

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

**Навчально-науковий механіко-машинобудівний інститут
Кафедра конструювання машин**

«На правах рукопису»

УДК _____

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Юрій ДАНИЛЬЧЕНКО

«__» _____ 2025 р.

Дипломний проєкт

на здобуття ступеня бакалавра

за освітньо-професійною програмою

«Конструювання та дизайн машин»

зі спеціальності 131 «Прикладна механіка»

на тему: «Засоби орієнтації гібридних літальних апаратів»

Виконала:

студентка 4 курсу, групи МВ-11

Белевець Ксенія Сергіївна

Науковий керівник:

Саленко Олександр Федорович д.т.н.,

професор

Рецензент:

к.т.н. доцент Кореньков В. М.

Посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по
батькові

Засвідчую, що у цій дипломній роботі
немає запозичень з праць інших
авторів без відповідних посилань.

Студентка _____

Київ – 2025 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий механіко-машинобудівний інститут
Кафедра конструювання машин

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 131 «Прикладна механіка»

Освітньо-професійна програма «Конструювання та дизайн машин»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Юрій ДАНИЛЬЧЕНКО

« ____ » _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ

на дипломну роботу студентці

Белевець Ксенії Сергіївні

1. Тема роботи «Засоби орієнтації гібридних літальних апаратів», науковий керівник дипломної роботи Саленко Олександр Федорович, затверджені наказом по університету від «____» _____ 20__ р. № _____

2. Термін подання студентом дипломного проєкту «____» _____ 20__ р. № _____

3. Об'єкт дослідження: гібридні літальні апарати

4. Вихідні дані.

Призначення: механізм орієнтації гібридного літального апарату

Габарити: аеростат з повітряною оболонкою 5-10 метрів в діаметрі

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

Розділ 1 Вступ. Сучасні технології галузі

Розділ 2 Розгляд теорії польоту

Розділ 3 Патентний пошук

Розділ 4 Проектування механізму

Розділ 5 Динамічний розрахунок

Розділ 6 Аналіз напружено-деформованого стану

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

1. Складальний кресленик приводу.

2. Складальні кресленики вузлів механізму
 3. Кресленики деталей механізму
 4. Графіки та ілюстрації результатів динамічного і міцнісного розрахунків
8. Дата видачі завдання _____

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Загальні теоретичні відомості. Типові конструкції та силові установки гібридних літальних апаратів	01.04.2025	Виконано
2	Теорія польоту та силові установки аеростатів	05.04.2025	Виконано
3	Патентний пошук	11.04.2025	Виконано
4	Проектування та розрахунок механізму орієнтації літального апарата	21.04.2025	Виконано
5	Динамічний розрахунок системи	01.05.2025	Виконано
6	Розрахунки напружено-деформованого стану механізму	15.05.2025	Виконано
7	Оформлення конструкторської документації	31.05.2025	Виконано

Студент

Ксенія Сергіївна Белевець

Науковий керівник

Олександр Федорович Саленко

РЕФЕРАТ

Бакалаврська робота на тему « Засоби орієнтації гібридних літальних апаратів », містить 79 сторінок пояснювальної записки, рисунків 66, використаних джерел – 38, 4 кресленики деталей та 4 складальних кресленики.

Актуальність теми. Літальні апарати застосовують в багатьох сферах життя та діяльності сучасної людини. Такі літальні апарати як термоплани та дирижаблі застосовують для атмосферних досліджень, перевезення вантажів, патрулювання та спостереження, пожежогасіння та у військових цілях – для радіозв'язку, ретрансляції сигналу. В роботі розглянута варіація конструкції системи орієнтації термоплану, що забезпечує керування його положенням в просторі. Завдяки сучасним інженерним рішенням і новітнім програмним інструментам у сфері авіації стає можливим розробка оптимізованих за конструкцією компонентів. Одним із головних викликів є необхідність зниження маси машини, тож в своїй роботі я розглядаю конструкцію, в якій декілька опорних валів будуть замінені одним.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дипломний проект виконаний на кафедрі конструювання машин в Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» відповідно до тематичного плану науково-дослідних робіт Міністерства освіти і науки України.

Мета дослідження: створення конструкції корекції положення термоплану за критерієм мінімальної ваги для підвищення динамічних характеристик механізму.

Задачі дослідження:

1. Вивчення вже наявних рішень і способів розрахунку основних технічних показників.
2. Робота з основною ідеєю, розрахунок необхідних параметрів, моделювання механізму в CAD середовищі.

3. Моделювання напружено-деформованого стану, динамічний аналіз роботи механізму.

4. Вибір технологічної оснастки для виготовлення деталей збірки.

Об'єкт дослідження: конструкція системи орієнтації термоплана.

Предмет дослідження: Проектування складових системи просторової орієнтації термоплана та технологічної оснастки.

Методи дослідження: Вивчення різних технічних підходів, використання методів для пошуку нових ідей, таких як мозковий штурм. Проведення системного аналізу, вибір найкращих варіантів за визначеними критеріями. Створення моделі структури, окремих частин і загального вигляду майбутнього виробу з використанням сучасних програм для проектування, моделювання та підготовки виробництва.

Наукова новизна отриманих результатів: загальна ідея - створенні механізму вузла за критерієм мінімальної ваги та підвищенні динамічних характеристик.

Практичне значення отриманих результатів: використовуючи результати проектування було створено вузол системи орієнтації термоплана.

Ключові слова: інженерний дизайн, моделювання, вузол, термоплан, проектування, літальні апарати, привод, технологічне забезпечення.

ABSTRACT

The Bachelor's thesis titled "Orientation Systems for Hybrid Aerial Vehicles" comprises 64 pages of explanatory material, 30 figures, and 38 references.

Relevance of the Topic. Aerial vehicles are used in many spheres of modern human activity. Hybrid aircraft such as thermoplanes and airships are employed for atmospheric research, cargo transportation, patrolling and surveillance, firefighting, and military applications—such as for radio communication and signal relay. This work examines a variation in the design of the orientation system of a thermoplane, which ensures control over its spatial positioning. Thanks to modern engineering solutions and the latest software tools in the field of aviation, it is now possible to develop components optimized in terms of structure. One of the key challenges is the need to reduce the machine's weight; therefore, this thesis explores a design in which several support shafts are replaced with a single one.

Connection to Scientific Programs and Research Plans. This thesis project was completed at the Department of Machine Design of the National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute," in accordance with the research work plans of the Ministry of Education and Science of Ukraine.

Research Objective: To create a design for correcting the position of a thermoplane according to the criterion of minimum weight in order to improve the dynamic performance of the mechanism.

Research Tasks:

1. Study of existing solutions and methods for calculating key technical parameters.
2. Development of the main concept, calculation of necessary parameters, and modeling of the mechanism in a CAD environment.
3. Simulation of stress-strain state and dynamic analysis of the mechanism's operation.
4. Selection of technological tooling for the manufacturing of assembly parts.

Object of Research: The design of the thermoplane's orientation system and the engineering-technological solutions for its fabrication.

Subject of Research: Design of the components of the thermoplane's spatial orientation system and its technological tooling.

Research Methods: Study of various technical approaches; use of idea-generation techniques such as brainstorming; conducting system analysis and selecting the best options based on defined criteria; modeling of structure, individual components, and overall appearance of the product using modern software for design, simulation, and production preparation.

Scientific Novelty of the Results: The core idea lies in the creation of a mechanism node based on the criterion of minimum weight and improved dynamic characteristics.

Practical Significance of the Results: Based on the design outcomes, a node of the thermoplane's orientation system was developed.

Key words: engineering design, modeling, assembly, thermoplane, design, aerial vehicles, drive, technological support.

ЗМІСТ

Перелік умовних позначень, символів, скорочень і термінів	9
Вступ	10
1. Загальні теоретичні відомості. Типові конструкції та силові установки гібридних літальних апаратів	11
1.1. Сучасні технології галузі	11
1.2. Останні розробки в межах галузі гібридних літальних апаратів	12
Висновок до розділу 1	15
2. Теорія польоту та силові установки аеростатів	17
2.1. Забезпечення вертикального руху апарата	17
2.2. Забезпечення горизонтального переміщення апарата	22
2.3. Пропелерні та імпелерні системи	24
2.4. Силові установки гібридних літальних апаратів	27
3. Патентний пошук	31
4. Проектування та розрахунок механізму орієнтації літального апарата	38
5. Динамічний розрахунок системи	47
5.1. Створення моделі механізму	47
5.2. Результати моделювання роботи механізму	53
6. Розрахунки напружено-деформованого стану механізму	57
6.1. Проведення дослідження	57
Висновок до розділу 6	62
Висновки	64
Список використаних джерел	65
Додаток А	70
Додаток Б	74

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ,

ЛА – літальний апарат;

СО – система орієнтації;

ГЛА – гібридний літальний апарат;

ЕД – електродвигуни;

РД – роторні двигуни;

ТБ – турбореактивні двигуни;

ІС – інерціальні сенсори;

КМ- крутний момент;

КС – кінематична схема;

СОЛА – система орієнтації літального апарату;

ДР – динамічний розрахунок;

ВСТУП

Гібридні літальні апарати зараз знаходяться на передовій сучасних авіаційних технологій і обіцяють значною мірою розширити можливості повітряного транспорту в найближчому майбутньому. Поєднуючи в собі характеристики як традиційних літаків, так і безпілотних ЛА, вони відкривають нові перспективи для підвищення ефективності, керованості, універсальності та безпеки польотів.

У рамках цієї роботи планується дослідити основні технічні аспекти створення гібридного літального апарата, включаючи важливе питання міцності його конструкцій, що є основним фактором для забезпечення надійності. Також досить важливою складовою є патентний аналіз, який допоможе оцінити рівень інноваційності та унікальності запропонованих рішень.

Крім того, будуть проведені динамічні розрахунки, які дозволять передбачити поведінку апарата під час різних режимів польоту, а також, вплив зовнішніх навантажень. Такий комплексний підхід спрямований на формування міцної науково-технічної бази для подальшого розвитку та впровадження гібридних літальних апаратів у практику.

1. ЗАГАЛЬНІ ТЕОРЕТИЧНІ ВІДОМОСТІ. ТИПОВІ КОНСТРУКЦІЇ ТА СИЛОВІ УСТАНОВКИ ГІБРИДНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Сучасна техніка приділяє багато уваги розвитку альтернативних, екологічно безпечних та більш енергоефективних різновидів транспорту. Одним з найперспективніших напрямків у цій галузі сучасної аеронавтики аеростатичний літальний апарат нового покоління – термоплани.

1.1. Сучасні технології галузі

ГЛА, зокрема термоплани та дирижаблі, в сучасних реаліях мають різноманітне застосування в багатьох галузях науки та техніки. Такі машини часто застосовують для моніторингу стану атмосфери та метеорологічних досліджень, транспортування вантажів у важкодоступні регіони, для виконання охоронних завдань, спостереження та ліквідації надзвичайних ситуацій. У військовій сфері найчастіше застосовуються для ретрансляції сигналу, зокрема для керування безпілотними літальними апаратами.

З середини ХХ століття дирижабельні літальні апарати не мали достатньої популярності для необхідного активного розвитку. Проте в останні десятиліття інтерес до них передбачувано знову зріс завдяки переходу до екологічно чистих технологій та видів транспорту. Через це термоплани, як один з видів легких літальних апаратів, почали знову привертати більше уваги завдяки своїй енергоефективності і екологічності. [1]

Деякі види альтернативних палив з низькими викидами вуглецю – біопаливо чи синтетичне пальне, створене на основі водню – також мають недоліки. Наприклад, для отримання сировини часто доводиться вдаватися до вирубування лісів, а для виробництва і використання водню для синтетичних палив потрібні великі енергетичні витрати. Важливою інженерною задачею

також є зменшення кількості використання цього палива на кожного пасажирів чи на одиницю маси вантажу за допомогою покращення двигунів та конструкцій приводів руху та використання легших матеріалів. Механізми дирижаблів мають набагато меншу масу за класичні літальні апарати, що також дозволяє використовувати менші двигуни і економить паливо, що в свою чергу, ще сильніше зменшує вагу. [2]

1.2. Останні розробки в межах галузі гібридних літальних апаратів

1) Airlander 10, рис. 1.1 [3]

У 2016 році британська компанія Hybrid Air Vehicle презентувала свій новий гібридний дирижабль Airlander 10. Цей літальний апарат може поєднувати аеростатичну підйомну силу гелію та руху повітряних мас; також він має симетрично вигнуту лінзоподібну форму, яка сприяє кращій обтікаємості, стійкості в умовах вітру та маневреності.

Дирижабль здатний перевозити до 10 000 кг вантажу, підніматись на висоту до 4800 м та розвивати швидкість до 145 км/год.

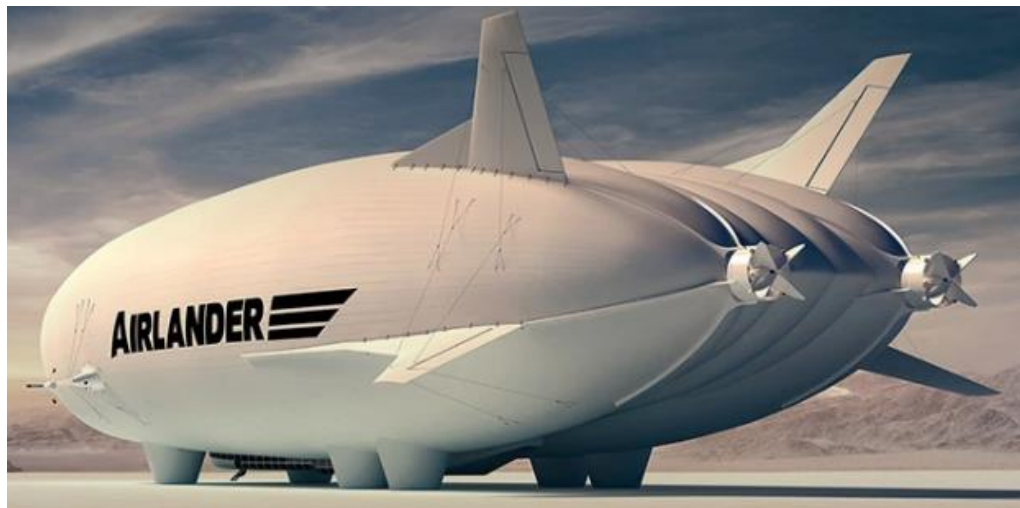


Рисунок 1.1 - Перший запуск Airlander 10[3]

Такий апарат має вертикальний зліт і посадку, а тому не потребує додаткових витрат на злітно-посадкову смугу та може бути використаний для доставки вантажу чи людей важкодоступні місця, де без особливих умов не зміг би приземлитись літак чи гелікоптер.

2) *P-791, рис. 1.2* [4]

У 2006 році компанія Lockheed Martin також представила експериментальний гібридний дирижабль P-791. Цей апарат має трикорпусну конструкцію і використовує систему повітряної подушки для зльоту і посадки. P-791 може перевозити до 20 тон вантажу, досягати швидкості до 111 км/год, що складає 60 вузлів і має дальність польоту до 2600 км.



Рисунок 1.2 - P-791, Lockheed Martin [4]

Серед цікавих інженерних особливостей цього дирижабля є тримаршрутна форма: три довгі бочкоподібні балони, які паралельно з'єднані між собою. Таке рішення допомагає збільшити стійкість апарату під час стоянки та приземлення. За рахунок такої форми можна також краще розподілити тиск по вантажному відділенню [5].

Підйомна сила такого апарату отримується не тільки за рахунок гелію, а і через форму корпусу, яка створює аеродинамічну силу, як у літаків.

3) SkyCat 200, *рис. 1.3* [6]

Гібридний дирижабль з аеростатичним підйомом та посадкою на повітряну подушку. Завдяки формі своєї оболонки є маневреним і може адаптуватися до різних умов польоту.



Рисунок 1.3 - SkyCat 200 [6]

Апарат здатний нести вагу до 200 000 кг та рухатися з круїзною швидкістю 139 км/год, долаючи до 5 970 км шляху.

4) *Solar Ship*, *рис. 1.4* [7]

Гібридний дирижабль від компанії Solar ship Inc, Канада. Має короткий зліт та посадку та вбудовані сонячні панелі, які підтримують роботу енергосистем літального апарата в процесі польоту.



Рисунок 1.4 - *Solar Ship* [7]

5) *Nimbus EosXi*, рис. 1.5 [8]

Створений італійською компанією гібридний дирижабль *Nimbus EosXi* має основну кабіну, хвостове оперення та силову установку, що підвішені під великим дельтоподібним крилом, яке заповнене газом, який забезпечує як аеродинамічну, так і аеростатичну підйомні сили. Низький центр ваги значною мірою підвищує стабільність польоту дирижабля.



Рисунок 1.5. - *Nimbus EosXi* [8]

Висновок до розділу 1

Останніми десятиліттями спостерігається стале зростання зацікавленості технологічних компаній до ГЛА, які використовують принцип легшості за повітря. У цій галузі відповідно реалізується багато різних проектів з покращення принципу роботи класичних машин цього типу.

Апарати, що набувають підйомної сили за рахунок наявності підігрітого повітря, починають витісняти гелієві конструкції через кращу економічність, відносно легшу керованість, вищу надійність та простоту виготовлення.

Сучасні інженерні рішення дедалі більше уваги приділяють формі корпусу, щоб мати найбільшу вигоду в отриманні підйомної сили за умов найменшої витрати палива та задіяння двигунів у роботі машини.

Відтак конструкції поступово відходять від застосування традиційної сигароподібної форми на користь дископодібної, яка має кращі аеродинамічні властивості, а отже, забезпечує меншу витрату енергій на подолання сил тертя. У деяких розробках також передбачається поєднання властивостей гелієвих апаратів та термопланів шляхом використання гелію в якості засобу для зменшення ваги апарату, а основну підйомну силу машина отримує за рахунок нагрітого спеціальними генераторами повітря.

Поєднання принципів роботи різних типів апаратів дозволяє компенсувати проблем кожного з них і використати їхні сильні сторони.

2. ТЕОРІЯ ПОЛЬОТУ ТА СИЛОВІ УСТАНОВКИ АЕРОСТАТИВ

2.1. Забезпечення вертикального руху апарата

Термоплани, як апарати, що легші за повітря піднімаються за рахунок створення підйомної сили, яка має бути більшою за силу тяжіння. На підйомну силу впливає об'єм оболонки апарату.

Відповідно до цього є три типи оболонок дирижаблів[9]:

- М'який, що тримають форму за рахунок внутрішнього тиску
- Напівжорсткі, що мають частково каркасну систему
- Жорсткі, що мають в складі повноцінний каркас і їхня форма не залежить напряду від тиску газу

Вертикальний рух літального апарату забезпечується легким газом всередині оболонки, що за рахунок архімедової сили, за допомогою аеродинамічної підйомної сили, як це відбувається у літаків, або обома цими способами.

Для ефективного зльоту апарату також доводиться долати опір повітря, який буває двох типів: паразитичний (виникає через опір повітря об корпус) та індуктивний (спричинений зміною потоку повітря від руху апарату). Форма фюзеляжу здатна звести цей опір до мінімуму.[10]

Від способу створення підйомної сили залежить за яким з чотирьох принципів буде летіти апарат. Для аеростатичного принципу потрібно забезпечити підйом за рахунок сили Архімеда. Коли підйомна сила отримується за рахунок взаємодії крила та потоку повітря. Балістичний принцип ґрунтується на продовженні тілом руху за інерцією після відключення двигуна. Також є ракетодинамічний тип руху, який реалізується за рахунок виникнення реактивної тяги, створеної двигуном.

Аеростатичний принцип, який створює підйомну силу за рахунок використання газу, що легший за повітря, застосовується в різних типах літальних апаратів.

А саме, цей принцип переважно реалізується в:

- Вільних аеростатах: некеровані апарати, які піднімаються завдяки легкому газу або нагрітому повітрю.
- Прив'язних аеростатах: закріплені на місці за допомогою тросів, використовуються для спостереження або комунікацій.
- Дирижаблях: керовані повітряні судна з рушіями, які можуть змінювати напрямок польоту.
- Гібридних аеростатах: поєднують аеростатичну підйомну силу з аеродинамічною, що дозволяє покращити маневреність і ефективність.

Гібридні дирижаблі, як було згадано в дослідженні NASA, поєднують як аеростатичну, так і аеродинамічну підйомні сили, що допомагає їм перевозити великі за вагою вантажі на довгі відстані з мінімальними витратами пального. [11]

Також у підручнику "Introduction to Aerospace Flight Vehicles" наведені різні типи аеростатів, такі, як гібридні моделі, які використовують і статичну, і динамічну підйомні сили для покращення характеристик польоту. [12]

Найбільш економічний з точки зору енергоспоживання є аеростатичний принцип, на якому частково і заснований рух апаратів, розглянутих в даній роботі[13].

У термопланах повітря, що знаходиться в оболонці нагрівається вбудованими системами нагріву. За законом Гей-Люссака, при збільшенні температури, росте і об'єм, але оскільки об'єм оболонки термоплану сталий, то зайвий газ випускається через клапани. Відтак зменшується кількість частинок нагрітого газу, що призводить до зменшення маси речовини в об'ємі оболонки. Вага газу всередині кулі, що менша за вагу такого ж об'єму атмосферного повітря за законом Архімеда створює підйомну силу:

$$\overline{F_{\text{арх}}} = \rho \vec{g} V, \quad (2.1)$$

де $\vec{g}$ - прискорення вільного падіння, м/с²;
 ρ - густина газу (повітря), що міститься в оболонці, кг/м³;
 V – об'єм оболонки, м³.

