

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

Інститут енергозбереження та енергоменеджменту
Кафедра автоматизації управління електротехнічними комплексами

«На правах рукопису»

УДК 62-523.1, 62-515, 629.7

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

_____ Розен В. П.
(підпис) (прізвище та ініціали)

« ____ » _____ 2020 р.

Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра

зі спеціальності *141 Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка*
на тему: «Покращення показників якості технологічного процесу управління
тяговим електроприводом рульової системи літака»

Студент групи ОА-81мн Матушкін Д. С. _____
(шифр групи) (прізвище та ініціали) (підпис)

Науковий керівник _____ Босак А. В., к. т. н., ст. викл. _____
(прізвище та ініціали, науковий ступінь, вчене звання) (підпис)

Консультант Стартап-проекту Шевчук Н. А., к. т. н., доцент _____
(назва розділу) (прізвище та ініціали, науковий ступінь, вчене звання) (підпис)

Рецензент _____
(прізвище та ініціали, науковий ступінь, вчене звання) (підпис)

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації
немає запозичень з праць інших авторів без
відповідних посилань

Студент _____
(підпис)

Київ – 2020 року

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

Інститут енергозбереження та енергоменеджменту

Кафедра автоматизації управління електротехнічними комплексами

Рівень вищої освіти – другий (магістерський) за освітньо-науковою програмою
Спеціальність (спеціалізація) – 141 Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка («Інжиніринг автоматизованих електротехнічних комплексів»)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Розен В. П.
(підпис) (прізвище та ініціали)

« ____ » _____ 2020 р.

**ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію**

студенту _____ Матушкіну Дмитру Сергійович
(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема дисертації «Покращення показників якості технологічного процесу управління тяговим електроприводом рульової системи літака»,

науковий керівник дисертації Босак Алла Василівна, к. т. н., ст. викл.,
(прізвище, ім'я, по-батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від « 13 » березня 2020 р. № 858-с

2. Дата подання студентом дисертації « 11 » травня 2020 р.

3. Об'єкт дослідження – процес управління тяговим електроприводом рульової системи літака з контуром адаптації за помилкою регулювання.

4. Предмет дослідження – система управління тяговим електроприводом, коригуюча перехідні процеси за швидкодією та динамічним навантаженням.

5. Перелік завдань, які потрібно розробити:

1. Дослідити систему управління на основі векторного керування тяговим СДПМ на можливість застосування його в системі руління.

2. Розробити і дослідити рульову систему на відповідність вимогам профілів руління.

3. Розробити структуру і параметри адаптивного нечіткого регулятора з вхідними сигналами заданих значень швидкості і прискорення.

4. Розробити структурну схему системи управління за пружним моментом для пневматиків коліс шасі літака.

6. Орієнтовний перелік графічного матеріалу: 15 слайдів презентації.

7. Орієнтовний перелік публікацій:

1. “Електропривод колеса шасі в системі "електричного рулювання" літака”;
2. “Підвищення якості керування електроприводами рушіїв підводних апаратів”;
3. “Застосування алгоритму нечіткої логіки для настроювання адаптивного ПД-регулятора”;
4. “Покращення показників якості управління синхронним двигуном з постійними магнітами”.

8. Консультанти розділів дисертації

| Розділ | Прізвище, ініціали, посада | Дата, підпис | |
|-----------------------|-------------------------------------|----------------|------------------|
| | | завдання видав | завдання прийняв |
| <i>Стартап-проект</i> | <i>Шевчук Н. А., к.т.н., доцент</i> | | |

9. Дата видачі завдання: « 10 » лютого 2020 р.

