при розробці електронних регуляторів швидкості є правильне програмування та обирання алгоритмів керування цими самими регуляторами, адже при виборі необхідного алгоритму пілоту БПЛА буде простіше працювати, адже програма буде підлаштовуватись під необхідні режими польоту. Наприклад при використанні великих пропелерів використовуються м'які режими запуску.

РОЗДІЛ 3

Вивчення пропелерів та їх вплив на ефективність БПЛА

Одним із важливих елементів, що визначають характеристики літального апарату, є його силова установка. До складу силової установки входять двигун (внутрішнього згоряння, турбореактивний, турбогвинтовий, електричний тощо), джерело енергії (паливо, акумулятори тощо) і, в багатьох випадках, пропелер. Прикладом повітряного гвинта є гвинт Райта, сконструйований братами Райт, який демонструє вражаючий коефіцієнт корисної дії (ККД) близько 80%. Пізніша розробка призвела до створення гвинта "Рутан Вояджер" (перший безпосадочний переліт навколо світу без дозаправки).

Сьогодні увага знову прикута до цього найпершого повітряного рушія - гвинта, через зростаючий попит з боку авіації. Це пов'язано з збільшенням використання безпілотних літальних апаратів, зростанням ринку авіації загального призначення, підвищенням інтересу до надлегких літальних апаратів, а також зростанням важливості екологічних проблем, що стимулює розробку повністю електричних транспортних засобів без викидів.

Різні категорії літальних апаратів суттєво відрізняються за конфігурацією, умовами польоту та типовими числами Рейнольдса і Маха. Проте процес проектування їх гвинтів і характеристики гвинтів є досить схожими.

Важливість рушійної установки вимагає ретельного проектування різних її компонентів. У багатьох випадках гвинт є найпростішим і найдешевшим елементом пропульсивної установки, проте його конструкція має величезний вплив на ефективність всієї системи. Крім того, у багатьох випадках конфігурація рушійної установки визначається на ранніх стадіях проекту, за винятком гвинта, який можна досить легко вдосконалити на пізніх стадіях проекту або навіть під час експлуатації. Це робить конструкцію гвинта важливим елементом в процесі проектування нового літального апарату або модернізації існуючого. Після того, як комп'ютери стали інструментом інженерного проектування, їх почали застосовувати для чисельної оптимізації в процесі розробки різних виробів. Ранні спроби чисельної оптимізації при проектуванні гвинтів здебільшого відтворювали традиційний метод Беца,

використовуючи відносно прості аеродинамічні моделі. Пізніші дослідження залучали більш складні аеродинамічні моделі. Незважаючи на це, покращення у порівнянні з традиційною конструкцією гвинта були незначними.

Як вже згадувалося, основний недолік методу Беца полягає в його неспроможності враховувати інші аспекти, окрім аеродинаміки. Наступні дослідники відзначали, що, хоча чисельна оптимізація стала потужним інструментом, її використання для проектування в одній дисципліні часто дає незначні переваги порівняно з підходом, що враховує різні дисципліни. Переваги чисельної оптимізації стають очевидними при мультидисциплінарній оптимізації проектування (MDO). [5]

МДО є перспективним підходом для комплексного проектування роторних крил, тобто пропелерів, роторів або вітрових турбін. Таким чином, застосування МДО до проектування роторних крил зросло за останні роки

3.1 Аналіз змінних пропелера, геометрії та теорії моменту для оптимізації пропульсивної системи.

Пропелери можуть мати різні форми та розміри, призначені як для правого, так і для лівого обертання. Вони варіюються від однолопатевих до чотири- чи навіть п'ятилопатевих, причому дволопатеві є найпоширенішими. Зазвичай пропелери мають фіксований крок, але можуть бути й зі змінним кроком, як у гвинтах вертольотів. Існують також складні пропелери. Останні дослідження зосереджені на розробці конструкцій зі змінною геометрією та з нових матеріалів, можливо, з вбудованими датчиками або приводами. Крила птахів і комах (орнітоптери) є очевидним натхненням для дизайнерів майбутніх пропелерів.



Рис. 4 Різноманітні конструкції пропелерів, що демонструють діапазон матеріалів і геометрію.

Пропелери виготовляються з дерева, пластику або вуглецевого волокна. Їхня вартість може досягати високих сум за одиницю, залежно від розміру та використаних матеріалів. Сучасні моделі зазвичай виготовляються з вуглецевого волокна, що забезпечує їм легкість і високу міцність.

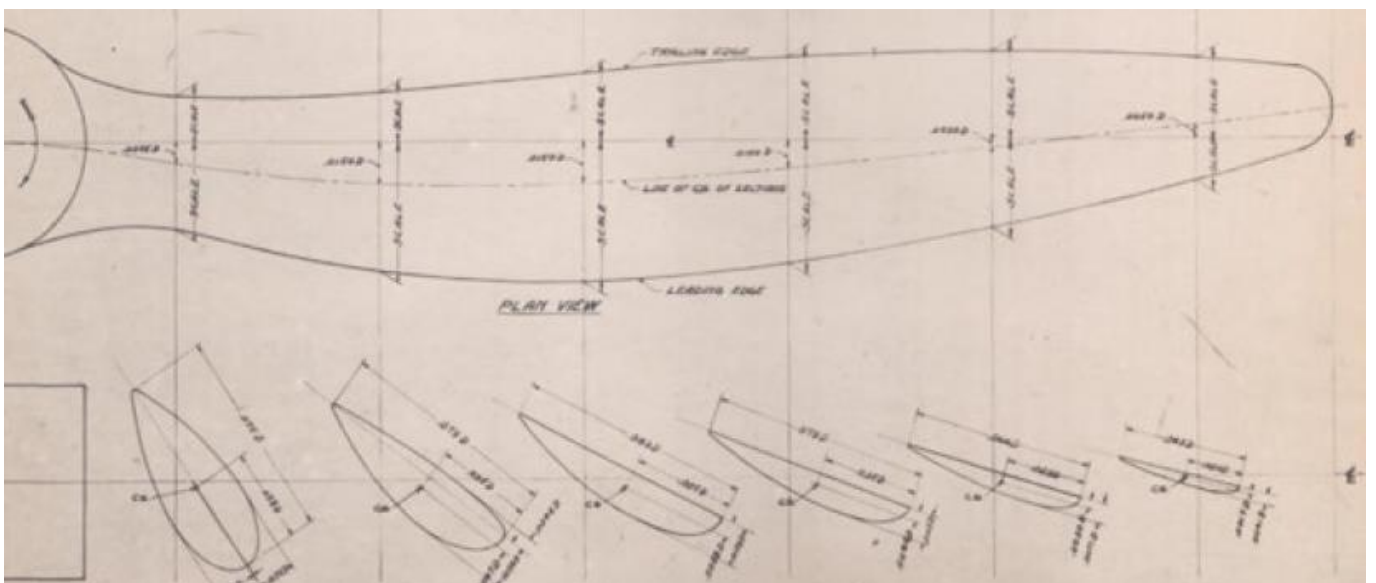


Рис.5 Вигляд пропелера у розрізі.

Гвинт із фіксованим кроком — це, по суті, комбінація кількох гвинтів з різним кроком, об'єднаних разом для створення змішаного профілю, як видно з попереднього малюнка.