Щоб утримати великий за масою вантаж, дирижабль має бути великим за об'ємом, однак в такому випадку також виникає і супутня проблема: більша площа корпусу означає більший опір повітря. Тому форма апарату стає компромісом між компактністю конструкції та обтічністю геометрії.

На рисунку 2.1 представлено які групи сил діють на термоплан під час руху.

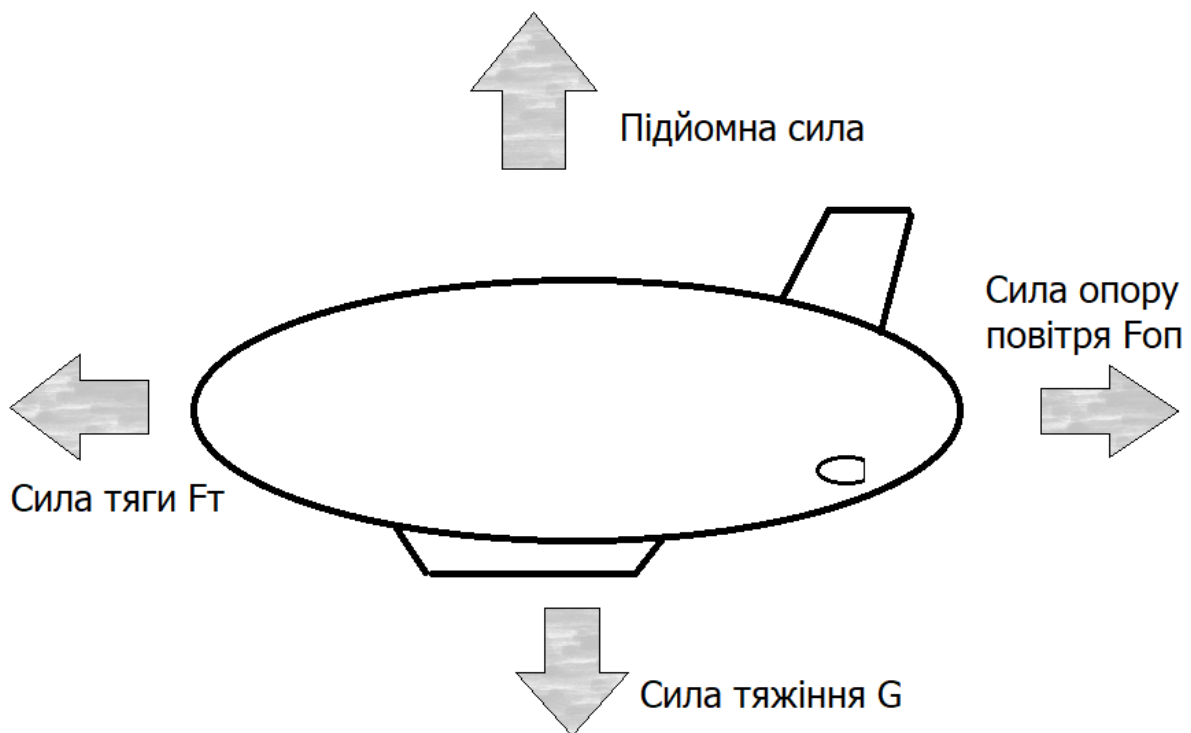


Рисунок 2.1 - Сили, що діють на літальний апарат

Утвореній силі Архімеда протидіє сила тяжіння:

$$\vec{G} = m \vec{g}, \quad (2.2)$$

де $\vec{G}$ – сила тяжіння землі, Н;
 m - маса тіла, кг;
 $\vec{g} = 9.81$ - прискорення вільного падіння, м/с².

Як вже зазначалось раніше, в деяких термопланах поєднано тип польоту за рахунок нагрітого повітря з принципом, де використовують гелієве наповнення. Легкий і інертний гелій забезпечує постійну базову плавучість апарата. Його мала густина частково врівноважує вагу конструкції, що в свою чергу зменшує навантаження на інші системи. Таке поєднання використовують разом зі спеціальними системами нагрівання, які збільшують температуру повітря в окремих камерах оболонки. Гібридна конструкція підвищує енергоефективність термоплана, що також дає змогу легко адаптовуватись до різної маси вантажу, що в першу чергу, підвищує стабільність польоту і розширює діапазон можливих застосувань.

Вага дирижабля, яку повинна компенсувати підйомна сила складається з ваги систем та деталей апарата, ваги робочого газу/газів в оболонці (повітря, гелій, тощо) та ваги палива, тому силу тяжіння апарату можна записати як:

$$\vec{G} = (m_{\text{дет}} + m_{\text{газ}} + m_{\text{пал}})\vec{g} = (m_{\text{дет}} + \rho V + m_{\text{пал}})\vec{g}, \quad (2.3)$$

де $m_{\text{дет}}$ – маса систем та деталей апарата, кг;

$m_{\text{газ}}$ – маса робочих газів, кг;

$m_{\text{пал}}$ – маса пального, що використовується для двигунів апарату.

Відтак підйомна сила:

$$\overrightarrow{F_{\text{під}}} = (m_{\text{дет}} + \rho_{\text{г}} V + m_{\text{пал}})\vec{g}, \quad (2.4)$$

де $\vec{g}$ – прискорення вільного падіння, м/с²;

$\rho_{\text{г}}$ – густина газу (повітря), що міститься в оболонці, кг/м³;

V – об'єм оболонки, м³;

$m_{\text{дет}}$ – маса систем та деталей апарата, кг;

$m_{\text{пал}}$ – маса пального

Аеродинамічні характеристики дирижаблів залежать від того, як вони сконструйовані: геометрія корпусу, розміри, швидкість, середовище, в якому вони перебувають. Основне, що треба буде врахувати — це коефіцієнти опору ($k_{\text{оп}}$), підйомної сили ($k_{\text{пс}}$) і співвідношення довжини до діаметра корпусу (так званий *fineness ratio*).

Для більш простого корпусу (без гондол, стабілізаторів, тд.) коефіцієнт лобового опору є дуже малим — складає десь близько 0.023. Але коли додаються елементи конструкції, він зростає. Існуючий розподіл: приблизно 50% опору створює сам корпус, далі йдуть супутні елементи гондола, троси, стабілізатори, кабелі і інші системи[14].

Співвідношення довжини корпусу до його діаметра також напряму впливає на опір: чим довший і тонший дирижабль, тим краще. Формула Хьорнера, яку використовують у дослідженнях[15], де розраховують опір залежить від цієї пропорції.

Аеродинамічна якість (тобто співвідношення підйомної сили до опору, $k_{\text{пс}}/k_{\text{оп}}$), у звичайних дирижаблів не надто висока. Але сучасні конструкції, особливо з трилобовими обводами, значно покращують цей показник. Наприклад, у дослідженні порівнювали класичні форми з трилобовими (рис.2.1) й виявили, що останні мають помітно менший опір навіть при тих самих умовах польоту.



Рисунок 2.2 - Приклад трилобового дирижабля [4]

Усе це має значення, коли треба зробити дирижабль не просто максимально ефективним, а ще й із мінімальним споживанням енергії й гранично великою вантажопідйомністю.

2.2. Забезпечення горизонтального переміщення апарату

Горизонтальний рух у дирижаблях і термопланах реалізують різними методами, що доповнюють його вертикальний переміщення, забезпечене аеростатичною підйомною силою.

У класичних дирижаблях роботу сил з утримання тіла у повітрі виконує легкий газ – в основному гелій, але забезпечувати рух вперед всеодно мають двигуни з гвинтами, що штовхають корпус крізь повітря.

Якщо форма дирижабля досить добре обтічна, без зайвих виступів, коефіцієнт лобового опору може бути дуже низьким, але якщо додаються гондоли, стабілізатори та інші виступаючі частини, цей коефіцієнт зростає.

З іншими гібридами, такими як термоплани, ситуація інакша. Вони поєднують у собі аеростатичну і аеродинамічну підйомні зусилля. Їх корпус не просто містить в собі газ, а і працює як крило, коли апарат рухається вперед. Це дозволяє значно зменшити кількість газу, що необхідний для зльоту, та зробити корпус компактнішим і легше контрольованим.

Термоплани зазвичай мають вищу аеродинамічну якість — у межах 3–5, залежно від конструкції[1]. Для прикладу, Airlander 10, який є термопланом гібридного типу, заявляє $k_{\text{пс}}/k_{\text{оп}}$ у районі 4, що вже досить прийнятним для повітроплавного апарата.

Для горизонтального переміщення термоплани в основному оснащуються пропульсивними системами, тобто такими, які для руху використовують турбогвинтові або електричні двигуни разом з пропелерами. Ці системи встановлюють переважно у задній хвостовій або боковій частині корпусу, що варіюється залежно від конструкції. Ці двигуни створюють тягу, яка і штовхає апарат вперед, а завдяки обтічній формі створюється додаткова підйомна сила подібно механізму, за яким вона утворюється на крилі літака.

Відтак системи, що забезпечують горизонтальне переміщення, працюють за принципом квадрокоптерів та гелікоптерів. Однак такі апарати отримують

підйомну силу лише через обертання гвинтів, тому вони постійно споживають енергію для того, щоб знаходитись в повітрі. Такий принцип сприятливий для вертикального зльоту та маневреності, але він є дуже енерговитратним для тривалого польоту. Але, в свою чергу, дирижаблі та термоплани, які мають такі самі властивості щодо вертикального зльоту, маневреності та можливості приземлення на території з відсутньою злітно-посадочною смугою, є більш економічними, особливо, якщо використовувати їх переважно на низьких швидкостях.

Якщо підсумувати, то і дирижаблі, і термоплани для того, щоб рухатись в горизонтальному напрямку, використовують методи, схожі на методи пересування коптерних літальних апаратів. Тобто використовують двигуни, але ефективність таких методів значною мірою залежить від форми, конструкції, маси, а також від співвідношення між опором навколишнього середовища та підйомною силою. За таких умов дирижаблі є простішими в конструкції, але термоплани здатні бути більш економічно вигідними.

Для зміни положення гібридних літальних апаратів в цій роботі також використовуються пропелерні системи, тобто рух ґрунтується на обертанні несучого гвинта - імпелера, який відкидає повітряні маси, і, за законом збереження імпульсу (сумарний імпульс системи в початковий момент часу рівний сумарному імпульсу системи в кінцевий момент часу), літальний апарат набуває швидкості:

$$p_{\text{початк.сист}} = p_{\text{к.сист}}, \quad (2.5)$$

де $p_{\text{початк.сист}}$ - сумарний імпульс системи в початковий момент часу, Нс;

$p_{\text{к.сист}}$ - сумарний імпульс системи в кінцевий момент часу, Нс.

В свою чергу імпульс можна представити у вигляді добутку маси тіла і його швидкості:

$$\vec{p} = m\vec{v}, \quad (2.6)$$

де $\vec{p}$ - імпульс тіла, Нс;

$\vec{v}$ – його швидкість, м/с;
 m – маса, кг

Але також можна виразити за допомогою сили:

$$\vec{p} = t\vec{F}, \quad (2.7)$$

де $\vec{p}$ – імпульс тіла, Нс; $\vec{F}$ – сила, прикладена до тіла, Н;
 t – час дії сили, с.

Об'єднаємо це все і отримаємо грубе представлення закону взаємодії літального апарата з навколишнім середовищем:

$$m(\vec{v}_{\text{кінц}} - \vec{v}_{\text{поч}}) = t\vec{F}, \quad (2.8)$$

де m – маса, кг;
 $\vec{F}$ – сила, прикладена до повітря, Н;
 $\vec{v}_{\text{кінц}}, \vec{v}_{\text{поч}}$ – кінцева і початкова швидкості повітря, яке відштовхується робочою частиною лопатки імпелера/лопаті пропелера.

Відповідно, підйомна сила, яку має розвивати гвинт приводу:

$$\vec{F} = \frac{m}{t}(\vec{v}_{\text{кінц}} - \vec{v}_{\text{поч}}) \quad (2.9)$$

2.3. Пропелерні та імпелерні системи

У сучасній авіатехніці, а особливо у гібридних легких літальних апаратах, дронах, гібридних термопланах та дирижаблях, пропелерні та гвинтові системи відіграють важливу роль у створенні тяги – безпосередньому забезпечення пересування апаратів.

Ефективність роботи цих машин залежить від великої кількості аеродинамічних параметрів, які мають бути враховані в проектуванні пристрою. Серед них є кут атаки, крок гвинта, кількість лопатей, кут установки лопаті та геометричні особливості деталей.

Принцип роботи пропелера

Пропелер, гвинт, лопатка імпелера функціонують як обертове крило – мають свій особливий профіль, що подібний до профілю крила літака.

При обертанні лопаті, завдяки її формі, під лопаткою створюється область високого тиску, а над нею – низького, що змушує крило рухатись по напрямку найменшого супротиву і рухати апарат у потрібному напрямі (рис.2.3). Через це, за законом збереження імпульсу, виникає сила тяги: лопатка відкидає повітря в одну сторону, а сам апарат рухається в протилежну[16].

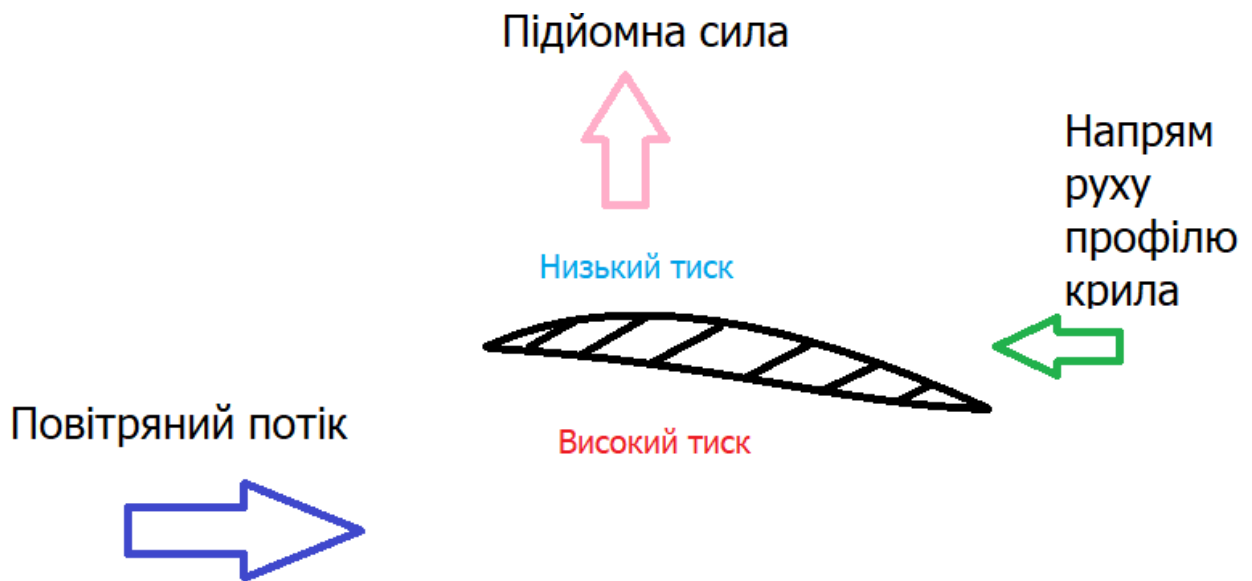


Рисунок 2.3 - Утворення підйомної сили профілем лопатки

Кут атаки – це кут між напрямком відносного повітряного потоку і хордою лопаті деталі. Від цього параметру напряму залежить величина підйомної сили та опору. При збільшенні цього кута підйомне зусилля спочатку відносно плавно зростає, але після певної межі відбувається зрив потоку і ефективність польоту різко знижується.

Відтак, є оптимальні кути атаки – приблизно $3^\circ - 5^\circ$. Як зазначено в Anderson, 2016 (с. 91) контроль над кутом атаки є ключовим методом регулювання сили тяги.

Кут установки лопаті – це геометричний кут між площиною обертання пропелера та хордою лопаті. Він визначає, як глибоко лопать входить в повітря.

Змінний крок дозволяє оптимізувати роботу пропелера на різних швидкостях: малий кут — для зльоту, більший — для крейсерського польоту, 150–155[17], пояснюється, що правильне налаштування цього кута критичне для досягнення оптимального співвідношення між потужністю двигуна і тягою.

Швидкість обертання пропелера впливає на кількість відштовхнутого повітря, а отже, і на імпульс, отриманий апаратом. Надмірна швидкість зазвичай призводить до кавітації та завихрень, що особливо актуально для гвинтів великого діаметра, що знижує ефективність польоту через стискуваність середовища, с. 162[17]

Аспективне відношення

(Aspect ratio) Це відношення довжини лопаті до її ширини. Високе аспекттивне відношення робить меншим індуктивний опір і, відповідно, вищу аеродинамічну якість. У літаків воно може бути більшим за 10, а у коптерних літальних апаратів 3-5. Оптимізація застосування аспектного відношення пропелерів дає змогу контролювати витрати енергії в кінцевих областях лопатей.[18]

Кут тангажу (Pitch Angle)[19]

Кут тангажу визначає нахил носа літального апарата напрямком вгору або вниз відносно горизонтальної площини. Це обертання системи навколо поперечної (латеральної) осі, що проходить від одного крила літального апарата до іншого. Зміна цього кута значно впливає на траєкторію польоту, його зліт, посадку та маневреність апарата. Пілот контролює тангаж за допомогою спеціалізованих систем, виконавчим елементом яких є елеватор — рухома поверхня на горизонтальному стабілізаторі. Підняття елеваторів збільшує параметр кута атаки, що сприяє збільшенню висоти, але опускання елеваторів зменшує значення кута атаки, що сприяє зниженню.

Кут ристання (Yaw Angle) [19]

Кут ристання ж навпаки, визначає обертання літального апарата навколо його вертикальної осі, яка проходить через центр тяжіння цього апарата. Це

обертання, як наслідок, призводить до відхилення носа напрямком вліво або вправо. Зміна кута рискання є дуже важлива для стабілізації напрямку польоту та можливості виконання поворотів. Пілот може контролювати кут рискання за допомогою керма напрямку — спеціальної рухомої поверхні на вертикальному стабілізаторі. Відхилення керма напрямку створює бічну силу, яка починає обертати літальний апарат навколо вертикальної осі.

Кут крену (Roll Angle) [19]

Кут крену – кут, що визначає обертання літального апарата навколо повздовжньої осі, що проходить від носа до хвоста. Це обертання призводить до нахилу крил, коли одне крило піднімається, а інше опускається. Зміна кута крену використовується для виконання поворотів і маневрів у горизонтальній площині. Пілот контролює крен за допомогою елеронів — рухомих поверхонь на крилах, які працюють у протилежних напрямках: підняття одного елерона та опускання іншого створює момент, що обертає літальний апарат навколо його повздовжньої осі.

Пропелер — це не просто обертовий гвинт, а ціла система, де кожна деталь впливає на політ. Ефективність руху значною мірою залежить від того, як точно налаштовані такі параметри, як кут атаки, кут установки, форма профілю та швидкість обертання. Правильне використання цих характеристик дає змогу не лише покращити зліт і посадку, а й забезпечити стабільний та економічний політ у крейсерному режимі.

2.4. Силіві установки гібридних літальних апаратів

Розглянуті ГЛА це конструктивно складні, але також універсальні в практичному застосуванні машини, важливою складовою яких є зокрема пропульсивна система, яка приводить апарат у горизонтальний рух, а також відповідає за маневреність і керованість.

Для того, щоб краще розуміти обмеження та можливості таких апаратів треба дослідити деякі типи двигунів, які використовують і принципи отримання та спрямування тяги.

У малих апаратах (в основному, коптерного типу) найпоширенішим рішенням можуть бути безщіткові ЕД, що мають високу надійність, а також ефективність, низький рівень шуму та при цьому володіють високою керованістю. Такі двигуни використовують в дронах цивільного, а іноді і військового призначення[20].

У випадку апаратів, які повинні забезпечувати більшу вантажопідйомність та тривалість польоту, часто використовуються поршневі двигуни. Наприклад, розроблений турецькою компанією Tusas Engine Ind., двигун TEI-PD170 – це чотиритактний дизельний агрегат, який має розвивати потужність приблизно 125 кВт. Він призначений середньовисотних БПЛА з великою тривалістю польоту. Прикладом такого механізму можуть служити Bayraktar TB2, TB3, Aksungur та Anka, рис.2.4[21].

Завдяки своїй компактності та великому відношенню потужності до ваги, роторні двигуни, а також двигуни типу Ванкеля є досить популярними. До прикладу, британська компанія Advanced Innovative Engineering розробила двигун AIE 22CS-017, який має масу 10 кг і розвиває потужність до приблизно 30 кВт. Такі характеристики РД значно покращують якість польоту, маневреність апарату[22].

РД Ванкеля — це тип двигуна внутрішнього згоряння, в якому замість звичних поршнів використовується спеціальний обертовий ротор трикутної форми, що рухається в камері особливої епітрохідної форми. Його головна перевага — компактність і висока питома потужність, що робить його особливо зручним для використання в дронах, легких літальних апаратах і гібридних авіаційних системах, де критичними є зменшена маса й обмежений простір. Не зважаючи на те, що він витрачає більше пального, його здатність стабільно

працювати на високих обертах забезпечує його значну ефективність у техніці спеціального призначення, зокрема в аерокосмічній та оборонній галузях[23].