Календарний план

| № з/п | Назва етапів виконання магістерської дисертації | Термін виконання етапів магістерської дисертації | Примітка |
|-------|---|--|----------|
| 1. | Огляд та аналіз стану сучасних наземних операцій руління та бортових пристроїв літака | 12.02.2020 – 16.02.2020 | |
| 2. | Загальний розрахунок системи електричного руління та вибір її компонентів | 17.02.2020 – 09.03.2020 | |
| 3. | Розробка стратегії покращення показників якості управління тяговим електроприводом | 10.03.2020 – 10.04.2020 | |
| 4. | Моделювання та оцінка системи електричного руління | 13.04.2020 – 20.04.2020 | |
| 5. | Підготовка аналізу та узагальнень результатів досліджень | 21.04.2020 – 02.05.2020 | |
| 6. | Отримання відгуку та рецензії на магістерську дисертацію | 04.05.2020 – 05.05.2020 | |
| 7. | Підготовка презентаційного матеріалу | 06.05.2020 – 08.05.2020 | |
| 8. | Подання магістерської дисертації до екзаменаційної комісії. Захист | 19.05.2020 – 20.05.2020 | |

Студент

_____ (підпис)

Матушкін Д. С.

_____ (прізвище та ініціали)

Науковий керівник дисертації

_____ (підпис)

Босак А. В.

_____ (прізвище та ініціали)

РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація на тему «Покращення показників якості технологічного процесу управління тяговим електроприводом рульової системи літака»: 143 с., 5 р., 38 табл., 51 рис., 2 дод., 100 джерел.

ЕЛЕКТРИЧНЕ РУЛІННЯ, ПОКАЗНИКИ ЯКОСТІ УПРАВЛІННЯ, НЕЧІТКИЙ РЕГУЛЯТОР, МЕХАНІЗМ АДАПТАЦІЇ, СДПМ

Об'єкт дослідження – процес управління тяговим електроприводом рульової системи літака з контуром адаптації за помилкою регулювання.

Мета роботи – створення альтернативного рішення для наземної експлуатації сучасних та майбутніх комерційних літальних апаратів з особливим акцентом на вдосконалення роботи системи руління. Підвищення ефективності управління тяговим електроприводом складної структури, схильним до впливу параметричних і зовнішніх збурень.

Методи дослідження – теорія оптимального управління для розробки алгоритмів управління тяговим електроприводом по критеріям максимальної швидкодії та мінімальних динамічних навантажень; теорія нечіткої логіки для розробки алгоритмів роботи нечіткого регулятора; математичне моделювання СДПМ; теорія механічних коливань для формування оптимальних керуючих впливів і побудови структурної схеми шасі; комп'ютерне моделювання для перевірки ефективності математичних моделей; оброблення та аналіз отриманих результатів.

У цьому дослідженні представлена високоефективна система електричного руління (СЕР) як сучасне рішення для вдосконалення наземних операцій сучасних літальних апаратів, які звичайно працюють завдяки основним двигунам. Представлена СЕР приводиться в дію електродвигунами, інтегрованими в головну стійку шасі найсучаснішого комерційного літака середнього розміру, і живиться від додаткового джерела енергії. Таким чином, запропонована система може працювати автономно від будь-якого внутрішнього джерела літака, тобто допоміжного енергоблоку або йому аналогічного.

В якості силового агрегату вибрано тяговий електропривод на основі СДПМ з векторним керуванням, на основі тестового моделювання доведено доцільність його використання у складі СЕР.

Досліджено систему на основі профілів руління на зліт і посадку, виявлено ефективність заміни її використання в якості засобів руління літаком.

Досліджено виключення зовнішніх впливів та зміни параметрів електромеханічної системи колеса з пружним пневматиком, який полягає в побудові системи управління із адаптивним нечітким регулятором. Результати моделювання динамічних процесів електромеханічної системи, що містить пружні ланки, в умовах параметричних збурень підтвердили робастну стабілізацію динамічних показників якості управління на основі законів нечіткої логіки.

ABSTRACT

Master's thesis on "Improvement of quality indicators of technological process of control of traction electric drive of the steering system of the aircraft": 143 pages, 5 sections, 38 tables, 51 figures, 2 appendix, 100 sources.

ELECTRIC TAXIING, CONTROL QUALITY INDICATORS, FUZZY CONTROLLER, ADAPTATION MECHANISM, PMSM

The object of investigation is the process of control of the traction electric steering system of the aircraft with the contour of the adaptation by an error of regulation.

The purpose of this work is to create an alternative solution for ground operation of modern and future commercial aircraft with special emphasis on improving the operation of the taxiing system. Increasing the efficiency of control of traction electric drive complex structure, subject to the influence of parametric and external perturbations.