Діаметр (D) гвинта визначається як відстань від кінця до кінця, а радіус (R) визначається як відстань від центру до одного з кінців гвинта. Хорда (c) і кут скручування (β) визначаються як функції радіального положення (r) пропелера. Ці параметри можна побачити на Рис. 6

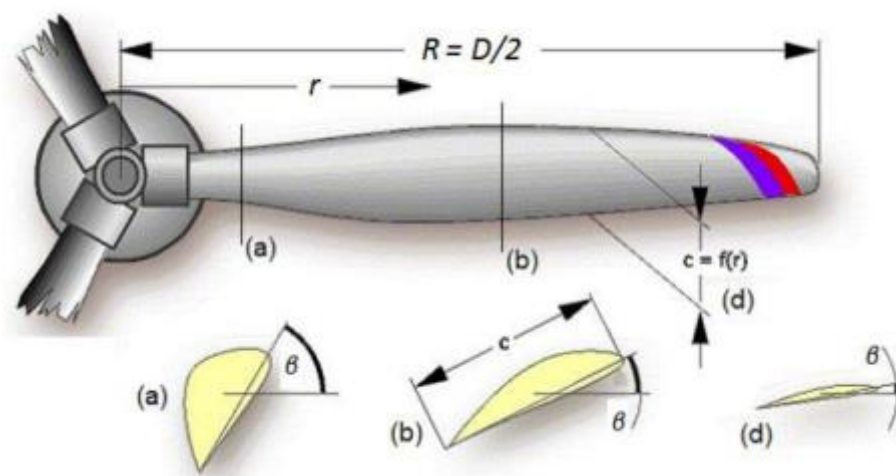


Рис.6 геометричні параметри пропелера.

Крок пропелера визначається як відстань, на яку він просувається після оберту. Крок пропелера зображений на рис.7

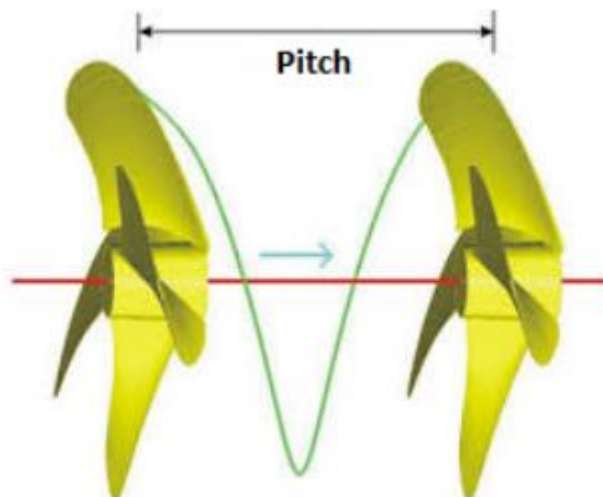


Рис. 7 Крок пропелера

Пропелери зазвичай позначаються в дюймах і визначаються як діаметр, помножений на крок. Виробники вказують такі розміри пропелерів, як 5" × 3", 16" × 5,4" і 40" × 13,1". Зараз стійки розробляються спеціально для використання в багатороторних літальних апаратах, тому вони мають великі діаметри для підвищення ефективності та співвідношення крок/діаметр (P/D) в межах 0,3-0,35 для оптимальної ефективності зависання та повільної швидкості польоту вперед. Це можна порівняти з гвинтом, розробленим для ефективної швидкої крейсерської швидкості, наприклад, APC 11" × 10" (співвідношення P/D = 0,91) і піковою ефективністю 76% при J = 0,67.[7]

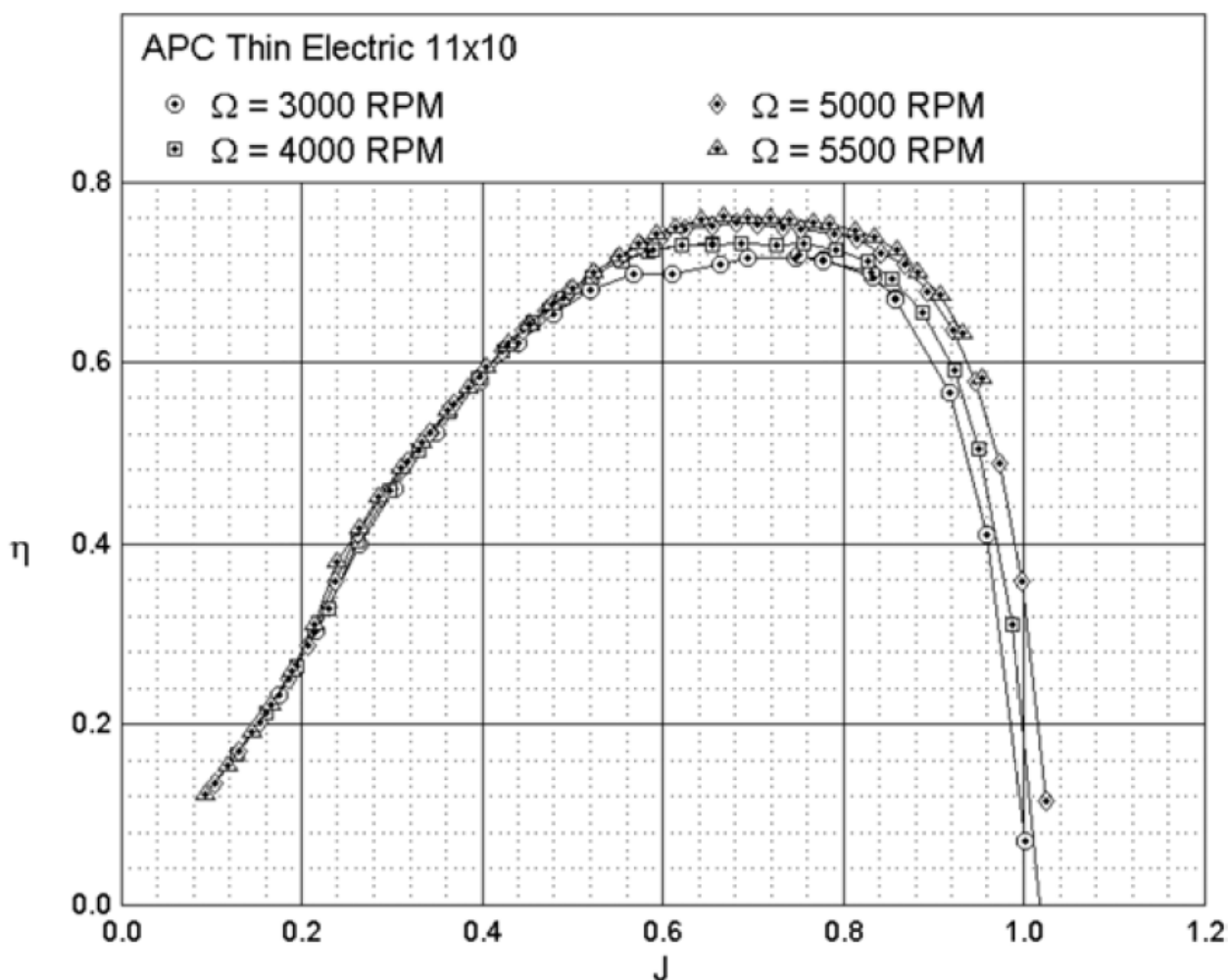


Рис.8 Типові дані пропелера, що показують взаємозв'язок між ефективністю і передовим коефіцієнтом[7]

На рисунку нижче показано залежність тяги, T (Н), від швидкості, V (м/с), для двох різних випадків (низьке і високе відношення P/D). Як зазначалося, конструкції багатороторних гвинтів, як правило, мають відношення P/D в діапазоні 0,3-0,35.