а



б



в



г

Рисунок 2.4 - Безпілотні літальні апарати турецького виробництва, в яких застосовувався двигун TEI-PD170:
а) Bayraktar TB2, б) Bayraktar TB3,
в) Aksungur, г) Anka [21]

У складніших апаратах, для роботи яких потрібно забезпечувати високу потужність, але витримувати відносно малі розміри, використовують газотурбінні мікродвигуни. Одним з таких є Monarch 5, який працюючи на авіаційному паливі, розвиває потужність більше 145 кВт. Такі параметри дозволяють виконувати тривалі за часом польоти та витримувати велике корисне навантаження[24].

Турбореактивні двигуни використовують для швидкісних платформ. Серед них такі приклади, як Microturbo TRI 60, який має здатність розвивати велику тягу для своїх габаритів. ТБ частіше за все використовують крилатих ракетах, або високошвидкісних розвідувальних дронах[25].

Пульсуючі реактивні двигуни, які в своїй конструкції не мають жодної рухомої частини, мають дуже просту конструкцію. Прикладом такого двигуна може бути розробка компанії Wave Engine Corp., які в якості палива

використовують біоетанол. Таке рішення спрямоване на зниження вартості польоту, але достатнього рівня сили тяги для оптимального функціонування апарату[26].

У сучасних розробках найчастіше використовують гібридні силові установки: поєднання електродвигунів та двигунів внутрішнього згорання. Такий підхід дозволяє забезпечити оптимальний режим використання енергії залежно від режиму польоту, зберігаючи при цьому автономність та знизити використання палива[27].

Правильний вибір двигуна є ключовим елементом в проектуванні БПЛА чи інших гібридних літальних апаратів. Від нього залежать тривалість польоту, вантажопідйомність, надійність та функціональні можливості.

3. ПАТЕНТНИЙ ПОШУК

Одним з найперших етапів у тривалому процесі створення нових технологій є розвиток патентної інформації. Проведення патентного пошуку також допомагає уникати дублювання ідей дослідження та порушень авторських прав, а також, отримати відомості про актуальні світові розробки у опрацьовуваній галузі.

Зважаючи на стрімкість розвитку сучасних технологій в досліджуваній нами галузі гібридних літальних апаратів, важливо дослідити вже доступні наробки останніх десятиліть. У цьому розділі буде проведено систематичний патентний аналіз продуктів обраної тематики.

Алгоритм, використовуваний в роботі для проведення патентного пошуку для заданої завданням тематики:

- 1) Формування ключових слів для пошуку:
airship/hybridairship/thermoplane/aerostat; attitude control/orientation system/stabilization system/yaw control; propulsion/thrust vectoring/impeller drive/ducted fan; control unit/feedback system/gyroscope/IMU (inertial measurement unit); drive shaft/gearbox/electric motor/actuator; aerodynamic control/course correction/directional control
- 2) Вибір патентних баз: CIS UKPHOIBI, Espacenet, WIPO, Google Patents.
- 3) Виконання пошуку на цих платформах за рахунок ключових слів та класифікаційних індексів та звуження результатів за датою публікацій та призначенням.

US2011198438A1 Propulsion and steering system for an airship [28]

Патент описує систему керування напрямком тяги на ЛА, дирижаблі, за допомогою рухомого модуля з двигуном, який здатний обертатися у двох площинах. Конструктивно це втілено за допомогою двигуна, що встановлений

на рамі з двома ступенями свободи - вона обертається навколо горизонтальної та вертикальної осей, що дозволяє точно змінювати вектор тяги, рис. 3.1.

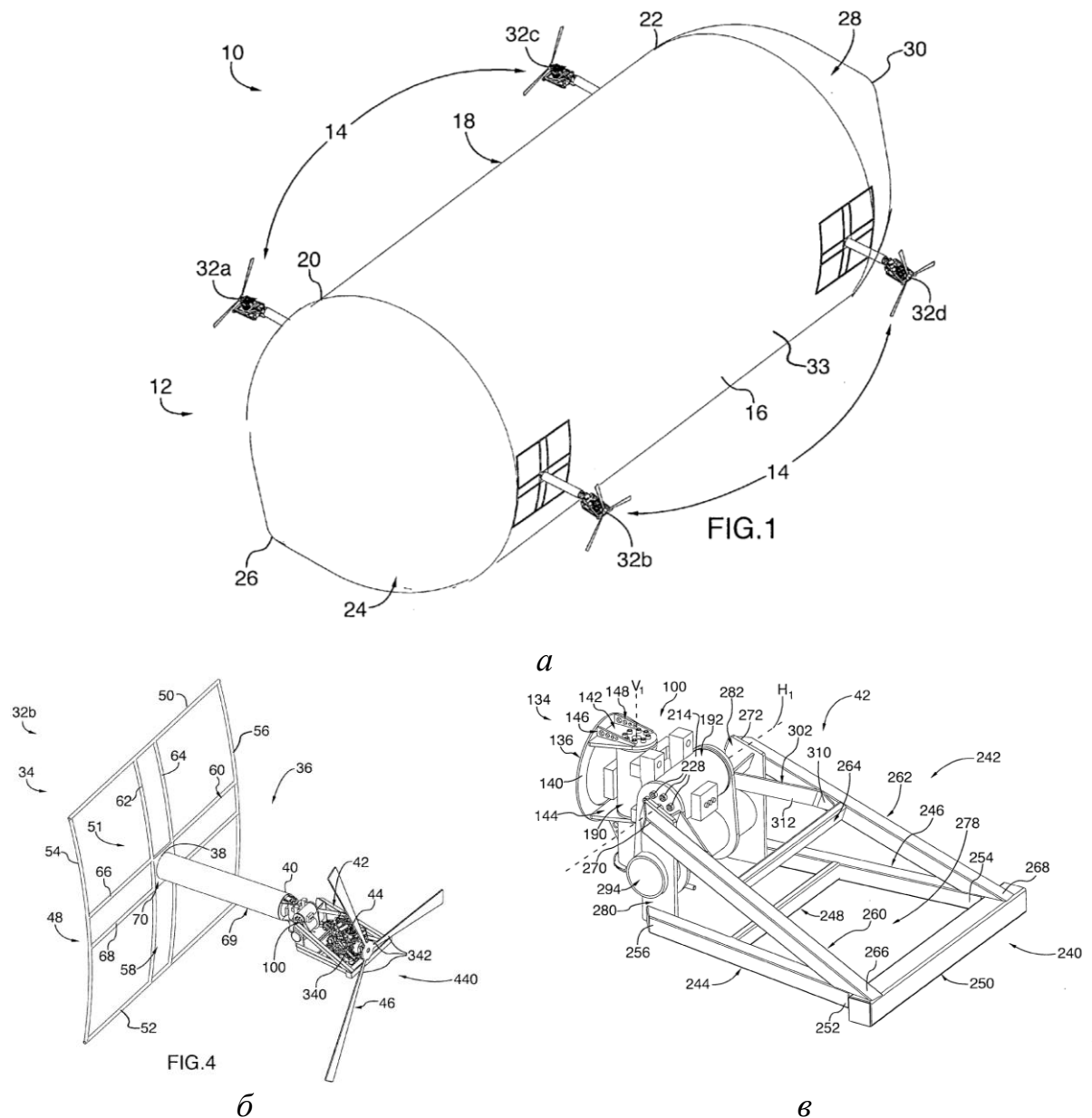


Рисунок 3.1 - Механізм рульової системи дирижабля[28]:

- а) Загальний вигляд дирижабля з встановленими модулями керування тягою, які можуть обертатися у двох площинах для зміни напрямку тяги;
- б) Схематичне зображення одного з модулів керування тягою, що демонструє його здатність обертатися навколо горизонтальної та вертикальної осей;
- в) Детальний вигляд монтажної рами, яка дозволяє закріпити модуль керування тягою на оболонці дирижабля, враховуючи її кривизну

Приводи керують поворотом рами, а додаткові дистанційні елементи забезпечують безпечну для роботи відстань між двигуном і оболонкою. Система

може бути встановлена в декількох точках по корпусу апарата (наприклад, спереду та ззаду) для того, щоб забезпечити балансування і маневрування. Такий підхід дозволяє уникнути використання великих кермових поверхонь через заміну їх спрямованою тягою.

US2010224722A1 Airship and Vectored Propeller Drive Therefor [29]

Конструкція, яка описана в патенті, передбачає наявний векторний привід пропелера, який дозволяє змінювати напрямок сили тяги без необхідності зміщувати весь апарат. Це досягається завдяки можливості повертати пропелер навколо його осі, що дає точніший контроль над напрямком руху. Така система є особливо корисною при маневруванні, бо дозволяє змінювати курс без великих витрат енергії, рис. 3.2.

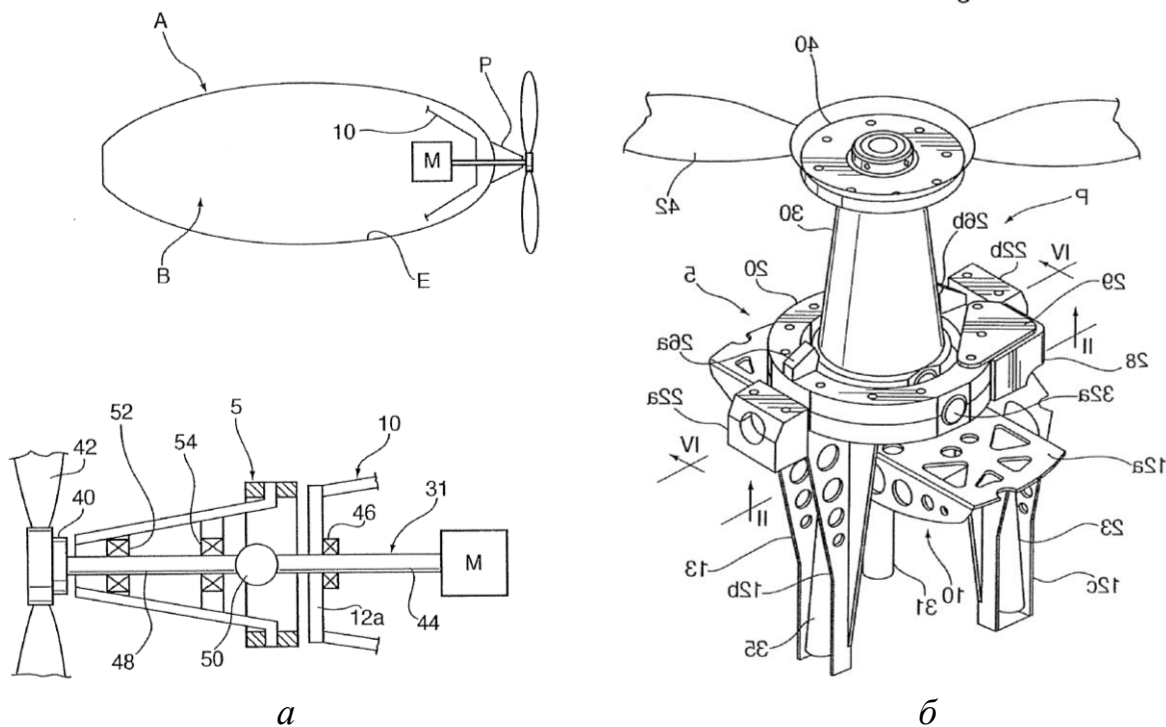


Рисунок 3.2 - Вигляд системи патенту US2010224722A1 [29]:

- а) Загальний вигляд аеростату з векторним приводом пропелера, що ілюструє конструкцію системи тяги та її інтеграцію з апаратом;
- б) Детальне зображення механізму регулювання кута атаки пропелера, що демонструє його взаємодію з приводом та можливості для зміни напрямку тяги

Крім того, пропелер також оснащений механізмами для регулювання кута атаки, що дозволяє ефективно варіювати підйомну силу в залежності від

швидкості апарату, або необхідних маневрів. Наприклад, під час поворотів або при зниженні швидкості система може автоматично коригувати кут пропелера, забезпечуючи плавне і ефективне маневрування.

Цей векторний привід зокрема можна поєднувати з іншими елементами керування, такими як стабілізатори або аеродинамічні поверхні, для ще більшої маневреності і ефективності. Таке поєднання дозволяє значно знизити енергетичні витрати під час маневрів і підвищити точність керування, що є досить критичним для повільних і великих апаратів, як дирижаблі.

US2007069077A1 Airship & method of operation[30]

У патенті зміна напрямку руху аеростата досягається через включення та відключення певних двигунів, що входять в конструкцію. Зокрема, описана система включає кілька двигунів, розташованих в різних частинах аеростата. Кожен з двигунів може бути безпосередньо активований окремо для створення тяги в певному напрямку, або їх робота може бути комбінована для досягнення потрібного ефекту, такого як зміна курсу або вертикальний підйом, рис. 3.3.

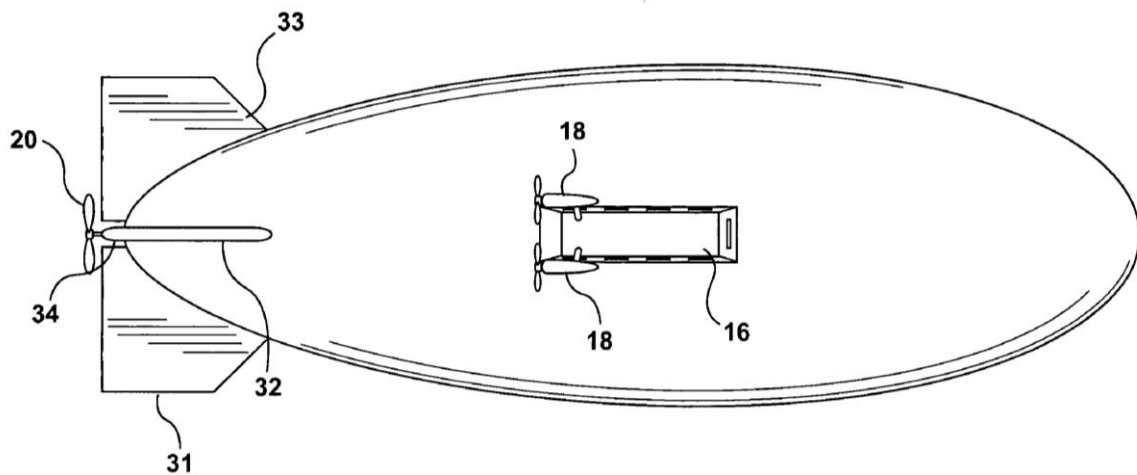


Рисунок 3.3 - Конструкція тягової системи з двома або більше двигунами, включаючи їх розташування і механізм керування [30]

Ця система дозволяє аеростату змінювати напрямок руху по горизонталі або вертикалі за допомогою точного керування окремими тяговими установками. Крім того, система забезпечує високу маневреність, бо двигуни можуть працювати в різних режимах, надаючи точний контроль над напрямком і швидкістю руху апарата.

Отже, основним принципом є активне використання різних двигунів конструкції для здійснення маневрів і коригування курсу, без необхідності змінювати основну траєкторію польоту в межах аеростатичної сили.

CN105573339A Navigation flight system based on rotor airship[31]

Патент описує систему навігації для роторного дирижабля, яка поєднує традиційно відомі методи керування літальними апаратами з новими технологіями, які використовують роторні системи для маневрування.

Основна ідея корисної моделі полягає в тому, що система дозволяє здійснювати точне управління напрямком і висотою апарата, комбінуючи в своїй роботі тягу роторів і традиційних двигунів. Для цього передбачено використання кількох роторів, розташованих у різних частинах апарата, що дає можливість легко коригувати траєкторію польоту.

Використання автоматизованих систем управління дає змогу адаптуватися до динамічних змін навколишнього середовища, наприклад, до варіації швидкості вітру чи аеродинамічних характеристик. Ця система також підвищує маневреність дирижабля, що робить її корисною для різних способів застосувань, таких як транспорт, спостереження і аерокосмічні місії, при цьому не потребує значних конструктивних змін літального апарата.

CN118753489A Heavy-duty load-carrying airship[32]

Конструкція дирижабля, рис. 3.4, включає жорсткий або напівжорсткий корпус, наповнений гелієм або воднем, що забезпечує базову підйомну силу. Додатково, система двигунів з можливістю векторизації тяги дозволяє точно керувати рухом апарата в горизонтальній та вертикальній площинах. Це особливо корисно при завантаженні та розвантаженні вантажів у складних умовах.

У патенті також розглядається використання баластних систем для регулювання плавучості дирижабля, що дозволяє підтримувати стабільність під час зміни маси вантажу. Це досягається шляхом автоматичного або ручного

коригування кількості баласту, що забезпечує нейтральну або позитивну плавучість залежно від потреб місії.

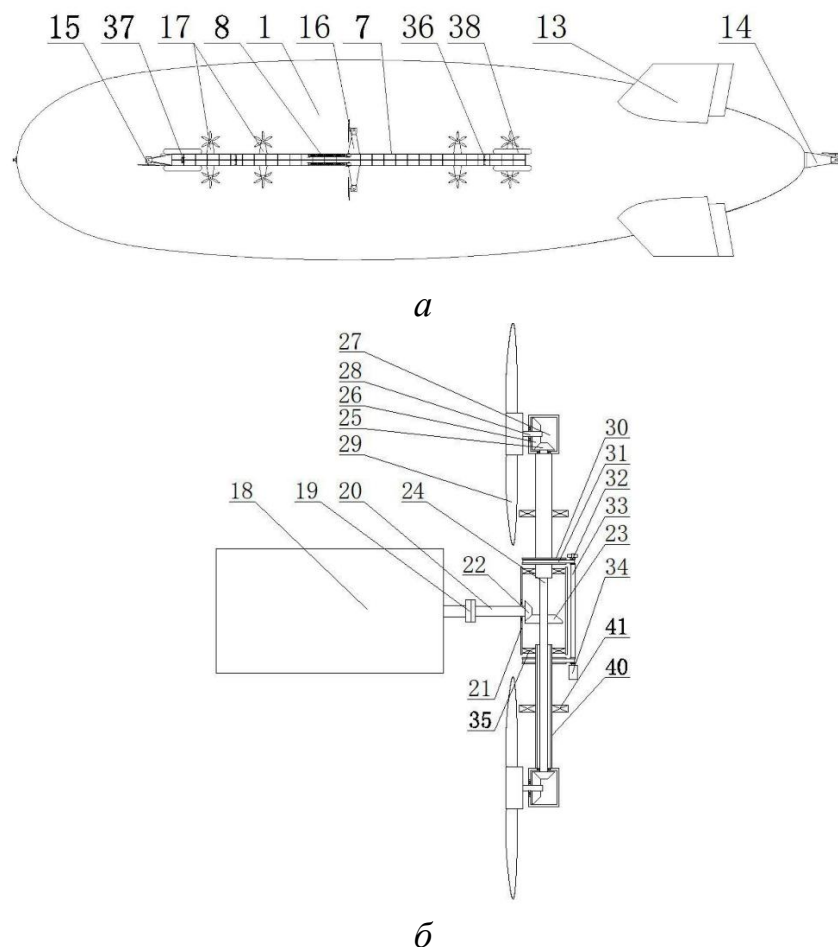


Рисунок 3.4 - Вигляд дирижабля з патенту CN118753489A [32]:
 а) Система векторизації тяги двигунів для маневрування дирижабля;
 б) Схема керування баластом для регулювання плавучості

Завдяки такій конструкції, дирижабль може використовуватися для транспортування важких вантажів.

US20250074572 Method and apparatus for lighter-than-air airship with improved structure and delivery system[33]

Цей патент описує вдосконалену конструкцію дирижабля з підвищеною ефективністю доставки вантажів, розроблену компанією H2 Clipper. Основна ідея полягає в інтеграції аеростатичної платформи з автономними безпілотними літальними апаратами (UAV), що дозволяє здійснювати доставку вантажів безпосередньо з повітря без необхідності приземлення дирижабля, рис. 3.5.

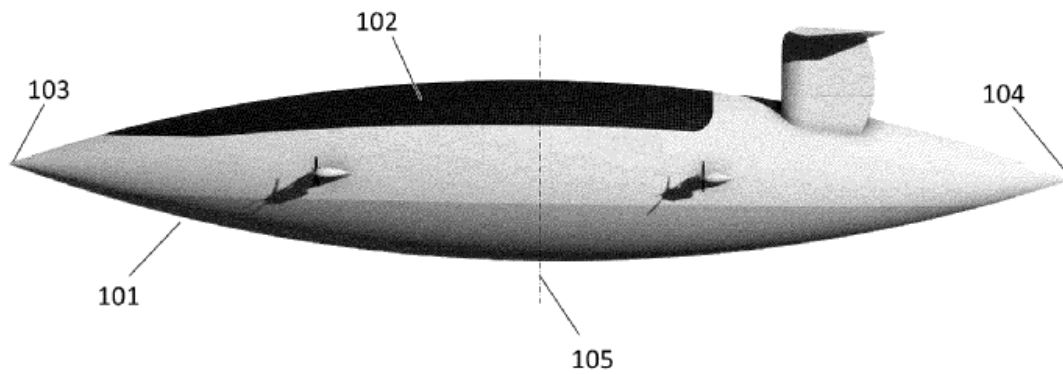


Рисунок 3.5 - Загальний вигляд дирижабля US20250074572[33]

У конструкції дирижабля має каркас у вигляді екзоскелета, що складається з спиць, що мають різну довжину та центральні вузли, які за формою нагадують трикутники, що забезпечує міцність та гнучкість конструкції. Зовнішня оболонка дирижабля складається з панелей криволінійної форми, що оптимізують аеродинамічні характеристики та ефективно зменшують опір повітря. Вантажний відсік дирижабля має систему безпілотних літальних апаратів, що дозволяє здійснювати зручну доставку вантажів до визначених точок без необхідності приземлення. UAV можуть дистанційно керуватися для виконання завдань доставки. Дирижабль оснащений дисплеєм та керуючим блоком, що дозволяє оператору апарату контролювати UAV та здійснювати доставку вантажів за допомогою точних GPS-координат. Передбачено використання спеціальних платформ та кріплень для безпечного приземлення та завантаження/розвантаження вантажів, що забезпечує стабільність та безпеку операцій.

