

Міністерство освіти і науки України
Харківський національний університет радіоелектроніки

Факультет Автоматики і комп'ютеризованих технологій
Кафедра Комп'ютерно-інтегрованих технологій, автоматизації та робототехніки

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

Пояснювальна записка

другий (магістерський)

(рівень вищої освіти)

(тема)

Моделювання динаміки повітряного робота при різних аеродинамічних параметрах

Виконав:

здобувач другого року навчання
групи КТПВМ-23-1

Гребенков Д.В.

(прізвище, ініціали)

Спеціальність 174 – Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані технології та робототехніка

Тип програми освітньо-професійна

(освітньо-професійна або освітньо-наукова)

Освітня програма Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва

(код і повна назва напряму)

Керівник проф. Олександров Ю.М.

(посада, прізвище, ініціали)

Допускається до захисту
зав. кафедри

Невлюдов І.Ш.

(підпис)

(прізвище, ініціали)

2024 р.

Харківський національний університет радіоелектроніки

Факультет	Автоматики і комп'ютеризованих технологій
Кафедра	Комп'ютерно-інтегрованих технологій, автоматизації та робототехніки
Рівень вищої освіти	другий (магістерський)
Спеціальність	174 – Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані технології та робототехніка
Тип програми	освітньо-професійна
Освітня програма	«Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва» (КІТПВ) (код і повна назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ:

Зав. кафедри _____

(підпис)

«22» листопада 2024 р.

ЗАВДАННЯ НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

здобувачеві _____ Гребенкову Дмитру Віталійовичу
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема роботи Моделювання динаміки повітряного робота при різних аеродинамічних параметрах

затверджена наказом по університету від _____ 22.11.2024 р. № 1231 Ст

2. Термін подання студентом роботи до екзаменаційної комісії _____ 13.01.2025 р.

3. Вихідні дані до роботи _____

3.1 Використання систем 3D-моделювання, проектування, інженерного аналізу та підготовки до виробництва;

3.2 Розрахунок за методом аеродинамічного несучого гвинта;

3.3 Дослідження стійкості гвинта за критерії Гурвіца та Михайлова

4. Перелік питань, що потрібно опрацювати в роботі

4.1 Вступ;

4.2 Аналіз аеродинамічних параметрів повітряних роботів;

4.3 Вплив характеристик повітряних роботів на аеродинамічні параметри;

4.4 Розрахунки аеродинамічних параметрів гвинта;

4.5 Симуляція аеродинамічних характеристик повітряного робота;

4.6 Теорія автоматичного управління;

4.7 Питання пов'язані з охороною праці;

4.8 Висновки та перелік джерел посилань.

5. Перелік графічного матеріалу із зазначенням креслеників, схем, плакатів, комп'ютерних ілюстрацій (слайдів) Демонстраційний матеріал представлений у форматі презентації PowerPoint (*.ppt) – 16 с. формату А4

6. Консультанти розділів роботи (п.6 включається до завдання за наявності консультантів згідно з наказом, зазначеним у п.1)

Найменування розділу	Керівник (посада, прізвище, ім'я, по батькові)	Позначка консультанта про виконання розділу	
		підпис	дата

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№	Назва етапів роботи	Терміни виконання етапів роботи	Примітка
1	Аналіз аеродинамічних параметрів повітряних роботів	15.09.2024	Виконано
2	Вплив характеристик повітряних роботів на аеродинамічні параметри	10.10.2024	Виконано
3	Розрахунки аеродинамічних параметрів гвинта	27.10.2024	Виконано
4	Теорія автоматичного управління	14.11.2024	Виконано
5	Симуляція аеродинамічних характеристик повітряного робота	02.12.2024	Виконано
6	Питання пов'язані з охороною праці	15.12.2024	Виконано
7	Висновки та перелік джерел посилань	13.01.2024	Виконано

Дата видачі завдання 03.09.2024

Здобувач

(підпис)

Керівник роботи

(підпис)

проф. Александров Ю.М.

(посада, прізвище, ініціали)

Я, як студент ХНУРЕ, розумію і підтримую політику закладу із академічної доброчесності. Я не надавав і не одержував недозволену допомогу під час підготовки кваліфікаційної роботи. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело.

"20" січня 2025 р



Гребенков Д.В.

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка містить: 84 с., 3 табл., 41 рис., 2 дод., 24 джерел.

КВАДРОКОПТЕР, КУТ НАХИЛУ, МОДЕЛЮВАННЯ, ПІДЙОМНА СИЛА, ПОВІТРЯНИЙ РОБОТ, СИЛА ОПОРУ, СТІЙКІСТЬ СИСТЕМИ.

Об'єкт дослідження – методи моделювання аеродинамічних параметрів повітряних роботів.

Предмет дослідження – комп'ютерна модель поведінки повітряного робота.

Мета дослідження – підвищення ефективності протидії завихренню повітряного робота при проходженні через потік повітря за рахунок попереднього моделювання аеродинамічних параметрів гвинтів залежності від розмірів лопатей.

Методи дослідження – аналіз існуючих аналогічних конструкцій та методів впливу підйомної сили та опору на конструкцію.

За час виконання кваліфікаційної роботи був проведений аналіз сфер застосування сучасних повітряних роботів, розглянуті конструктивні особливості проектування та основні характеристики базових аналогів.

Проведені роботи з симуляції аеродинамічних характеристик повітряного робота, здійснено аналіз впливу різних кутів нахилу лопатей гвинта на стабільність та ефективність роботи моделі. Розглянуто розподіл тиску, напрямок потоку повітря та утворення завихрень, що дозволило оцінити оптимальні параметри для забезпечення стабільності роботи повітряного робота. Проведені розрахунки аеродинамічних параметрів гвинтів, а також перевірка системи на стійкість.

Також, отримані результати роботи можна віднести до Цілі сталого розвитку 9 “Промисловість, інновації та інфраструктура” а саме п.9.4“ Сприяти прискореному розвитку високо- та середньо-високотехнологічних секторів переробної промисловості, які формуються на основі використання ланцюгів «освіта-наука-виробництво» та кластерного підходу за напрямками: розвиток інноваційної екосистеми”, індикатор 9.4.1.

Результати кваліфікаційної роботи апробовані на збірниках наукових статей [1-2].

ABSTRACT

Explanatory note contains: 84 p., 3 tables, 41 figures, 2 appendixes, 24 sources.

AERIAL ROBOT, ANGLE OF INCLINATION, DRAG FORCE, LIFT FORCE, MODELLING, QUADROTOR, SYSTEM STABILITY.

Object of research – methods of modelling aerodynamic parameters of aerial robots.

The subject of the study is a computer model of the behaviour of an aerial robot.

Purpose of the study – increasing the efficiency of counteracting the swirl of an aerial robot when passing through an air stream by preliminary modelling the aerodynamic parameters of the propellers depending on the size of the blades.

Research methods – analysis of existing similar structures and methods of influence of lift and drag on the structure.

Work was carried out to simulate the aerodynamic characteristics of the aerial robot, and the impact of different angles of inclination of the propeller blades on the stability and efficiency of the model was analysed. The pressure distribution, air flow direction and vortex formation were considered, which allowed us to estimate the optimal parameters for ensuring the stability of the air robot.

Also, the results of the work can be attributed to Sustainable Development Goal 9 ‘Industry, innovation and infrastructure’, namely, clause 9.4 ‘Promote the accelerated development of high- and medium-high-tech manufacturing sectors, which are formed on the basis of the use of education-research-production chains and the cluster approach in the following areas: development of the innovation ecosystem’, indicator 9.4.1.

The results of the qualification work were tested in collections of scientific articles [1-2].

ЗМІСТ

Перелік умовних скорочень	8
Вступ.....	9
1 Аналіз аеродинамічних параметрів повітряних роботів	11
1.1 Аналіз умов використання повітряних роботів.....	11
1.2 Аналіз конструктивних особливостей використання повітряних роботів	18
1.3 Вплив характеристик повітряних роботів на аеродинамічні параметри	24
1.4 Постановка завдання.....	26
1.5 Висновки до першого розділу.....	27
2 Розрахунок аеродинамічних параметрів гвинта	28
2.1 Визначення основних режимів роботи гвинта повітряного робота.....	28
2.2 Вибір методу аеродинамічного розрахунку несучного гвинта квадрокоптера.....	31
2.3 Розробка схеми конструкції повітряного робота	36
2.4 Дослідження впливу опору та підйомної сили лопаті	46
2.5 Постановка завдання для моделювання.....	51
2.6 Висновку до другого розділу	52
3 Проведення моделювання впливу на повітряний робот сил опору при різних кутах нахилу.....	53
3.1 Обґрунтування вибору середовища розробки.....	53
3.2 Підготовка до проведення симуляцій.....	54
3.3 Проведення симуляцій аеродинамічних параметрів повітряного робота	57
3.4 Підтвердження стійкості системи квадрокоптера	70
3.5 Охорона праці.....	76
3.6 Висновки до третього розділу.....	77
Висновки	79
Перелік джерел посилань	81
Додаток А Апробація наукових досліджень	85
Додаток Б Демонстраційний матеріал у вигляді презентації	98

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

БПЛА – безпілотний літальний апарат;

ДПСУ – Державна прикордонна служба України;

ПЗ – програмне забезпечення;

ПК – персональний комп'ютер;

LiDAR (Light Detection and Ranging) – технологія отримання та обробки інформації про віддалені об'єкти за допомогою активних оптичних систем.

Li-Po – літій-полімерні батареї;

GPS (Global Positioning System) – це глобальна навігаційна супутникова система, яка забезпечує визначення місцезнаходження, швидкості та часу у будь-якій точці Землі;

Computational Fluid Dynamics (CFD) – це розділ механіки рідини, який використовує чисельні методи та алгоритми для аналізу і моделювання поведінки рідин і газів;

CAD (Computer-Aided Design) – це комп'ютерна система автоматизованого проектування, яка використовується для створення, модифікації, аналізу та оптимізації дизайну;

CAM (Computer-Aided Manufacturing) – це комп'ютерна система автоматизованого виробництва, яка використовується для планування, управління та контролю процесів виготовлення деталей і виробів.

CAE (Computer-Aided Engineering) – це комп'ютерна система інженерного аналізу, яка використовується для моделювання, аналізу та оптимізації конструкцій, процесів і систем.

ВСТУП

Робототехніка є одна з найдинамічніших галузей сучасних технологій в промисловості. З роками роботи стали не тільки більш надійними та досвідченими у виконанні складної роботи, але й більш економічними, що полегшує їх масштабне розгортання в багатьох сферах.

Прикладом популярних типів роботів є дрони – безпілотні літальні апарати, які можуть злітати, виконувати польоти та приземлятися без участі пілота на борту. Робототехніка використовується в багатьох сферах, наприклад, у медицині, науці, промисловості, а також у авіаційній та автомобільній сферах. Роботи активно використовуються у військовій сфері і навіть у повсякденному житті.

Безпілотні літальні апарати стали невід’ємною частиною багатьох галузей. Під час аерофотозйомки ці інструменти допомагають робити чіткі зображення територій згори, які не можуть зробити наземні пристрої. Ці фотографії допомагають відвідувачам і мандрівникам вибирати шляхи та відкривати нові місця.

У наукових дослідженнях використовують безпілотники щоб спостерігати за секторами, недоступними пішки, такі як спустошені місця. Ці інструменти дозволяють збирати дані про температуру навколишнього середовища та чистоту повітря та інші параметри довкілля.

Вони продовжують набирати популярність завдяки своїй універсальності та здатності допомагати вирішувати найрізноманітніші завдання. Сучасні роботи стають все більш досконалими і сприяють підвищенню ефективності та комфорту в багатьох сферах людської діяльності. Тому тема кваліфікаційної роботи є актуальною.

Об’єкт дослідження – методи моделювання аеродинамічних параметрів повітряних роботів.

Предмет дослідження – комп’ютерна модель поведінки повітряного

робота.

Мета дослідження – моделювання аеродинамічних параметрів гвинтів повітряного робота в залежності від розмірів лопатей.

Методи дослідження – аналіз існуючих аналогічних конструкцій та методів впливу підйомної сили та опору на конструкцію.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

- провести аналіз аеродинамічних параметрів роботів;
- провести аналіз поведінки роботи гвинта при різних параметрах;
- провести аналіз методів аеродинамічного розрахунку несучого гвинта квадрокоптера;

- розробити структурну схему конструкції повітряного робота;

- провести розрахунки опору та підйомної сили лопаті;

- провести теоретичні розрахунки стійкості гвинта за критеріями Гурвіца та Михайлова;

- дослідити вплив параметрів куту нахилу гвинта робота на стійкість системи;

- оформити кваліфікаційну роботу згідно стандарту ДСТУ 3008:2015 [3], а також з методичними вказівками з підготовки й оформлення кваліфікаційної роботи здобувачами другого (магістерського) рівня вищої освіти спеціальності 174 Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології та робототехніка, освітньо-професійних програм: «Автоматизоване управління технологічними процесами», «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва», «Комп'ютеризовані та робототехнічні системи» [4-5], та згідно положень [6-10].

1 АНАЛІЗ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПОВІТРЯНИХ РОБОТІВ

1.1 Аналіз умов використання квадрокоптерів

Повітряні роботи – це справжній прорив у сучасних технологіях, завдяки якому з'явилися нові можливості в самих різних сферах. Вони виготовлені із сучасних композитних матеріалів, тому легкі та міцні, а також інтегровані з сучасними системами навігації, завдяки чому можуть працювати без втручання операторів. Застосування може бути найрізноманітнішим – залежить від розміру та програмного забезпечення [11].

Найбільші моделі, які найчастіше використовуються у військових цілях, мають фіксовані крила та здатні виконувати широкий спектр завдань: від спостереження до охорони кордону. Тому такі безпілотники можуть злітати з коротких злітно-посадкових смуг та виконувати завдання на великі відстані, що робить їх незамінними в складних умовах [12].

Інші види безпілотників застосовуються для зйомки місцевості, картографії, або навіть для боротьби з бракон'єрами. Вони здатні спостерігати за пересуванням у важкодоступних місцях або здатні виконувати завдання, які для людини буде небезпечним для життя.

Менші моделі можуть вертикально злітати та приземлятися, тому використовуються в густих міських районах або на майданчиках с обмеженим простором. Такі повітряні роботи добре підходять для обстеження інфраструктури або пошуково-рятувальних операцій.

Найменші повітряні роботи, які можна запускати навіть з долоні, використовуються для розвідувальних місій на короткі дистанції, де важлива непомітність.

Один з видів застосування роботів пошуково-рятувальні операції.

Одною з ключових застосувань безпілотників у рятувальних операціях це знаходити людей, які вижили в небезпечних або ізольованих місцях після стихійних лих, таких як землетруси, лавини. Рятувальні служби, в деяких випадках, не мають змоги швидко дістатися до таких районів через зруйновану інфраструктуру або високий рівень небезпеки для життя. Безпілотники, через свою маневреність та здатність літати на значні відстані, можуть швидко обстежити великі території.

Повітряні роботи оснащені сучасними камерами з високою роздільною здатністю та тепловізорами, що дозволяє знаходити людей в самих складних умовах. Наприклад, під час нічних пошукових операцій або при поганій видимості, коли звичайні засоби малоефективні, тепловізори виявляють теплові сигнали тіла людини серед холодної навколишньої місцевості. Це дає можливість швидко виявити людей під завалами або серед дерев у лісі, де візуальний контакт неможливий [13].

Для прикладу, на рисунку 1.1 наведено мапу порятунку DJI, яка створена на базі новин та публікацій авторитетних джерел у соціальних мережах.

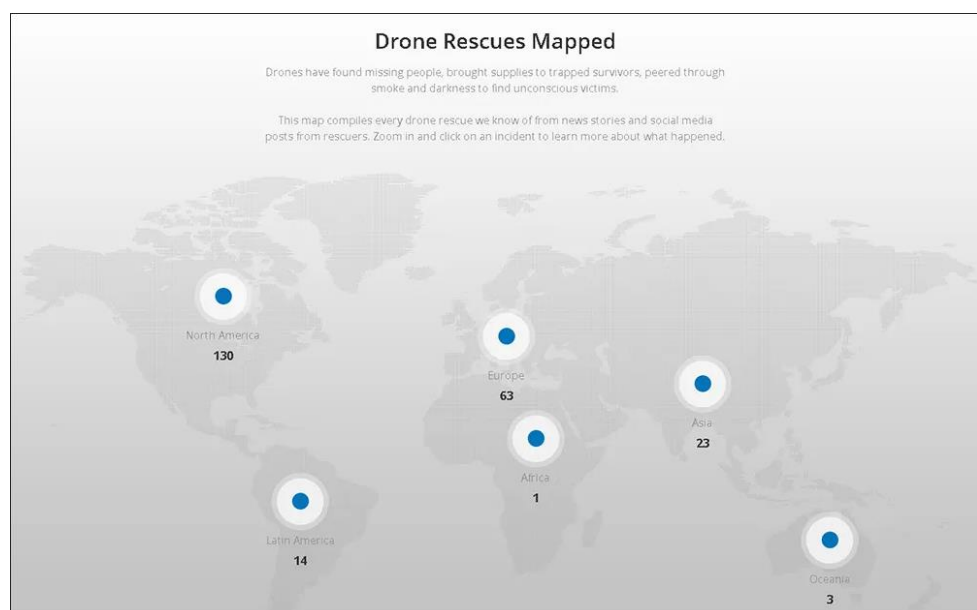


Рисунок 1.1 – Мапа порятунку DJI

Це дані відділів поліції, пожежних частин та добровольчих рятувальних загонів, які проводили рятувальні операції, використовуючи повітряні роботи.

Карта порятунків від ДЛІ стала світовим стандартом у сфері використання повітряних роботів для надзвичайних ситуацій. Вона наочно демонструє важливу роль безпілотників у пошуку зниклих, скороченні часу рятувальних операцій та зниженні ризиків для рятувальників [14].

Багато інцидентів на цій карті демонструють, що безпілотні системи знаходять зниклих людей набагато швидше, ніж це роблять наземні пошукові групи. У деяких випадках, що зафіксовані на карті порятунків ДЛІ, повітряні роботи прискорили рятувальні місії та підвищили ефективність дій команд. Є й такі історії, де квадрокоптери кардинально змінили хід операції.

В логістиці набирає популярності використання повітряних роботів для доставки вантажів. Зараз це стає однією з найперспективніших галузей. Використання безпілотників для доставляння товарів має багато плюсів, які вже активно застосовуються в багатьох країнах світу. Повітряні роботи можуть доставляти вантажі швидше, ніж звичайні транспортні засоби, особливо міських умовах або в регіонах, куди важко дістатися, бо безпілотники не залежать від автомобільних заторів або складних дорожніх умов. Це робить їх ідеальними для швидкої доставки малих і середніх вантажів, наприклад, медикаментів, харчових продуктів або товарів першої необхідності [15].

На рисунку 1.2 наведено приклад використання повітряних роботів як кур'єрів.

Доставка товарів з використанням безпілотних систем набирає популярності завдяки новим технологіям. Зараз роботи оснащені системами GPS, датчиками для уникнення перешкод. Це дозволяє їм безпечно і ефективно доставляти вантажі. Такий вид доставки товарів вже використовують компанії, які виконують доставку товару за 30 хвилин від початку замовлення на сайті.



Рисунок 1.2 – Використання повітряних роботів як кур'єрів

Але, серед багатьох переваг, використання безпілотних систем має свої недоліки. Одна з основних проблем це регулювання повітряного простору. Багато країн мають правила, що регулюють використання повітряних роботів, особливо в містах. Також існує загроза здоров'ю людей, бо, якщо, під час доставки вантажу у повітряного робота виникне технічна несправність, то він може впасти в олюднене місце. Ще одна проблема полягає у тому, що у повітряних роботів є обмеження щодо вантажопідйомності. Сучасні безпілотні апарати здатні транспортувати лише відносно невеликі вантажі до 20 кг.

Для допомоги сільському господарству також застосовують різні типи повітряних роботів.