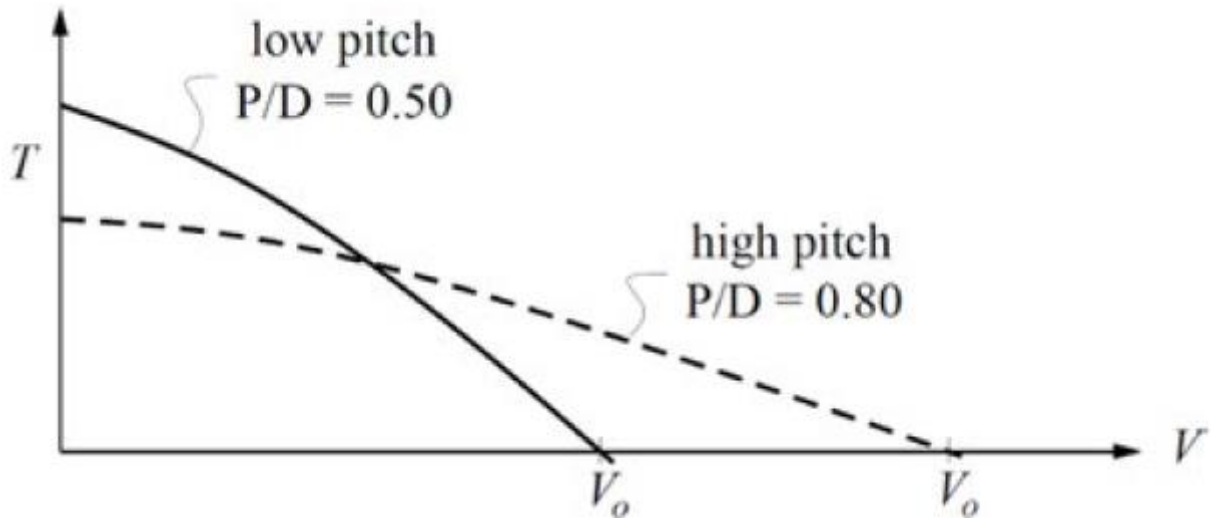


Рис.9 Залежність між тягою і швидкістю при різних співвідношеннях P/D

Термін «гвинт з фіксованим кроком» є дещо неправильним; насправді, крок гвинта з фіксованим кроком традиційно вимірюється в положенні $0,75R$, причому крок стає меншим, коли ви рухаєтесь від центру до кінчика гвинта.

Враховуючи значення ухилу в точці $0,75R$, за допомогою простої математичної формули в Excel можна згенерувати весь діапазон пролітних ухилів за допомогою простої математичної формули:

$$\text{Twist Angle (deg)} = \text{DEGREES}(\text{ATAN}(\text{Pitch}/(2 \cdot \text{PI}() \cdot r)))$$

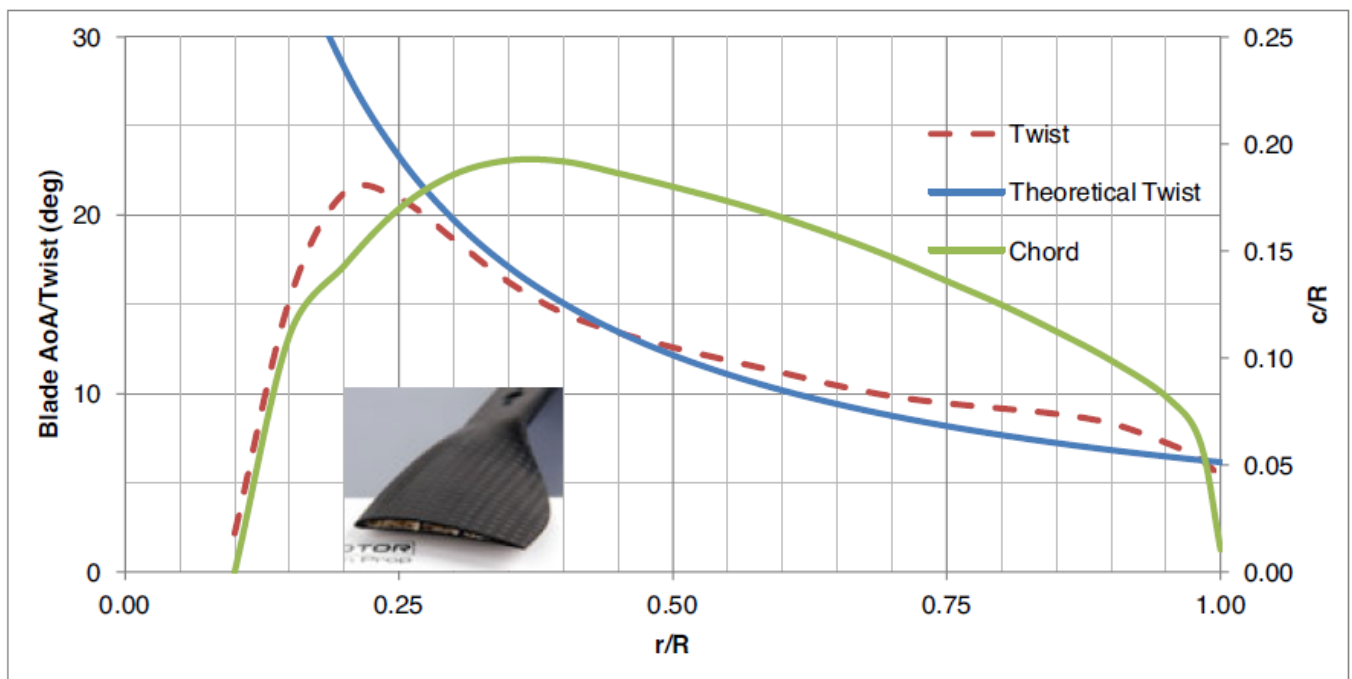


Рис.10 Геометрія лопатей для карбонового гвинта T-Motor 16" × 5,4"

Ротори з фіксованим кроком змінюються по висоті та акорду в прольоті; вони скручуються і звужуються, а також іноді піднімаються або опускаються на кінчику, утворюючи невелике крильце. Ротори зі змінним кроком, з іншого боку, зазвичай мають постійний крок і хорду в прольоті, натомість покладаються на механізм змінного кроку для регулювання кроку (AoA) ротора (через колективний або циклічний вхід). Вони також можуть артикулювати вгору і вниз (махати), а також рухатися з боку в бік (випередження/відставання, яке іноді називають «оперенням»).

Теорія моменту

Для базового розуміння дії гребного гвинта (ротора) на рідину (повітря) ми можемо скористатися простою теорією моменту імпульсу (SMT), яку іноді називають теорією диска приводу. Ця теорія стосується лише балансу маси, імпульсу та енергії. Вона не намагається проаналізувати потік навколо поверхні окремих лопатей, і тому є грубим наближенням.