4. ПРОЕКТУВАННЯ ТА РОЗРАХУНОК МЕХАНІЗМУ ОРІЄНТАЦІЇ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Система орієнтації гібридного літального апарата потрібна для того, щоб забезпечити його правильно задане положення в просторі під час руху та виконання завдань. Вона дозволяє апарату вчасно реагувати на зміни курсу, стабілізуватись після збурень середовища і точно рухатись по заданим траєкторіям.

У цьому розділі буде розглядатися підхід до проектування такого механізму. А саме, які компоненти потрібні, як вони взаємодіють між собою, та які параметри важливо враховувати при розрахунках. Головна мета — створити зрозумілу та ефективну систему, яка буде правильно працювати в реальних умовах.

СО включає в себе як сенсори для визначення поточної орієнтації, так і приводи, які реалізують обертання апарата по трьох просторових осях. У даній роботі розглянуто як загальні принципи побудови систем орієнтації, так і конкретну реалізацію механізму з трьома електроприводами.

Типова система орієнтації складається з інерціальних сенсорів (гіроскопів, акселерометрів), які дозволяють визначати кутову швидкість і прискорення апарата, а також обчислювального блоку, що реалізує алгоритми фільтрації сигналів (наприклад, фільтр Калмана). ІС також допомагають при визначенні орієнтації в просторі через кути Ейлера, кватерніони або матриці повороту. У більш точних і стабільних системах використовується комбінація IMU з GPS або магнітометрами, що дозволяє компенсувати дрейф і визначати абсолютну орієнтацію.

У проєктованій системі використано три послідовно з'єднані електроприводи для реалізації незалежного керування по трьох осях. Кожен привід керується сигналами з обчислювального блоку, який порівнює бажану орієнтацію з поточною, формує керуючі сигнали і забезпечує стабілізацію.

Для забезпечення роботи системи було взято такі елементи:

Impeller Jetfan 90V2 [34]

Impeller Jetfan 90V2 — це високопродуктивний імпелер, який використовується для створення тяги в гібридних літальних апаратах. Він характеризується високою ефективністю та надійністю, що забезпечує стабільний повітряний потік. Цей імпелер здатен працювати в умовах високих навантажень, що робить його оптимальним вибором для систем із підвищеними вимогами до продуктивності і довговічності.

Двигун KST BLS815 (момент 1 Нм) [35]

Двигун KST BLS815 — це безщітковий двигун, який відзначається своїми компактними розмірами і достатнім крутним моментом близько 1 Нм. Він ідеально підходить для використання у третьому редукторі системи, де потрібна висока точність і надійність роботи при помірних навантаженнях. Завдяки своїй конструкції двигун забезпечує стабільне обертання за мінімальних втрат енергії.

Maxon RE 35 DC Motor з моментом 5 Нм + Planetary Gearhead GP 32C[36]

Maxon RE 35 — це потужний DC двигун, який у поєднанні з планетарним редуктором GP 32C забезпечує крутний момент до 5 Нм. Така комбінація дозволяє досягати високої сили обертання при збереженні компактних розмірів і ефективності. Планетарний редуктор сприяє зменшенню швидкості обертання та збільшенню крутного моменту, що є важливим для другого редуктора, який працює з великими навантаженнями та потребує точного керування.

Maxon RE 35 DC Motor з крутним моментом 0,6–0,7 Нм[37]

Двигун Maxon RE 35 з КМ 0,6–0,7 Нм використовується у першому редукторі системи. Він відрізняється високою якістю виготовлення і стабільністю роботи, що забезпечує ефективну передачу КМ при невеликих навантаженнях. Цей двигун оптимальний для застосувань, де важлива точність та плавність обертання.

Для цього завдання було обрано спроектувати гіроскопічний механізм, що складався б з трьох послідовно з'єднаних систем, кожна з яких забезпечувала б обертання механізму навколо однієї з трьох осей.

Кінцева ланка механізму це імпелер, схема на рис. 4.1, який керується електродвигуном і забезпечує переміщення апарату відносно повітряних мас середовища.

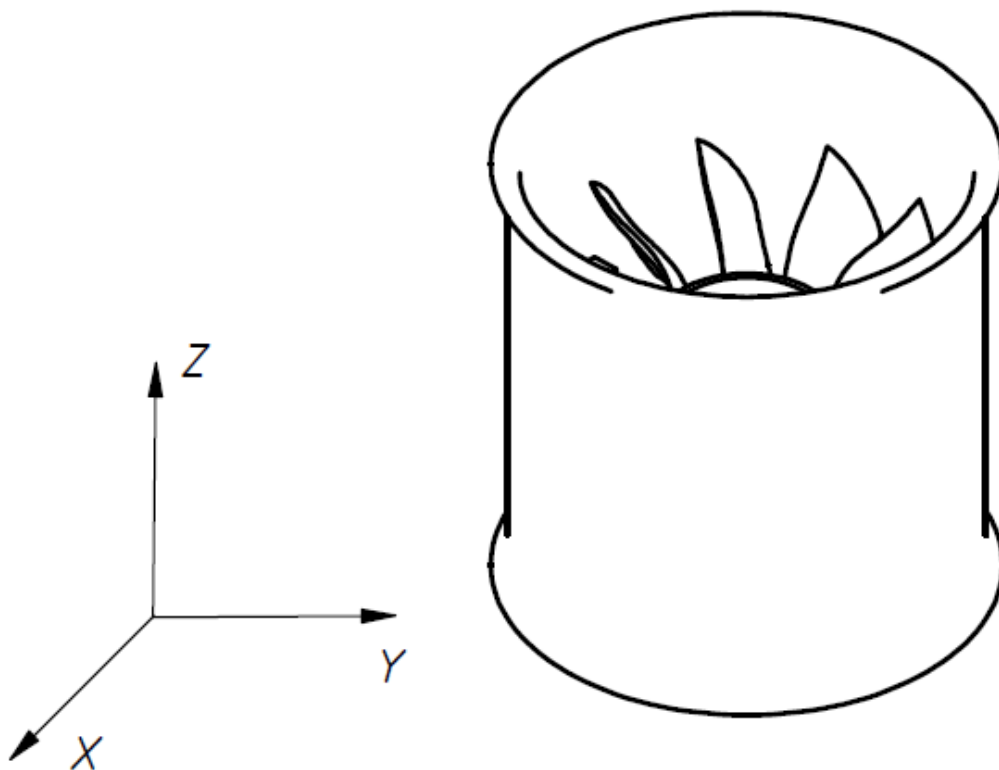


Рисунок 4.1 - Імпелер і напрямки осей повороту

Імпелер, за допомогою болтового з'єднання, прикріплений на кінець важеля, який закріплений на валу системи повороту навколо вертикальної осі Z, рис. 4.2.

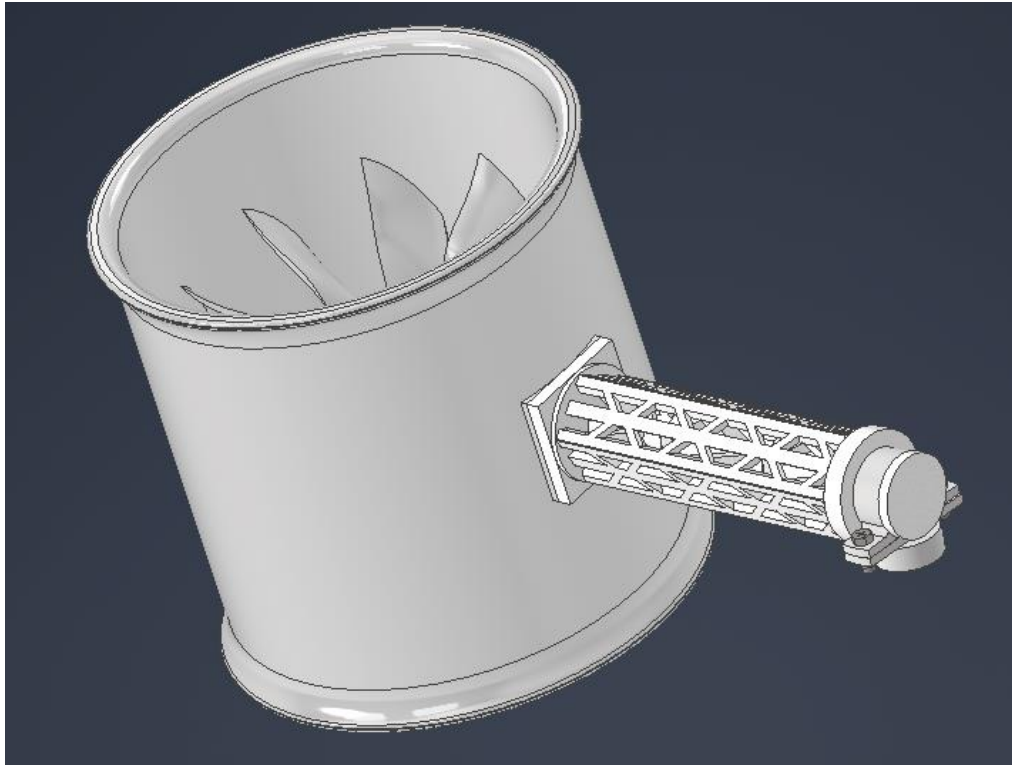


Рисунок 4.2 - Вигляд моделі імпелера та валу, на якому він закріплений

Система повороту відносно вертикальної осі, далі система 3, складається з черв'ячного редуктора і двигуна, що за допомогою пружної муфти під'єднаний до вхідного валу редуктора. Кінематична схема цього механізму наведена на рис. 4.3.

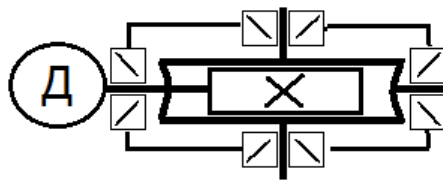


Рисунок 4.3 - Кінематична схема редуктора 3

Система 3 за допомогою болтового з'єднання і втулки приєднана до вихідного валу редуктора 2, другої обертової системи, яка забезпечує обертання імпелера навколо осі X. КС цього механізму наведена на рис. 4.4.

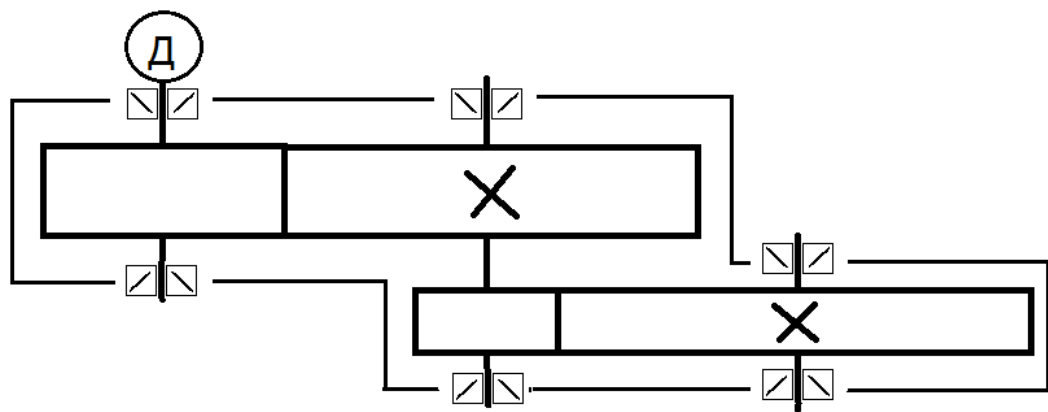


Рисунок 4.4 - Кінематична схема редуктора 2

Аналогічним способом система 2 (редуктор 2 + двигун 2) під'єднані до вихідного валу редуктора 1. Кінематична схема цього механізму наведена на рис. 4.5.

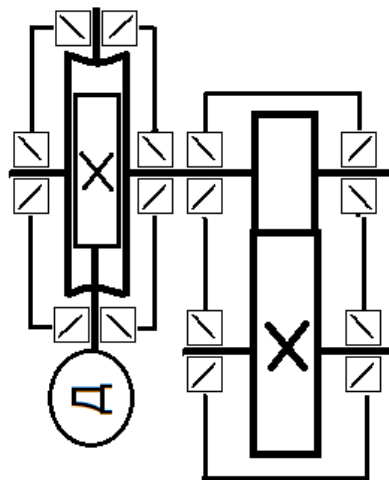


Рисунок 4.5 - Кінематична схема редуктора 1

Отже, основна ідея механізму полягає в тому, що кожен ступінь свободи забезпечується окремим редуктором з відповідним електроприводом, а сама система побудована за принципом послідовного вкладення. Це дозволяє незалежно керувати обертанням навколо кожної з осей, що особливо важливо для точного контролю в умовах нестабільного середовища, наприклад, у повітрі або в рідині.

Комплексна модель наведена на рис. 4.6.

Перший редуктор, який розташований у лівій частині системи, є комбінацією черв'ячного механізму та одноступеневого зубчастого. Черв'ячний вал приводиться в рух електродвигуном через муфту, передає крутний момент на шестерні, які послідовно передають момент на вихідний вал. Таким чином, обертання передається на наступний рівень механізму, який встановлений безпосередньо на цьому валу. Функціонально цей редуктор забезпечує обертання навколо горизонтальної осі, що відповідає за зміну крену.

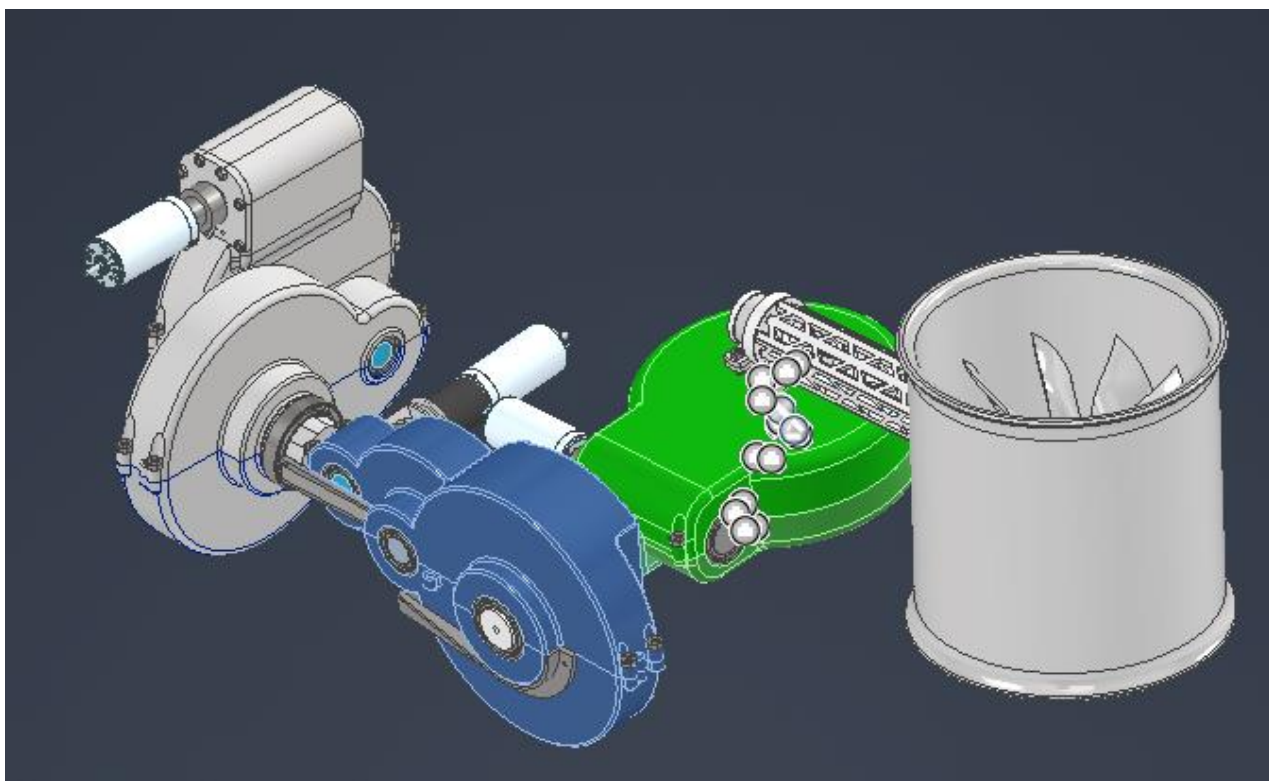


Рисунок 4.6 - Модель механізму

Другий редуктор, є двоступеневим і працює на базі зубчастих передач. Його головне завдання — забезпечити обертання навколо поперечної осі, відповідаючи за зміну тангажу, тобто підйом і опускання імелера. Цей редуктор встановлений на платформі, яка вже є рухомою частиною першого редуктора, тобто він отримує можливість обертатися разом із нею, але водночас самостійно керує наступним елементом. Таким чином, другий редуктор обертає весь вузол імелера навколо осі,

перпендикулярної до першої, забезпечуючи додатковий ступінь свободи. Його компоненти також включають шестерні, одна з яких з'єднана з двигуном, а інша — з відповідним валом, що передає момент.

Третім і останнім у структурі є черв'ячний редуктор, який виконує функцію обертання імпелера навколо вертикальної осі, тобто регулює курс. Він складається з черв'яка, встановленого на горизонтальному валу, та черв'ячного колеса, розташованого вертикально. Обертання черв'яка, яке забезпечується окремим двигуном, передається на черв'ячне колесо, яке жорстко з'єднане з платформою, на якій закріплено імпелер. Завдяки великому передатному числу цей редуктор забезпечує точність керування, що критично важливо для стабілізації руху. Незважаючи на деяке зниження швидкості обертання, такий тип передачі дозволяє уникнути самовільного провертання та зберігати положення без додаткового енергоспоживання.

На верхній частині механізму знаходиться імпелер, розташований у циліндричному корпусі з направляючими лопатками. Його положення у просторі змінюється завдяки координованій роботі всіх трьох редукторів, кожен з яких забезпечує обертання навколо однієї з координатних осей. Така конструкція дозволяє точно та плавно змінювати напрям дії тяги, що робить систему придатною для використання в керованих аеродинамічних чи гідродинамічних об'єктах.

Загалом, дана система є прикладом компактної, послідовно вкладеної механічної конструкції з трьома ступенями свободи, де кожен модуль виконує окрему функцію в процесі керування положенням виконавчого органу. Такий підхід дозволяє легко масштабувати або адаптувати систему до інших задач, зберігаючи при цьому простоту обслуговування та чіткість кінематичної схеми.

На рисунку 4.6 наведена вже покращена варіація конструкції. На рисунку 4.7 та 4.8 перший (частково) та другий редуктори до внесення змін до їхніх корпусів. Черв'ячну передачу було вирішено додати на більш

пізньому етапі розробки конструкції для забезпечення потрібного крутного моменту.

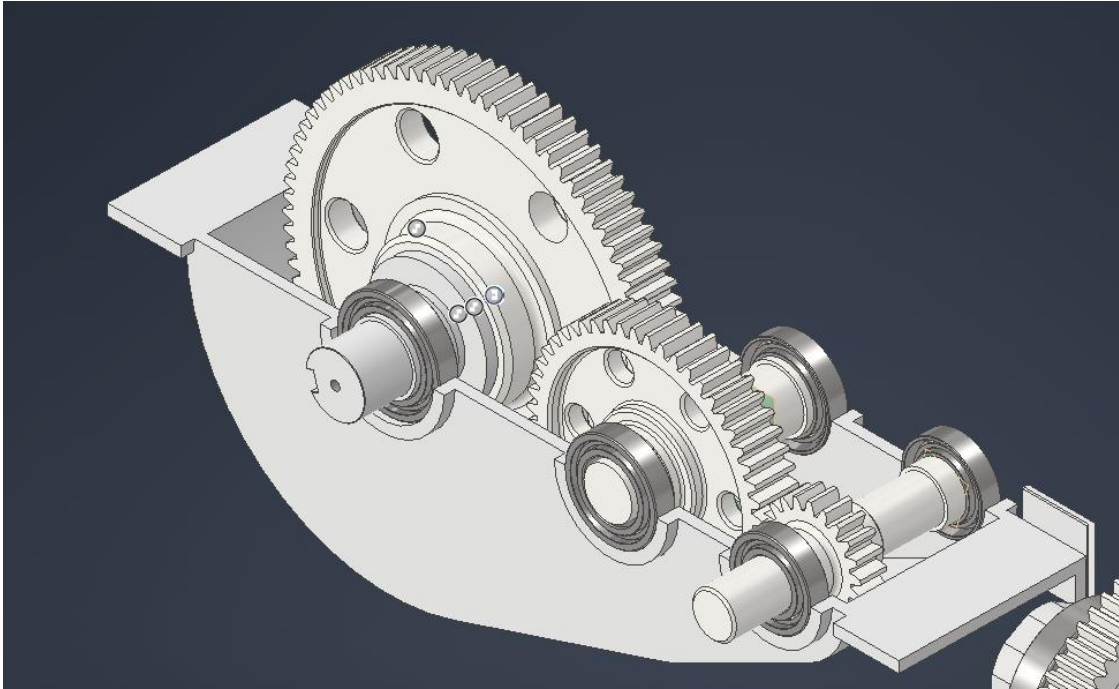


Рисунок 4.7 - Попередня конструкція другого редуктора

Основні недоліки, які були помічені в конструкції – це побудова корпусу редукторів за загальними машинобудівними принципами, в той час, як для даного механізму потрібно використовувати методи проектування авіаційних конструкцій, що перед усім, передбачають максимальну економію простору і маси механізму та обтічність конструкції вузла.