Вони стають важливою частиною сучасного сільського господарства, спрощуючи і покращуючи багато процесів. Можливість повітряних роботів швидко й точно надавати інформацію про стан полів, ріст культур і здоров'я рослин дає можливість фермерам працювати ефективніше та зменшувати витрати.

Безпілотники у сільському господарстві потрібні для оцінки росту культур. Сенсори допомагають фермерам тримати під контролем внесення добрив і пестицидів у потрібний час та в потрібному місці. Приклад застосування в сільському господарстві наведено на рисунку 1.3.



Рисунок 1.3 – Використання робота для аналізу культур

Повітряні роботи також використовуються для внесення добрив у важкодоступні місця. Вони важливі в регіонах, де місцевість гориста або має нерівності. В таких місцях звичайні методи обробки земель будуть не ефективними або, взагалі, неможливими.

Однією з інновацій використання повітряних роботів стали роботи-оприскувачі. Оснащені технологією ультразвукового сонара, такі системи можуть точно виконувати операції з обприскування, завдяки чому зменшується надмірне використання добрив. Ця технологія дозволяє безпілотним системам визначати відстань до рослин та налаштовувати потужність обприскування, що робить процес більш економічним.

Охорона кордонів є ще однією важливою сферою застосування

повітряних роботів.

Споконвіку це було одним із головних завдань державної безпеки, забезпечення цілісності території країни та запобігання незаконному перетину.

Їх використання кардинально змінило ставлення до охорони державних кордонів, а саме підвищило їх надійність.

Наразі, безпілотники вже мають особливий пріоритет в охороні та моніторингу кордону. Повітряні роботи з датчиками та камерами високої роздільної здатності на борту здатні з висоти спостерігати за величезними територіями. Це дозволяю миттєво реагувати на будь-які порушення: контрабанду, незаконний перетин кордону тощо. Серед них також є інфрачервоні камери для проведення польотів у нічний час. У цьому плані кордон завжди буде на виду. Це забезпечить швидке реагування на можливі загрози[16].

На рисунку 1.4 наведені повітряні роботи, які використовує ДПСУ.



Рисунок 1.4 – Повітряні роботи DJI Matrice 300, які використовує ДПСУ

Безпілотники також часто використовують у сфері кіноіндустрії. Що дозволило відкрити нові можливості для створення дивовижних кадрів. До появи дронів, гелікоптери використовували для зйомки на великій висоті, що було дуже дорогим і складним завданням. Безпілотники тепер виконують ту саму функцію, записуючи матеріал набагато дешевше та точніше. Це може включати захоплюючі панорамні краєвиди, які привертають увагу аудиторії та роблять фільми цікавішими.

Повітряні роботи більше не належать лише до великих блокбастерів, але також стали необхідними навіть для незалежних проєктів, відкриваючи нові горизонти для візуальних ефектів [16].

На рисунку 1.5 наведений приклад використання повітряних роботів для зйомок кіно.



Рисунок 1.5 – DJI Inspire 2 для зйомок кіно

1.2 Аналіз конструктивних особливостей використання повітряних роботів

Попередній аналіз сфери використання повітряних роботів дозволяє навести основні класифікаційні ознаки конструкції, а саме:

- за типом системи управління;
- паливною системою;
- кількістю двигунів у літаку;
- типом крила;
- типом літака;
- типом паливного бака.

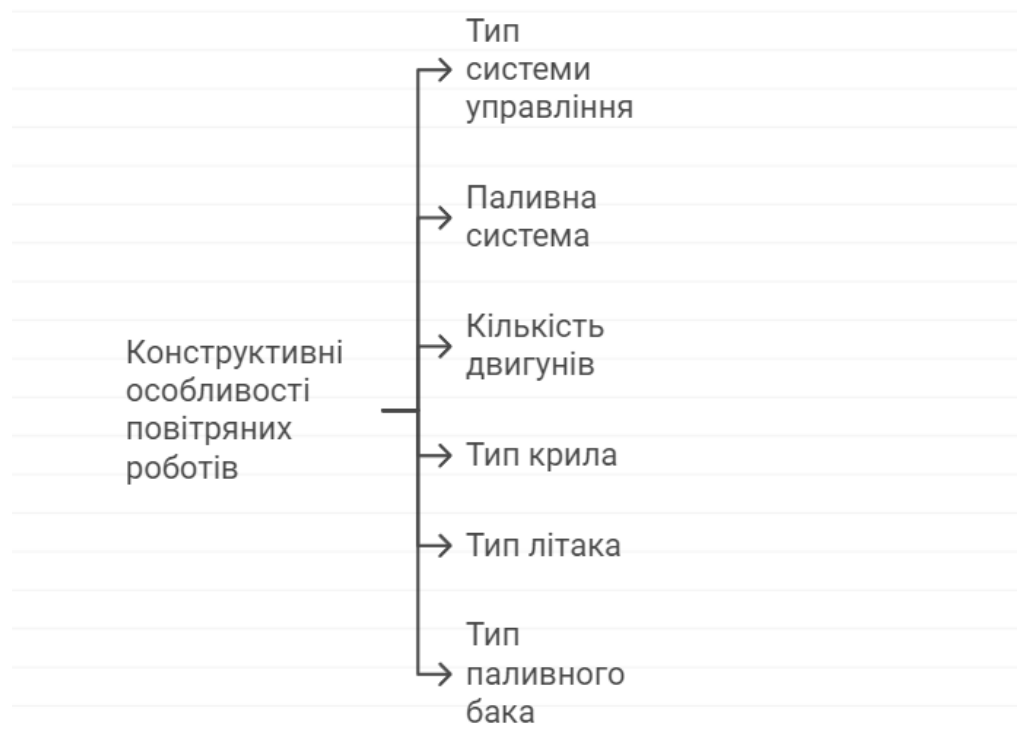


Рисунок 1.6 – Конструктивні особливості повітряних роботів

Існує три основні типи керування повітряними роботами: ручне, автоматичне та гібридне керування [17].

Під ручним керуванням розуміється повне керування квадрокоптером оператором. Управління безпілотником здійснюється за допомогою пульта керування. Оператор має повний контроль над усіма рухами апарату. Це дозволяє точно контролювати швидкість, висоту та напрямок польоту. Ручне керування забезпечує максимальну гнучкість і миттєве реагування на зміни умов.

Автопілот у повітряних роботах означає виконання завдань за встановленими маршрутами або програмами за допомогою навігаційних систем. Це дає змогу системі самостійно виконувати різноманітні завдання. Автопілот зазвичай використовується в тривалих або відносно складних польотах.

Слід відзначити недоліки у даних систем. У системі автопілота можуть виникнути технічні помилки або збої в програмі чи навігаційних системах. Також, автономні безпілотні системи можуть не зреагувати на раптові зміни погоди або нові перешкоди.

Гібридне керування повітряними роботами поєднує в собі як ручне, так і автопілот. Особливість такого типу в тому, що оператор може втручатися у політ будь-який час. Це може знадобитися для коригування маршруту, раптового уникнення перешкод. Змішане управління застосовується в складних місцях, де необхідна автономія системи, але в той же час можуть бути деякі несподівані випадки.

З недоліків можна віднести те, що гібридне керування вимагає від оператора додаткових навичок для одночасного використання ручного управління та автопілота. Це ускладнює процес керування повітряним роботом.

За типом паливної системи повітряні роботи можна розділити на кілька категорій [17].

Електричні безпілотники повістю живляться від батарей і на сьогоднішній день є найпопулярнішими. Таким моделям вдається знайти повагу на ринку завдяки простоті дизайну, особливо для міського

застосування або в природоохоронних галузях. По суті, вони мають режим польоту, який можна описати як короткочасний або середньої тривалості. На практиці це обмежує його використання, тому що акумулятор має невеликий запас енергії. Електричний тип безпілотної часто використовується для цивільних або комерційних цілей. Вони використовуються в багатьох сферах, таких як аерофотозйомка, перевірка будівель, доставка пошти. Через те, що вони не мають складних паливних систем, їх обслуговування буде простим, що робить доступними для масового використання [18].

На рисунку 1.7 наведений повітряний робот з акумуляторною батареєю.



Рисунок 1.7 – Повітряний робот з акумуляторною батареєю

Повітряні роботи на рідкому паливі складаються з бензинового двигуна. Таким чином, такі безпілотні системи є потужнішими та забезпечують довший час польоту ніж електричні. Завдяки такій потужності, ці системи також можуть витримувати більші навантаження та працювати

протягом тривалих періодів часу. Це корисно при тривалих і складних довгострокових місії, таких як військові операції.

Однак використання безпілотників на рідкому паливі потребує ретельного обслуговування та контролю викидів газів, що може обмежити її експлуатацію в екологічних зонах. Приклад безпілотників на бензиновому двигуні наведений на рисунку 1.8.



Рисунок 1.8 – Повітряний робот на бензиновому двигуні

Також безпілотні системи можна класифікувати за кількістю двигунів, що безпосередньо впливає на їх характеристики та маневреність.

Одномоторні безпілотні літальні апарати, зазвичай, використовуються в моделях малих і середніх розмірів, для яких легка конструкція має велике значення.

Приклад повітряного робота з одним двигуном наведений на рисунку 1.9.

Доставка товарів з використанням безпілотних систем набирає популярності завдяки новим технологіям. Зараз роботи оснащені системами GPS, датчиками для уникнення перешкод. Це дозволяє їм безпечно і ефективно доставляти вантажі. Такий вид доставки товарів вже

використовують компанії, які виконують доставку товару за 30 хвилин від початку замовлення на сайті.



Рисунок 1.9 – Повітряний робот з одним двигуном

Такий тип літального апарату оптимально підходить для коротких місій з невеликим навантаженням, наприклад, простих оглядів або інших завдань, які не вимагають великої потужності. Одномоторні безпілотники, зазвичай, прості у використанні та обслуговуванні, а також мають нижчу собівартість виробництва, тому вони популярні серед новачків і в малобюджетному сегменті [19].

На відміну від них, безпілотні системи з двома або більше двигунами призначені для більш потужних завдань. З такими моделями можна перевозити більші вантажі та виконувати більш тривалі місії. Вони забезпечують більшу потужність, а також стабільність у польоті. Окрім покращення загальної продуктивності, передбачається, що кілька двигунів також мають додаткові опції, які повинні включатися, коли один двигун виходить з ладу. Це дає гарантію, що повітряні роботи продовжуватимуть виконувати завдання. Такі багатомоторні системи в основному використовуються в комерційних, військових або рятувальних операціях, які

можуть передбачати точність і надійність у складних умовах.

На рисунку 1.10 наведено приклад чотиримоторного літального апарата.



Рисунок 1.10 – Повітряний робот з чотирьох двигунами

Ще одну класифікацію можна навести за типом паливного бака. Роботи з фіксованим паливним баком мають резервуар для пального, який є частиною корпусу. Такий тип бака використовується у безпілотниках із двигунами на рідкому паливі. Одним з недоліків є те, що вбудований паливний бак не можна швидко замінити в польових умовах. Це може вимагати спеціальних умов для обслуговування.

Безпілотні апарати з модульним паливним баком набагато зручніші, бо така система дозволяє легко та швидко замінити паливні або енергетичні частини. Такий підхід застосовується в гібридних або електричних безпілотних системах для заміни акумуляторів або інших джерел живлення. Модульний паливний бак дуже корисний, особливо в тих операціях, які вимагають частого дозаправки або швидкої заміни елементів живлення.

1.3 Вплив характеристик повітряних роботів на аеродинамічні параметри

Конструктивні параметри безпосередньо впливають на аеродинамічні характеристики повітряного робота, які пов'язані з аеродинамічною якістю в, відповідно, деякими особливостями в конструкції. З огляду на вплив цих особливостей на аеродинаміку необхідний поглиблений аналіз кількох аспектів. Серед них конфігурація та геометрія крила, кількість встановлених силових установок, використовувана паливна система, маса. Інші елементи, такі як набори датчиків та засоби навігації, також слід врахувати [20].

Тип крила є одним із найважливіших факторів аеродинамічних характеристик будь-якого повітряного робота. Безпілотники з фіксованим крилом здатні літати на великі відстані, використовуючи дуже мало енергії через низький коефіцієнт опору.

Приклад повітряного робота з фіксованим типом крила наведений на рисунку 1.11.



Рисунок 1.11 – Повітряний робот з фіксованим типом крила

Такий профіль крила створює стабільну підйомну силу з невеликим опором, що дуже важливо для тривалих польотів, наприклад, під час спостереження або патрулювання на великих територіях.

Однак, у такого типу крила також є свої проблеми. Для зльоту та посадки потрібні певні умови, а саме рівна поверхня або злітно-посадкова смуга.

Мультикоптери мають більшу маневреність завдяки вертикальному підйому та посадці. Тим не менш, їхня конструкція передбачає використання кількох роторних двигунів, які повинні постійно обертатися для підтримки стабільності в повітрі. Це помітно підвищує опір повітря та збільшує споживання енергії, що впливає на тривалість польоту.

Маса робота є також важливим фактором. Легкі моделі управляються краще та можуть швидше реагувати на зміни, але вони набагато сильніше реагують на вітер та інші атмосферні впливи, які негативно впливають на стабільність безпілота. Більш важкі повітряні роботи вимагають більше потужності для польоту, але мають кращу стійкість до зовнішніх впливів. Це дозволяє їм виконувати триваліші місії навіть в умовах сильного вітру.

Паливна система визначає загальні аеродинамічні якості. Безпілоти з живленням від батареї легші та мають компактну конструкцію. Їх автономність залежить від розміру батареї, завдяки чому та сама конструкція впливає на тривалість польоту.

Безпілотні системи на рідкому паливі мають бензинові двигуни, завдяки чому досягається ще більша потужність і довший період польоту, але зі складнішою конструкцією та важчою моделлю, що створює більший опір повітря та потребує більше енергії.

Гібридні моделі поєднують в собі перші дві, представляючи потужні системи з довготривалими польотами. Але складність системи може поставити під загрозу аеродинамічну ефективність.

Конструкція і кількість двигунів значно впливають на аеродинамічні характеристики повітряного робота. Менші конструкції одномоторних

моделей зменшують аеродинамічний опір та витрати на енергію, але, з іншого боку, вони можуть бути недостатньо потужними для виконання деяких завдань, які потребують додаткового обладнання.

Безпілотники з декількома двигунами мають перевагу в потужності та стабільності польоту, зокрема тому, що вони використовують один із несправних двигунів. Це підвищує надійність пристрою, а також збільшує кількість місій високого рівня, які можна виконати.

1.4 Постановка завдання

Враховуючи численні важливі фактори, які роблять його найоптимальнішим рішенням для такого середовища, обрано повітряний робот із чотирма роторними двигунами. Розглядається ряд ключових факторів, які роблять його найбільш оптимальним рішенням для такого середовища. Враховуючи аеродинамічні параметри, особливості конструкції та потреби місії, необхідні в міському просторі, маневреність, точність та здатність працювати в обмеженому просторі є дуже важливими.

По-перше, квадрокоптери мають високу маневреність і стабільність, які важливі в міському сценарії

По-друге, квадрокоптер забезпечує високу точність управління, що дуже важливо, коли потрібно виконати завдання з відеоспостереження або доставки. Така можливість зависання на місці дозволить оператору мати чіткі та стабільні зображення або дані, що є важливим для моніторингу та керування операціями в міських умовах. Простота експлуатації даного класу повітряних роботів є третім важливим фактором. Ще одним фактором використання квадрокоптера є енергоефективність. Збільшення числа роторів дозволяє досягти необхідного підйомного зусилля від малогабаритних роторних двигунів. енерговитрати таких двигунів невеликі, що дозволяє здійснювати тривалі польоти без частого заряджання.

1.5 Висновки до першого розділу

У першому розділі розглянуто класифікацію сфер застосування повітряних роботів, а також проведено аналіз їх конструктивних особливостей. Детально описано основні типи повітряних роботів, їх функціональне призначення та специфіку використання в різних галузях, включаючи цивільну, промислову та військову сфери. Наведені приклади використання у військовій сфері, як кардинально змінився підхід патрулювання та моніторинг кордонів, а також розвідка територій. У сільському господарстві поширення набрали роботи-оприскувачі, які допомагають в обробленні та аналізі посівань. Також приділено увагу використанню роботів у кінематографі, де змінився підхід до створення продукту.

Особливу увагу приділено конструктивним елементам повітряних роботів, таким як типи гвинтів, конструкція корпусу, системи управління та джерела енергії. Також проведено порівняння різних конструктивних рішень з точки зору їх ефективності та надійності в різних умовах експлуатації.

На основі проведеного аналізу обрано багатоцільовий повітряний робот, який можна використовувати як у цивільній сфері, так і, частково, в інших.

2 РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ГВИНТА

2.1 Визначення основних режимів роботи гвинта повітряного робота

Однією з головних деталей, які визначають підйом і рух повітряного робота, а також значною мірою його маневреність і стабільність, є те, як працюють гвинти та їх кількість. Це включає такі параметри, як потужність двигунів, аеродинамічні навантаження, швидкість обертання. Існують деякі основні режими роботи гвинта з роторними двигунами.

У режимі вертикального підйому під час зльоту гвинти виконують функцію в момент подолання квадрокоптером сили тяжіння. Пропелери створюють підйомну силу, щоб робот міг піднятися в повітря, при цьому всі пропелери функціонують із максимальною потужністю в цьому режимі. Повітряні потоки, які створюються гвинтами, спрямовуються вниз, і цей потік, спрямований у вертикальному напрямку, піднімає апарат. Найважливішим є те, що всі гвинти повинні працювати в абсолютній синхронності. Тобто будь-який незначний дисбаланс у роботі двигунів або гвинтів призведе до дестабілізації повітряного робота, його нахилів або навіть небажаних рухів убік.

Для досягнення належної підйомної сили робота всіх гвинтів повинна бути синхронною і точною. Навіть незначні коливання швидкості обертання будь-якого гвинта можуть призвести до крену, ускладнюючи керування мультикоптером і знижуючи точність керування.

Також слід враховувати, що ретельний вибір параметрів гвинта та двигуна є набагато важливішим для підтримки правильного зльоту. Потужніші двигуни в поєднанні з довшими пропелерами можуть забезпечити необхідну підйомну силу, коли робот піднімається, і робить це на більшій швидкості та з більшим вантажем. Тим не менш, це також підвищує вимоги до точності керування, оскільки ризик втрати стабільності також зростає з

нескоординованими двигунами.

Після зльоту наступний етап польоту досягається, коли квадрокоптер набирає необхідну висоту і починає рухатися в заданому напрямку. У цьому режимі взаємодія між гвинтами для контролю швидкості та напрямку польоту стає більш значною. Щоб створити горизонтальний рух, окремі гвинти збільшують або зменшують свою швидкість обертання, щоб створити тягу. Це відбувається через дисбаланс у розподілі підйомної сили: один або кілька гвинтів створюють більшу тягу, ніж інші, змушуючи робота нахилитися в цьому напрямку, а решта гвинтів компенсують цей нахил, щоб підтримувати стабільність.

Під час горизонтального польоту постійна висота досягається шляхом ретельного балансування підйомної сили з усіма пропелерами. Повітряні роботи підтримують постійну швидкість польоту, контролюючи потужність двигуна на основі даних від датчиків висоти та тиску. Стабільний політ також є найбільш економічним режимом, особливо для довготривалих перельотів. У цьому режимі підйомна сила долає лише аеродинамічний опір, а не силу тяжіння.

У режимі зависання квадрокоптер змушений тримати певну висоту і залишатися на одному місці в просторі. Для того, щоб це відбулося, кожен із пропелерів має обертатися з однаковою швидкістю, щоб можна було правильно й точно встановити баланс між підйомною силою та силою тяжіння.

Основна складність режиму зависання полягає в тому, що будь-яке відхилення швидкості обертання пропелерів призведе до зміщення повітряного робота або його падіння. Щоб постійно підтримувати стабільність, системи управління постійно контролюють швидкість обертання гвинтів.