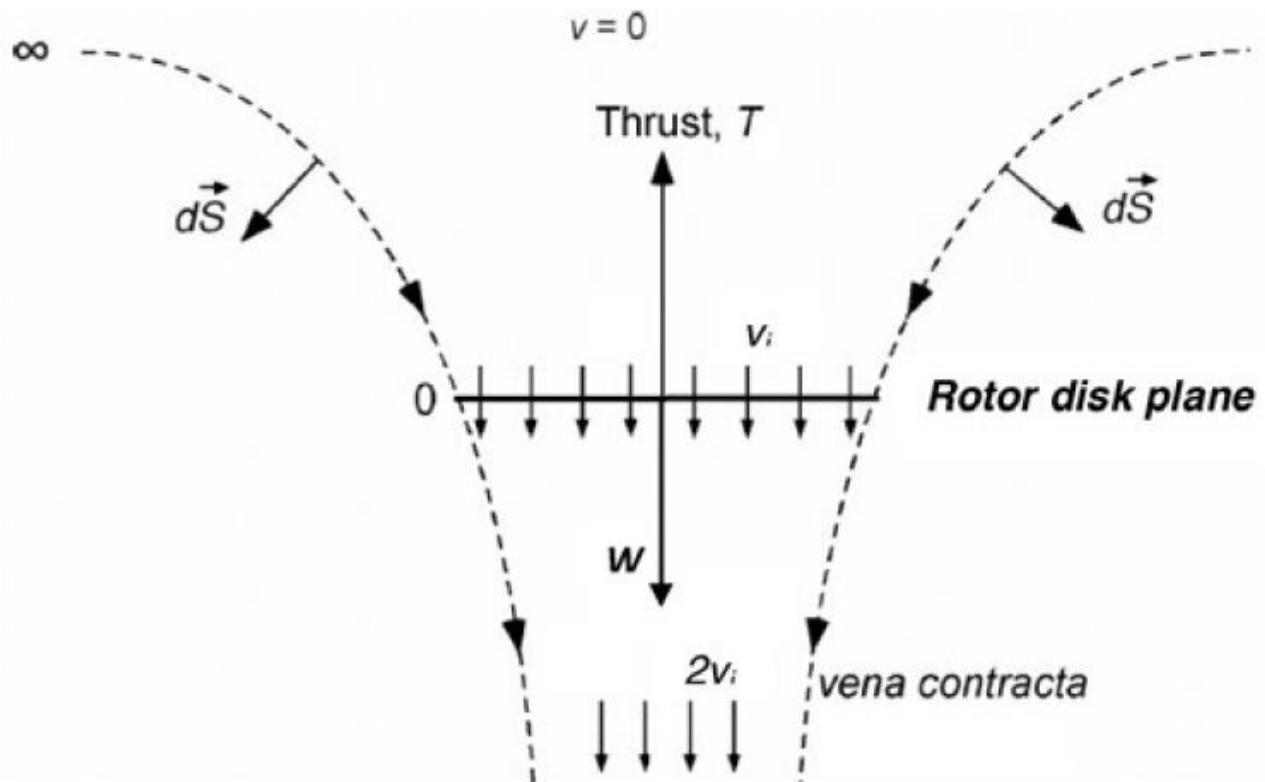


Рис.11 2D представлення поля обтікання ротора

Введемо наступні припущення:

- Пропелер моделюється як приводний диск, який додає імпульс та енергію повітря.
- Через бічну границю немає ні впуску, ні випуску повітря.
- Потік нестисливий.
- Потік стаціонарний, нев'язкий і неротаційний.
- Потік одновимірний та однорідний.
- Завихрення відсутні.

Потік набуває форми класичного явища пісочного годинника, як показано на попередньому малюнку. Індукована швидкість повітря в площині диска ротора

дорівнює v_i . У стані зависання, в точці, розташованій далеко над ротором, швидкість повітря v дорівнює нулю.

Завдяки використанню рівнянь збереження імпульсу, маса швидкість потоку, m , в будь-якій точці системи повинна бути однаковою, і, отже, можна можна показати, що швидкість далекого сліду дорівнює $2v_i$. Таким чином, площа далекого сліду (vena contracta) дорівнює половині площі площини диска ротора ($A/2$). В реальності це трохи більше, ніж $0.5A$, і емпірично було розраховано як ближче до $0,7A$

З точки зору балансу сил при зависанні:

$$T = W = A \cdot \Delta P = A \frac{1}{2} \rho (2v_h)^2 \quad (3.1)$$

$$v_h = \sqrt{\frac{T}{2A\rho}} \quad (3.2)$$

Враховуючи баланс сил:

$$P = T v_h \quad (3.3)$$

Відповідно

$$P = T v_h = 2\rho A v_h^3 \quad (3.4)$$

Ще одна величина, що становить інтерес, - це коефіцієнт індукованого притоку

$$v_h = \lambda_h \Omega R = \lambda_h v_{tip} \quad (3.5)$$

Дискове завантаження та завантаження за потужністю також становлять великий інтерес:

$$DL = \frac{T}{A} = \text{Typically } (240 - 480) \text{ N / m}^2 \quad (3.6)$$

3.2 Використання Блейд Елемент Теорії для визначення оптимальних характеристик повітряного гвинта.

Блейд елемент теорія (BET) - це спрощена модель для вивчення характеристик конкретного гвинта. У BET гвинт розбивається на невеликі елементи, і двовимірне течія кожного елемента аналізується окремо. Теорія базується на припущенні, що між сусідніми елементами відсутня інтерференція. Гіпотеза не виключає опціональних впливів, наприклад, тривимірних швидкостей потоку, викликаних на пропелері вихором на кінчику лопаті, або спіралеподібних сегментів потоку, ініційованих точним збільшенням швидкості через поворот пропелера.

Оскільки гостра кромка гвинта буде встановлена в заданій точці геометричного кута нахилу, вектор швидкості, що знаходиться поблизу, змусить потік наближатися до сегмента. Підйомну силу та опір сегмента можна обчислити, використовуючи стандартні 2-вимірні властивості аеродинамічного крила. Сегменти підйомної сили і лобового опору, характерні для кола гвинта і паралельні йому, можна обчислити, щоб знайти залежність поштовху і крутного моменту конкуруючого гвинта від цієї єдиної складової. Два основних методи, що використовуються для визначення аеродинамічних характеристик, які застосовуються в цьому дослідженні, - це теорія моментних елементів лопаті (MBET) і теорія вихрових елементів лопаті (Vortex Blade Element Theory)[8]

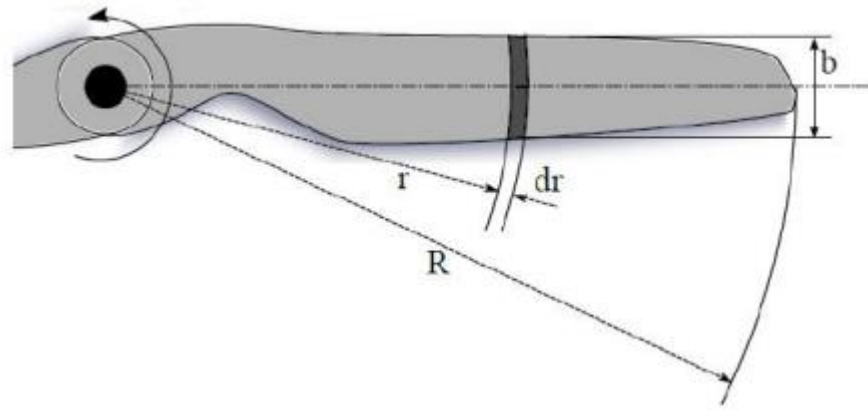


Рис.12 Схематичне зображення моделі блейд елемент теорії

Із рисунку 12 відстань між віссю гвинта і центральною лінією кожного елемента задана через r , а ширина кожного підрозділу - через dr . R - це відстань між віссю і кінчиком пропелера. c - хорда, а ϕ - кут скручування для перерізу кожного елемента.

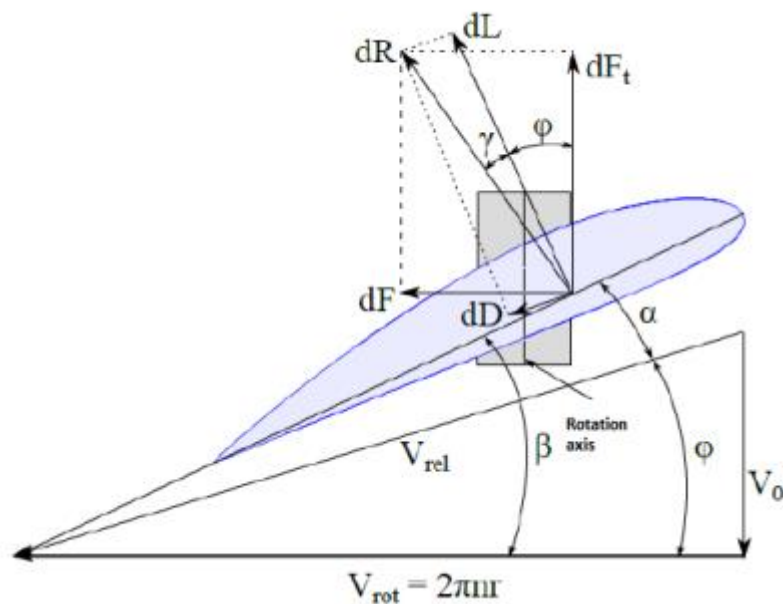


Рис 13 Сили та швидкості, що діють під час блейд елемент теорії.