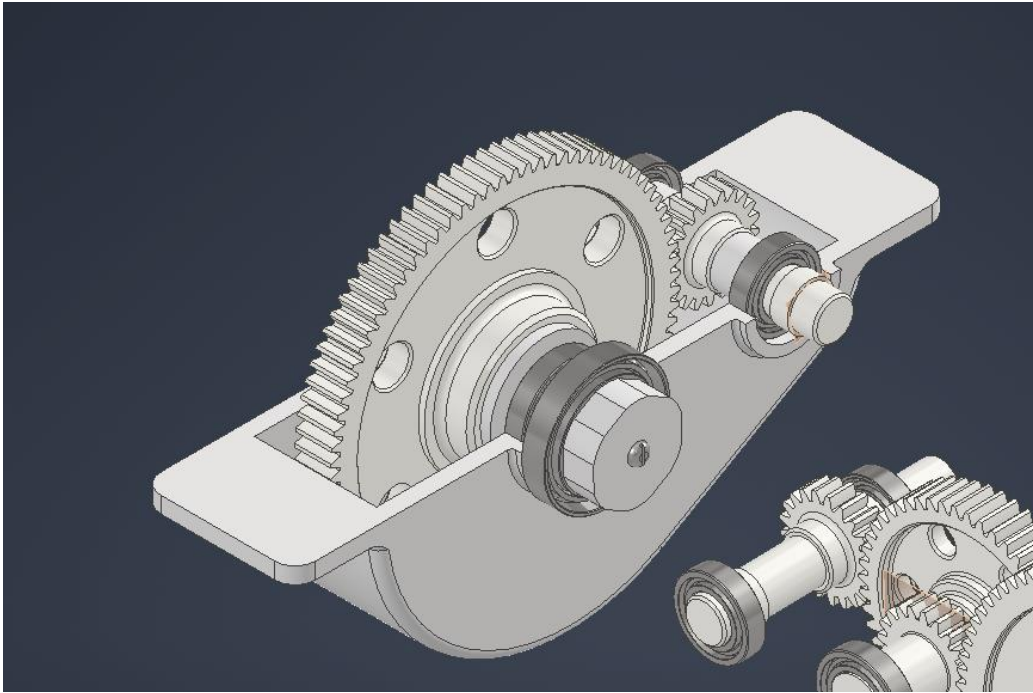


Рисунок 4.8 - Попередня конструкція першого редуктора

Для реалізації тривісної системи орієнтації імелера були обрані три електродвигуни, кожен з яких відповідає за окремий ступінь свободи. Підбір здійснювався з урахуванням кінематичних вимог до швидкості повороту кожного валу, передатних чисел відповідних редукторів, а також необхідного крутного моменту на кожній із трьох осей. Усі двигуни працюють через муфту, одноступеневий редуктор та далі передають рух на свою ланку системи.

5. ДИНАМІЧНИЙ РОЗРАХУНОК СИСТЕМИ

5.1. Створення моделі роботи механізму

СОЛА забезпечує управління його положенням у просторі шляхом створення обертальних моментів навколо трьох взаємно перпендикулярних осей: X, Y та Z.

Динамічний розрахунок потрібен для того, щоб оцінити, як механізм орієнтації працює в умовах змінного руху та зовнішніх впливів. На цьому етапі враховуються інерційні характеристики, передавані моменти, взаємодія між ланками та вплив керувальних дій. ДР дозволяє побачити не лише теоретичну поведінку системи, а й виявити можливі проблеми, пов'язані зі стабільністю, перевантаженнями або недостатньою швидкістю приводу. У цьому розділі формується динамічна модель системи орієнтації, яка стане основою для подальшого моделювання, аналізу і перевірки працездатності конструкції.

Кожна з осей моделюється незалежно, що дозволяє побудувати структуру системи у вигляді трьох окремих підсистем, які згодом об'єднуються в єдину модель.

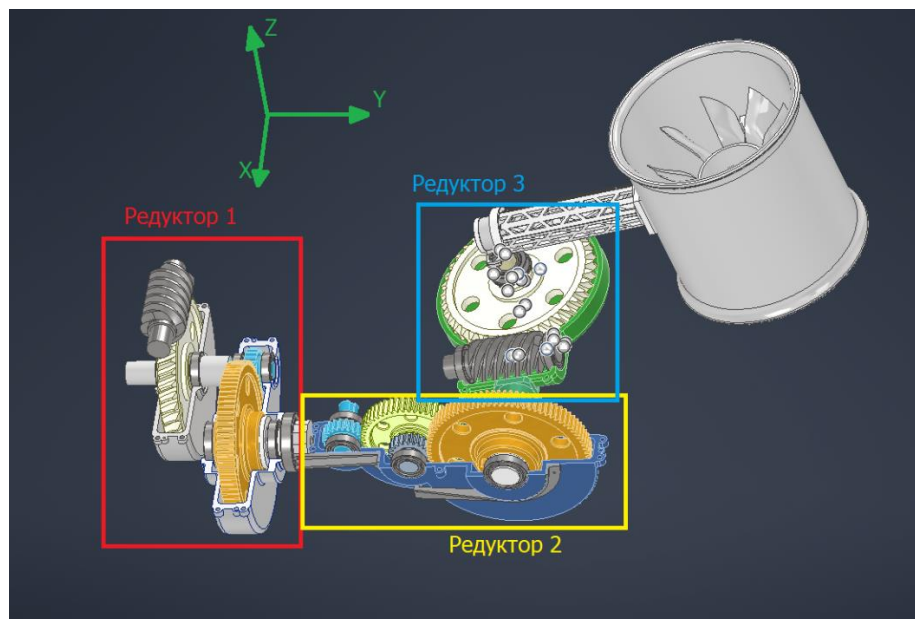


Рисунок 5.1 - Загальний вигляд механізму

Редуктор 3 пересуває та утримує лише імпелер, редуктор 2 повинен тримати імпелер та редуктор 3, а редуктор 1 утримує на своєму вихідному валу усі попередньо перелічені системи і редуктор2. Залежно від цього мають бути побудовані системи, які моделюватимуть навантаження та положення елементів механізму, для подальшого використання нами в міцнісних дослідженнях.

Для кожного ступеня треба враховувати момент інерції своєї ланки та інерцію наступних ступенів, приведених через редуктори

Позначимо: J_1 — момент інерції механізмів після першого приводу (разом з усіма, приведений до першої осі) J_2 — момент інерції другого та третього ступеня, приведений до осі 2 J_3 — власний момент інерції імпелера i_1, i_2, i_3 — передавальні числа редукторів

Формули зведення:

$$J_1 = J_{pe} \times d_1 + J_{dv1} + i_1^2 \times (J_{pe}d_2 + J_{dv2} + i_2^2 \cdot (J_{pe}d_3 + J_{dv3} + J_{\text{імпелер}})) \quad (5.1)$$

$$J_2 = J_{pe} \times d_2 + J_{dv2} + i_2^2 \times (J_{pe}d_3 + J_{dv3} + J_{\text{імпелер}})) \quad (5.2)$$

$$J_2 = J_{pe}d_3 + J_{dv3} + J_{\text{імпелер}} J_3 \quad (5.3)$$

Диференціальні рівняння для кожного ступеня:

$$J_i \cdot \ddot{\theta}_i + B_i \cdot \dot{\theta}_i = M_i \quad (5.4)$$

Використовується матриця повороту Euler ZYX:

$$R = R_z(\theta_1) \cdot R_y(\theta_2) \cdot R_x(\theta_3) \quad (5.5)$$

де θ_1 — кут обертання навколо осі Z,
 θ_2 — навколо Y,
 θ_3 — навколо X

Положення імпелера:

$$r_{\text{імп}} = R(\theta_i) \cdot r_0 \quad (5.6)$$

Основні змінні для кожної осі:

- $T_i(t)$ — керуючий момент навколо осі $i \in \{x, y, z\}$
- J_i — момент інерції навколо осі i
- $\omega_i(t)$ — кутова швидкість
- $\theta_i(t)$ — орієнтація (кут повороту)
- $\dot{\omega}_i(t)$ — кутове прискорення
- $T_{\text{iner}_i}(t)$ — момент, що спричинений інерційністю

Математична модель базується на спрощеній формі рівняння Ейлера:

$$T_i(t) = J_i \cdot \dot{\omega}_i(t) \quad (5.7)$$

Звідси виражаємо кутове прискорення:

$$\dot{\omega}_i(t) = T_i(t) / J_i \quad (5.8)$$

Інтегруючи отримане прискорення, отримаємо:

$$\omega_i(t) = \int (T_i(t) / J_i) dt \quad (5.9)$$

$$\theta_i(t) = \int \omega_i(t) dt \quad (5.10)$$

Також враховується інерційна складова моменту, яка обчислюється як:

$$T_{\text{iner}_i}(t) = d/dt (J_i \cdot \omega_i(t)) = J_i \cdot \dot{\omega}_i(t) \quad (5.11)$$

Диференціальні рівняння системи орієнтації

1. Позначення

$\omega_i = d\theta_i/dt$ — кутова швидкість, $\alpha_i = d^2\theta_i/dt^2$ — кутове прискорення

J_i — зведений момент інерції на відповідну ось

B_i — коефіцієнт в'язкого тертя

M_i — момент, що створюється електроприводом i

2. Диференціальні рівняння руху

Вісь Z:

$$J_1 \cdot d^2\theta_1/dt^2 + B_1 \cdot d\theta_1/dt = M_1 \quad (5.12)$$

Вісь Y:

$$J_2 \cdot d^2\theta_2/dt^2 + B_2 \cdot d\theta_2/dt = M_2 \quad (5.13)$$

Вісь X:

$$J_3 \cdot d^2\theta_3/dt^2 + B_3 \cdot d\theta_3/dt = M_3 \quad (5.14)$$

3. Послідовний вплив

Коли обертається вісь Z, вона рухає всю конструкцію, включаючи осі Y та X. Тому J_1 включає всі маси, приведені до першої осі. Це дозволяє застосовувати окрему модель для кожної осі, але інерція вже враховує вклад підсистем.

Кожна вісь описується однією функціональною підсистемою, яка включає:

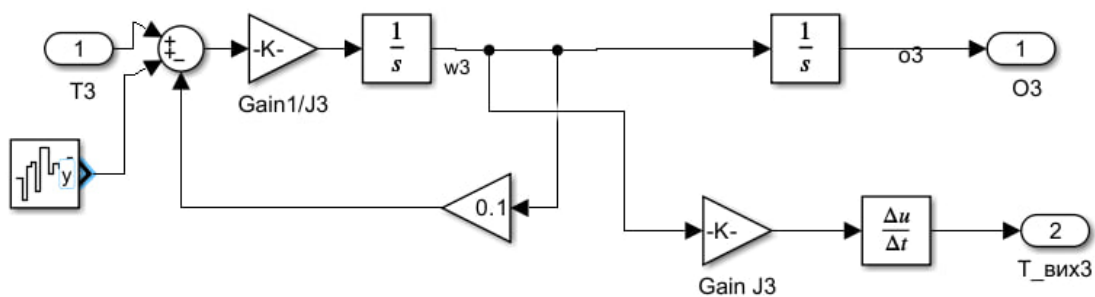


Рисунок 5.2 - Субсистема для третього редуктора, обертання надколо осі Z

1. **T3** — це момент сили, який подається на систему з двигуна.
2. Через **Gain (1/J3)** ти отримуємо кутове прискорення: $\alpha = J_3/T_3$.
3. Інтегратор 1 дає кутову швидкість ω_3 , інтегруючи прискорення.
4. Інтегратор 2 дає кут θ_3 , інтегруючи швидкість.
5. Якщо подати ω_3 на **Gain J3**, то отримуємо $\omega_3 \cdot J_3$.
6. Потім ця величина йде на блок похідної (Derivative), і з нього виходить **T_вих3** — тобто момент інерції.
7. Блок **Gain 0.1** - коефіцієнт демпфування
8. **Band-Limited White Noise** модулює механічний шум в системі.

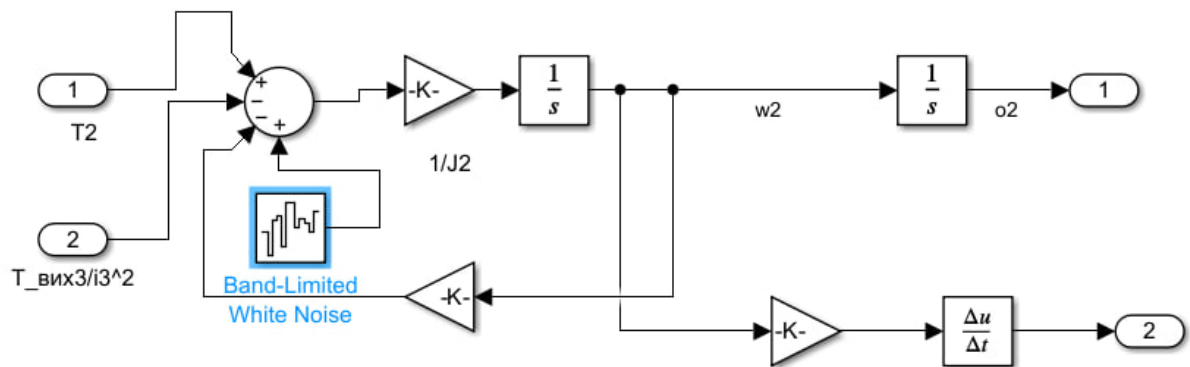


Рисунок 5.3 - Субсистема для другого редуктора

Принцип дії такий самий, але додається ще один вхід для врахування моменту, який створюється третім редуктором.

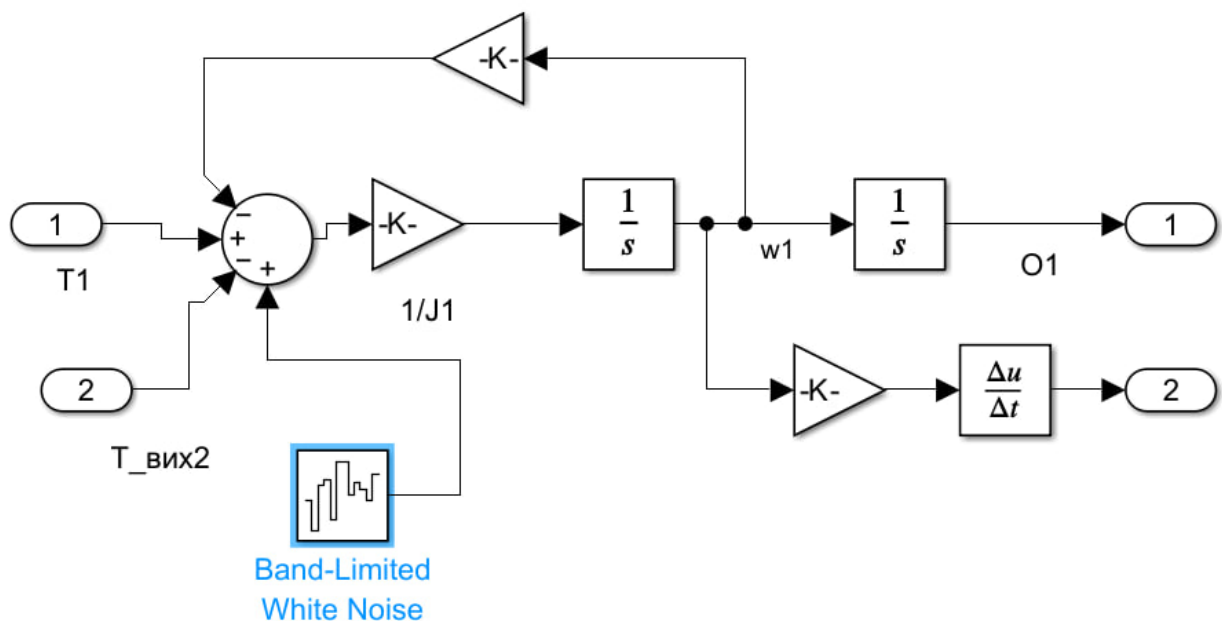


Рисунок 5.3 - Субсистема для другого редуктора

Такий самий принцип застосовується і для третього редуктора.

Субсистеми далі поєднуються послідовно, як того і вимагає механізм, на входи подаються відповідні параметри, а до виходів додаємо Score для виводу графіків зміни досліджуваних величин, кінцевий варіант схеми показано на рис. 5.4.

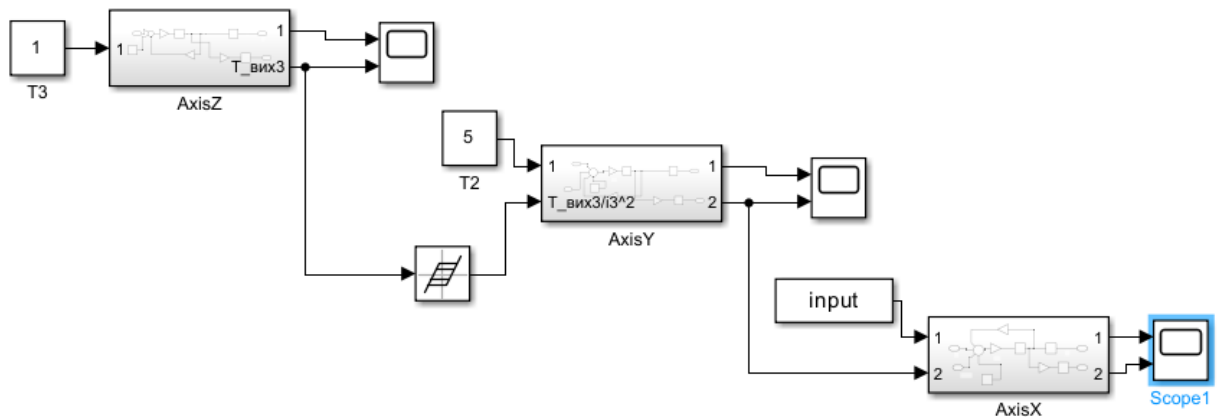


Рисунок 5.4 - Кінцевий вигляд системи

Вхідні константи (T2, T3) відповідають моменту на валу двигуна. Один вихід Scope покаже значення кута повороту імелера θ , якого механізм досяг після прикладення моментів, а другий вихід – це крутний момент на вихідному валу редуктора-системи.

Для моделювання люфту було також додано блок Backlash між субсистемами, де передається момент через редуктор. Після виходу моменту з однієї субсистеми треба подати у Backlash, потім у вхід наступної субсистеми.

Налаштування:

- Backlash width: ~ 0.02 рад
- Initial conditions: 0

Для входу в субсистему першого редуктора було обрано додати блок From Workspace, який допоможе змоделювати плавний старт двигуна з поступовим набором швидкості. Для цього в командному вікні MatLab було визначено змінну input, рис. 5.5.

```

>> t = 0:0.01:5; % час від 0 до 5 с з кроком 0.01 с
T_motor = zeros(size(t)); % ініціалізація

% Заповнюємо фазу наростання (0-2 с)
ramp_part = t <= 2;
T_motor(ramp_part) = 0.6 * (t(ramp_part) / 2); % лінійне зростання

% Заповнюємо плато (2-5 с)
plateau_part = t > 2;
T_motor(plateau_part) = 0.6;

% Формуємо змінну для Simulink
input = [t' T_motor'];
fx >>

```

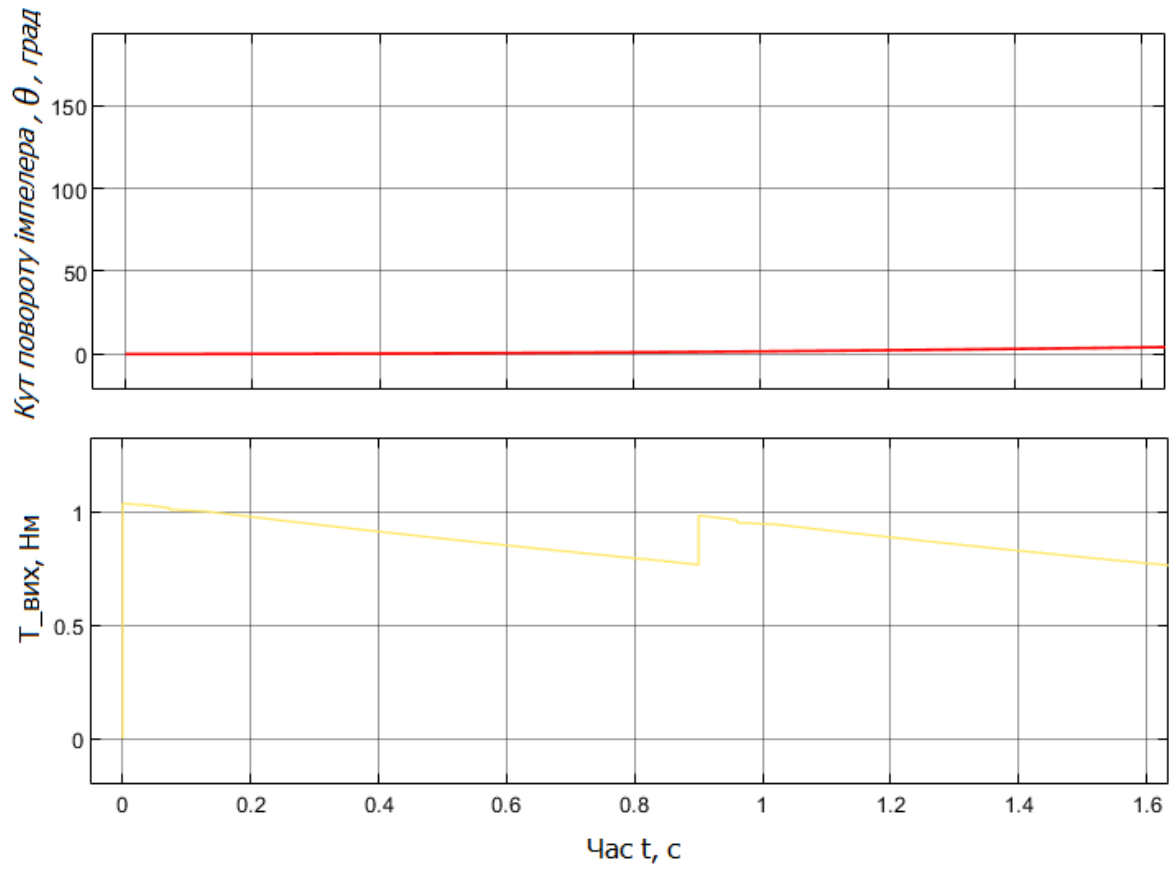
Рисунок 5.5 - Визначення змінних для блоку From Workspace

Числові значення коефіцієнтів були визначені аналітично та додані в систему для подальшого точного моделювання її роботи.