Стабілізація вимагає від системи високої точності. У випадку, наприклад, якщо повітряного робота вдарить бічний вітер, гвинти автоматично відрегулюють швидкість обертання, щоб пристрій залишався на

місці. Це дозволяє виконувати завдання з фіксованого положення, навіть у складних умовах, з найменшими можливими коливаннями та зміщеннями.

Цей режим також є енергоємним, оскільки повітряний робот витрачає багато енергії, намагаючись утриматися в повітрі та досягти стабільності, на відміну від режиму горизонтального польоту, коли він може використовувати підйомну силу, щоб рухатися вперед.

У режимі зависання гвинти працюють не тільки для підтримки висоти, але й для підтримки рівноваги вздовж усіх трьох інших осей – нахилу, повороту та перекосу.

Зміна режиму маневрування полягає в тому, що дуже скоординовано змінюються швидкості обертання гвинтів, що дозволяє виконувати повороти, нахили або дуже швидко зміню напрямку руху. Щоб змінити напрямок польоту, перемикають один або кілька гвинтів, збільшуючи їх швидкість для забезпечення більшої тяги, а інші гальмують. Повітряний робот нахиляється в потрібному напрямку. Усі ці комбіновані рухи дозволяють мультикоптеру миттєво змінювати траєкторію та рухатися в потрібному напрямку.

Для досягнення високого рівня точності при маневруванні реалізовані численні датчики; наприклад, гіроскопи та акселерометри, які постійно стежать за положенням повітряного робота, щоб система керування регулювала обертання пропелерів у режимі реального часу. Це дає можливість квадрокоптерам виконувати дуже точні рухи навіть у дуже складних умовах, наприклад, під час сильного вітру чи змінних зовнішніх факторів.

У режимі посадки керування для зменшення підйомної сили, що явно є найбільш чутливим етапом для безпечної та плавної посадки. У цьому режимі роботи гвинти повинні поступово сповільнюватися системою керування польотом, щоб повітряний робот рівномірно втрачав висоту без ривків. Пропелери повинні працювати узгоджено, щоб не створювати різницю підйомної сили, яка може спричинити нестабільність або відхилення в процесі зниження. Таким чином, система управління польотом повинна

забезпечувати точний контроль над потужністю двигунів, щоб підтримувати його збалансованість і без різких рухів.

Робота пропелера після контакту літаючого робота з землею також є критичною. Щоб запобігти пошкодженню, обертання повинно припинитися відразу після контакту з поверхнею або бути зменшено до мінімального значення. Це запобігає будь-якій різкій вібрації або нестабільності на кінцевих етапах режиму посадки.

2.2 Вибір методу аеродинамічного розрахунку несучого гвинта квадрокоптера

Методи розрахунку аеродинаміки гвинта квадрокоптера є важливими аспектами конструкції та оптимізації. Існує кілька методів аеродинамічного розрахунку, кожен зі своїми особливостями і застосуванням.

Спрощені моделі або дискової теорії можна використовувати для аеродинамічного аналізу гвинтів мультикоптерів, у тому числі квадрокоптерів, де передбачається, що гвинти працюють як тонкий диск, через який повітря проходить із постійною швидкістю, через що утворюється тяга. Приблизний підхід, який дозволяє, маючи скромну кількість інформації про конкретну геометрію гвинта, виконати найпростіші розрахунки [21].

Основні визначення методу дискової теорії:

- диск гвинта: у цьому методі гвинт моделюється як ідеальний диск, через який проходить рівномірний потік повітря;
- індукована швидкість: швидкість повітря, що проходить через диск, називається індукованою швидкістю, і вона змінюється на величину, пов'язану з тягою гвинта;
- тяга: тяга генерується різницею тисків над і під диском гвинта.

Нижче, для прикладу, наведені формули методу спрощених моделей.

Тяга T , створена диском, визначається за формулою 2.1:

$$T = 2 \times \rho \times A \times v_i^2, \quad (2.1)$$

де: ρ – щільність повітря (1,225 кг/м³ на рівні моря);

A – площа диска гвинта (πR^2);

v_i – індукована швидкість диску (м/с).

Індукована швидкість визначається за формулою 2.2:

$$v^i = \sqrt{\frac{T}{2 \times \rho \times A}}. \quad (2.2)$$

Потужність гвинта визначається за формулою 2.3:

$$P = T \times v_i. \quad (2.3)$$

Метод дискової теорії дозволяє швидко оцінити основні аеродинамічні параметри, такі як тяга та потужність. Цей спосіб є орієнтовним і може бути застосований при складанні початкового варіанту.

Метод лінійної теорії гвинта – це базова модель, яку можна використовувати для опису аеродинаміки гвинтів роботи. Модель показує, що повітряний потік навколо лопатей є лінійним, а зміни в коефіцієнтах підйомної сили та лобового опору є результатом прямого кута лопаті лінійно. Дана теорія часто використовується для наближених розрахунків характеристик гвинта через можливість отримання досить надійних результатів при відносно низькій вартості обчислень [22].

Основні визначення методу лінійної теорії гвинта:

- підйомна сила пропорційна куту атаки: при малих кутах атаки підйомна сила на лопаті гвинта зростає безпосередньо з кутом атаки;
- постійні коефіцієнти підйомної сили та лобового опору: в рамках лінійної теорії можна говорити про постійні коефіцієнти підйомної сили та лобового опору, оскільки цей діапазон фактично пов'язаний з малими кутами

атаки;

– рівномірний потік через диск гвинта: якщо припустити, що швидкість потоку через площину гвинта постійна.

Нижче наведені основні рівняння лінійної теорії гвинта.

Підйомна сила на лопаті. Визначається за класичною аеродинамічною формулою 2.4:

$$L = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times C_L \times A, \quad (2.4)$$

де: ρ – щільність повітря (1,225 кг/м³ на рівні моря);

V – швидкість потоку навколо лопаті (м/с);

C_L – коефіцієнт підйомної сили (вважається постійним у лінійній теорії);

A – площа поверхні лопаті.

Опір лопаті визначається за формулою (2.5):

$$D = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times C_D \times A, \quad (2.5)$$

де: C_D – коефіцієнт опору (вважається постійним).

Тяга гвинта визначається як сума підйомних сил, створених усіма лопатями гвинта визначається за формулою 2.6:

$$T = N \times L, \quad (2.6)$$

де: N – кількість лопатей на одному гвинті.

За допомогою розрахунку лінійної теорії гвинта можна швидко та з достатньою точністю розрахувати аеродинамічні характеристики гвинта квадрокоптера, тобто підйомну силу та опір.

Метод нелінійної теорії гвинта є більш складним і точним підходів до

розрахунку. В даному випадку враховується нелінійна взаємодія таких параметрів, як кут атаки, турбулентність і в'язкість повітря, що дає результати, ближчі до реальних значень у моделюванні аеродинамічних параметрів гвинта квадрокоптера. Зазвичай реалізація використовує чисельні методи та програмне забезпечення CFD.

Основні визначення методу нелінійної теорії гвинта:

- нелінійні взаємозв'язки: на відміну від спрощених моделей, цей метод розглядає вплив варіації кута атаки на аеродинаміку потоку навколо лопатей гвинта, а також зміни коефіцієнтів підйомної сили та опору з кутом атаки;

- кут атаки та швидкість потоку, від яких залежить тяга: у нелінійному методі ці два параметри є набагато важчими для тяги гвинта, переважно, від зміни турбулентності в умовах площини гвинта;

- використання аеродинамічних коефіцієнтів: на основі швидкості та кута атаки розраховуються індивідуальні коефіцієнти підйому та опору для кожної лопаті.

Нижче наведені основні рівняння нелінійної теорії гвинта.

Підйомна сила на лопаті визначається за формулою 2.7:

$$L = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times C_L(\alpha) \times A, \quad (2.7)$$

де: ρ – щільність повітря (1,225 кг/м³ на рівні моря);

V – швидкість потоку навколо лопаті (м/с);

$C_L(\alpha)$ – коефіцієнт підйомної сили, який є функцією кута атаки α ;

A – площа поверхні лопаті.

Коефіцієнт підйомної сили $C_L(\alpha)$ залежить від кута атаки α та змінюється нелінійно зі зростанням кута атаки. Загалом для малих кутів атаки ця залежність може бути приблизно лінійною, але зі збільшенням кута атаки $C_L(\alpha)$ починає знижуватися, що призводить до втрати підйомної сили (зрив потоку).

Кут атаки α – це кут між потоком повітря та площиною лопаті. Величина кута атаки залежить від режиму роботи гвинта (зліт, горизонтальний політ, маневрування) і впливає на аеродинамічні характеристики.

Опір лопаті визначається за формулою (2.8):

$$D = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times C_D(\alpha) \times A, \quad (2.8)$$

де: $C_D(\alpha)$ – коефіцієнт опору (залежить від кута атаки).

Метод нелінійної аеродинаміки дозволяє моделювати роботу гвинта в складних режимах роботи, наприклад, при маневруванні або в нестабільному потоці повітря. Застосовується для більш точного розрахунку ККД гвинта в реальних умовах експлуатації повітряного робота.

Емпіричні методи базуються на результатах експериментальних досліджень, що дають можливість оперативно вивчити характеристики гвинта на основі наявних моделей і прототипів. Тягу, крутний момент та інші параметри гвинта можна знайти без складних розрахунків за допомогою таблиць і графіків з експериментальних досліджень.

Цей метод підходить для швидкого тестування та порівняння різних конструкцій гвинтів, але не замінює гнучкість і точність теоретичних розрахунків. Він більш доречний на етапі вибору гвинта серед наявних звичайних моделей, ніж для оптимізації нових конструкцій.

Практичне застосування знайшли також методи розрахунку на основі класичної теорії несучої лінії. Методи розрахунку вихрового руху на основі теорії несучої лінії. Дана теорія заснована на використанні вихрової моделі. Її особливість полягає в тому, що лопаті гвинта і вихрові сліди можуть бути замінені певними дискретними вихорами. Для введення теорії несучої лінії потрібні профільні характеристики лопатей гвинта. Результати розрахунку за цією теорією узгоджуються з експериментальними даними про режими безперервного обтікання лопатей ротора. Розрахункові дані

відрізняються від експериментальних на режимах, критичних для обтікання лопатей з відривом.

Розглянемо приклад в однорідному потоці ідеальної нестисливої рідини, що рухається зі швидкістю V_∞ , m – лопатковий гвинт радіусом R з центром втулки на початку пов'язаної з лопаттю системи координат Oxy . Гвинт обертається навколо осі Oy з кутовою швидкістю ω . Кожна лопать гвинта моделюється прямою несучою лінією зі змінною по радіусу r циркуляцією.

Від довільного елемента несучої лінії безперервно відділяються елементи вільної вихрової поверхні, які рухаються далі разом з частинками рідини, що набігає на гвинт. У результаті за кожною несучою лінією, яка моделює лопать гвинта, утворюється вихровий слід у формі вихрової поверхні.

Якщо розглядати одну лопать гвинта як ізольоване крило великого подовження, то до обтікання профілю його поперечного перерізу можна застосувати гіпотезу плоских перерізів, на основі якої можна вважати, що цей профіль піддається впливу плоского потоку[22].

2.3 Розробка схеми конструкції повітряного робота

Основною деталлю в конструкції повітряного робота є рама. Рама – це несуча конструкція, що складається з фюзеляжу і балок. Зазвичай фюзеляж виготовляється як сандвіч-панель, щоб досягти достатньої жорсткості за рахунок найменшої можливої маси.

Форма рами повітряного робота залежить від того, де розташовані його балки і як вони закріплені. Рами бувають різних форм відповідно до потреб пілота. Найбільш поширені оправи: Х-подібні (або хрестові), Н-подібні, гібридні Х (комбінація Х з іншими формами), розтягнуті Х, квадратні та цільні рами (цільна конструкція). Усі форми мають свої специфічні характеристики та є кращими для різних типів квадрокоптерів та завдань.

Першою рамою, яку слід розглянути, це X-подібна рамка наведена на рис. 2.1.



Рисунок 2.1– X-подібна рама

Фюзеляж X-рами короткий, зазвичай компактної форми. Така конструкція дозволяє зосередити всі електронні компоненти в центрі конструкції. Промені рами відповідають кутам квадрата, забезпечуючи симетрію між його довжиною і шириною. Завдяки такій конфігурації можна ідеально збалансувати розподіл ваги, починаючи з основної частини.

Батарея, контролери і регулятори зосередженні всередині корпусу повітряного робота. Це сприяє рівномірному навантаженню всіх чотирьох двигунів, а отже, покращенню маневреності повітряного робота.

З іншого боку, недоліком компактної центральної зони в рамі є обмежений простір для кріплення деталей. Отже, це вимагає більш детального планування з точки зору позиціонування. Тому усі компоненти мають бути затиснуті один над одним. Таке розташування може ускладнити доступ до окремих елементів під час ремонту, а також обмежити вентиляцію,

яка є надзвичайно важливою, щоб уникнути перегріву. Тому під час встановлення кожного компонента необхідно ретельно планувати, не кажучи вже про забезпечення належної роботи повітряного робота.

Наступна рамка Н-типу наведена на рис. 2.2.

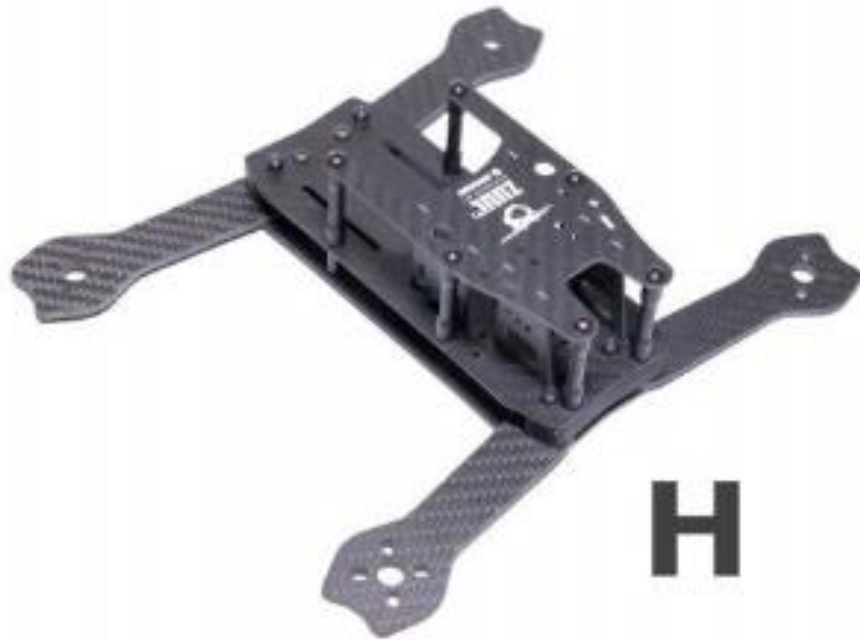


Рисунок 2.2 – Рама типу "H"

Рама типу "H" має набагато довшу центральну секцію, ніж рама X, що значно спрощує установку та ремонт компонентів. Конструкція H-подібної рами забезпечує більше простору, де електроніка може бути зручно розміщена та легко доступна, а отже, обслуговування буде простішим. Балки, що утворюють цей каркас, кріпляться до передньої та задньої частин фюзеляжів, створюючи таким чином всю конструкцію у формі "H".

Однією з особливостей даного каркаса є те, що зазвичай камера та акумулятор встановлюються на верхній пластині фюзеляжу. Така орієнтація дозволяє найкращим чином використовувати решту доступного простору для інших компонентів. Це також полегшує доступ до важливих частин під час

ремонту або модифікації. Але це створює нерівномірний розподіл моменту інерції.

Нерівномірний розподіл моменту інерції означає, що нахили вперед і назад потребують більше енергії, ніж нахили ліворуч або праворуч. Це пояснюється тим, що маса зосереджена в одному напрямку, інерція для переміщень в поздовжній площині збільшується.

Хоча рами типу "Н" мають перевагу мають недолік, вони більше підходять для великих повітряних роботів або тих, яким потрібен легкий доступ до внутрішніх деталей.

Тип рами "Квадрат" наведено на рис. 2.3.

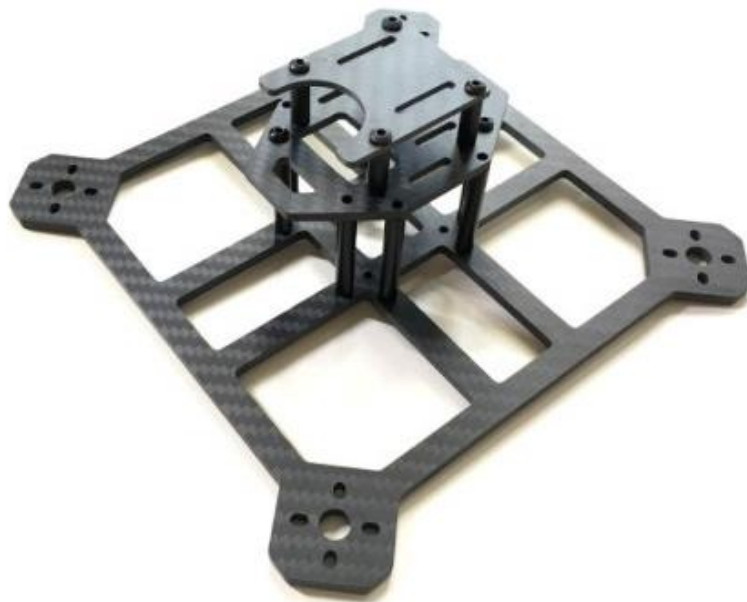


Рисунок 2.3 – Рама типу "Квадрат"

Ця рама підпадає під найбільш жорстку та міцну раму з усіх можливих конструкцій, доступних для повітряних роботів. Наявність більшої кількості сполучних ребер посеред балок підвищить жорсткість, за допомогою якої він створює більш міцну структуру, тому квадрокоптер отримує здатність протистояти ударам і механічним навантаженням.

Однак ця міцність має певні недоліки. Збільшення сполучних елементів

збільшує масу конструкції. Тому такий тип рами має недоліки. Перший і найбільш критичний серед них полягає в тому, що з більшою рамою двигуни повинні будуть підніматися і продовжувати політ з більшою силою. Таким чином, це також безпосередньо вплине на час польоту квадрокоптера на одному заряді акумулятора. По-друге, вага також перешкоджає маневреності, оскільки об'єкт повільно реагує на зміну положення або напрямку.

Гібридна рама “Х” (рис. 2.4) – це комбінація двох поширених типів конструкції, яка поєднує в собі переваги рами “Н” і рами “Х”. У конструкції використовується фюзеляж, подібний до того, що використовується в Н-подібній рамі, що розширює тіло літаючого робота вперед і назад, щоб полегшити збірку та обслуговування частин. Однак балки такого каркасу з'єднані за принципом “Х” каркасу, що забезпечує більшу стійкість конструкції та розподіл навантаження.



Рисунок 2.4– Гібридна рама типу “Х”

Однією з головних переваг рами є те, що вона зберігає рівномірний розподіл ваги рами типу “Н”, забезпечуючи при цьому додаткові переваги

стабільності та маневреності форми “X”. Однак одна з головних відмінностей від гібридної рами “X” полягає в тому, як система поводить себе, коли двигун працює. Передача вібрації від двигуна до контролера польоту може відрізнятися від інших конструкцій. Це може вплинути на точність керування та стабільність польоту. Для вирішення цієї проблеми інженери зазвичай використовують амортизатори

Іншим варіантом є подовжена рама типу “X”, яка наведена на рис. 2.5.



Рисунок 2.5 – Подовжена рама типу “X”

Ця конструкція, попри схожість із класичною рамою “X”, має одну ключову особливість – витягнутий фюзеляж. У подовженій рамі “X” основна частина конструкції довші в порівнянні з її шириною. Це призводить до іншого розподілу ваги й аеродинамічних характеристик під час польоту. З одного боку, подовжений фюзеляж забезпечує додаткову стабільність, особливо під час горизонтального польоту на високих швидкостях, оскільки центр маси квадрокоптера зміщується, що дозволяє краще контролювати його рухи в повітрі.