Сили та швидкості, що діють на кожен елемент, можна побачити на Рисунку 13. Сили, що діють на радіальні елементи, інтегровані по радіусу всіх лопатей. Сума сил на всіх елементах являє собою загальну тягу і крутний момент.

інструменти аналізу включають три основні дисципліни: аеродинаміку, акустику та структурний аналіз. Можливість одночасно враховувати всі три дисципліни дозволяє проектувальнику вирішувати найрізноманітніші проблеми проектування.

Поточне дослідження зосереджене на дизайні лопатей. Зрозуміло, що зрозуміло, що конструкція також включає маточину гвинта та пропелер. Проте вплив маточини і гвинта на характеристики гвинта відносно невеликий, таким чином, їх проектування може бути виконано після оптимального проектування лопатей.

Загальні конструктивні змінні впливають на загальну конфігурацію та умови польоту рухової установки і можуть включати наступні параметри: кількість пропелерів; параметри, пов'язані з двигуном (наприклад, передаточне число); конфігурація пропелера (штовхач/тягач); кількість лопатей пропелера, N_b ; радіус пропелера, R ; швидкість обертання, ω ; повітряна швидкість, тощо.

Розглянемо літак надлегкої категорії. Аеродинаміка літака представлена типовим полем опору:

$$C_D = C_{D0} + K_{C_L} \cdot C_L^2 \quad (3.7)$$

де C_D і C_L - коефіцієнти лобового опору і підйомної сили літака відповідно. $K_{C_L} = 0.032$, тоді як коефіцієнт паразитного лобового опору дорівнює $C_{D0} = 0.03$.

Підйомна сила при рівнинному польоті, L , дорівнює вазі транспортного засобу, W . Необхідна тяга, T , визначається наступним виразом, який описує збільшення лобового опору транспортного засобу через слід від гвинта[9]

$$T = \frac{D}{1 - K_{wake} \cdot C_{D0} \cdot \frac{S_W}{A}} \quad (3.8)$$

Для оптимального проектування гвинта з максимальною швидкістю польоту, функція вартості стає

$$f = 1/V_{max} \quad (3.10)$$

де V_{max} — це швидкість літака при повному дроселі або коли двигун досягає своєї максимальної швидкості.

Метод Беца не враховує цю пряму функцію вартості. Натомість він шукає гвинт, який виробляє максимальну тягу для певного заздалегідь визначеного поєднання потужності двигуна, швидкості обертання гвинта і швидкості польоту. Це

призводить до проблеми: спроби спроектувати найкращий гвинт для максимальної швидкості, припускаючи цю швидкість заздалегідь. Таким чином, використання методу Беца для проектування гвинта з максимальною швидкістю потребує ітераційної процедури.[5]

Умови польоту з максимальною швидкістю включають висоту над рівнем моря ($H_F \approx 0$) і максимальний дросель, з обмеженням швидкості обертання двигуна ($\Omega_E < 6000$ об/хв, що еквівалентно швидкості обертання гвинта $\Omega < 2400$ об/хв).

На рисунку 9 представлено порівняння проектування згідно з методом Беца і проектування, отриманого за допомогою нового методу.

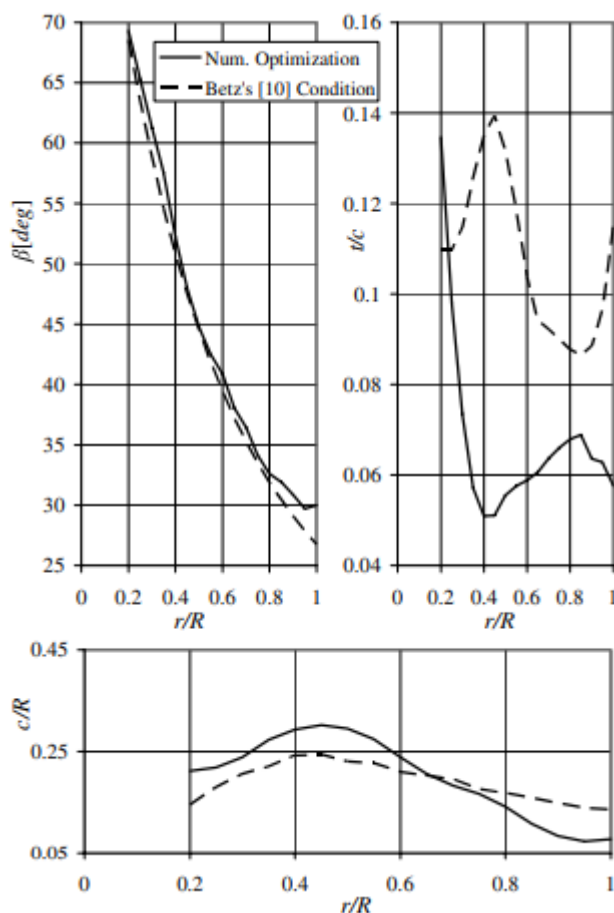


Рис.14 Порівняння геометрії, отриманої шляхом чисельної оптимізації, і тієї, що була отримана за умовою Беца для гвинта з максимальною швидкістю польоту.[5]

Літак з гвинтом, спроектованим за методом Беца, досягає максимальної швидкості $V_{max} \approx 72,2$ м/с при швидкості обертання 2396 об/хв. Гвинт,

спроєктований за новим методом, може досягати $V_{\max} \approx 72,5$ м/с при швидкості обертання гвинта 2389 об/хв. Подібно до порівняння конструкцій для кращої тривалості польоту, різниця між максимальною швидкістю є дуже незначною (0,4%).

Розподіл кутів нахилу двох гвинтів (рис. 14) схожий і досягає кута 65 градусів біля кореня лопаті для забезпечення високої швидкості польоту. Основна відмінність між двома гвинтами полягає в розподілі хорди. Конструкція за новим методом має меншу хорду на кінці лопаті та більшу хорду біля втулки лопаті.

Поточна конструкція не включає акустичні або структурні обмеження, які легко можна врахувати за допомогою нового методу, але неможливо безпосередньо застосувати при використанні методу Беца.

Розглянемо розробку гвинта із найкращою витривалістю при заданій швидкості польоту

Умови польоту на витривалість

HF 1000 м; VF 28 м=с (28)

де HF - висота польоту, а VF - швидкість польоту. Для цих умов опір літального апарату при нульовій тязі становить D 248 Н

Спочатку використовується метод Беца для знаходження мінімально необхідної потужності гребного гвинта, який створює необхідну тягу згідно з рівнянням. Як зазначалося раніше, при використанні методу Беца швидкість обертання гвинта апіорі задана. Таким чином, щоб знайти найкращий гвинт, розрахунки повторюються для діапазону швидкостей обертання. Для кожного гвинта (розрахованого на певну частоту обертання) розраховується витрата палива за допомогою рівняння (3.8). Швидкість обертання, яка забезпечує мінімальну витрату палива, визначає оптимальну конструкцію. Цей гвинт обертається зі швидкістю 1625 об/хв і його витрата палива становить FF 0,0002471 кг/с.