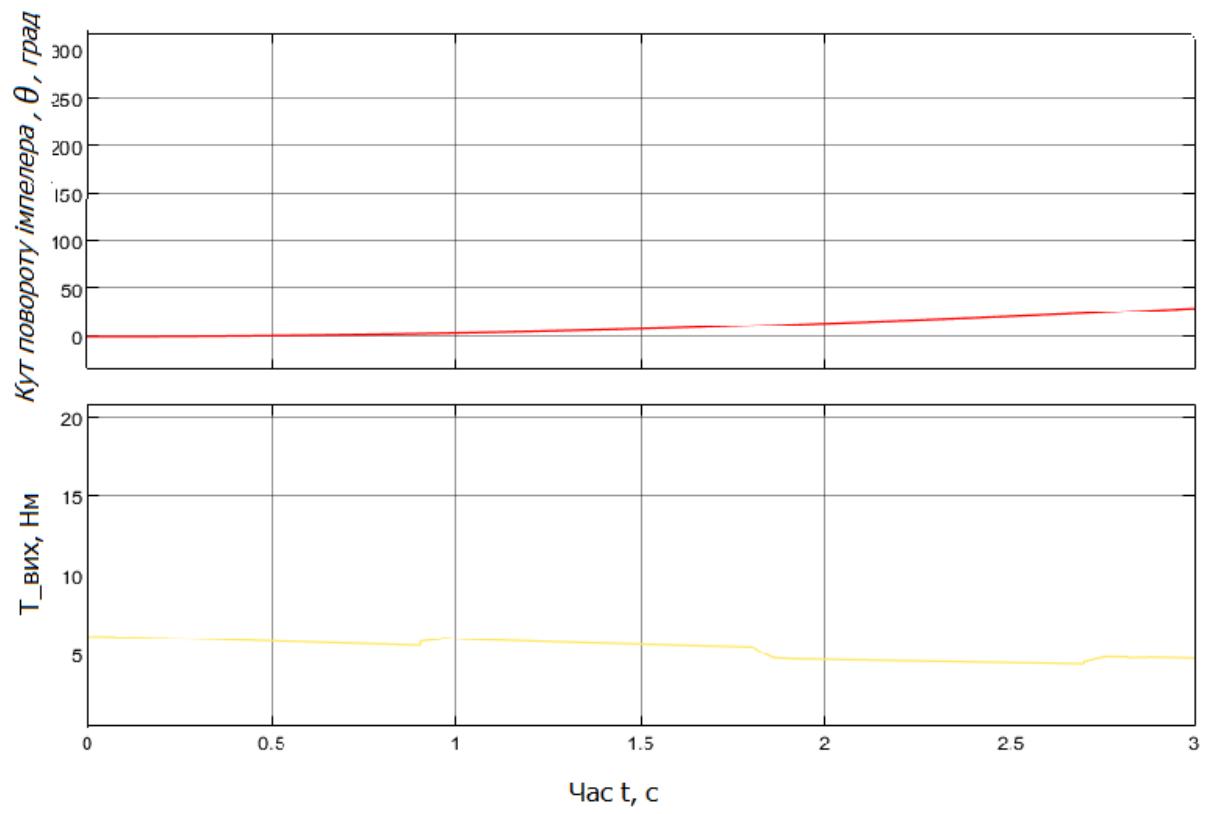
5.2. Результати моделювання роботи механізму

У процесі моделювання трьохступеневої системи орієнтації літального апарата було отримано результати для кожного з редукторів, що входять до складу привідної кінематики. Для кожного ступеня розглядалися два основні параметри: кут повороту та вихідний крутний момент.

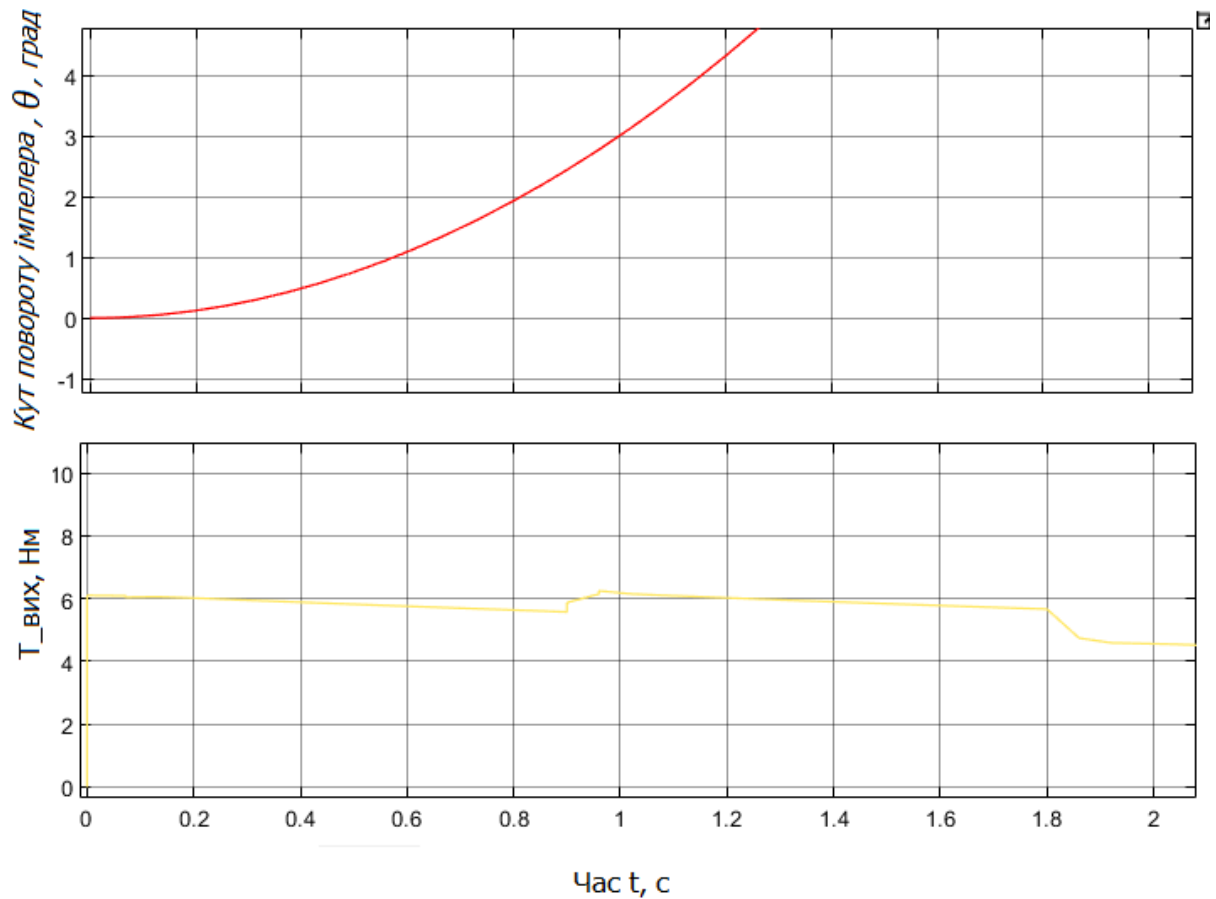
На рис. 5.6. наведені результати моделювання – графіки з блока Scope.



a



b



6

Рисунок 5.5 - Результати моделювання роботи механізму повороту імпелера

Першим було проведено аналіз третього редуктора — кінцевий привід, який безпосередньо обертає імпелер Jetfan 90V2 та має в конструкції безколекторний двигун KST BLS815.

За результатами моделювання видно, що кут повороту змінюється плавно та без ривків, що свідчить про стабільну роботу вузла й незначну інерційність. Графік моменту на виході з підсистеми демонструє характерні пласкі лінії та сходинки, які відображають реакцію системи на керувальні сигнали. Значення моменту не перевищує 1 Н·м, що повністю узгоджується з технічними характеристиками двигуна.

Далі розглядався другий редуктор; він зібраний на основі застоосування двигуна Махон RE 35 у поєднанні з планетарним редуктором GP 32С. Його динаміка виявилася повільнішою — графік кута повороту містить затримки та поступові зміни, що пояснюється більшою інерцією цього ступеня, але в той же

час, графік зміни значення моменту демонструє виражені стрибки до рівня $5 \text{ Н}\cdot\text{м}$ — це свідчить про те, що редуктор працює в умовах змінного опору й забезпечує достатній запас потужності.

Останнім проаналізовано перший редуктор, що також базується на Махон RE 35, але має інше передавальне число, що забезпечує роботу в діапазоні моментів $6\text{--}6,5 \text{ Н}\cdot\text{м}$. Графік кута повороту характеризується плавною динамікою з меншими амплітудами, що логічно, враховуючи стабільнішу роль цього ступеня як основи. Крутний момент залишається в межах номінальних значень і змінюється відповідно до навантаження.

Загалом, результати симуляції підтверджують правильність підбору приводів і редукторів для трьохступеневої системи орієнтації.

6. РОЗРАХУНКИ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ МЕХАНІЗМУ

Деталі в конструкціях постійно зазнають різноманітних навантажень, що призводять до появи напружень і деформацій у матеріалі. Розуміння того, як саме ці напружено-деформовані стани формуються і змінюються, особливо важливе для оцінки їхньої міцності і надійності. Механізми орієнтації кристалічної структури, які активуються під дією навантажень, відіграють ключову роль у формуванні пластичної деформації і визначають подальшу поведінку матеріалу. У цьому розділі розглядаються методи дослідження напружено-деформованого стану деталей з урахуванням впливу механізмів орієнтації, що дозволяє більш глибоко зрозуміти процеси, які відбуваються всередині матеріалу під час експлуатації.

6.1. Проведення дослідження

В модулі аналізу напружень створюю нове дослідження, в якому буду проводити аналіз напружень деталі кривошип.

На рис. 6.1 показані результати дослідження валу першого редуктора на міцність. Розподіл напруження за критерієм Мізеса показує, що високі напруження будуть досягнуті на переході між ступенями валу в точках упору шпонки.

Шпоночний паз сприймає найбільші навантаження, адже на перерізі кінцевого ступеня валу концентрується більша частина напруги від навантажень.

Для виготовлення валів вибираємо середньовуглецеву сталь 45 за ГОСТ 1050 - 77 з характеристиками: HB192, термообробка - поліпшення, $\sigma_M = 750 \text{ МПа}$, $\sigma_{\text{п}} = 450 \text{ МПа}$, $\sigma_{-1} = 300 \text{ МПа}$, $\tau_{-1} = 160 \text{ МПа}$,

Дослідження показує, що максимальне досягнуте напруження 5.8 МПа, що не перевищує допустиме.

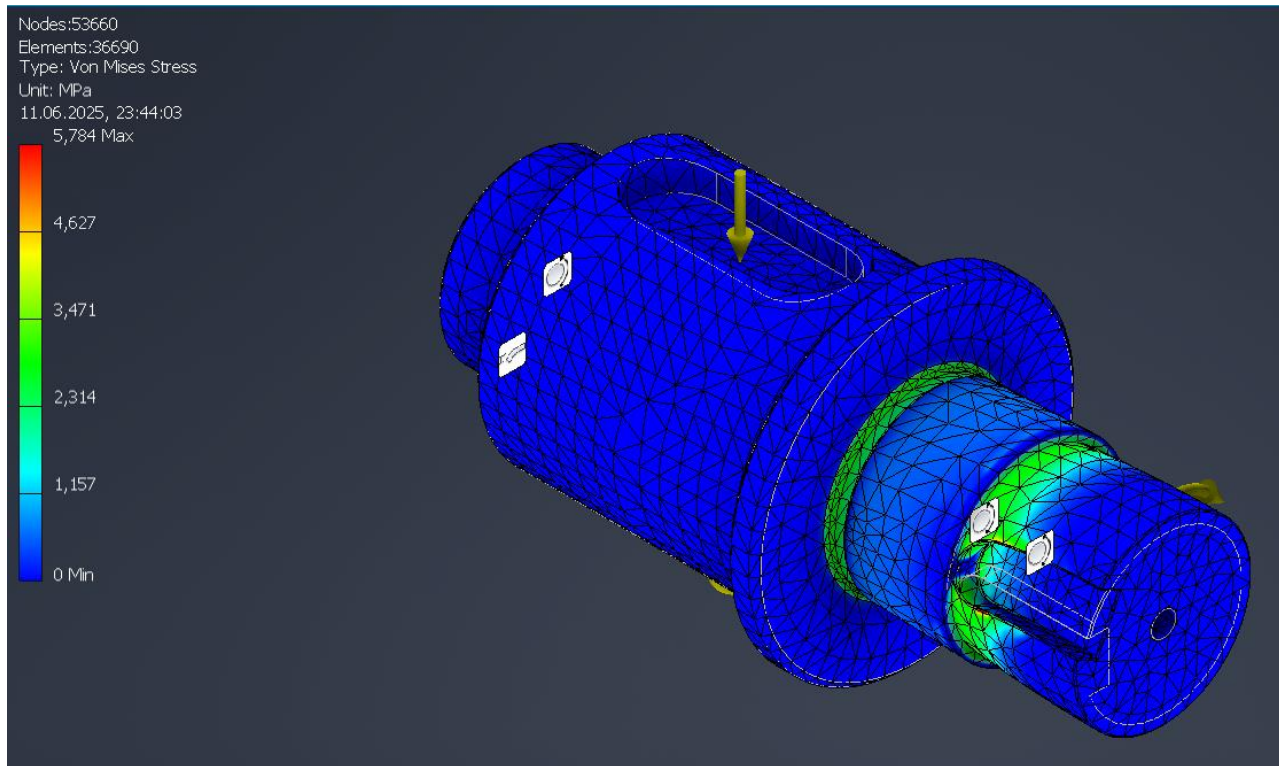


Рисунок 6.1 - Напруження вала за Мізесом

На рис. 6.2а показано зміну коефіцієнта запасу на валу. Значення цієї величини дуже високі, більші за часто використовуваний в машинобудуванні коефіцієнт 1.5, тому за цим параметром деталь Вал задовольняє умови міцності На 6.2б показано переміщення елементів сітки залежно від напружень.

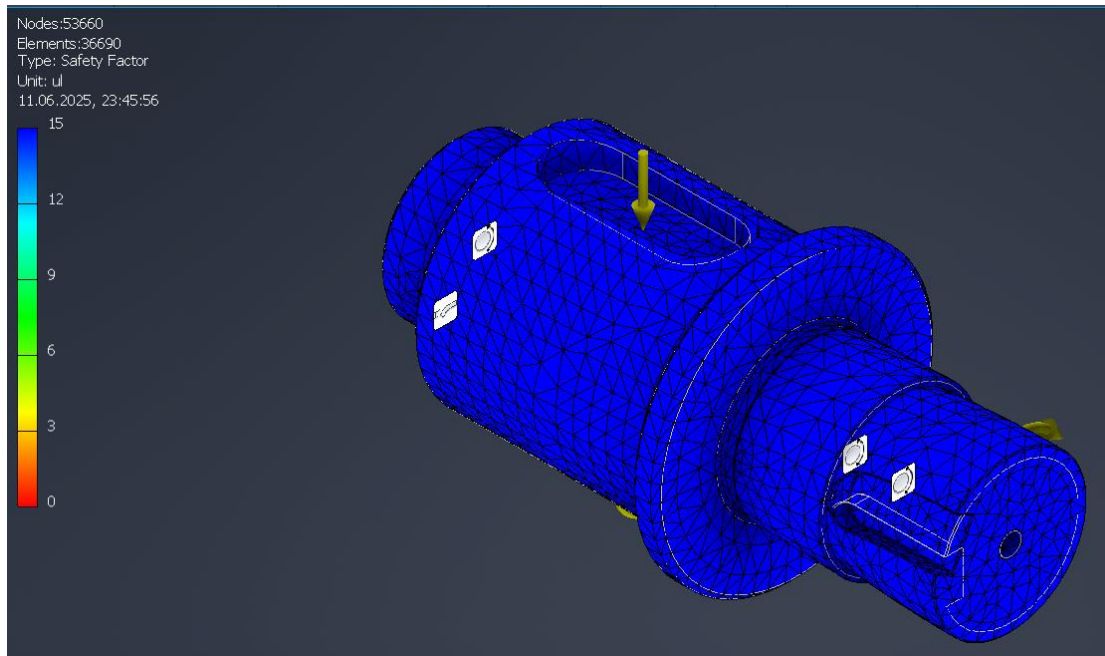
Для вала з передачею крутного моменту деформація на кручення обчислюється так:

$$\varphi = \frac{M \cdot l}{G \cdot J}, \quad (6.1)$$

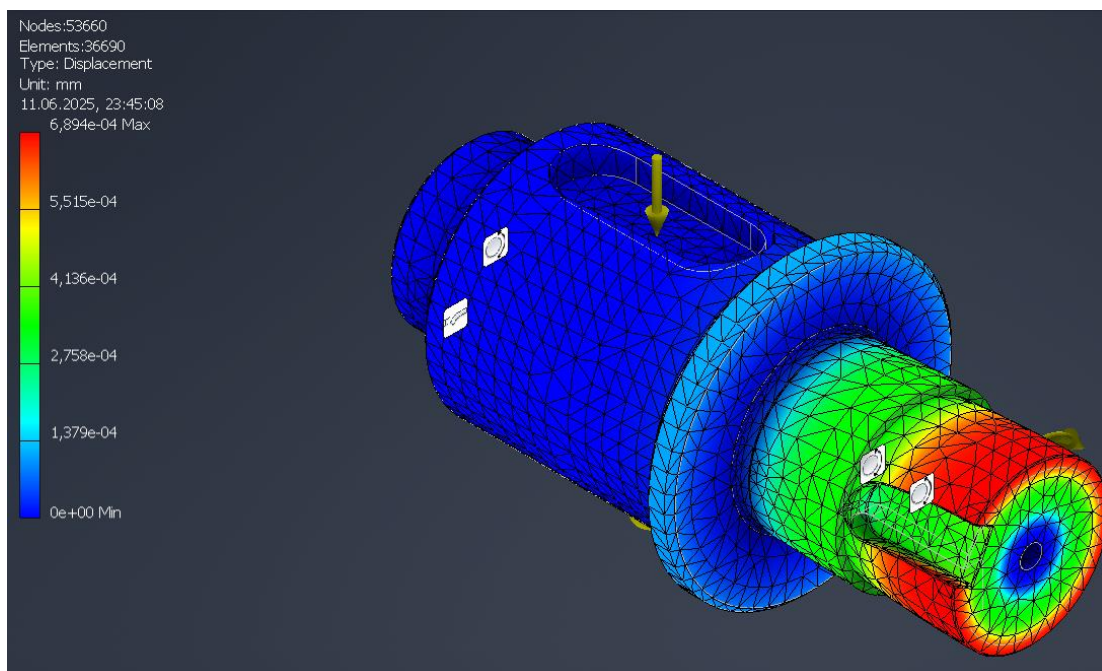
де M — крутний момент,
 l — довжина вала,
 G — модуль зсуву (~ 80 ГПа для сталі),
 J — полярний момент інерції ($J = \pi d^4 / 32$).

Обчислюємо:

$$\varphi = \frac{5 \text{ Нм} \cdot 32}{80 \cdot 10^9 \text{ Па} \cdot \pi \cdot 0,03^4} = 0,00786 \text{ град/м},$$



a



б

Рисунок 6.2 - Розподіл коефіцієнту запасу(а) та абсолютне зміщення (б)

Допустиме значення кутового кручення для вала, що передає рух з високою точністю – не більше, ніж $0,25^\circ/\text{м}$.