Особливість подовженої рами “Х” – зміщення переднього гвинта відносно заднього. Таке розташування зменшує вплив турбулентних вихорів, які виникають під час обертання гвинта. Це робить повітряний робот більш аеродинамічно ефективним, роблячи політ більш плавним і стабільним, особливо в умовах турбулентності та сильного вітру. Зменшення турбулентності також позитивно впливає на загальну ефективність квадрокоптера, оскільки двигунам більше не потрібно долати додатковий опір повітря, який створює турбулентність.

Unibody або цільні рами особливі тим, що промені інтегровані в нижню плиту корпусу, а не є окремими елементами, утворюючи єдину конструкцію. Цей каркас не вимагає окремих кріплень, що спрощує процес складання та зменшує загальну вагу. Але основним недоліком такого рішення є те, що при пошкодженні балки під час польоту необхідно міняти всю раму, а це дуже трудомістко.

Приклад цілісної рами наведено на рисунку 2.6.



Рисунок 2.6 – Рама типу Unibody

Наступним кроком є вибір роторів і пропелерів, тому що вони

безпосередньо впливають на роботу повітряного робота.

Під час обертання лопаті, які розкручують ротори, генерують потік повітря, який створює аеродинамічну силу, відому як тяга. Завдяки цій тязі робот може залишатися в повітрі та здійснювати політ.

Існує два основні типи роторів, а саме безщіткові ротори (рис 2.7) та щіткові ротори (рис 2.8). Безщіткові ротори є найбільш поширеним у повітряних роботах. Вони функціонують завдяки безконтактній системі, що складається з ротора і статора, що дозволяє досягати високої ефективності та тривалого часу роботи. Безщіткові ротори забезпечують високу тягу, значну швидкість обертання та триваліший термін служби в порівнянні зі щітковими. Крім того, вони є менш шумними і споживають менше енергії.



Рисунок 2.7 – Приклад безщіткового ротора

Щіткові ротори мають контактну систему, що складається з щіток і комутатора. Вони менш ефективні, мають коротший термін служби у порівнянні з безщітковими. Проте вони можуть бути компактнішими, легшими та дешевшими.

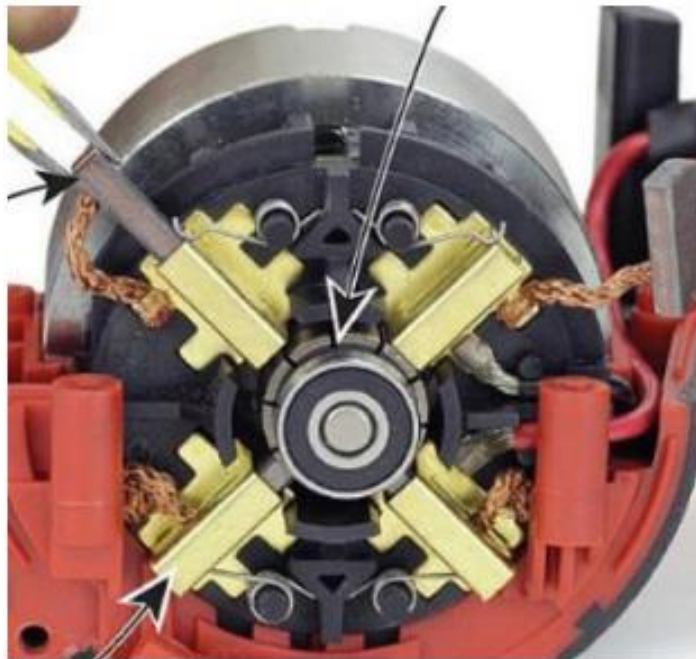


Рисунок 2.8 – Приклад щіткового ротору

Перш ніж обирати гвинт слід взяти до уваги кілька основних параметрів:

- розмір гвинта вимірюється в дюймах і має великий вплив як на тягу, так і на стабільність відповідного повітряного робота. Великі гвинти зазвичай забезпечують більшу тягу, але потребують більшої потужності. З іншого боку, менші пропелери можуть бути більш енергоефективними, але їхня тяга обмежена. Розмір пропелерів вибирається з урахуванням розмірів рами повітряного робота і наявної потужності;

- кут нахилу лопатей. Продуктивність гвинта також значною мірою залежить від кута нахилу лопатей гвинта. Пропелери від 0 градусів до 30 градусів можуть застосовуватися для повітряних роботів. Значно покращується тяга гвинтів із меншим кутом нахилу; однак він може втратити стійкість і маневреність. З іншого боку, гвинти з більшим кутом нахилу забезпечують кращу стабільність, хоча тяга стає меншою. Вибір кута нахилу лопаті визначається фактичними вимогами до повітряного робота.

В результаті проведеного аналізу обрано Х-подібну раму з безщітковими роторними моторами, що є оптимальним рішенням для розробки повітряного робота згідно поставленого завдання. Цей вибір обґрунтований рядом переваг, які надають ці компоненти.

Х-подібна конструкція рами забезпечує хорошу жорсткість і стабільність, що може бути критично важливим для повітряних роботів, оскільки вони піддаються великим навантаженням під час маневрування. Така форма дозволяє розподіляти навантаження між усіма елементами конструкції, знижуючи ризик деформації рами під час польоту. Х-рама також забезпечує квадрокоптеру хорошу аеродинаміку, оскільки вона зменшує опір повітря, що дозволяє квадрокоптеру економити енергію, що, у свою чергу, збільшує можливий час польоту. Схема конструкції повітряного робота наведена на рисунку 2.9.



Рисунок 2.9 – Схема конструкції повітряного робота

2.4 Дослідження впливу опору та підйомної сили лопаті

Для розрахунку обрано метод нелінійної теорії гвинта. За допомогою даного методу, ми зможемо прорахувати опір та підйомну силу лопаті при різному куті атаки.

Для дослідження оберемо три кути лопатей: 10, 15, 25 градусів.

Першою розрахуємо підйомну силу на лопаті при різних кутах за формулою 2.9:

$$L = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times C_L(\alpha) \times A, \quad (2.9)$$

де: ρ – щільність повітря (1,225 кг/м³ на рівні моря);

V – швидкість потоку навколо лопаті (м/с);

$C_L(\alpha)$ – коефіцієнт підйомної сили, який є функцією кута атаки α ;

A – площа поверхні лопаті.

Для різних кутів лопатей коефіцієнт підйомної сили буде змінюватись.

Кут атаки розраховується за формулою 2.10:

$$\alpha = \theta - \varphi, \quad (2.10)$$

де: α – кут атаки;

θ – кут обертання лопаті;

φ – кут потоку повітря відносно горизонтальної осі.

Коефіцієнт підйомної сили визначається за формулою 2.11:

$$C_L = C_{L0} + \left(\frac{dC_L}{d\alpha} \right) \times \alpha, \quad (2.11)$$

де: C_{L0} – коефіцієнт підйому при нульовому куті атаки (0.2 для більшості профілів).

$\left(\frac{dC_L}{d\alpha}\right)$ – градієнт зміни коефіцієнта підйому по відношенню до кута атаки (за стандартним профілем лопаті дорівнює 0.11).

Далі розрахуємо підйомну силу лопаті, при її куті 10 градусів при куту потоку повітря 5 градусів.

$$\begin{aligned}\alpha &= 10 - 5, \\ \alpha &= 5.\end{aligned}\tag{2.12}$$

$$\begin{aligned}C_L &= 0.2 + 0.11 \times 5, \\ C_L &= 0.2 + 0.55, \\ C_L &= 0.75.\end{aligned}\tag{2.13}$$

Результати дозволили визначити коефіцієнт підйомної сили з наступними вихідними даними:

- площа поверхні лопаті $A = 0.05 \text{ м}^2$;
- швидкість потоку $V = 10 \text{ м/с}$;
- щільність повітря $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$.

$$\begin{aligned}L &= \frac{1}{2} \times 1.225 \times 10^2 \times 0.75 \times 0.05, \\ L &= 2.29 \text{ Н}.\end{aligned}\tag{2.14}$$

Тепер розрахуємо підйомну силу лопаті, при її куті 15 градусів та куту потоку повітря 5 градусів.

Розрахуємо підйомну силу лопаті:

$$\begin{aligned}\alpha &= 15 - 5, \\ \alpha &= 10.\end{aligned}\tag{2.15}$$

$$C_L = 0.2 + 0.11 \times 10,\tag{2.16}$$

$$C_L = 0.2 + 1.1,$$

$$C_L = 1.3.$$

Отримані вхідні дані:

– площа поверхні лопаті $A = 0.05 \text{ м}^2$;

– швидкість потоку $V = 10 \text{ м/с}$;

– щільність повітря $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$.

$$L = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 10^2 \times 1.3 \times 0.05, \quad (2.17)$$

$$L = 3.98 \text{ Н.}$$

Розрахуємо підйомну силу лопаті, при куті 25 градусів та куту потоку повітря 5 градусів.

Підйомна сила лопаті:

$$C_L = 2.4. \quad (2.18)$$

Отримані вхідні дані:

– площа поверхні лопаті $A = 0.05 \text{ м}^2$;

– швидкість потоку $V = 10 \text{ м/с}$;

– щільність повітря $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$.

$$L = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 10^2 \times 2.4 \times 0.05, \quad (2.19)$$

$$L = 7.35 \text{ Н.}$$

Наступним буде розрахунок опору лопаті при різних її кутах, а саме 10, 15, 25 градусів. Кут потоку повітря обрано 5 градусів.

Опір лопаті розраховується за формулою 2.20:

$$D = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times C_D(\alpha) \times A, \quad (2.20)$$

де: $C_D(\alpha)$ – коефіцієнт опору;

ρ – щільність повітря (1,225 кг/м³ на рівні моря);

V – швидкість потоку навколо лопаті (м/с);

A – площа поверхні лопаті.

Коефіцієнт опору розраховується за формулою 2.21:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S}, \quad (2.21)$$

де: ρ – щільність повітря (1,225 кг/м³ на рівні моря);

V – швидкість потоку навколо лопаті (м/с);

D – сила опору (Н);

S – площа поперечного перерізу об'єкта (м²).

Щоб знайти, площу поперечного перерізу, відома площа поверхні лопаті, а також експериментально з'ясовано, що площа перерізу становить 60%. Знаючи ці дані, можемо розрахувати площу поперечного перерізу за формулою 2.22:

$$S = S_{нос} \times 0.6 = 0.05 \times 0.6 = 0.03 \text{ м}^2. \quad (2.22)$$

Далі потрібно знайти кути атаки, різних кутах лопаті. За допомогою формули, яку використовували при обчисленні сили підйому лопаті, ми знайшли кути атаки. Експериментально, за допомогою симуляції, потрібно підтвердити силу опору.

В таблиці 2.1 наведено силу опору при різних кутах атаки .

Таблиця 2.1 – Сила опору при різних кутах атаки

Кут атаки (градуси)	Сила опору (Н)
5	0.18375
10	0.22050
20	0.275625

Тепер ми можемо розрахувати коефіцієнт опору при кута атаки 5 градусів:

$$C_D = \frac{0.18375}{\frac{1}{2} \times 1.225 \times 10^2 \times 0.03}, \quad (2.23)$$

$$C_D = 0.1.$$

Розрахуємо коефіцієнт опору при куті атаки 10 градусів:

$$C_D = \frac{0.22050}{\frac{1}{2} \times 1.225 \times 10^2 \times 0.03}, \quad (2.24)$$

$$C_D = 0.12.$$

Розрахуємо коефіцієнт опору при куті 20 градусів:

$$C_D = \frac{0.275625}{\frac{1}{2} \times 1.225 \times 10^2 \times 0.03}, \quad (2.25)$$

$$C_D = 0.15.$$

Знаючи коефіцієнт опору, можна розрахувати опір лопаті при різних її кутах, а саме 10, 15, 25 градусів.

Опір лопаті при 10 градусах:

$$D = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 10^2 \times 0.1 \times 0.05, \quad (2.26)$$

$$D = 0.306 \text{ Н.}$$

Опір лопаті при 15 градусах:

$$D = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 10^2 \times 0.12 \times 0.05, \quad (2.27)$$

$$D = 0.3375 \text{ Н.}$$

Опір лопаті при 25 градусах:

$$D = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 10^2 \times 0.15 \times 0.05, \quad (2.28)$$

$$D = 0.459 \text{ Н.}$$

2.5 Постановка завдання для моделювання

Усі наведені вище розрахунки були проведені з використанням нелінійної теорії гвинта за допомогою математичних формул. Тому слід змодельовати та розглянути можливість аналізу зміну сили опору лопатей квадрокоптера під різними кутами атаки за допомогою можливостей CAD системи SolidWorks. Отримати графіки залежності тиску від кількості ітерацій, графічну модель, яка представляє значення температури та сили тиску, а також спрямованість потоку повітря через модель повітряного робота.

2.6 Висновки до другого розділу

У другому розділі кваліфікаційної роботи проведено детальний аналіз аеродинамічних параметрів гвинта квадрокоптера. Зокрема, обчислення підйомної сили використовувалось, щоб зрозуміти, чи можуть гвинти підняти модель, щоб відбувся політ, а також сила опору, яка впливає на ефективність та енергоспоживання пристрою. У розділі також описується, як кут атаки лопатей впливає на коефіцієнти підйомної сили та опору, допомагаючи розробити пропелер найбільш ефективним для заданих умов експлуатації.

3 ПРОВЕДЕННЯ МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ НА ПОВІТРЯНИЙ РОБОТ СИЛ ОПОРУ ПРИ РІЗНИХ КУТАХ НАХИЛУ

3.1 Обґрунтування вибору середовища розробки

Автоматизація проектування (CAD) – це вузькоспеціалізоване програмне забезпечення, яке використовується для автоматизації проектування на різних етапах проектування в інженерній, архітектурній та механічній сферах.

CAD включає в себе такі технології:

- CAD (Computer-Aided Design) – система розробки креслень і тривимірних моделей;
- CAM (Computer-aided manufacturing) – включає в себе планування та управління операціями у процесі виробництва.
- CAE (Computer-aided engineering) – передбачає автоматичне моделювання та імітацію для оцінки продуктивності систем.

Перед розробкою 3D-моделі повітряного робота необхідно правильно вибрати середовище автоматизованого проектування. Від даного залежить, наскільки комфортно з ним працювати, а також якість і швидкість виконання проєкту. Вибір середовища визначається специфікою завдань, необхідною функціональністю та рівнем деталізації моделі. На сьогоднішній день існує досить широкий спектр САПР і методичних комплексів різної спеціалізації та застосування.

Одними з найпопулярніших середовищ проектування та моделювання є AutoCAD, Fusion 360 і SolidWorks.

Робота буде проводитися з SolidWorks серед запропонованих середовищ. Це система автоматизованого проектування, яка забезпечує високу ефективність і якість роботи.

SolidWorks від Dassault Systèmes – це потужна система САПР, яка має численні функції для 3D-моделювання, проектування, а також аналізу під час проектування та підготовки до виробництва.

Ви можете виконувати аналіз міцності, теплообміну, аеродинаміки та багато іншого без додаткового програмного забезпечення. В результаті досягається висока точність моделювання з урахуванням геометричних параметрів, матеріалів і зовнішніх умов.

Крім того, SolidWorks можна інтегрувати з виробничими процесами. Це означає, що результати моделювання можуть бути використані безпосередньо у виробництві деталей. Усе це разом робить SolidWorks найкращим вибором для моделювання в рамках мого проекту.

3.2 Підготовка до проведення симуляцій

Перш ніж запускати симуляцію в середовищі SolidWorks, потрібно завантажити 3D-модель та перейти на вкладку Flow Simulation (рис 3.1).

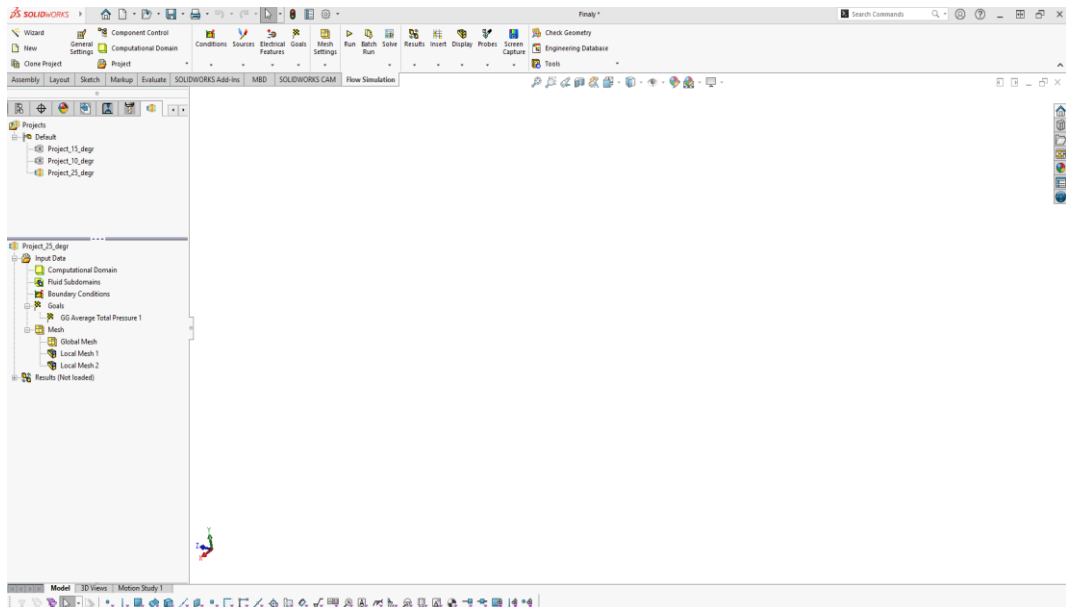


Рисунок 3.1 – Інструмент FlowSimulation

Flow Simulation – це інструмент для аналізу потоку рідин і газів, який допомагає зрозуміти, як вони поведуться в різних умовах. Цей модуль є частиною SolidWorks, тому не потрібно експортувати моделі в інші програми, все можна робити прямо в одному середовищі.

З його допомогою можна моделювати потоки рідин і газів, враховуючи різні фактори, як температура, тиск і швидкість. Це дозволяє оцінювати, як працюють системи охолодження, досліджувати аеродинамічні властивості і навіть аналізувати вплив навколишнього середовища на об'єкти.

Далі створюємо новий проєкт, де задаємо параметри для майбутнього моделювання.

Перший параметр це гравітація. Вказуємо напрямок та задаємо значення. Для моєї моделі сила тяжіння буде напрямлена по осі Y. Швидкість задаємо як напрямок потоку повітря на модель. В експерименті це ось X, швидкість потоку 20 м/с (рис 3.2).