Новий метод проектування також був використаний для проектування гвинта з найкращою витривалістю при тій самій швидкості польоту. Функцією витрат у цьому випадку є витрата палива. На рисунку 15 представлено значення штрафної функції витрат, $f \sim x$, як функцію номера ітерації, спочатку під час SGA-процесу, а потім під

час симплексного пошуку. На рисунку 4 представлено розподіл кута тангажу γ та нормалізованої хорди $c=R\gamma$ вздовж лопаті, отримані за допомогою SGA та симплексного пошуку. Дуже помітна стрибкоподібна поведінка розподілу вздовж лопаті проектних змінних, яка була отримана в кінці SGA-процесу.

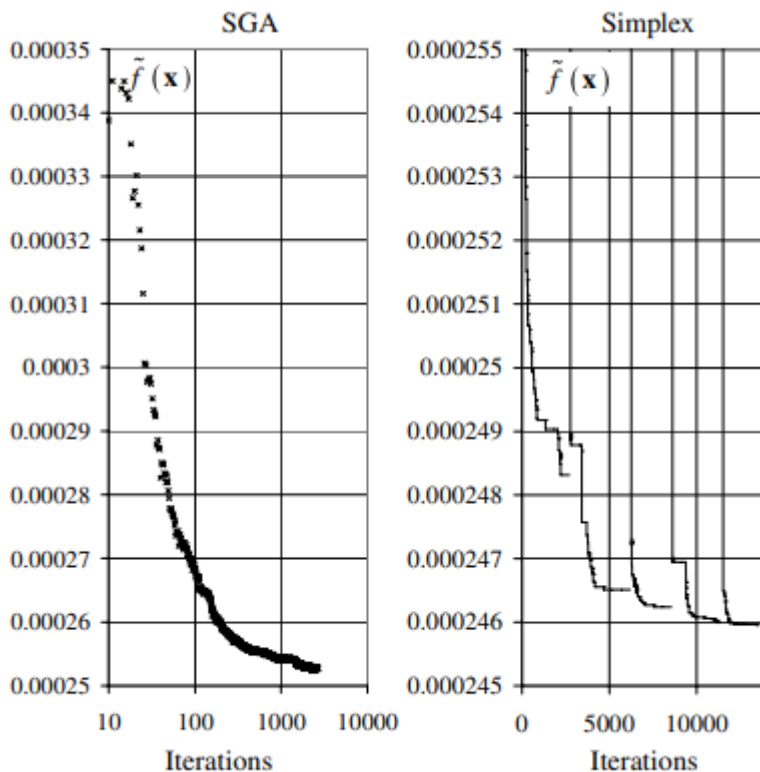


Рис.15 Штрафна функція витрат під час процесу SGA та симплексного пошуку.[5]

Щоб згладити цей розподіл і зробити дизайн практичним, під час симплексного пошуку вводяться згладжувальні обмеження. Ці згладжувальні обмеження включають верхню межу для другої похідної змінних проектування щодо радіальної координати. Таким чином, на розподіл кутів тангажу, γ , накладається наступне обмеження:

$$\left| \frac{\partial^2 \beta}{\partial r^2} \right| < \text{const.} \quad (3.11)$$

Спроба включити згладжуючі обмеження в процес SGA є дуже проблематичною, оскільки зі збільшенням кількості обмежень процес SGA демонструє все більші труднощі в пошуку допустимої області. Під час симплексного пошуку обмеження на згладжування накладаються поступово (а саме, константа в правій частині рівняння (3.11) зменшується поступово), що призводить до

стрибкоподібної поведінки $f \sim x$, як показано на рис. 15. На рис. 16 показано набагато більш плавну поведінку результатів симплексного процесу.

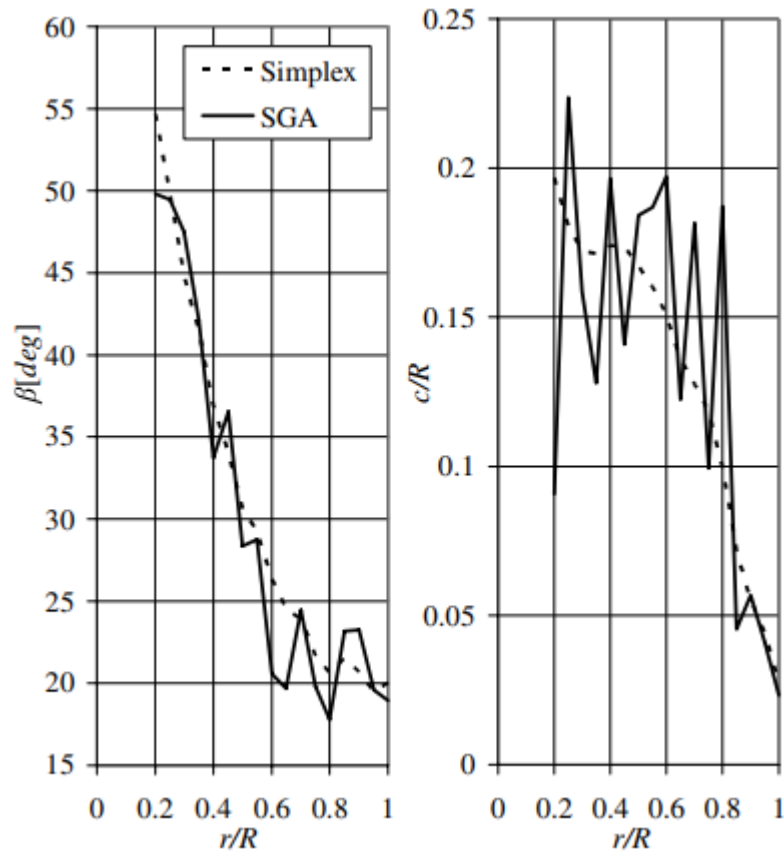


Рис.16 Порівняння конструкцій наприкінці процесу SGA та симплексного пошуку гвинта з найкращою витривалістю при швидкості польоту 28 м/с.[5]

Алгоритм найкрутішого спуску використовується для визначення остаточної конструкції, яка показана на рис. 17 і там же порівнюється з результатами методу Беца. Оптимальний гвинт за новим методом проектування має швидкість обертання 1643 об/хв і витрату палива FF 0:0002459 кг=с. Покращення витрати палива, порівняно з оптимальним гвинтом за методом Беца, є дуже незначним (0,5%). Розподіл кроку має середню різницю в 2 градуси, з такою ж загальною поведінкою. У розподілах товщини також показаних на Рис. 17, обидва методи дають подібні результати, при цьому значення, для більшості поперечних перерізів, дорівнює нижній межі 0,04. Ця нижня межа є результатом обмеженої бази даних для сімейства NASA-16 (яка обмежена $t/c \approx 0,04$). Значні відмінності між двома конструкціями у значенні t/c з'являються лише на зовнішніх 10% лопаті.

Дані про профіль крила включають верхню межу коефіцієнта підйимальної сили: $C_l \approx 0,7$. При застосуванні методу Беца, коефіцієнт підйимальної сили C_l було обрано як $C_l \approx 0,7$ вздовж всієї лопаті.

У випадку нормалізованого розподілу хорди, c/R , є певні відмінності між результатами цього методу та методу Беца, особливо на кінчику.