Отримане в дослідженні значення зміщення можна перевести в величину кручення, яку можна буде порівняти з допустимою:

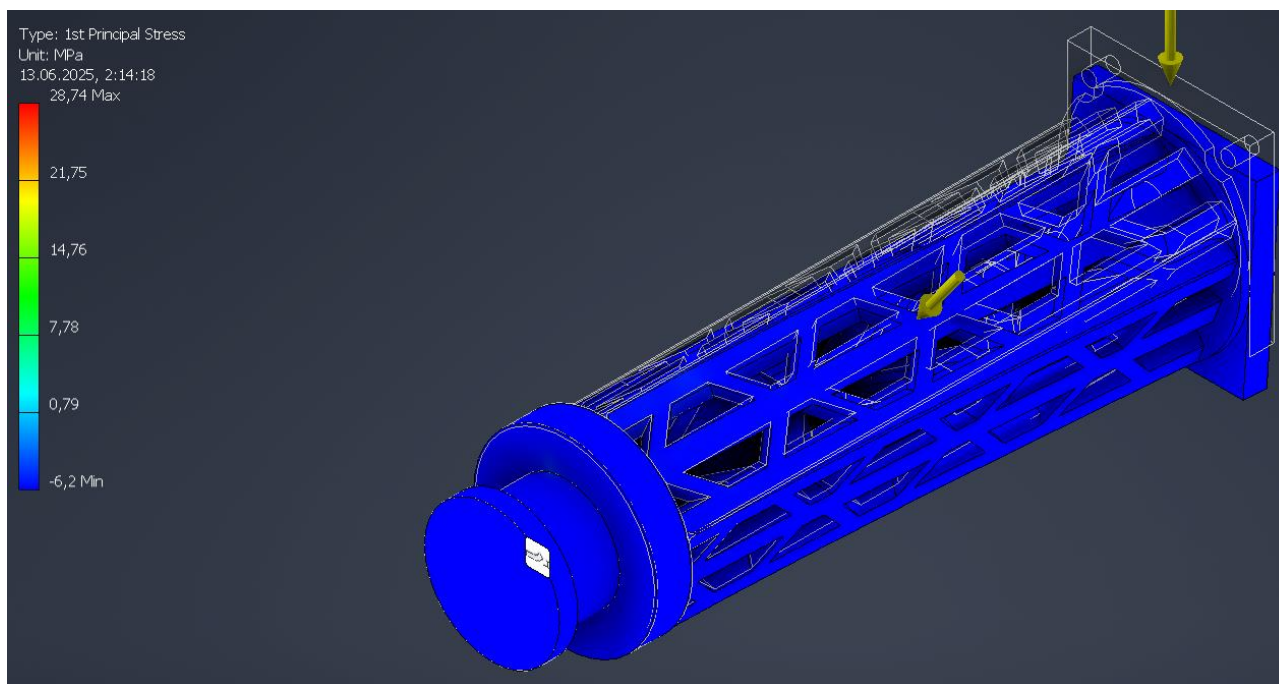
$$\varphi = \frac{\Delta s}{r}, \quad (6.2)$$

де Δs - Величину зсуву (переміщення) на краю вала,
 r - відстань від осі обертання до точки, в якій міряється зсув.

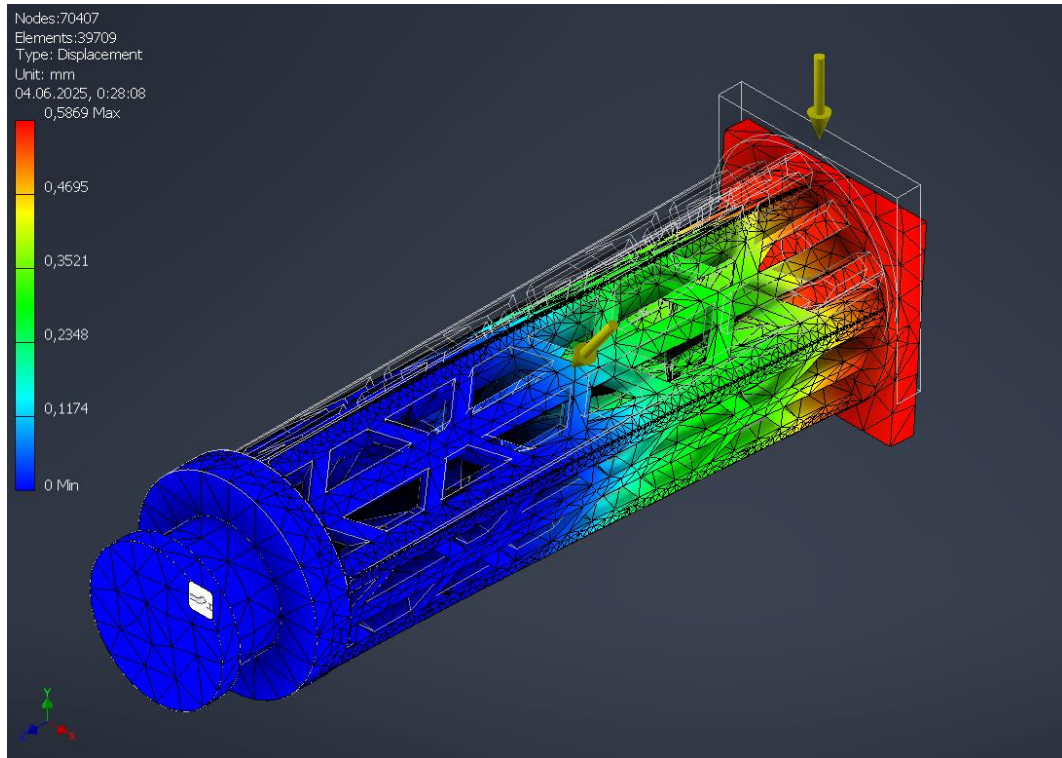
$$\varphi = \frac{5,721 \cdot 10^{-4}}{0,015} = 0,038^\circ/\text{м},$$

що не перевищує допустиме значення.

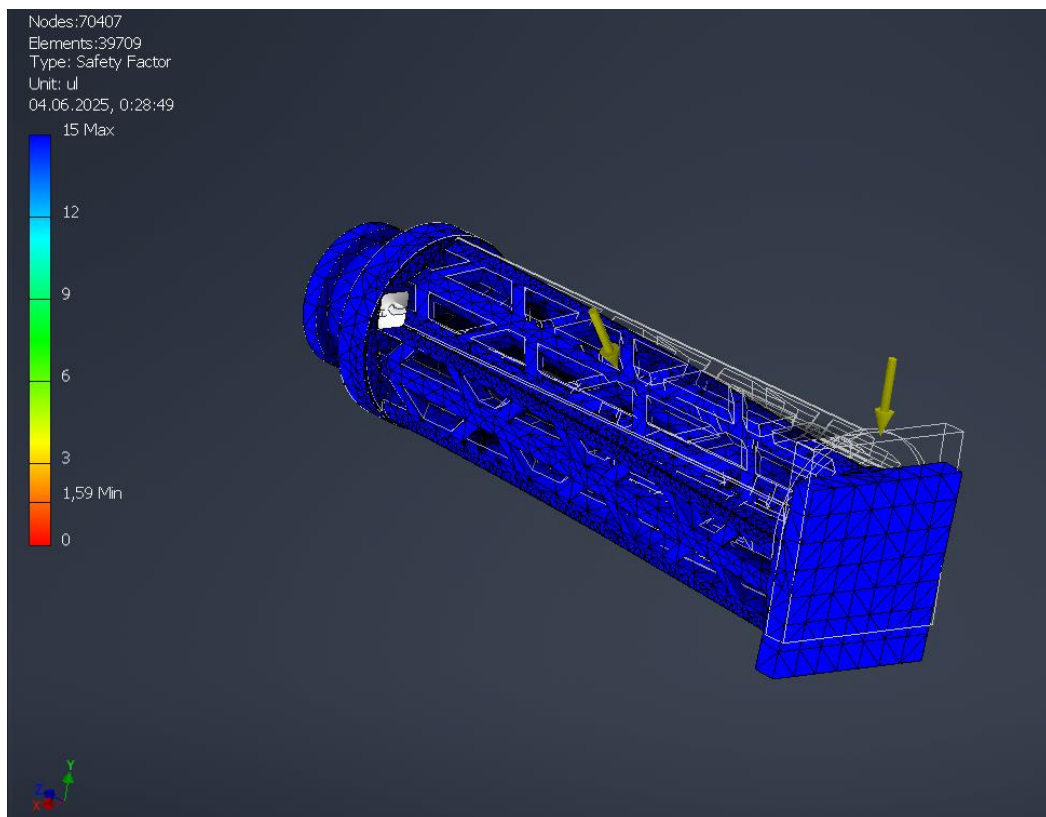
Також дослідимо важіль, на якому кріпиться імпелер, рис. 6.3.



a



б



в

Рисунок 5.3 - Напруження (а) вала за 1st Principal Stress, (б) за переміщенням, (в) за коефіцієнтом запасу міцності

Для виготовлення важеля вибираємо PET пластик. Використання адитивних технологій надає можливість виготовляти деталі з конструкцією будь-якого ступіню складності, тому ми можемо надрукувати такий важіль, досягши мінімальної маси за максимальної міцності.

Дослідження показує, що максимальне досягнуте напруження 29 МПа, що не перевищує допустиме значення.

Межа міцності на згин 60–70 МПа для чистого PET пластику[38]. Для врахування анізотропічності застосовуємо коефіцієнт зменшення: $k \approx 0,6$:

$$\sigma_{FDM} = k \cdot \sigma_{PET} = 0.6 \cdot 60 = 36$$

Найбільші деформація, як і очікувалось, спостерігається на кінці важеля – 0.59 мм, що не перевищує допустиме значення. Довжина вала $L = 209$ мм, тоді прогин:

$$[f] = \frac{L}{\beta} = \frac{209}{200} = 1,045 \text{ мм}$$

Пластик, як-от PET, має низький модуль пружності ($E \approx 2$ ГПа), тож він суттєво прогинається навіть при невеликих навантаженнях, зате висока пружність дозволяє деякі деформації без руйнування (на відміну від крихких матеріалів).

PET не використовується у високоточних муфтах або шестернях, тому такі прогини як 0.5–1 мм у більшості випадків є допустимими з конструктивної точки зору.

Висновок до розділу 6

У результаті проведених розрахунків міцності було перевірено працездатність елементів механізму орієнтації літального апарата за основними видами навантаження — згином, скрученням та комбінованими деформаціями. Отримані значення напружень не перевищують допустимих для обраних

матеріалів, зокрема полімерних і металевих компонентів, що підтверджує правильність прийнятих конструктивних рішень.

Крім того, розрахункові значення переміщень та кутових відхилень залишаються в межах допустимих для забезпечення стабільної роботи приводу та точності орієнтації. Це дозволяє зробити висновок про достатню жорсткість і міцність розробленої конструкції в умовах експлуатації.

ВИСНОВКИ

У ході виконання роботи було проведено комплексний аналіз гібридного літального апарата, включаючи перевірки на міцність його конструктивних елементів, патентні пошуки та динамічні розрахунки.

Перевірки на міцність показали, що основні елементи конструкції здатні витримувати передбачені експлуатаційні навантаження з достатнім запасом міцності, що забезпечує надійність та безпеку апарата під час експлуатації. Було проаналізовано вплив різних типів навантажень, зокрема статичних і динамічних, а також враховано умови роботи в екстремальних ситуаціях.

Динамічні розрахунки, проведені в роботі, дали змогу моделювати поведінку літального апарата під впливом зовнішніх сил, таких як вітрові навантаження, прискорення та вібрації. Отримані результати допомогли оцінити динамічну стабільність і ефективність систем керування, що є важливим для оптимізації польотних характеристик і безпеки.

Патентний аналіз підтвердив інноваційність запропонованих рішень і допоміг окреслити можливості для подальшого захисту інтелектуальної власності.

Загалом, проведені дослідження створюють міцну науково-технічну базу для подальшого розвитку та впровадження гібридних літальних апаратів, що мають великий потенціал для розширення функціональних можливостей сучасної авіації.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Royal Aeronautical Society. *Airship resurgence* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.aerosociety.com/news/airship-resurgence/> (дата звернення: 04.06.2025).
2. American Society of Mechanical Engineers (ASME). *A call for dirigibles* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.asme.org/topics-resources/content/energy-blog-a-call-for-dirigibles> (дата звернення: 04.06.2025).
3. Hybrid Air Vehicles. *Airlander 10* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.hybridairvehicles.com/airlander/airlander-10/> (дата звернення: 04.06.2025).
4. Lockheed Martin. *Hybrid Airship [Archived version]* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://web.archive.org/web/20191231120757/https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/hybrid-airship.html> (дата звернення: 04.06.2025).
5. Lockheed Martin. *Hybrid Airship overview (PDF)* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed-martin/aero/documents/hybridAirship/HybridAirshipLitho.pdf> (дата звернення: 04.06.2025).
6. Airport Technology. *SkyCat hybrid airship* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.airport-technology.com/projects/skycat/?cf-view> (дата звернення: 04.06.2025).
7. Holloway J. *Solar Ship hybrid airship* // New Atlas. – 2011. – 7 листоп. – Режим доступу: <https://newatlas.com/solar-ship-hybrid-airship/20263/> (дата звернення: 04.06.2025).
8. Nimbus. *Nimbus Aero official site* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.nimbus.aero/> (дата звернення: 04.06.2025).

9. United States Patent No. US8033497B2. *Lighter-than-air aircraft* [Електронний ресурс]. – 2011. – Режим доступу: <https://patents.google.com/patent/US8033497B2/en> (дата звернення: 04.06.2025).
10. Spartan College of Aeronautics and Technology. *Types of drag* [Електронний ресурс]. – 2022. – 25 травня. – Режим доступу: <https://www.spartan.edu/news/types-of-drag/> (дата звернення: 04.06.2025).
11. NASA. *Preliminary design of a high-altitude, long-endurance airship* (NASA Technical Report No. 20120010650) [Електронний ресурс]. – 2012. – Режим доступу: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20120010650/downloads/20120010650.pdf> (дата звернення: 04.06.2025).
12. Embry-Riddle Aeronautical University. *Airships, Blimps, & Aerostats – Introduction to Aerospace Flight Vehicles* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/lth/> (дата звернення: 04.06.2025).
13. Національний авіаційний університет (НАУ). *Основи аеродинаміки та літальної техніки* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://er.nau.edu.ua/server/api/core/bitstreams/f4e974cc-b10b-49c4-8f63-d5b16bca69b0/content> (дата звернення: 04.06.2025).
14. Embry-Riddle Aeronautical University. (n.d.). *Airships, Blimps, & Aerostats – Introduction to Aerospace Flight Vehicles*. Eagle Pubs.
Доступно за адресою: <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/lth/> (дата звернення: 04.06.2025).
15. Mahulikar S. P., Dixit V. A., Bhange A. S., Ghanegaonkar S. D. *A comparative study of conventional and tri-lobed stratospheric airships* // The Aeronautical

- Journal. – 2021. – Vol. 125, No. 1290. – P. 708–741. – DOI:
<https://doi.org/10.1017/aer.2021.24>.
16. Anderson J. D. *Introduction to Flight*. 8th ed. – New York: McGraw-Hill Education, 2016. – 117 с. – ISBN: 978-1259129919. – Режим доступа: <https://aerospace.gdgoenka-university.com/wp-content/uploads/2023/10/introduction-to-flight-8th-edition-pdf-free.pdf> (дата звернения: 04.06.2025).
 17. *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*. 2nd ed. – AIAA Education Series, 2016. – ISBN: 978-1624103712.
 18. Versteeg H. K., Malalasekera W. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*. 2nd ed. – Pearson Education, 2007. – ISBN: 978-0131274983.
 19. How Things Fly. *Roll, Pitch, and Yaw* [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://howthingsfly.si.edu/flight-dynamics/roll-pitch-and-yaw> (дата звернения: 04.06.2025).
 20. Teixeira A., de Souza L. G. C., de Oliveira V. C., Assis G. N. *Brushless DC Motors Applied to Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A Review* // *Energies*. – 2022. – Vol. 15, No. 2. – Art. 455. – DOI: <https://www.mdpi.com/1996-1073/15/2/455>.
 21. Tusaş Engine Industries. *TEI-PD170 Engine* [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://en.wikipedia.org/wiki/TEI-PD170> (дата звернения: 07.05.2025).
 22. Advanced Innovative Engineering. *225CS-017 – 40bhp Gasoline UAV Propulsion System* [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.aieuk.com/225cs-017-40bhp-gasoline-uav-propulsion-system> (дата звернения: 07.05.2025).
 23. Heywood J. B. *Internal Combustion Engine Fundamentals*. 2nd ed. – New York: McGraw-Hill Education, 2018. – Режим доступа:

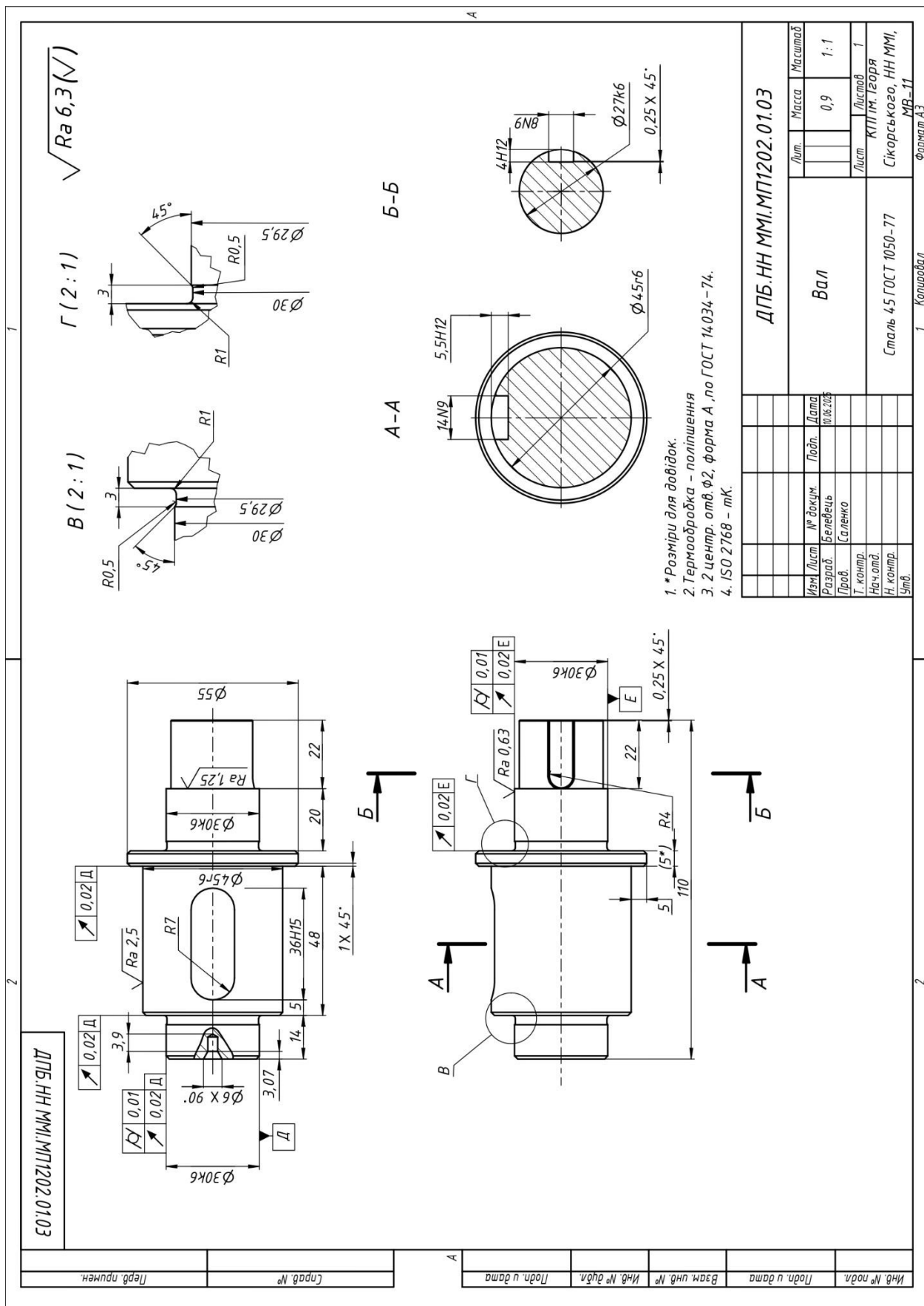
<https://dokumen.pub/internal-combustion-engine-fundamentals-2nbsped-9781260116106.html> (дата звернення: 04.06.2025).

24. UAV Turbines. *Monarch 5 – Microturbine Jet Engine for UAVs* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.wired.com/story/uav-turbines-microturbine-jet-engine-drone> (дата звернення: 07.05.2025).
25. Microturbo. *Microturbo TRI 60* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://en.wikipedia.org/wiki/Microturbo_TRI_60 (дата звернення: 07.05.2025).
26. Wave Engine Corporation. *Pulsejet Propulsion Technology* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.unmannedsystemstechnology.com/company/wave-engine-corporation> (дата звернення: 07.05.2025).
27. International Defence, Security and Technology. *UAV Propulsion Technologies Fueling Long-Endurance Commercial and Military Missions* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://idstch.com/technology/energy/uav-propulsion-technologies-fueling-long-endurance-commercial-and-military-missions/> (дата звернення: 07.05.2025).
28. US20110198438A1. *Propulsion and steering system for an airship* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://patents.google.com/patent/US20110198438A1/en> (дата звернення: 04.06.2025).
29. US2010224722A1. *Airship and Vectored Propeller Drive Therefor* [Електронний ресурс]. – 2010. – Режим доступу: <https://patents.google.com/patent/US2010224722A1/en> (дата звернення: 04.06.2025).
30. US2007069077A1. *Airship & method of operation* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://patents.google.com/patent/US2007069077A1/en> (дата звернення: 04.06.2025).