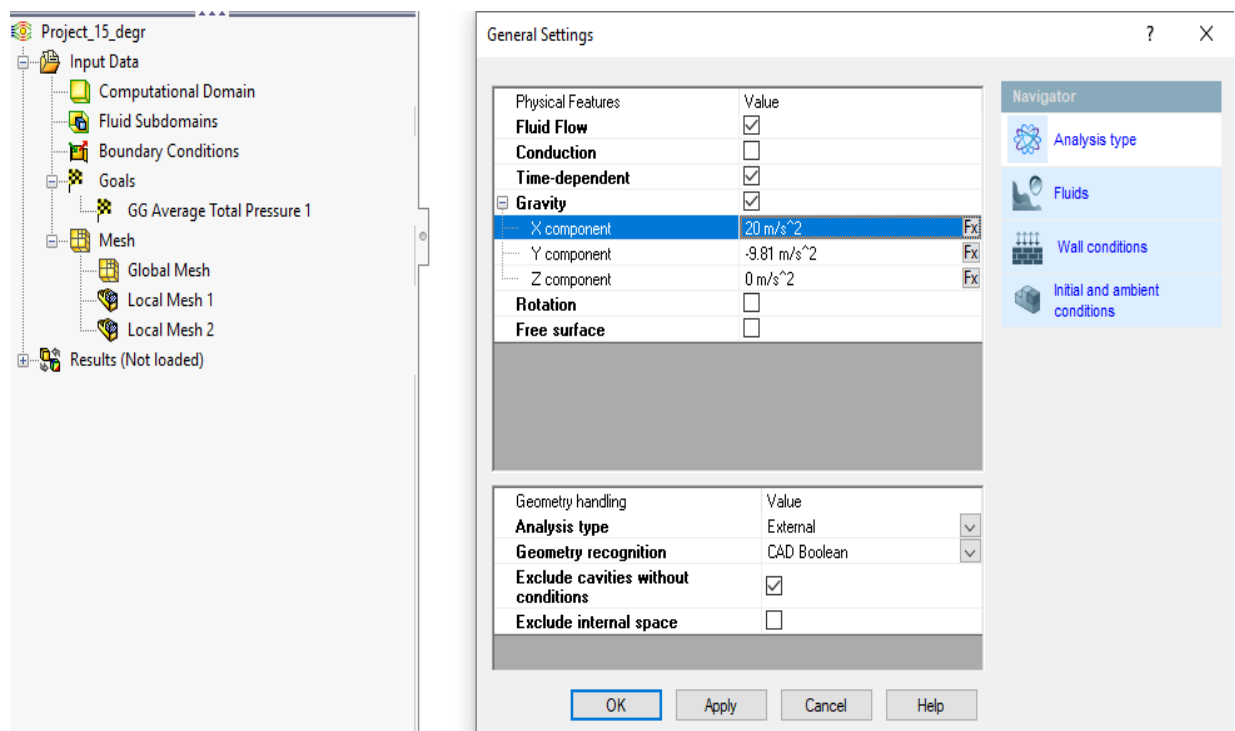


Рисунок 3.2 – Параметри гравітації та напрямку потоку повітря

Наступним етапом буде роздроблення моделі на маленькі частини для кращого аналізу. Інструмент називається Mesh. Система робить автоматичне роздроблення на сітку, але не настільки мілко, щоб зробити точний аналіз на кожен деталь повітряного робота.

Створюємо дві сітки. Перша сітка створена для гвинтів квадрокоптера та має більш роздроблену модель, бо аналіз проводиться саме для гвинтів. Друга сітка, менш роздроблена, створена для інших частин квадрокоптера.

Це зроблено для того, щоб не перенавантажити комп'ютер, а розрахунки проходили швидше, та без помилок. Процес створення сітки для гвинтів та корпусу квадрокоптера наведено на рисунку 3.3.

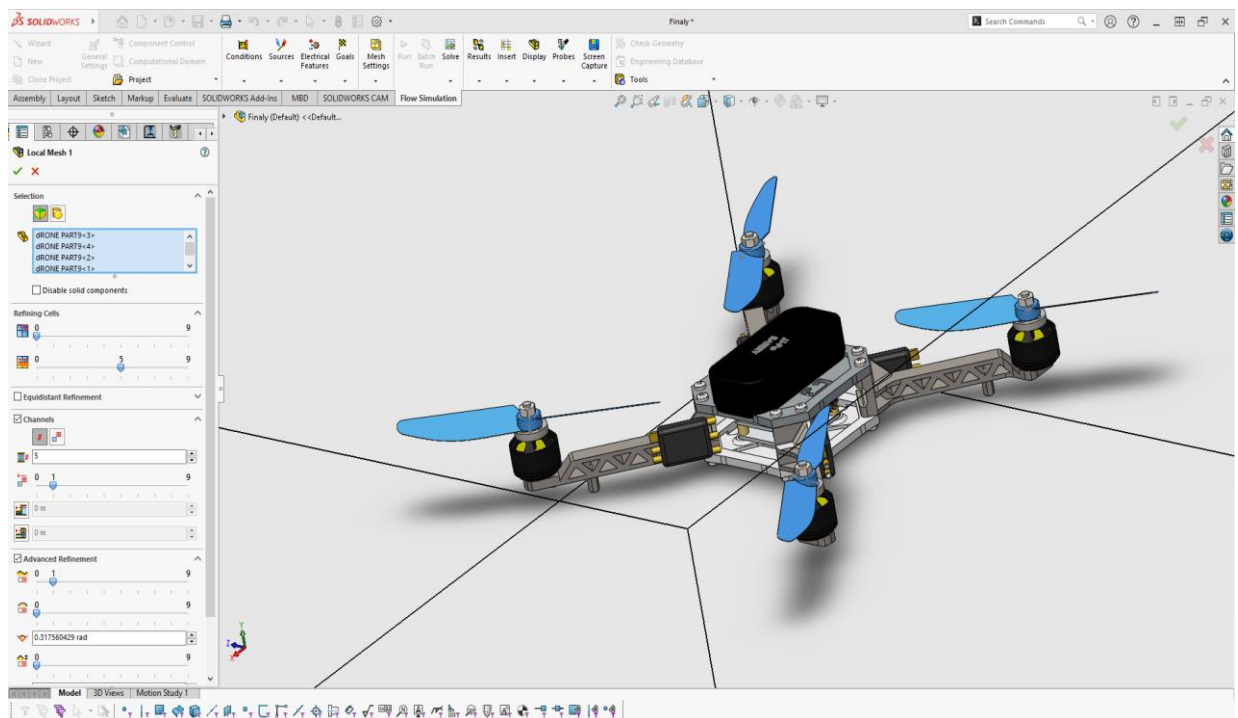


Рисунок 3.3 – Внесення параметрів для сітки

Після створення сітки, задаємо параметри, які прораховуватися системою. Обираємо тиск, який створюється потоком повітря на модель. Варто зазначити, що проведення аналізу потребує часу, та гарних характеристик комп'ютера.

Далі тиснемо на кнопку Run, після чого система створює вікно, де наводяться процес, та стан аналізу. Ця операція займає від 10 хвилин до 15 хвилин.

3.3 Проведення симуляцій аеродинамічних параметрів повітряного робота

Для проведення розрахунків обрано кути нахилу гвинта, зокрема використовуючи значення 10, 15 та 25 градусів.

Першим буде гвинт з кутом нахилу 10 градусів.

Встановлюємо на моделі гвинта кут нахилу 10 градусів (рис 3.4).

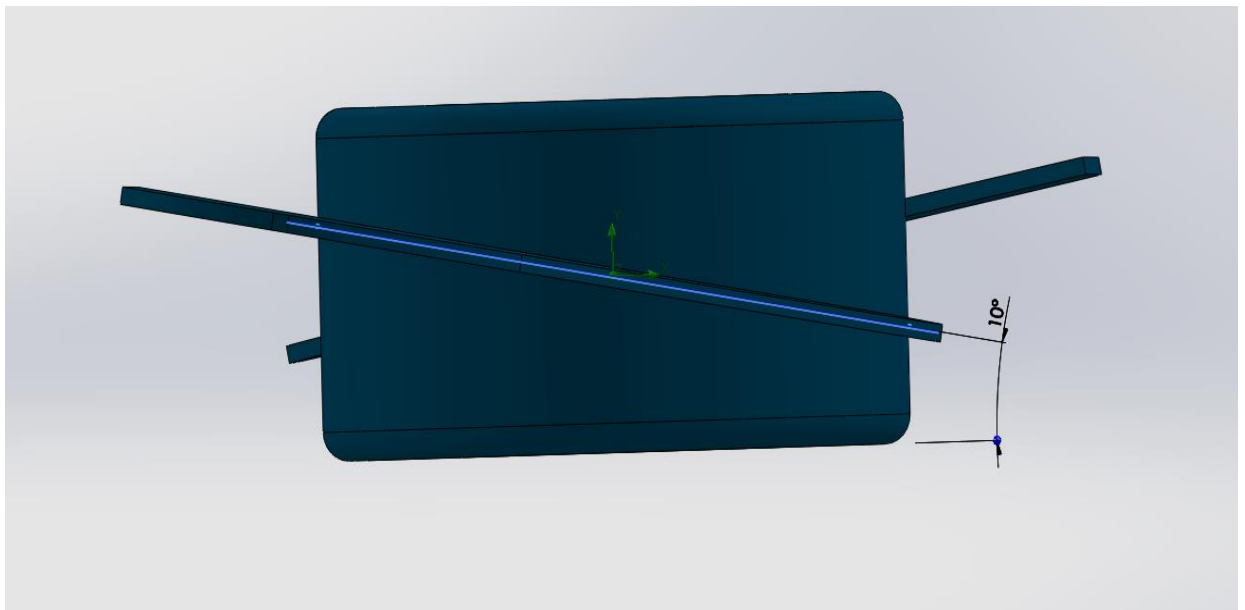
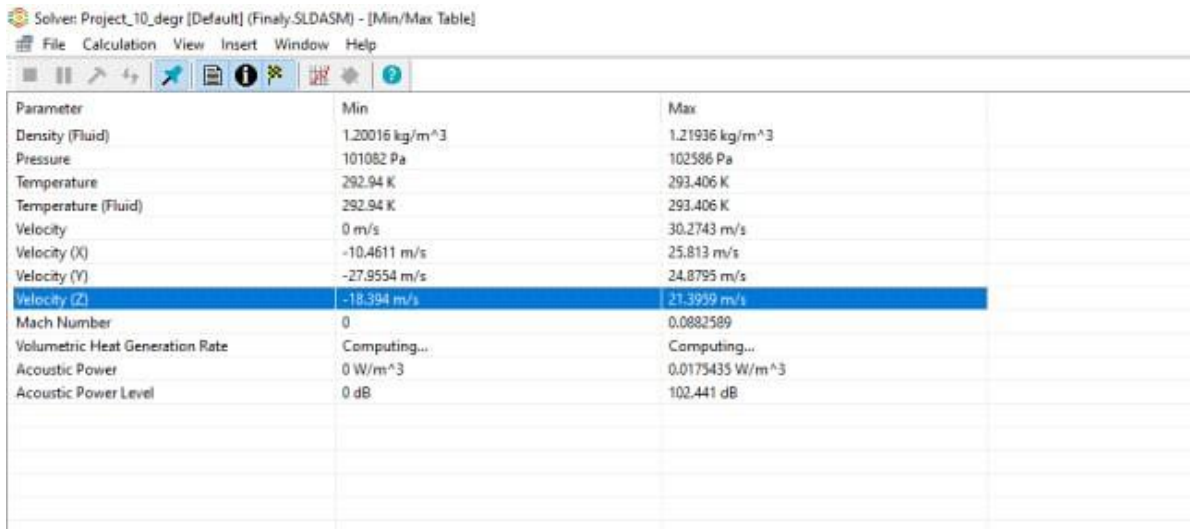


Рисунок 3.4 – Кут нахилу гвинта 10 градусів

Провівши симуляцію система автоматично видає перші розрахунки в таблиці, де вказано кількість ітерацій, мінімальний та максимальний тиск, створений на модель квадрокоптера, та температуру деталей (рис 3.5).



Parameter	Min	Max
Density (Fluid)	1.20016 kg/m ³	1.21936 kg/m ³
Pressure	101082 Pa	102586 Pa
Temperature	292.94 K	293.406 K
Temperature (Fluid)	292.94 K	293.406 K
Velocity	0 m/s	30.2743 m/s
Velocity (X)	-10.4611 m/s	25.813 m/s
Velocity (Y)	-27.9554 m/s	24.8795 m/s
Velocity (Z)	-18.394 m/s	21.3959 m/s
Mach Number	0	0.0882589
Volumetric Heat Generation Rate	Computing...	Computing...
Acoustic Power	0 W/m ³	0.0175435 W/m ³
Acoustic Power Level	0 dB	102.441 dB

Рисунок 3.5 – Вихідна таблиця для 10 градусів

В таблиці вказано, що тиск, створений потоком повітря змінюється, температура відносно стала. По координаті Z видно що повітряний робот підіймається вгору, бо показник сили від'ємний, але з часом показник має позитивне значення, потік повітря по координаті X та Y майже однаковий.

Далі система видає графік тиску на повітряний робот (рис 3.6).

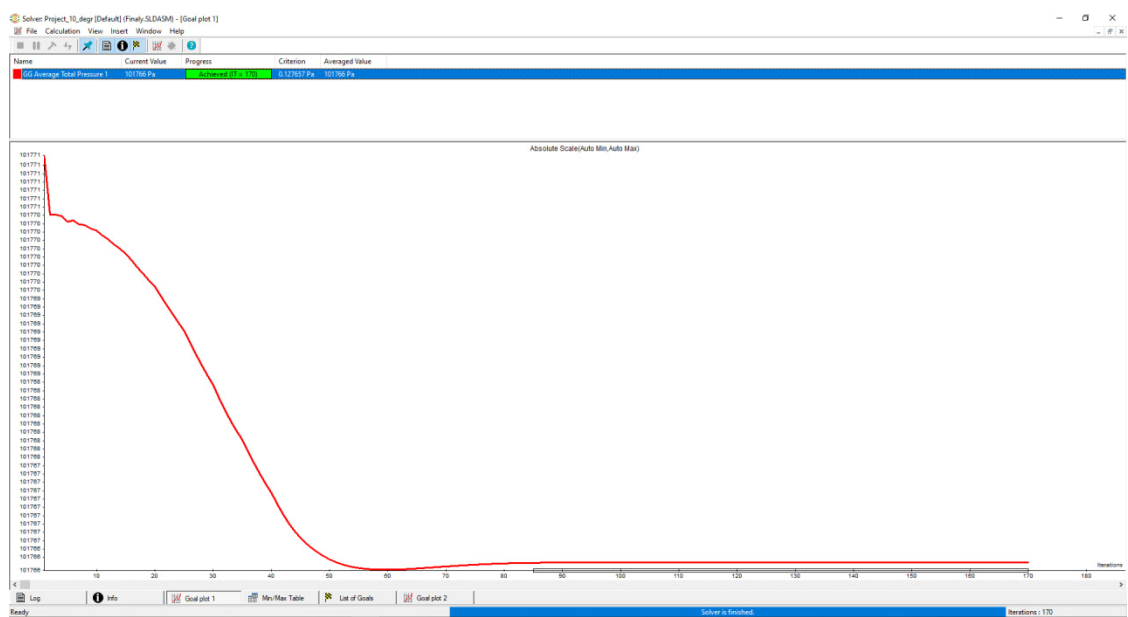


Рисунок 3.6 – Графік залежності тиску від кількості ітерацій при 10 градусах

На графіку можна спостерігати, що тиск, який створюється на модель, в перші 50 ітерацій стрімко спадає, що вказує на початкову фазу стабілізації. Після даного відбувається невелике збільшення тиску, після якого значення стабілізується і вирівнюється. Така поведінка графіка свідчить про те, що модель досягла стійкого стану, в якому тиск більше не змінюється значною мірою, що є ознакою її стабільності та правильності налаштувань для симуляції.

Для кращого розуміння процесу Flow Simulation надає детальне зображення симуляції. Це дозволяє візуалізувати температуру кожної деталі моделі, загальний тиск, а також напрямок потоку повітря у вигляді векторів. Завдяки такому візуальному представленню можна легко оцінити, як різні параметри впливають на модель, та отримати чітке уявлення про поведінку потоку в різних частинах моделі (рисунки 3.7 – 3.9).