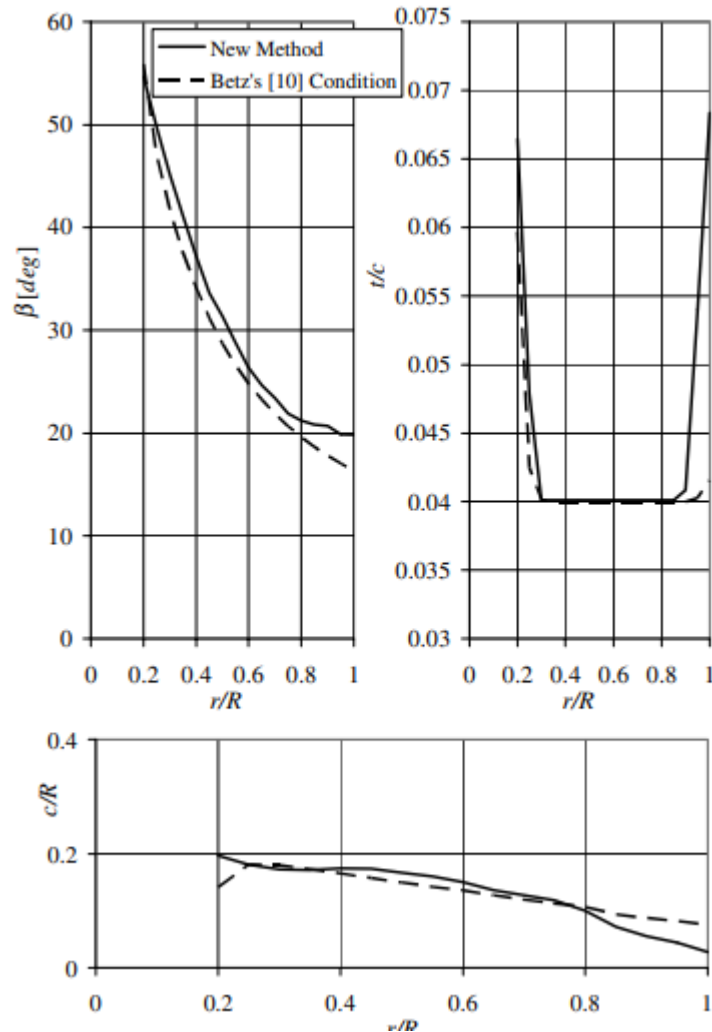


Рис.17 Результати розрахунку для гвинта найкращої витривалості при швидкості польоту 28 м/с.[5]

У випадку нормалізованого хордового розподілу, $c=R$, існують певні відмінності між результатами цього методу та методу Беца, особливо на вершині.

Розглянемо розробку гвинта із максимальною швидкістю.

Для оптимального проектування гвинта максимальної повітряної швидкості функція витрат набуває вигляду

$$f = 1/V_{\max} \tag{3.12}$$

Де V_{\max} - це швидкість ЛА при повній тязі або коли двигун досягає своєї максимальної швидкості.

Метод Беца не враховує цю пряму функцію витрат. Замість цього, він шукає пропелер, який забезпечує максимальну тягу для певної попередньо визначеної комбінації потужності двигуна, швидкості обертання пропелера та швидкості польоту. Це призводить до проблеми: спроби спроектувати найкращий пропелер для максимальної швидкості польоту, при цьому заздалегідь припускаючи цю швидкість. Таким чином, використання методу Беца для проектування пропелера для максимальної швидкості польоту вимагає ітераційної процедури.

Умови польоту для максимальної швидкості включають рівень моря ($H_F = 0$) і максимальну тягу, з обмеженням швидкості обертання двигуна ($\Omega_E < 6000$ об/хв, що еквівалентно швидкості обертання пропелера $\Omega < 2400$ об/хв). На рисунку 9 представлено порівняння проекту за методом Беца та проекту, отриманого за допомогою нового методу.

На рисунку 19 представлено порівняння конструкції за методом Беца і конструкції, отриманої після використання нового методу. ЛА з гвинтом за методом Беца досягає максимальної швидкості польоту $V_{\max} 72.2$ м/с при швидкості обертання 2396 об/хв. Пропелер, спроектований за новим методом, може досягати

$V_{\max} 72.5$ м/с при швидкості обертання гвинта 2389 об/хв. Як і при порівнянні конструкцій на найкращу витривалість, різниця між максимальною повітряною швидкістю дуже мала (0,4%).

Розподіл кутів кроку обох гвинтів (рис. 9) схожий і досягає кута 65 градусів біля кореня лопаті, щоб впоратися з високою швидкістю повітря. Основна відмінність між двома гвинтами проявляється в розподілі хорд. Конструкція нового методу має меншу хорду на кінчику і більшу хорду біля маточини лопаті.

Ця конструкція не містить акустичних або структурних обмежень, які легко ввести при використанні нового методу, але які неможливо накласти безпосередньо при використанні методу Беца.

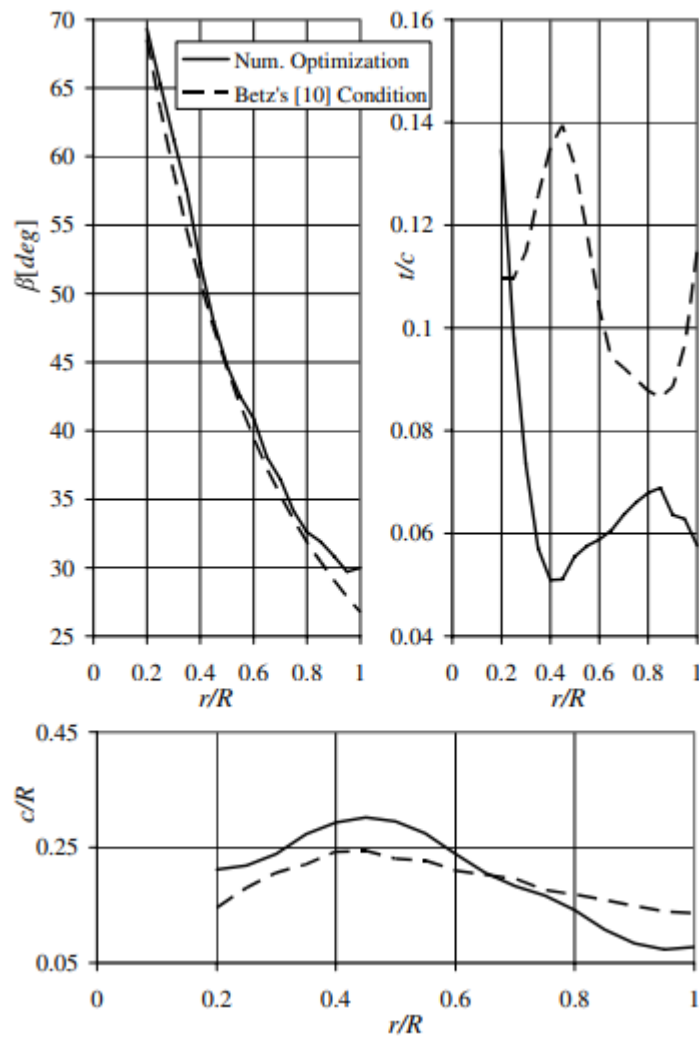


Рис 19 Порівняння геометрії чисельної оптимізації та геометрії, отриманої за допомогою умови Беца для максимальної швидкості повітряного гвинта.[5]

Розгляд оптимального пропелера для максимальної швидкості польоту привів до конструкції, яка суттєво відрізняється від пропелера з мінімальною витратою палива. Ця конструкція використовує на 24% більший потік палива в режимі холостого ходу, але, в той же час, максимальна швидкість збільшується на 29%. Новий метод проектування дозволяє досягти зваженої комбінації між максимальною швидкістю польоту і мінімальною витратою палива під час польоту. Ці конструкції являють собою оптимальний компроміс і в даному прикладі призвели до створення двох основних груп конструкцій, які відрізняються за своїм акцентом, тобто максимальною швидкістю польоту або мінімальною витратою палива.

Висновки до розділу 3

Під час виконання даного розділу було досліджено основні характеристики пропелерів, та використовуючи Блейд Елемент Теорію розраховано та оптимізовано змінні пропелера.