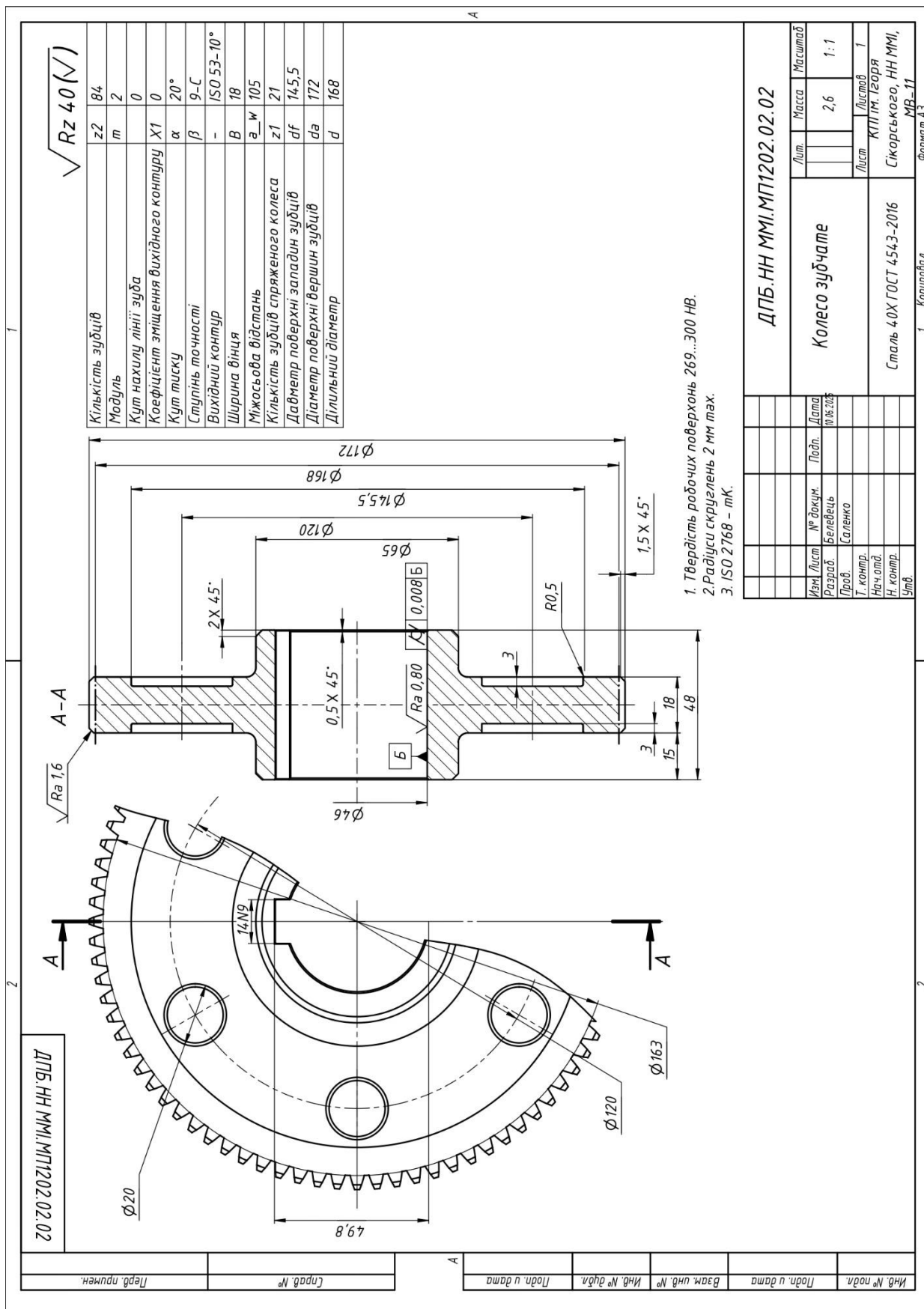
31. CN105573339A. *Navigation flight system based on rotor airship* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://patents.google.com/patent/CN105573339A/en> (дата звернення: 04.06.2025).
32. CN118753489A. *Heavy-duty load-carrying airship* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://patents.google.com/patent/CN118753489A/en> (дата звернення: 04.06.2025).
33. US11820482B2. *Method and apparatus for lighter-than-air airship with improved structure and delivery system* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://patents.google.com/patent/US11820482B2/en> (дата звернення: 04.06.2025).
34. *Jetfan 90V2*. Офіційний сайт DJI [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.dji.com/jetfan-90v2> (дата звернення: 04.06.2025).
35. *KST BLS815*. Офіційний сайт KST Servo [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://kstservo.com/product/bls815/> (дата звернення: 04.06.2025).
36. *Maxon RE 35 DC Motor*. Офіційний сайт Maxon Group [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.maxongroup.com/maxon/view/product/RE-35> (дата звернення: 04.06.2025).
37. *Planetary Gearhead GP 32C*. Офіційний сайт Maxon Group [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.maxongroup.com/maxon/view/product/GP-32C> (дата звернення: 04.06.2025).
38. *Polyethylene Terephthalate (PET), properties* // MatWeb – Material Property Data [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=d4c3f3f8ca2b469692507c5d958ddb42&n=1> (дата звернення: 03.06.2025).

Додаток А

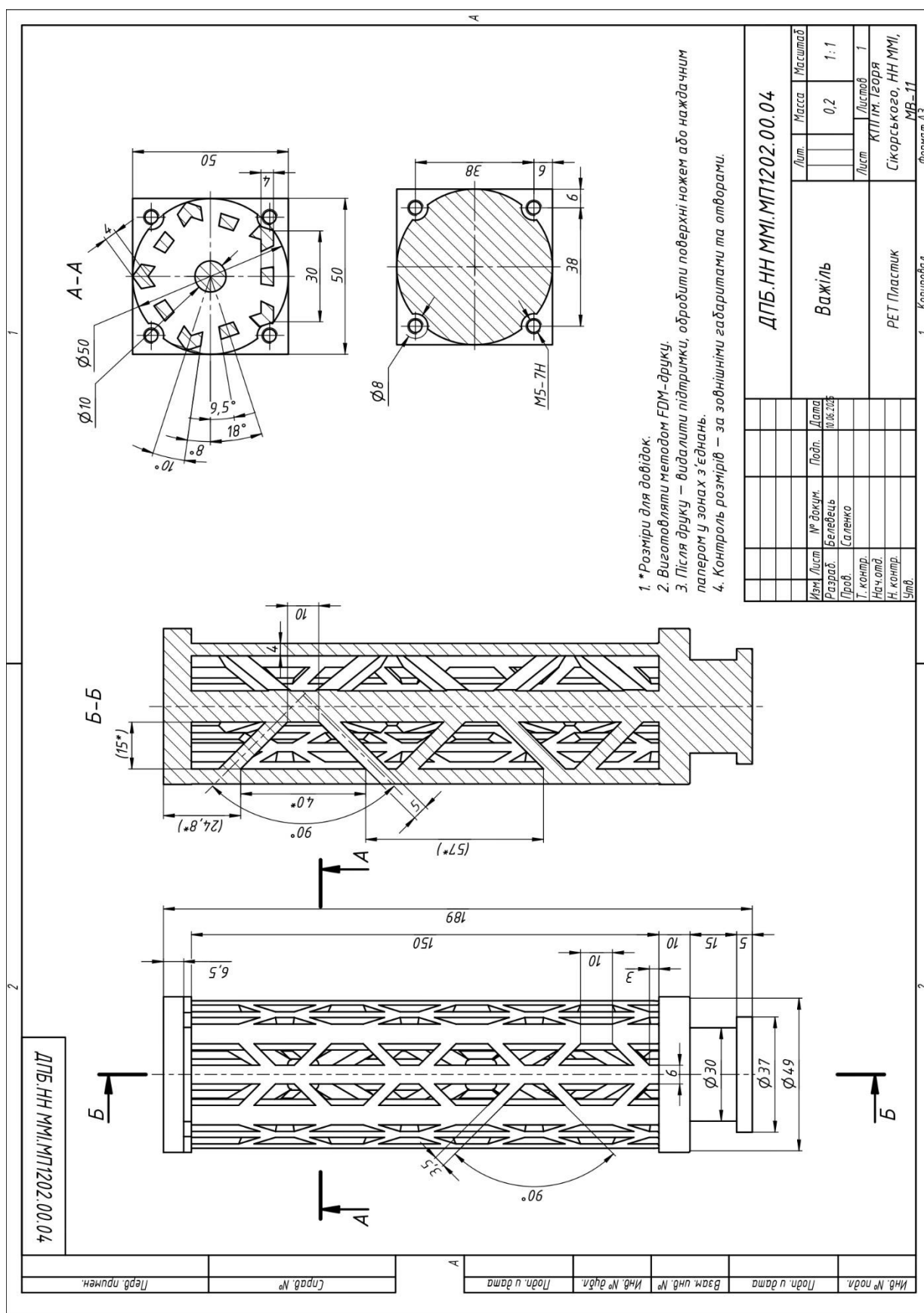
Кресленик вихідного вала першого редуктора







Кресленик важеля, на якому кріпиться імпелер.



Додаток Б

Слайди презентації до захисту дипломної роботи бакалавра.

Засоби орієнтації гібридних літальних апаратів

Робота Белевець К. МВ-11
Керівник Проф., д.т.н. Саленко О. Ф.

 Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 1

Зміст роботи

Вступ

1. Загальні теоретичні відомості. Типові конструкції та силові установки гібридних літальних апаратів
2. Сучасні технології галузі. Останні розробки в межах галузі гібридних літальних апаратів
3. Теорія польоту та силові установки аеростатів
4. Патентний пошук
5. Проектування механізму орієнтації літального апарата
6. Розрахунки напружено-деформованого стану механізму

 Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 2

Актуальні технології галузі

Airlander 10

Дирижабль здатний перевозити до 10 000 кг вантажу, підніматись на висоту до 4800 м та розвивати швидкість до 145 км/год.

Апарат має вертикальний зліт і посадку, а тому не потребує додаткових витрат на злітно-посадкову смугу та може бути використаний для доставки вантажу чп людей важкодоступні місця



 Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 3

Актуальні технології галузі

P-791

Апарат має трикорпусну конструкцію і використовує систему повітряної подушки для зльоту і посадки. P-791 може перевозити до 20 тон вантажу, досягати швидкості до 111 км/год (60 вузлів) і має дальність польоту до 2600 км.



Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 4

Актуальні технології галузі

SkyCat 200

здатний нести вагу до 200 000 кг з круїзною швидкістю 139 км/год, долаючи до 5 970 км шляху.



Solar Ship

Має короткий зліт та посадку; має вбудовані сонячні панелі, які підтримують роботу енергосистем літального апарата в процесі польоту.



Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 5

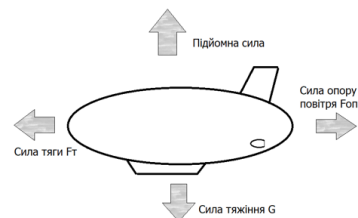
Теоретичне обґрунтування роботи системи

Вага газу всередині кулі, що менша за вагу такого ж об'єму атмосферного повітря за законом Архімеда створює підйомну силу:

$$\overrightarrow{F_{\text{арх}}} = \overrightarrow{g}V,$$

Підйомна сила:

$$\overrightarrow{F_{\text{під}}} = (m_{\text{дет}} + \rho_r V + m_{\text{пал}})\overrightarrow{g},$$



Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 6

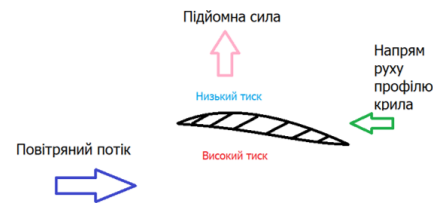
Теоретичне обґрунтування роботи системи

Форма лопаті — це аеродинамічний профіль, зазвичай з опуклою верхньою і плоскою або менш опуклою нижньою поверхнею.

• **Кут атаки** — лопать встановлена під певним кутом до напрямку руху повітря (як крило в повітрі).

• **Обертання** — при обертанні лопаті створюється **різниця тисків** між її верхньою та нижньою поверхнями.

• **Тяга (сила)** — ця різниця тисків породжує силу, що рухає літальний апарат уперед (у напрямку осі обертання).

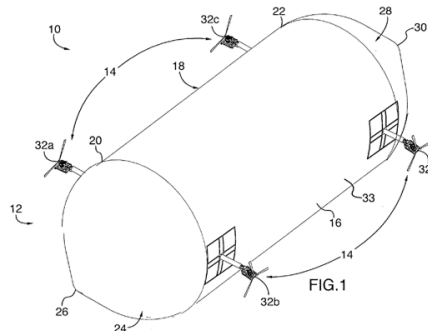
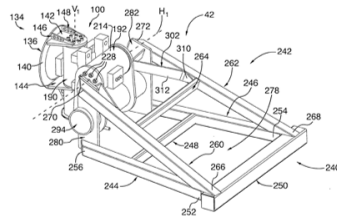


Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 7

Патентний пошук

[US2011198438A1](#) Propulsion and steering system for an airship

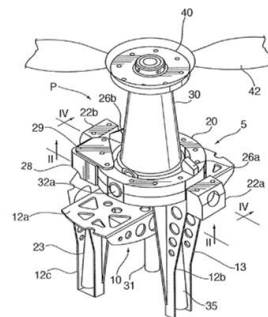
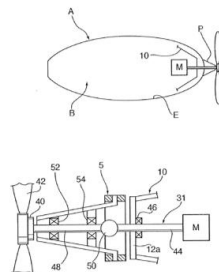


Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 8

Патентний пошук

[US2010224722A1](#) Airship and Vectored Propeller Drive Therefor



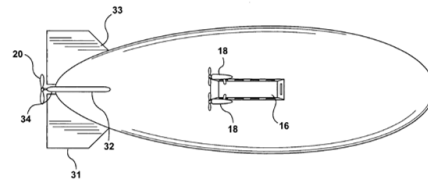
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 9

Патентний пошук

[US2007069077A1](#) Airship & method of operation

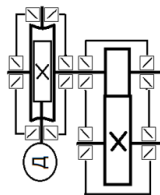
У патенті зміна напрямку руху аеростата досягається через включення та відключення певних двигунів, що входять в конструкцію. Зокрема, описана система включає кілька двигунів, розташованих в різних частинах аеростата. Кожен з двигунів може бути безпосередньо активований окремо для створення тяги в певному напрямку, або їх робота може бути комбінована для досягнення потрібного ефекту, такого як зміна курсу або вертикальний підйом



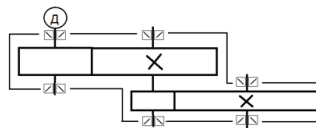
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 10

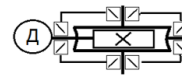
Проектування механізму



Редуктор 1



Редуктор 2



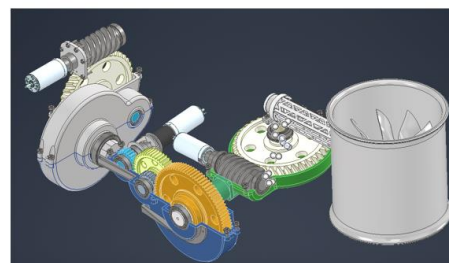
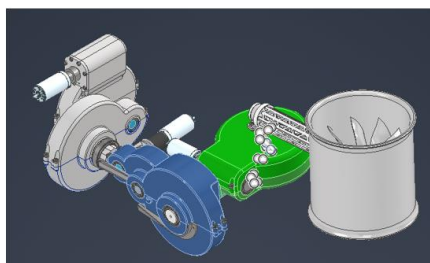
Редуктор 3



Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 11

Проектування механізму



Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 12

Динамічний розрахунок

Формули введення:

$$J_1 = J_{px} \times d_1 + J_{dx1} + i_1^2 \times (J_{px}d_2 + J_{dx2} + i_1^2 \cdot (J_{px}d_3 + J_{dx3} + J_{импелер}))$$

$$J_2 = J_{px}d_1 + J_{dx1} + i_1^2 \cdot (J_{px}d_2 + J_{dx2} + J_{импелер})$$

$$J_3 = J_{px}d_1 + J_{dx1} + J_{импелер}$$

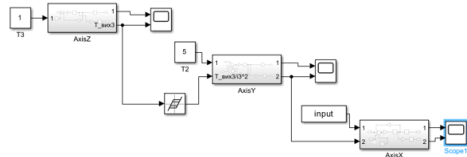
Використовується матриця повороту Euler ZYX:

$$R = R_z(\theta_1) \cdot R_y(\theta_2) \cdot R_x(\theta_3)$$

де: θ_1 — кут обертання навколо осі Z, θ_2 — навколо Y, θ_3 — навколо X

Положення импелера:

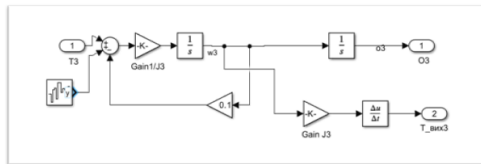
$$r_{имп} = R(\theta_1, \theta_2, \theta_3) \cdot z_0$$



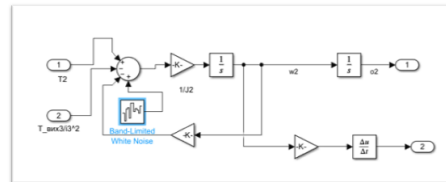
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 13

Динамічний розрахунок

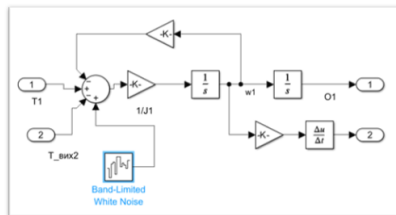


Вісь Z



Вісь Y

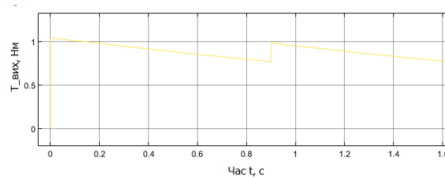
Вісь X



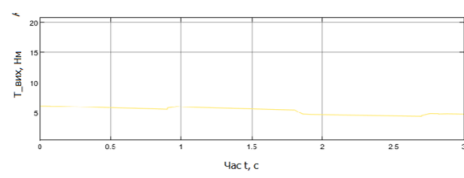
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 14

Динамічний розрахунок

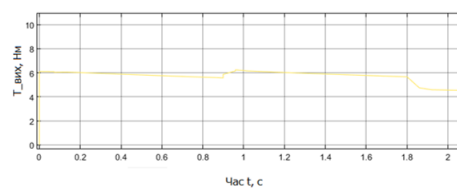


Вісь Z



Вісь Y

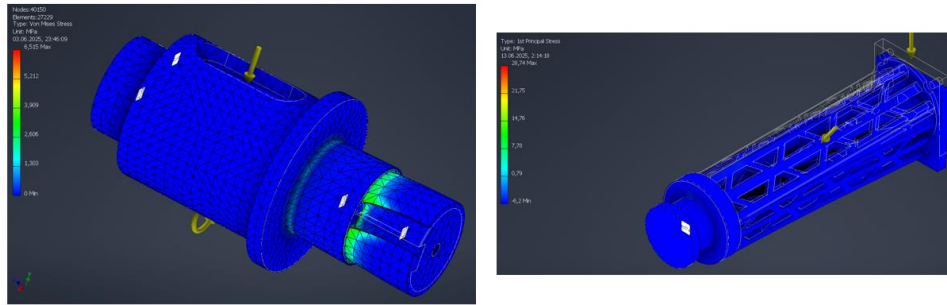
Вісь X



Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 15

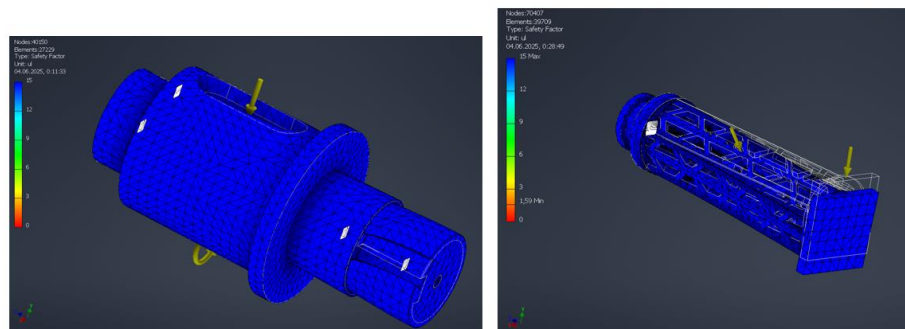
РОЗРАХУНКИ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ МЕХАНІЗМУ



Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 16

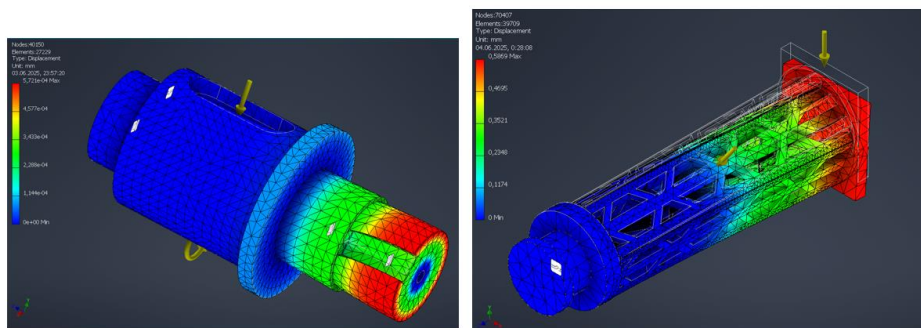
РОЗРАХУНКИ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ МЕХАНІЗМУ



Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 17

РОЗРАХУНКИ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ МЕХАНІЗМУ



Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Слайд 18