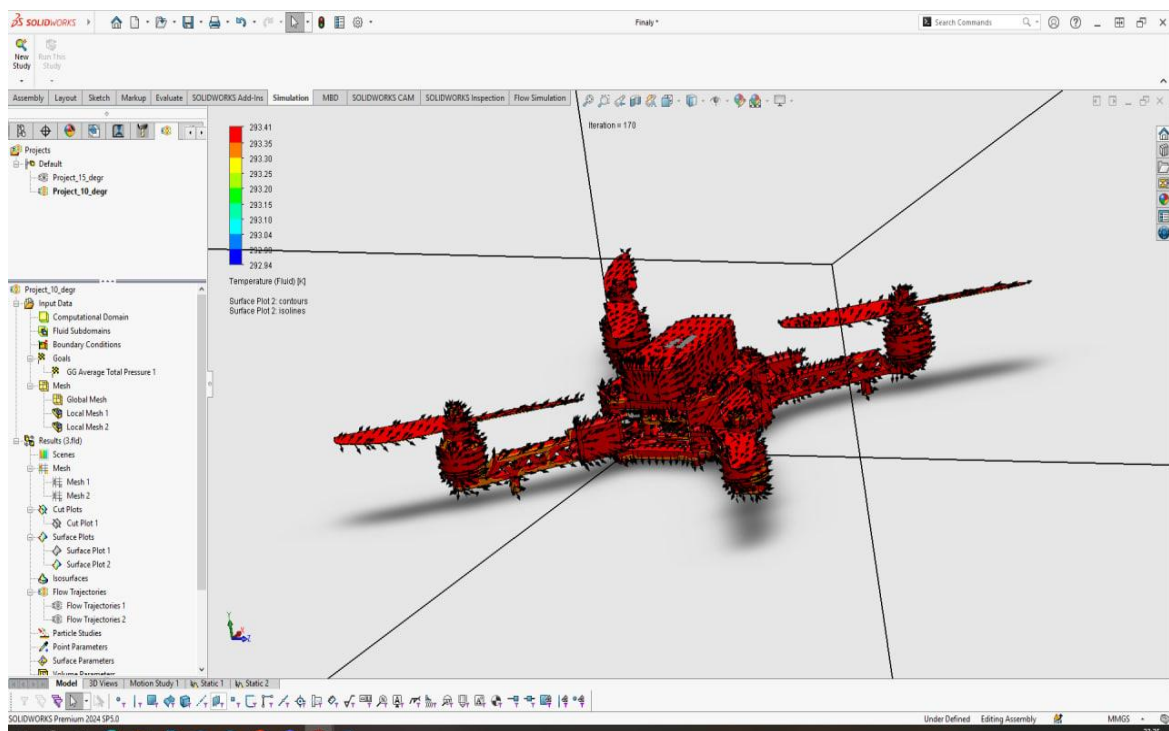


Рисунок 3.7 – Детальне зображення показників температури при 10 градусах

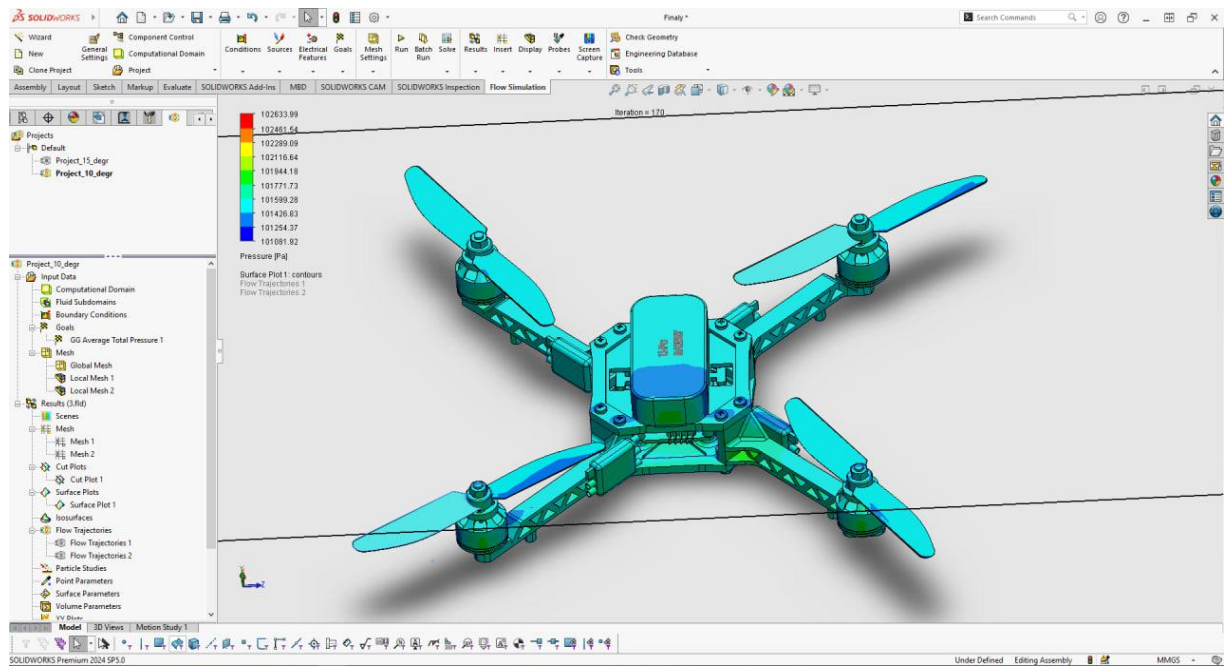


Рисунок 3.8 – Детальне зображення показників тиску при 10 градусах

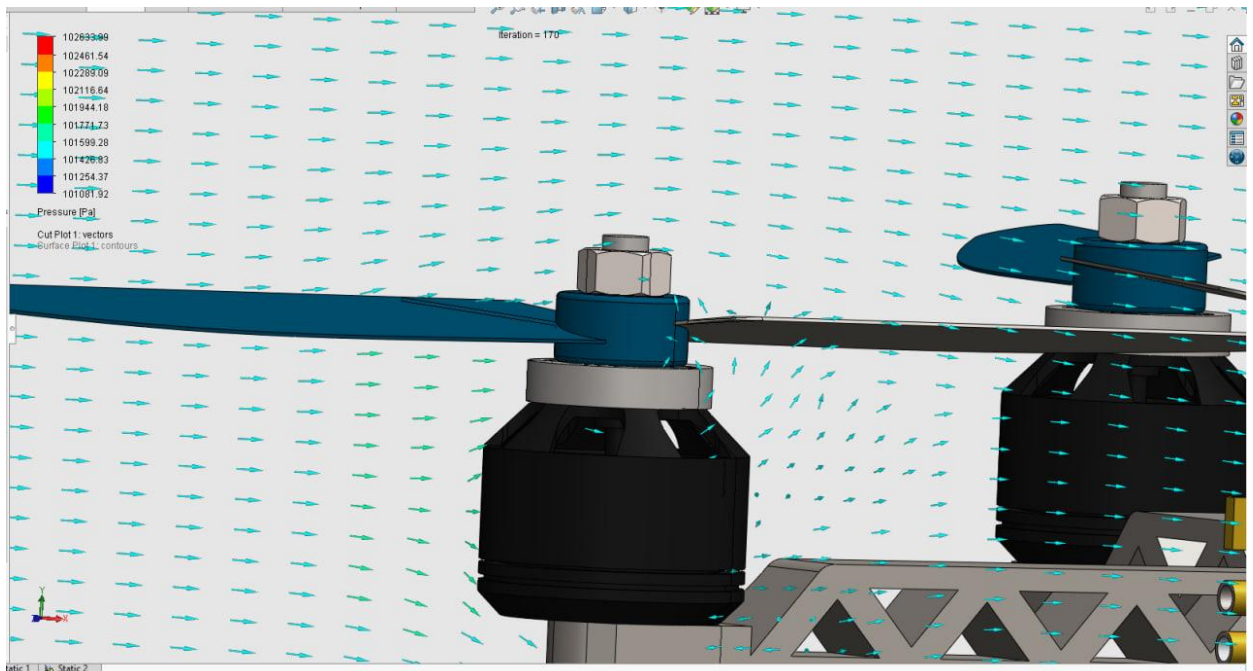


Рисунок 3.9 – Направлення потоку повітря на гвинт квадрокоптера при 10 градусах

На рисунку 3.7 видно, що температура однакова на всіх ділянках моделі. Перевівши температуру, одразу стає зрозуміло, що перегрівів не має, бо температура становить 19 – 20 за Цельсієм.

На рисунку 3.8 наведено загальний тиск та напрямок потоку повітря при стиканні з корпусом повітряного робота. Видно, що найбільший тиск припадає на лобову частину квадрокоптера, а також на місце роторних моторів, але тиск на гвинти рівномірний.

На рисунку 3.9 наведено напрямок потоку повітря, що проходить через гвинт. Можна відзначити, що потік рухається рівномірно, але відбуваються невеликі утворення завихрень.

Як висновок, гвинт з кутом нахилу 10 градусів виявився стабільним для даної моделі повітряного робота. Після невеликого скачка тиску на початку симуляції, система швидко стабілізувалася, що свідчить про ефективність та надійність даного кута нахилу для забезпечення стабільної роботи моделі.

Наступним для розрахунків буде гвинт з кутом нахилу 15 градусів.

Змінюємо кут нахилу на 15 градусів в моделі (рис 3.10).

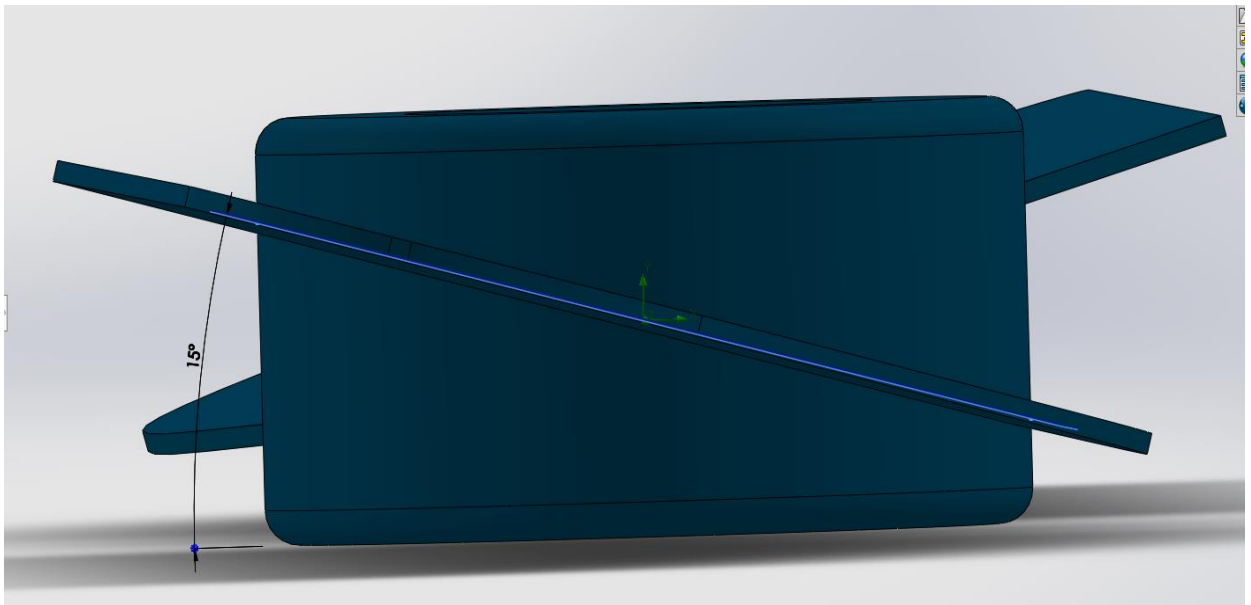


Рисунок 3.10 – Кут нахилу гвинта 15 градусів

Вносимо дані для подальшого аналізу, за прикладом, як для гвинта з кутом нахилу 10 градусів. Запускаємо симуляцію, та в кінці отримуємо дані. Першим буде графік залежності тиску від кількості ітерацій (рис 3.11).

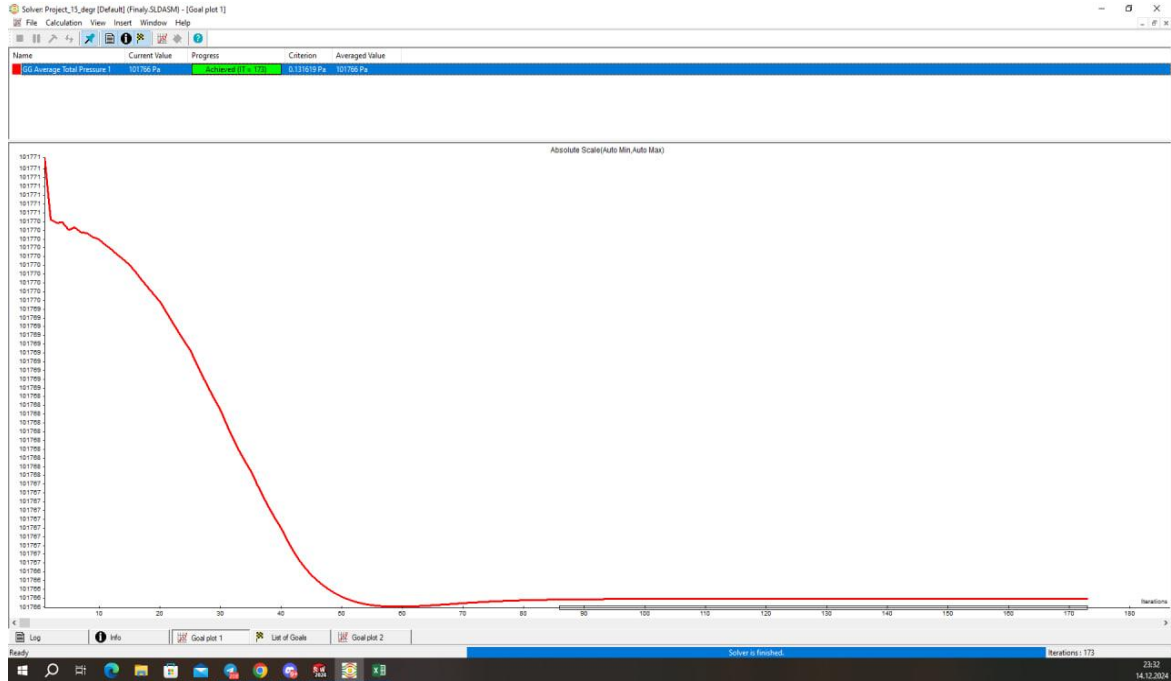


Рисунок 3.11 – Графік залежності тиску від кількості ітерацій при 15 градусах

Як видно, кількість ітерацій у симуляції досягла 173. На графіку можна спостерігати, що тиск, який діє на модель під час проходження потоку повітря, різко знижується протягом перших 10 ітерацій. Після даного зниження продовжується, але вже за гіперболічною залежністю. Починаючи з 60-ї ітерації, тиск демонструє невелике зростання, після чого стабілізується, що свідчить про досягнення рівноважного стану системи.

Можна зробити висновок, що графік для гвинта з кутом нахилу 15 градусів дуже схожий з графіком для гвинта з кутом нахилу 10 градусів. Зміна відбулася з кількістю ітерацій під час симуляції.

Далі відкриваємо детальні зображення симуляції. Першим зображенням буде візуалізація температури кожної деталі моделі (рис 3.12).

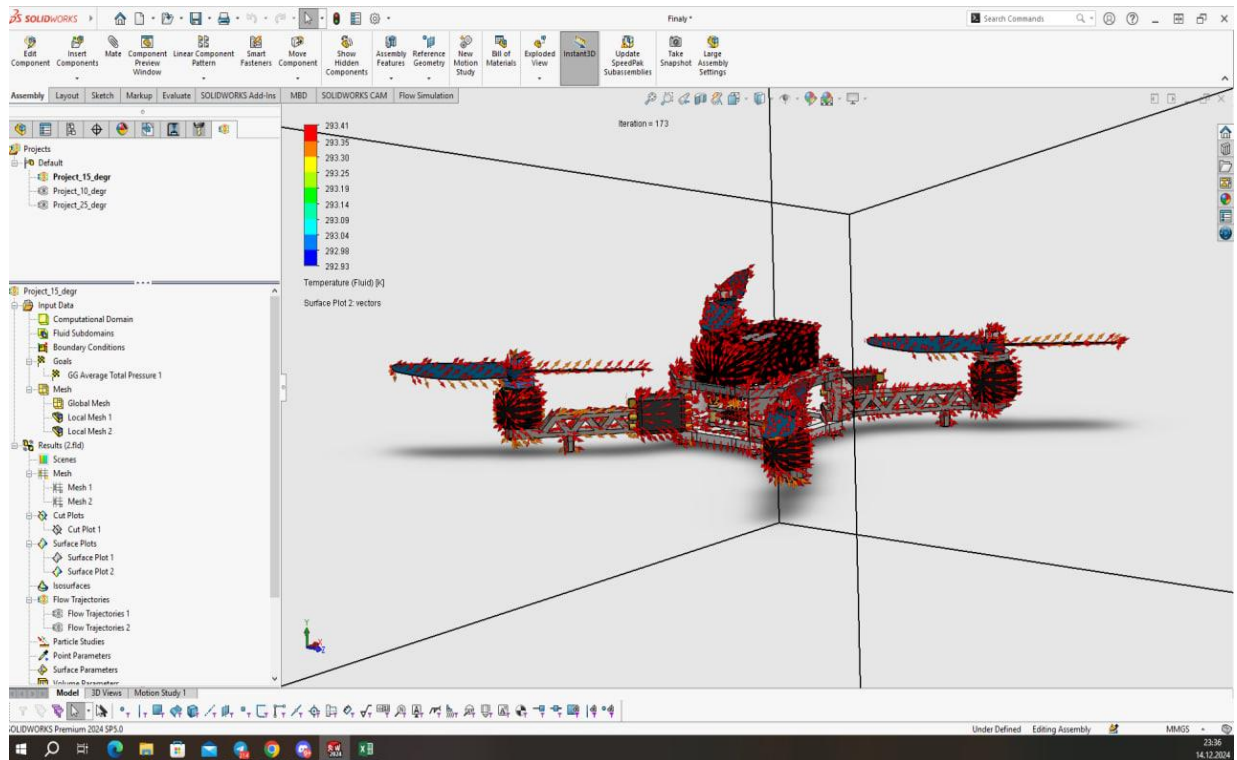


Рисунок 3.12 – Детальне зображення показників температури при 15 градусах

На рисунку 3.12 видно, що загальна температура моделі схожа с показниками температури, які показані на рисунку 3.7. Але на рисунку 3.12 видно, що на краях лопатей гвинтів температура менше. Перевівши температуру, одразу стає зрозуміло, що перегрівів не має, бо температура становить 19 – 20 за Цельсієм.

Тобто, змінивши кут нахилу гвинта, зміни температури невеликі, але відбуваються.

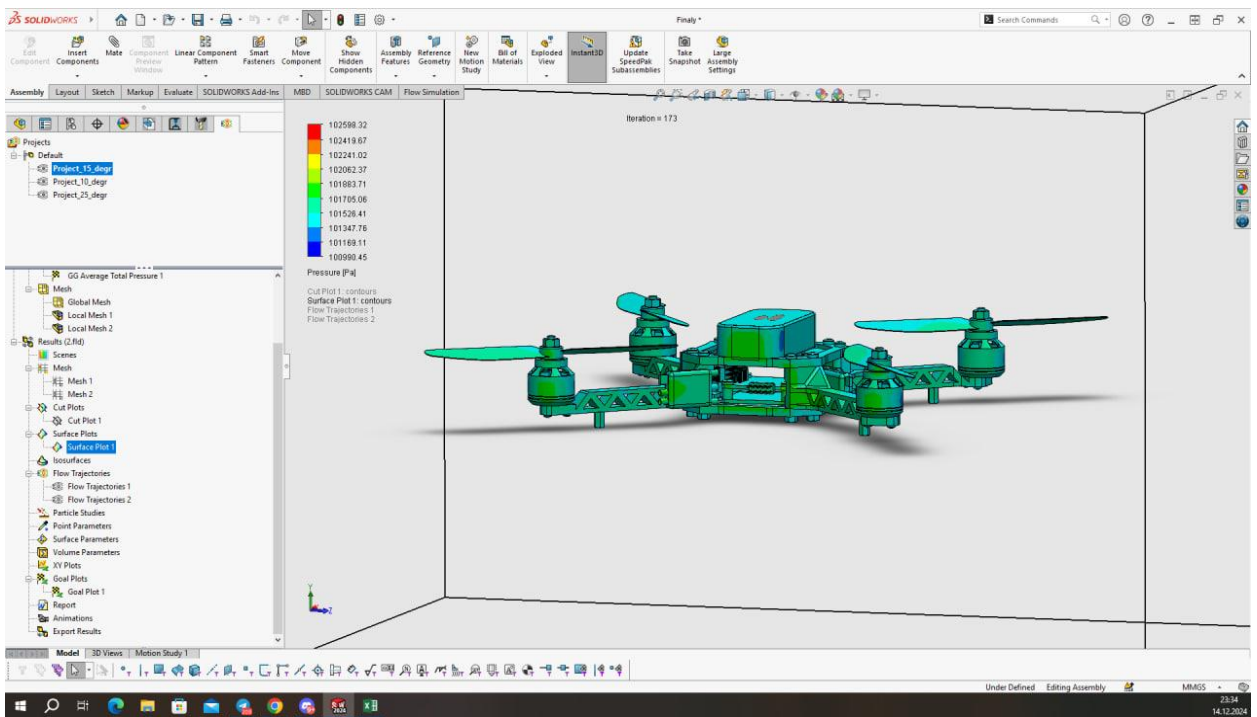


Рисунок 3.13 – Зображення показників тиску на всю модель квадрокоптера при 15 градусах

На рисунку 3.13 наведено загальний тиск та напрямок потоку повітря при стиканні з корпусом повітряного робота. Видно, як і в симуляції для гвинта з кутом нахилу 10 градусів, найбільший тиск припадає на лобову частину квадрокоптера, а також на місце роторів. Але є дві значні зміни. Спостерігається загальне збільшення тиску на модель, що помітно на променах повітряного робота. Незважаючи на підвищення загального тиску, він розподіляється рівномірно по всій поверхні моделі. Також тиск значно виріс на окремих ділянках гвинта, зокрема в зонах, де потік повітря вперше стикається. Це вказує на локальні навантаження, які виникають при взаємодії потоку повітря з гвинтом.

Підсумовуючи, при зміні кута нахилу гвинта на 15 градусів відбуваються помітні зміни в розподілі тиску як на основні деталі моделі, так і на сам гвинт.

Зокрема, збільшення кута нахилу впливає на зони контакту потоку повітря з гвинтом, що призводить до підвищення тиску в цих ділянках.

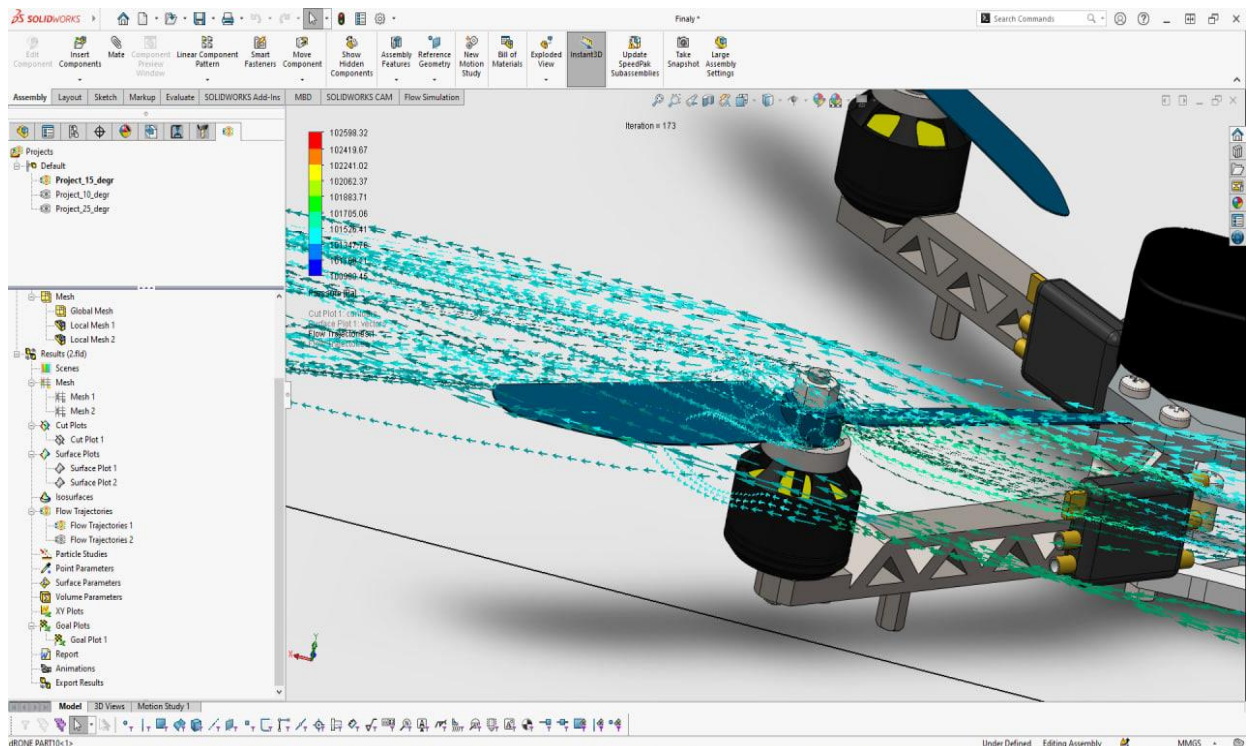


Рисунок 3.14 – Направлення потоку повітря на гвинт квадрокоптера при 15 градусах

На рисунку видно завихрення, які утворюються під час проходження потоку повітря через гвинт. Ці завихрення є результатом взаємодії потоку з лопатями гвинта. Їх наявність може впливати на ефективність роботи гвинта. Результатом цих завихрень є підвищення тиску на моделі, які показані на рисунку 3.13.