ВИСНОВКИ

Із популяризацією використання безпілотних літальних апаратів у будь-яких галузях виникає необхідність вирішення інженерних питань по їх розробці та оптимізації. Розробка будь-якого дрона починається із розуміння у якій сфері та які завдання він буде виконувати. Для підйому важких вантажів використовують двигуни внутрішнього згорання, для ведення спостереження – електродвигуни. Синтез цих систем, тобто гібридні силові установки, використовують у ситуаціях, де необхідною є наявність переваг обох типів двигунів.

Різні джерела енергії для БПЛА мають свої специфічні цілі та застосування, особливо для безпілотників з електродвигунами. Акумулятори використовуються від найменших БПЛА що виконують найпростіші завдання, так і великі БПЛА відносно невеликого радіусу польоту.

Виконуючи дипломний проект я дослідив використання літій-полімерних акумуляторів у безпілотній авіації, розглянув особливості їх використання. Вони впевнено перебирають на себе першість лідерства у літій-іонних батареях. Із переваг літій-полімерних акумуляторів я можу зазначити

- Висока енергетична щільність: Li-Po акумулятори мають високу енергетичну щільність, що дозволяє їм зберігати більше енергії на одиницю ваги порівняно з іншими типами акумуляторів. Це важливо для БПЛА, де мінімальна вага є критичною.
- Легка вага: Li-Po акумулятори зазвичай легші за інші акумулятори такої ж ємності, що сприяє зниженню загальної ваги БПЛА та підвищенню його аеродинамічних властивостей.
- Гнучкість у формі: Літій-полімерні акумулятори можуть бути виготовлені в різних формах та розмірах, що дозволяє їх легко інтегрувати в різні конструкції БПЛА.

- Висока швидкість розряду: Li-Po акумулятори можуть забезпечувати високі струми розряду, що необхідно для живлення потужних електродвигунів у БПЛА, забезпечуючи стабільну роботу і високу продуктивність.
- Низький рівень саморозряду: Ці акумулятори мають низький рівень саморозряду, що дозволяє їм зберігати заряд протягом тривалого часу, коли вони не використовуються.
- Підтримка високих напруг: Li-Po акумулятори можуть забезпечувати високі напруги, необхідні для сучасних електронних систем і моторів БПЛА.

Враховуючи усі ці фактори можна з упевненістю сказати, що літій- полімерні акумулятори є ідеальним варіантом для безпілотних літальних апаратів.

Під час роботи над дипломним проектом були досліджені розрядні характеристики акумуляторів та вплив самих акумуляторів на загальну ефективність і час польоту БПЛА.

Ще однією важливою складовою для роботи БПЛА є електронні регулятори ходу. Вони керують подачею напруги на двигуни для виконання польоту та маневрування. Було розглянуте конструктивне виконання, принцип роботи та схеми підключення регуляторів швидкості. Важливою складовою роботи регулятора швидкості є обирання необхідного алгоритму керування. Від правильного його вибору залежить безпека експлуатації та справності БПЛА.

Виконуючи дипломне проектування були досліджені характеристики пропелерів шляхом аналізу змінних пропелерів, їх геометрії та теорії моменту. Використовуючи Блейд Елемент Теорію було визначено оптимальних характеристик повітряного гвинта. Було розраховано дві оптимальні схеми побудови пропелерів.

Розробка квадрокоптера дозволяє людям керувати ним з будь-якого регіону, не боячись обмеження дальності польоту, а також відправляти квадрокоптер в ті райони, де існує загроза безпеці людей, а події, що відбуваються в цих районах, можна спостерігати через екран мобільного телефону або ноутбука. Підсумовуючи усе сказане я впевнений, що використання багатороторних дистанційно пілотованих літальних апаратів продовжиться ще довго, адже поки ми не використаємо і половини потенціалу цих пристроїв.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Літій-полімерний акумулятор [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Літій-полімерний_акумулятор
2. Характеристики літій-полімерного акумулятора [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://flymod.net/item/cnhl_racing_series_9500mah_6s_90c
3. Annabel Rapinett, Zephyr: a high altitude long endurance unmanned air vehicle, department of physics university of surrey, degree of Master in Physics, 2009.
4. Акумулятори для дронів [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://www.t-drones.com/blog/drone-battery-complete-beginner-guide.html>
5. Ohad Gur (2009) Optimization of Propeller Based Propulsion System [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://www.researchgate.net/publication/245431115_Optimization_of_Propeller_Based_Propulsion_System
6. Hoar International (2018) *Multicopter Propellers*. [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://www.xoarintl.com/multicopter-propellers/>
7. Brandt, J.B., Deters, R.W., Ananda, G.K. & Selig, M.S. (June 2018) *UIUC Propeller Database*. University of Illinois at Urbana-Champaign. [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>
8. Nicolas Lima (2023) Oliveira Optimizing Propeller Performance: A Comprehensive Constrained Multi-Objective Design Approach using Blade Element Theory and Evolutionary Algorithms
9. Biber, K., “Prediction of Propeller Slipstream Drag Count for Turboprop Airplane Performance,” AIAA Paper 2005-619, Jan. 2005.

Throttle (%)	Torque A (N.m)	Thrust A (gf)	Voltage A (V)	Current A (A)	Motor Optical Speed A (RPM)	Electrical Power A (W)	Mechanical Power A (W)	Motor Efficiency A (%)	Propeller Mech. Efficiency A (gf/W)	Overall Efficiency A (gf/W)
油门点 (%)	扭矩(N.m)	拉力(gf)	电压(V)	电流(A)	转速(RPM)	输入功率(W)	输出功率(W)	电机效率 (%)	螺旋桨力效 (gf/W)	综合力效(gf/W)
20	-0.07	295.98	14.86	1.57	1769	23.00	13.35	58.04	22.18	12.87
22	-0.08	324.88	14.85	1.74	1840	25.40	15.35	60.22	21.17	12.75
24	-0.09	381.30	14.64	2.12	1900	30.98	18.84	60.82	20.24	12.31
26	-0.10	424.20	14.63	2.41	2100	35.25	22.62	64.18	18.75	12.03
28	-0.11	460.52	14.62	2.61	2179	38.18	24.75	64.83	18.61	12.06
30	-0.11	484.08	14.62	2.75	2234	40.10	26.34	65.55	18.38	12.04
32	-0.13	547.06	14.61	3.20	2356	46.73	31.16	66.68	17.56	11.71
34	-0.14	595.00	14.50	3.55	2455	51.86	35.36	68.10	16.85	11.40
36	-0.15	643.00	14.58	3.96	2547	57.72	39.35	68.17	16.24	11.14
38	-0.16	700.62	14.57	4.37	2652	63.72	44.22	69.41	15.84	11.00
40	-0.18	763.31	14.56	4.90	2753	71.27	50.95	71.48	14.98	10.71
42	-0.18	812.41	14.55	5.32	2821	77.38	54.56	70.51	14.89	10.50
44	-0.21	911.35	14.53	6.12	2963	88.93	64.29	72.30	14.18	10.25
46	-0.21	967.07	14.51	6.64	3075	96.43	68.69	71.23	14.08	10.03
48	-0.23	1019.35	14.50	7.24	3168	104.95	74.94	71.40	13.60	9.71
50	-0.25	1089.00	14.49	7.98	3265	115.62	84.79	73.24	12.84	9.42
52	-0.26	1152.25	14.47	8.38	3348	124.21	89.88	72.20	12.85	9.28
54	-0.27	1225.11	14.46	9.32	3457	134.80	98.82	73.31	12.40	9.09
56	-0.29	1313.88	14.43	10.28	3573	148.35	109.10	73.54	12.04	8.86
58	-0.29	1328.98	14.43	10.56	3600	152.35	110.78	72.71	12.00	8.72
60	-0.31	1387.02	14.42	11.25	3668	162.15	118.87	73.31	11.67	8.55

Таблиця 1