Останнім буде розрахунок гвинта з кутом нахилу 25 градусів. Проводимо зміну кута нахилу гвинта в моделі (рис 3.15).

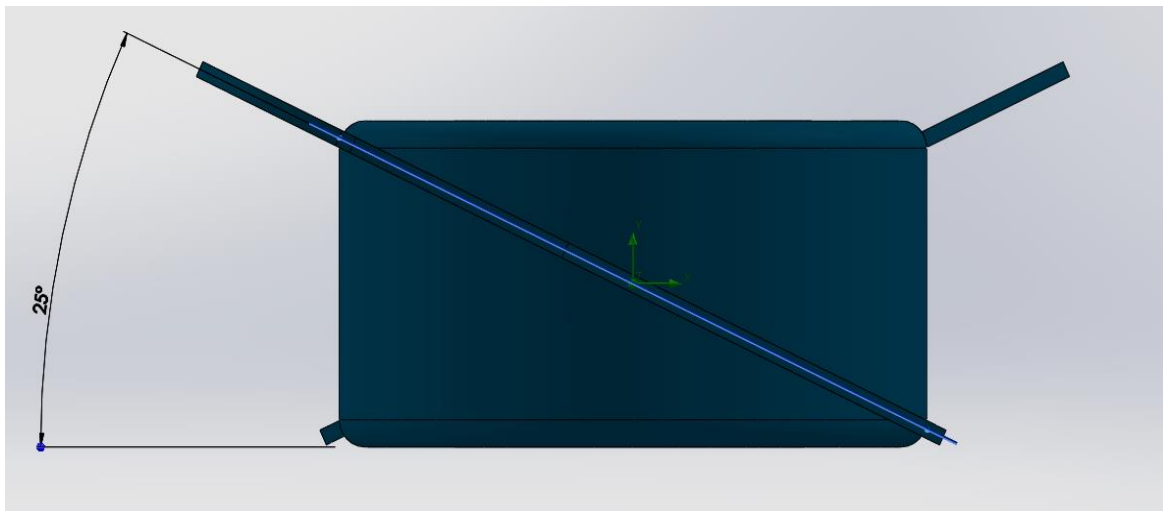


Рисунок 3.15 – Кут нахилу гвинта 25 градусів

Вносимо необхідні дані для розрахунків. Запускаємо симуляцію, та в кінці отримуємо дані. Система автоматично видала перші розрахунки в таблиці, де вказано кількість ітерацій, мінімальний та максимальний тиск, створений на модель квадрокоптера, температуру деталей та інші (рис 3.16).

Solver: Project_25_degr [Default] (Finaly.SLDASM) - [Min/Max Table]

File Calculation View Insert Window Help

Parameter	Min	Max
Density (Fluid)	1.19714 kg/m ³	1.2224 kg/m ³
Pressure	100809 Pa	102818 Pa
Temperature	292.942 K	293.402 K
Temperature (Fluid)	292.942 K	293.402 K
Velocity	0 m/s	30.2878 m/s
Velocity (X)	-8.87655 m/s	29.2428 m/s
Velocity (Y)	-27.2957 m/s	25.1274 m/s
Velocity (Z)	-19.4223 m/s	20.2674 m/s
Mach Number	0	0.0882979
Volumetric Heat Generation Rate	Computing...	Computing...
Acoustic Power	0 W/m ³	0.0040447 W/m ³
Acoustic Power Level	0 dB	96.0689 dB

Рисунок 3.16 – Вихідна таблиця при 25 градусах

Проаналізувавши таблицю, можемо зробити висновок, що тиск, створений потоком повітря змінюється, температура відносно стала. По

координаті Z видно що повітряний робот підіймається вгору, бо показник сили від'ємний, але з часом показник має позитивне значення, потік повітря по координаті X та Y майже однаковий. Порівнявши дані цієї таблиці з даними, які були при симуляції з кутом нахилу 10 градусів, можемо побачити, що максимальні показники збільшились.

Наступним буде графік залежності тиску від кількості ітерацій (рис 3.17).

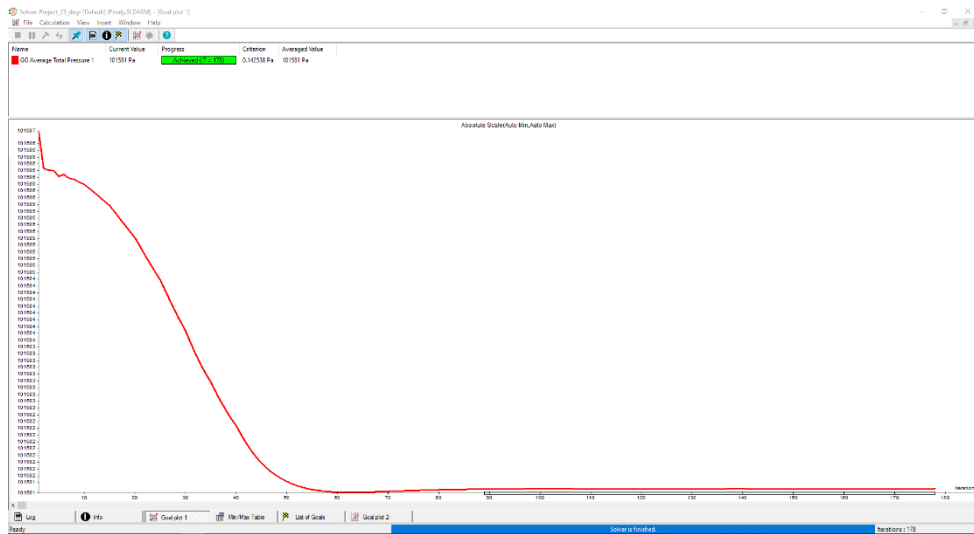


Рисунок 3.17 – Графік залежності тиску від кількості ітерацій при 25 градусах

Як видно на рисунку 3.17 кількість ітерацій у симуляції досягла 178. Це свідчить про те, що чим більший кут нахилу гвинта, тим більше ітерацій потрібно симуляції для розрахунків параметрів.

Графік показує, що тиск, який діє на модель під час проходження потоку повітря, різко падає в перші 10 ітерацій. Після даного зниження продовжується, але вже за гіперболою. Порівнюючи з графіками, які були представлені вище, при куті нахилу 25 градусів після 60-ї ітерації тиск майже не зростає, а одразу стає рівномірним.

Така поведінка може бути ознакою того, що кут 25 градусів є оптимальним для забезпечення мінімального опору потоку та рівномірного

навантаження на елементи. Це також можна вважати зменшенням локальної турбулентності, яка зазвичай підвищує тиск в окремих зонах, що у свою чергу, підвищує загальну стабільність системи.

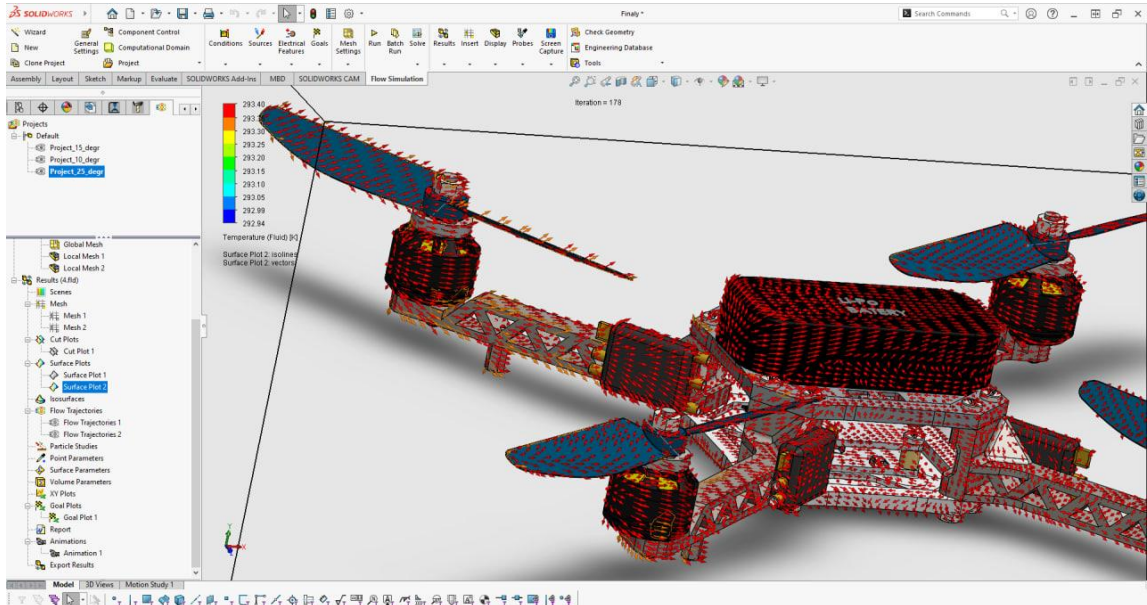


Рисунок 3.18 – Зображення показників температури при 25 градусах

На рисунку 3.18 видно, що температура однакова на всіх ділянках моделі. Перевівши температуру, одразу стає зрозуміло, що перегрівів не має, бо температура становить 19 – 20 за Цельсієм.

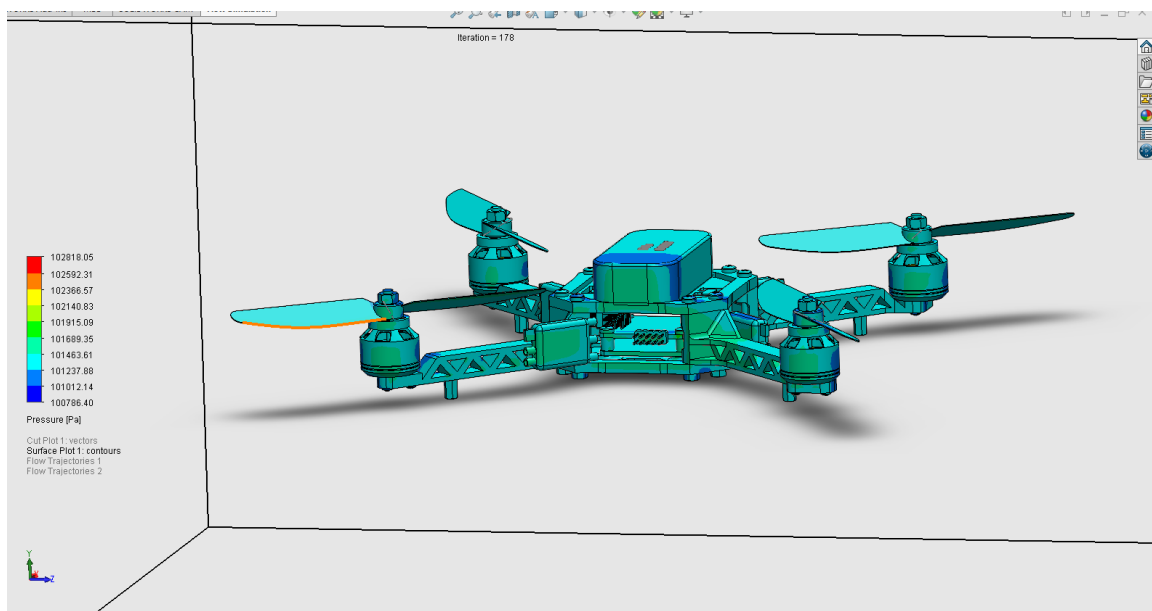


Рисунок 3.19 – Загальний тиск на модель при 25 градусах

На рисунку 3.19 нам наведено загальний тиск та напрямок потоку повітря при стиканні з корпусом повітряного робота. Видно, що найбільший тиск припадає на лобову частину квадрокоптера, а також на місце роторних моторів, але тиск на гвинти рівномірний.

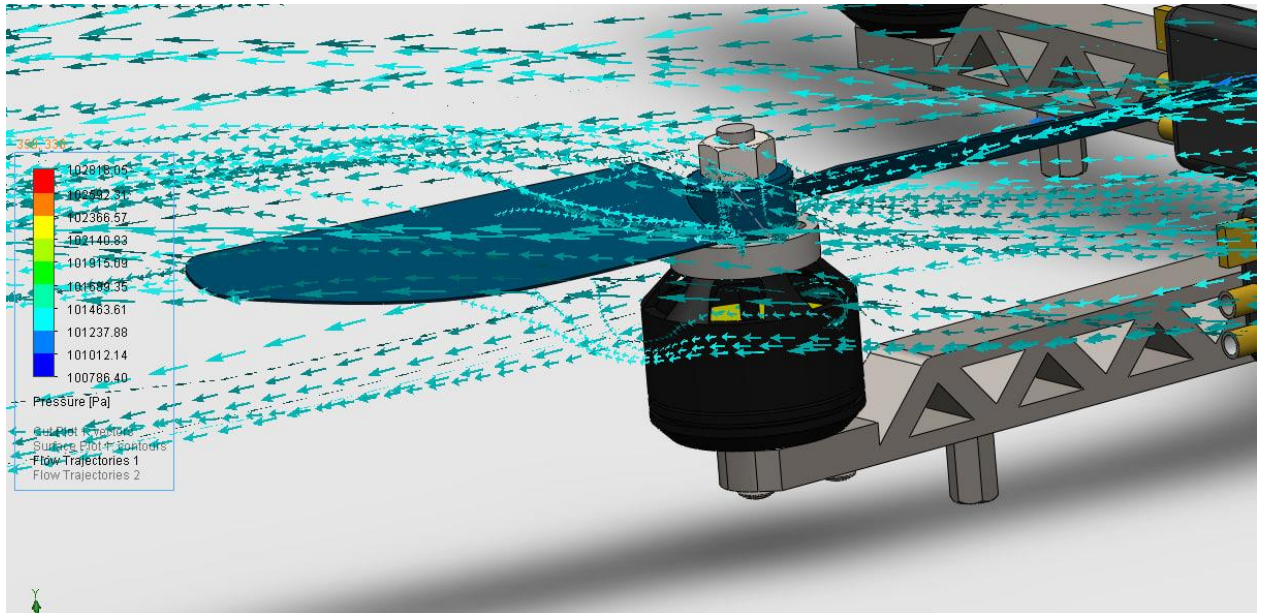


Рисунок 3.20 – Направлення потоку повітря на гвинт квадрокоптера при 25 градусах

На рисунку 3.20 зображено напрямок потоку повітря, що проходить через гвинт. Помітно, що потік загалом рухається рівномірно, проте в зоні кріплення гвинтів до роторного мотора спостерігаються невеликі завихрення. Це явище може бути спричинене взаємодією потоку з конструктивними елементами кріплення. Такі завихрення можуть незначно впливати на ефективність роботи гвинта, але, як показує графік залежності тиску від ітерацій, система показує стабільну роботу.

Висновок, гвинт з кутом нахилу 25 градусів показує гарну роботу під час проведення симуляції. Тиск, який утворюється під час проходження потоку повітря через модель, виявився меншим ніж в інших симуляціях, він розподілений рівномірно.

Загалом можна сказати, що для стабільної роботи підходить гвинт з кутом нахилу 10 градусів. Чому я обрав також кут нахилу 10 градусів, бо в таблиці ми побачимо, що швидкість по координатах менша ніж у кута 25 градусів. Це дає зрозуміти, що система краще впорається з потоком повітря.

3.4 Підтвердження стійкості системи квадрокоптера

Для дослідження стійкості гвинта системи проведемо розрахунки за критеріями Гурвіца та Михайлова [23].

На початку потрібно сформуванати динамічну модель квадрокоптера. Дані для формування моделі наведені нижче:

- маса квадрокоптера $m_{кв} = 1.73$ кг;
- радіус лопаті гвинта $r = 0.0635$ м;
- маса лопаті гвинта $m_{лг} = 0.008$ кг;
- коефіцієнт підйому $k_T = 1.3$;
- коефіцієнт опору $k_C = 0.12$.

Розрахуємо момент інерції гвинта. Використаємо спрощену модель, де лопать гвинта розглядається як диск, щоб обчислити момент інерції. Момент інерції для диска можна обчислити за формулою 3.1:

$$J = \frac{1}{2} \times m_{лг} \times r^2. \quad (3.1)$$

Підставляємо значення, та отримуємо результат:

$$J = \frac{1}{2} \times \frac{0}{008} \times 0.0635^2 = 1.65 \times 10^{-5} \text{ кг} \times \text{м}^2.$$

Якщо гвинт квадрокоптера рухається по кутовій траєкторії, то такій ситуації рівняння руху можна записати у вигляді формули 3.2:

$$J \times \omega + k_C \times v = k_T \times \omega^2, \quad (3.2)$$

де: v – кутова швидкість;
 ω – прискорення;
 k_C – коефіцієнт опору;
 k_T – коефіцієнт підйому.

Далі спростимо рівняння, для подальшого дослідження стійкості за формулою 3.3:

$$J \times s^2 + k_C \times s - k_T = 0, \quad (3.3)$$

де: s – комплексна змінна для лінійної системи, що описує стійкість.

Для дослідження стійкості гвинта першим обираємо критерій Гурвіца.

Для рівняння 3.3 маємо:

$$- a_2 = J = 1.65 \times 10^{-5};$$

$$- a_1 = k_C = 0.12;$$

$$- a_0 = -k_T = -1.3.$$

Результати розрахунків за критерієм Гурвіца наведено в таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 – Таблиця Гурвіца

i	a_i	a_{i-1}	a_{i-2}
0	$a_2 = 1.65 \times 10^{-5}$	0	0
1	$a_1 = 0.12$	$a_2 = 1.65 \times 10^{-5}$	0
2	$a_0 = -1.3$	$a_1 = 0.12$	$a_2 = 1.65 \times 10^{-5}$

Оскільки є зміни знаків у кожному стовпці, а кількість змін знаків непарна, система нестійка.

Далі перевіримо стійкість системи за критерієм Михайлова.

Критерій Михайлова дозволяє перевірити стійкість системи, аналізуючи розташування коренів характеристичного рівняння на

комплексній площині. Зазвичай для даного потрібно побудувати графік або використовувати методи чисельного розв'язку для знаходження коренів.

Для рівняння корені можна знайти за допомогою формули 3.4 для квадратного рівняння:

$$s = \frac{-k_C \pm \sqrt{k_C^2 + 4Jk_T}}{2J}. \quad (3.4)$$

Підставляємо значення в формулу 3.4:

$$\begin{aligned} s &= \frac{-0.12 \pm \sqrt{0.12^2 + 4 \times (1.615 \times 10^{-5}) \times 1.3}}{2 \times 1.615 \times 10^{-5}}, \\ s &= \frac{-0.12 \pm \sqrt{0.0144 + 8.418 \times 10^{-5}}}{3.23 \times 10^{-5}}, \\ s &= \frac{-0.12 \pm \sqrt{0.014484}}{3.23 \times 10^{-5}}, \\ s &= \frac{-0.12 \pm 0.1203}{3.23 \times 10^{-5}}. \end{aligned}$$

Тепер зможемо знайти два корені:

$$\begin{aligned} s_1 &= \frac{-0.12 - 0.1203}{3.23 \times 10^{-5}} \approx 0.93 \times 10^3. \\ s_2 &= \frac{-0.12 + 0.1203}{3.23 \times 10^{-5}} \approx -7.42 \times 10^3. \end{aligned}$$

Оскільки один з коренів має позитивну реальну частину (s_1), система нестійка.

Тож, за обома критеріями моя система нестійка. Для того, щоб система була стійкою треба додати контролер, який стабілізує систему. Тому, потрібно додати PID-регулятор, який буде контролювати орієнтацію в повітрі квадрокоптера.

Значення для коефіцієнтів для PID-регулятора будуть наступними:

– K_P (пропорційний коефіцієнт) – 1.3;

- K_I (інтегральний коефіцієнт) – 0.1;
- K_D (диференційний коефіцієнт) – 0.2.

З врахуванням PID-регулятора, рівняння системи має вигляд 3.5:

$$Js^2 + (k_C + K_D)s + (K_P - k_T) + \frac{K_I}{s} = 0. \quad (3.5)$$

Приведемо рівняння до раціональної форми, помноживши на s :

$$Js^3 + (k_C + K_D)s^2 + (K_P - k_T)s + K_I = 0.$$

Підставивши значення, маємо характеристичне рівняння:

$$3.23 \times 10^{-6} s^3 + 0.32 s^2 + 0s + 0.1 = 0.$$

Результати розрахунків за критерієм Гурвіца наведено в таблиці 3.2.

Таблиця 3.2 – Таблиця Гурвіца

s^3	3.23×10^{-6}	0
s^2	0.32	0.1
s^1	$\frac{(0.32 \times 0 - 3.23 \times 10^{-6} \times 0.1)}{0.32}$	0
s^0	0.1	0

Далі обчислюємо коефіцієнти:

$$\Delta_1 = 3.23 \times 10^{-6} > 0.$$

$$\Delta_2 = \begin{bmatrix} 3.23 \times 10^{-6} & 0 \\ 0.32 & 0.1 \end{bmatrix} = (3.23 \times 10^{-6} \times 0.1) - (0.32 \times 0) = 3.23 \times 10^{-7}.$$

$$\Delta_3 = \Delta_2 \times 0 = 0.$$

Рівняння містить коефіцієнт при s^1 , що дорівнює нулю. Це свідчить, що система знаходиться на межі стійкості.

Тепер перевіримо стійкість системи за критерієм Михайлова.

Для аналізу використовуємо передаточну функцію та перевіряємо поведінку амплітудно-фазової характеристики в частотній області.

Передаточна функція системи має вигляд 3.6:

$$W(s) = \frac{K_I}{3.23 \times 10^{-6} s^3 + (k_C + K_D) s^2 + (K_P - k_T) s + K_I}. \quad (3.6)$$

Підставляємо значення та отримуємо знаменник:

$$D(s) = 3.23 \times 10^{-6} s^3 + (0.12 + 0.2) s^2 + (1.3 - 1.3) s + 0.1.$$

Спростуємо:

$$D(s) = 3.23 \times 10^{-6} s^3 + 0.32 s^2 + 0.1.$$

Критерій стійкості Михайлова вимагає побудови кривої, яка визначається характеристичним поліномом $D(j\omega)$, де $s = j\omega$ (уявна вісь).

$$D(j\omega) = 3.23 \times 10^{-6} (j\omega)^3 + 0.32 (j\omega)^2 + 0.1.$$

Оскільки $j^3 = -j$ та $j^2 = -1$, маємо:

$$D(j\omega) = 3.23 \times 10^{-6} j\omega^3 + 0.32\omega^2 + 0.1.$$

Дійсна частина:

$$U(\omega) = -0.32\omega^2 + 0.1.$$

Уявна частина:

$$V(\omega) = 3.23 \times 10^{-6} \omega^3.$$

При $\omega = 0$: $U(\omega) = 0.1$, $V(\omega) = 0$. Тобто точка початку буде $(0.1, 0)$.

При $\omega \rightarrow \infty$: $U(\omega) \rightarrow -\infty$ (через $-0.32\omega^2$), $V(\omega) \rightarrow -\infty$ (через $-3.23 \times 10^{-6}\omega^3$). Точка кінця: $(-\infty, -\infty)$.

Тепер побудуємо криву, для системи (рис 3.21).

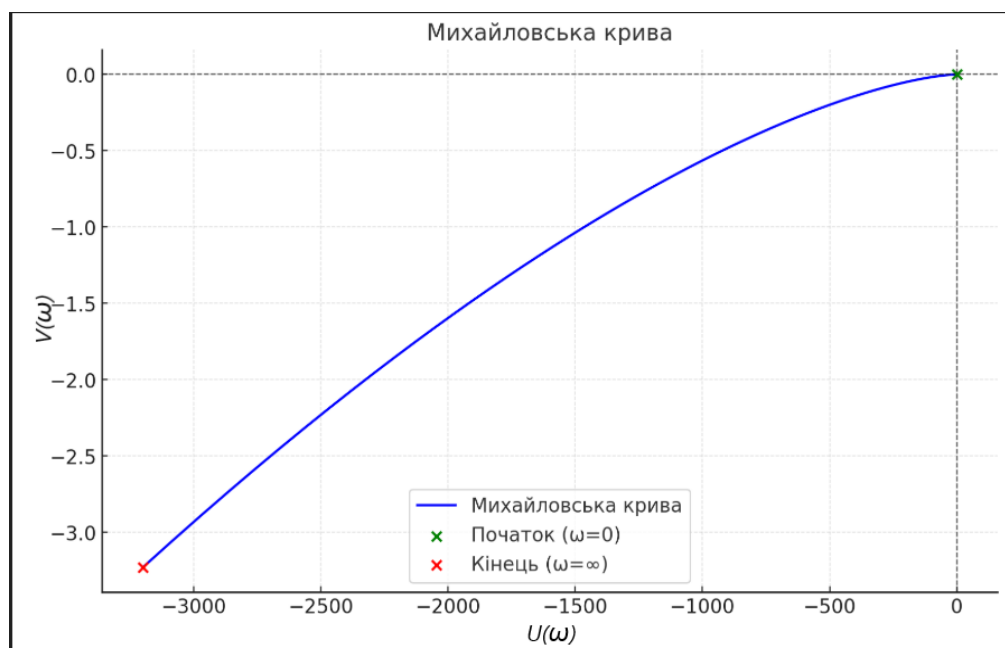


Рисунок 3.21 – Крива системи

На основі побудованої кривої можна зробити наступний висновок.

Крива починається у першій чверті координатної площини (зелена точка) та закінчується у третій чверті (червона точка). Це означає, що крива перетинає уявну та дійсну осі в межах очікуваного порядку системи.

Для стійкої системи крива повинна охоплювати початок координат стільки разів, скільки є коренів характеристичного полінома (тут їх три). Графік демонструє, що система проходить через необхідні етапи без порушення умов стійкості [23].

За двома критеріями можемо сказати, що дана система стійка.

3.5 Охорона праці

Приміщення, у якому проведено роботи має наступні характеристики:

- площа приміщення 20 м²(4 м × 5 м);
- висота 3,5 м;
- кількість робочих місць з ПК – 2 шт.

Приміщення, відповідно до ДНАОП 0.00-1.31-99, повинно забезпечувати 6 м² площі і 20 м³ на одне робоче місце з ПК. Площа приміщення 20 м² і об'ємом 70 м³, на кожне місце припадає 6 м² площі та 25 м³ об'єму [24]. Отже, вимога виконана.

Приміщення з ПК повинні мати природне і штучне освітлення відповідно до ДБН В.25-28-2006 «Природне і штучне освітлення». Природне світло повинно проникати через бокові світлоотвори, зорієнтовані, як правило, на північ або північний схід, і забезпечувати коефіцієнт природної освітленості (КПО) не нижче 1,5 % [24].

Рівень загального штучного освітлення приміщення можна перевірити за допомогою методу питомої потужності.

Розрахункова формула методу:

$$W = \frac{W_{\Sigma}}{S}, \quad (3.7)$$

де: W – питома потужність;

S – площа приміщення;

W_{Σ} – загальна потужність освітлювальної установки, яка розраховується за формулою 3.8:

$$W_{\Sigma} = W_{ce} \times n_{ce}, \quad (3.8)$$

де: W_{ce} – потужність одного світильника;

n_{ce} – кількість світильників в приміщенні.

$$W_{\Sigma} = 100 \times 1 = 100 \text{ Вт},$$

$$W_{\Sigma} = \frac{100}{20} = 5 \text{ Вт/м}^2.$$

Питомій потужності 5 Вт/м² відповідає освітленість в 341,5 Лк при мінімальній допустимій освітленості 300 Лк.

Отже, в кімнаті створені сприятливі умови за освітленням.

3.6 Висновки до третього розділу

У третьому розділі кваліфікаційної роботи з використанням SolidWorks Flow Simulation описано аналіз роботи гвинта повітряного робота. Представлено дослідження аеродинаміки гвинта при різних кутах нахилу його лопатей (10, 15, 25 градусів) разом з аналізом тиску повітряного потоку на модель. Для кожного кута нахилу гвинта були побудовані графіки зміни тиску від числа ітерацій, що допомогло відстежити стабілізацію системи після початкових коливань. Також розглянуто напрямок потоку повітря, розподіл тиску на поверхні моделі та утворення завихрень, зокрема в зоні кріплення гвинтів до роторного мотора. З результатів моделювання було помічено, що при куті нахилу 10 градусів система стабілізувалася після невеликого початкового стрибка тиску, отже, надійний кут для використання для забезпечення стабільної роботи моделі. Більш рівномірний розподіл тиску досягається з кутом нахилу 15 градусів. Це може вказувати на можливість оптимізації підйому. Кут 25 градусів є найменш ефективним кутом через великий завихрення та опір.

Крім того, аналіз стійкості системи був розроблений за критерієм Гурвіца і Михайлова. Отримані результати підтвердили стійкість системи для всіх розглянутих режимів. Також вирішено питання охорони праці, де перевірено робоче приміщення на оптимальне освітлення для комфортної роботи.

ВИСНОВКИ

В першому розділі кваліфікаційної роботи розглянуті класифікації сфер застосування повітряних роботів, а також проаналізовані конструктивні особливості роботів. З перелічених сфер та конструктивних особливостей був обраний повітряний багатоцільовий повітряний робот, який може використовуватись як для цивільних потреб, так і для військової сфери застосування.

У другому розділі кваліфікаційної роботи розраховуються аеродинамічні параметри гвинта, а саме підйомна сила та сила опору. Також розглянуті режими роботи повітряного робота.

У третьому розділі кваліфікаційної роботи з використанням SolidWorks Flow Simulation описано аналіз роботи гвинта повітряного робота. Представлено дослідження аеродинаміки гвинта при різних кутах нахилу його лопатей (10, 15, 25 градусів) разом з аналізом тиску повітряного потоку на модель. Для кожного кута нахилу гвинта були побудовані графіки зміни тиску від числа ітерацій, що допомогло відстежити стабілізацію системи після початкових коливань. Також розглянуто напрямок потоку повітря, розподіл тиску на поверхні моделі та утворення завихрень, зокрема в зоні кріплення гвинтів до роторного мотора. З результатів моделювання було помічено, що при куті нахилу 10 градусів система стабілізувалася після невеликого початкового стрибка тиску, отже, надійний кут для використання для забезпечення стабільної роботи моделі. Більш рівномірний розподіл тиску досягається з кутом нахилу 15 градусів. Це може вказувати на можливість оптимізації підйому. Кут 25 градусів є найменш ефективним кутом через великий завихрення та опір.

Крім того, аналіз стійкості системи був розроблений за критерієм Гурвіца і Михайлова. Отримані результати підтвердили стійкість системи для всіх розглянутих режимів.

Також вирішено питання охорони праці, де перевірено робоче приміщення на оптимальне освітлення для комфортної роботи.

Новизна роботи полягає в тому, що розглянута модель повітряного робота має багатоцільові можливості. Його можна використовувати для вирішення проблем як у цивільних, так і у військових ситуаціях. Конструкція розглянутого повітряного робота здатна до гнучкого розширення та модифікації. У цілому проведені дослідження дозволили оцінити вплив кута нахилу лопатей гвинта на аеродинамічні характеристики моделі. Отримані результати можуть бути використані для подальшого вдосконалення конструкції гвинта, підвищення ефективності робота та забезпечення його стійкості в умовах експлуатації.

Також, отримані результати роботи можна віднести до Цілі сталого розвитку 9 “Промисловість, інновації та інфраструктура” а саме п.9.4 “Сприяти прискореному розвитку високо – та середньовисокотехнологічних секторів переробної промисловості, які формуються на основі використання ланцюгів «освіта – наука – виробництво» та кластерного підходу за напрямками: розвиток інноваційної екосистеми”.

ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАНЬ

1. Гребенков, Д.В. Огляд сучасних безпілотних літальних апаратів / Д.В. Гребенков // Автоматизація та Приладобудування («Automation and Development of Electronic Devices» ADED-2023) [Електронний ресурс]: збірник студентських наукових статей. –Харків: ХНУРЕ, 2023. – Вип. 1. – 70-74 с.
2. Гребенков, Д.В. Дослідження використання повітряних безпілотних систем та їх класифікація / Д.В. Гребенков // Автоматизація та Приладобудування («Automation and Development of Electronic Devices» ADED-2024) [Електронний ресурс]: збірник студентських наукових статей. – Харків: ХНУРЕ, 2024. – Вип. 2. – 8-14 с.
3. ДСТУ 3008-15. Документація. Звіти у сфері науки та техніки. структура та правила оформлення. Введ. 2015-06-22. К. Держстандарт України, 2017. 29 с.
4. Методичні вказівки з підготовки та захисту кваліфікаційної роботи здобувачами другого (магістерського) рівня вищої освіти спеціальності 151 Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології, освітньо-професійних програм: «Автоматизоване управління технологічними процесами», «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва», «Комп'ютеризовані та робототехнічні системи» / Упоряд. І. Ш. Невлюдов, Р. В. Артюх, В. В. Безкоровайний, Н. П. Демська, В. В. Євсєєв, О. І. Филипенко, О. М. Цимбал. – Харків: ХНУРЕ, 2021. – 55 с.
5. Положення про академічну доброчесність [Електронний ресурс]: Наказ ХНУРЕ від 02 лютого 2021 р. No 50. Режим доступу: https://nure.ua/wp-content/uploads/Main_Docs_NURE/polozhennja-pro-akademi-chnu-dobrochesnist.pdf.
6. Положення про кваліфікаційну роботу здобувача вищої освіти надругому (магістерському) рівні [Електронний ресурс] : Наказ ХНУРЕ від

06 травня 2021 р. № 143. Режим доступу: https://nure.ua/wp-content/uploads/Main_Docs_NURE/143-vid-06.05.2021-pro-vvedennja-v-dijurishennja-vchenoi-radi-universitetu.pdf

7. Закон України “Про вищу освіту” від 01.07.2014 № 1556-VII. [Електронний ресурс] Режим доступу: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/1556-18#Text>.

8. Положення про організацію освітнього процесу у ХНУРЕ [Електронний ресурс] : Наказ ХНУРЕ від 27.11.2020 р. № 400. Режим доступу: https://nure.ua/wp-content/uploads/Main_Docs_NURE/polozhennja-pro-organizaciju-osvitnogo-procesu-v-hnure.pdf.

9. Положення про організацію проведення практики здобувачів вищої освіти Харківського національного університету радіоелектроніки [Електронний ресурс]: Наказ ХНУРЕ від 03.05. 2019 р. № 222. Режим доступу: <https://nure.ua/wp-content/uploads/222-vid-03.05.2019-pro-vvedennja-v-dijurishennja-vchenoi-radi-universitetu.pdf>.

10. Невлюдов І.Ш. Технічні засоби автоматизації: Підручник / І.Ш. Невлюдов, А.О. Андрусевич, О.І. Филипенко, Н.П. Демська, С.П. Новоселов. – Кривий Ріг : Криворізький коледж НАУ, 2019.366 с.

11. Austin R. Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment / R. Austin. Chichester, UK: John Wiley and Sons Ltd, 2020. P. 113–127.

12. Безпілотні літальні апарати повітряного бою [Електронний ресурс] / Бурсала О., Горошко Д., Кульба П., Чуприна В. // Збірник наукових праць Державного науково дослідного інституту випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки. – 2019. – № 1(1). – С. 50-57. – Режим доступу: <https://dndivsovt.com/index.php/journal/article/view/184>.

13. Микитюк М. Роль та місце БПЛА при забезпеченні безпеки осіб під час проведення масових заходів [Електронний ресурс] / М. Микитюк // Наукові записки Львівського університету бізнесу та права. Серія Юридична. – 2017. – № 18. – С. 41–47. – Режим доступу:

<https://nzlubp.org.ua/index.php/journal/article/view/33>.

14. Як безпілотники рятують життя [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://quadro.ua/yak-kvadrokopteri-dopomogayut-ryatuvati-zhittya-rovsomu-svitu/>.

15. Класифікація, функції та завдання безпілотної авіації в сфері цивільного захисту України [Електронний ресурс] / С. Мосов та ін. // Науковий вісник: Цивільний захист та пожежна безпека. – 2021. – № 2(12). – С. 54-68. – Режим доступу: [https://doi.org/10.33269/nvcz.2021.2\(12\).54-68](https://doi.org/10.33269/nvcz.2021.2(12).54-68).

16. Sotnik, S. Overview of Innovative Walking Robots / S. Sotnik, V. Lyashenko // International Journal of Academic Engineering Research (IJAER). – Vol. 6, Issue 4. – 2022. – P. 3-7.

17. Книш Б. Класифікація відомих видів безпілотних літальних апаратів [Електронний ресурс] / Б. Книш, П. Бровко, Д. Попіль // Modern engineering and innovative technologies. – 2017. – Т. 1, № 2. – С. 34–39. – Режим доступу: <http://www.moderntechno.de/index.php/meit/article/view/g117-004>.

18. Igor Nevliudov, Shakhin Omarov, Serhii Tesliuk, Serhii Novoselov, Oksana Sychova. Robot group interaction technology using a cloud server / Eskişehir Technical Univ. J. of Sci. and Tech. A – Appl. Sci. and Eng.– 2022.

19. Новоселов С.П. Автоматизація прокладення шляху в просторі на основі даних з сенсорів мобільних роботів / С.П. Новоселов, С.І. Теслюк // Автоматизація, електроніка та робототехніка. Стратегії розвитку та інноваційні технології АЕРТ-2022. – Харків, ХНУРЕ, 2022.

20. Hosseini Ghasemi, A. Semi-Autonomous Weapon Systems in International Humanitarian Law / A. Hosseini Ghasemi // Geneva Conventions. 6 Joint Doctrine Note 2/11 (JDN 2/11), The UK approach to unmanned aircraft. – P. 38-43.

21. Blade Element Propeller Theory [Електронний ресурс] // Aerodynamics4Students. Режим доступу: <https://www.aerodynamics4students.com/propulsion/blade-element-propeller-theory.php>.

22. Nonlinear Aerodynamic Corrections to Blade Element Momentum

Theory [Електронний ресурс] // DigitalCommons@USU. – Режим доступу: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1067&context=graduateports>.

23 Теорія автоматичного управління (збірник задач): навч. посіб. Для студентів спеціальності 151 Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології / І.Ш. Невлюдов, О.В. Токарєва; Харків. нац. ун-т радіоелектроніки. -Харків: Панов А.М., 2020. – 240 с.

24 Методичні вказівки до виконання розділу "Охорона праці" у випускних роботах ОКР "бакалавр" усіх форм навчання / упоряд.: В. А. Айвазов, Т. Є. Стиценко., Н. Л. Березуцька ; М-во освіти і науки України, ХНУРЕ. – Харків : ХНУРЕ, 2018. – 28 с.