Methods of research are the theory of optimal control for the development of algorithms for control of traction electric drive by the criteria of maximum speed and minimum dynamic loads; fuzzy logic theory for developing fuzzy controller algorithms; mathematical modeling of PMSM; mechanical oscillation theory for the formation of optimal control effects and construction of the chassis structural diagram; computer modeling to test the performance of mathematical models; processing and analysis of the obtained results.

This study presents a highly efficient electric taxi system (ETS) as a modern solution for improving the ground operations of modern aircraft, which are usually powered by main engines. Presented ETS driven by electric motors integrated into the main landing gear of the most modern commercial aircraft of medium size, and is powered by more energy source. Thus, the proposed system can operate autonomously from any internal energy source of the aircraft, i.e. auxiliary power unit or similar.

The traction electric drive on the basis of PMSM with field-oriented control is chosen as the power unit, on the basis of test modeling the expediency of its use as a part of ETS is proved.

The system on the basis of taxiing profiles for takeoff and landing is investigated, the efficiency of its replacement as a means of taxiing aircraft is revealed.

The exclusion of external influences and parameters changes of the electromechanical wheel system with an elastic tire, which consists in the construction of a control system with an adaptive fuzzy controller are investigated. The results of modeling the dynamic processes of an electromechanical system containing elastic links under conditions of parametric perturbations confirmed the robust stabilization of dynamic control quality indicators based on the laws of fuzzy logic.

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

| | |
|-------|--|
| ICAO | – Міжнародна організація цивільної авіації |
| ЕП | – електропривод |
| СЕР | – система електричного руління |
| ЕМС | – електромеханічна система |
| ОУ | – об’єкт управління |
| ЗПС | – злітно-посадкова смуга |
| ДСУ | – допоміжна силова установка |
| СЗЕ | – система зберігання енергії |
| ГПП | – головна посадкова передача |
| ППП | – передня посадкова передача |
| СДПМ | – синхронний двигун з постійними магнітами |
| VC | – векторне керування |
| DTC | – прямий контроль моментом |
| ШІМ | – широтно-імпульсна модуляція |
| rms | – ефективне значення змінного сигналу, який може бути, наприклад, струмом чи напругою. Аббревіатура “rms” означає “середньоквадратичний”. Це значення використовується для кількісного визначення швидкості розсіювання потужності сигналу в резистивному навантаженні |
| SVPWM | – просторова векторна ШІМ |
| ІН | – інвертор напруги |
| FLC | – нечіткий регулятор |
| LMFC | – лінійний регулятор |
| САУ | – система автоматичного управління |

ЗМІСТ

| | | стр. |
|----------|---|------|
| | ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ | 8 |
| | ВСТУП | 12 |
| РОЗДІЛ 1 | ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМИ ЕЛЕКТРИЧНОГО РУЛІННЯ | 16 |
| 1.1 | Руління літаком – як специфічний вид технологічного процесу..... | 16 |
| 1.2 | Наземні операції руління | 17 |
| 1.3 | Авіаційні пристрої руління..... | 19 |
| 1.4 | Система електричного руління..... | 22 |
| 1.5 | Висновки до розділу 1..... | 24 |
| РОЗДІЛ 2 | ЗАГАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК І ВИБІР КОМПОНЕНТІВ СИСТЕМИ ЕЛЕКТРИЧНОГО РУЛІННЯ..... | 25 |
| 2.1 | Вибір літака і оцінка ваги..... | 25 |
| 2.2 | Аналіз циклів руління | 34 |
| 2.3 | Цикли руління..... | 35 |
| 2.4 | Кінематичний аналіз..... | 39 |
| 2.5 | Калібрування компонентів силового агрегату..... | 43 |
| 2.5.1 | Аналіз сили тертя і максимальної тяги | 44 |
| 2.5.2 | Динаміка і продуктивність..... | 47 |
| 2.6 | Вибір компонентів..... | 50 |
| 2.7 | Висновки до розділу 2..... | 60 |
| РОЗДІЛ 3 | СТРАТЕГІЯ ПОКРАЩЕННЯ ПОКАЗНИКІВ ЯКОСТІ УПРАВЛІННЯ ТЯГОВИМ ЕЛЕКТРОПРИВОДОМ НА БАЗІ СИНХРОННОГО ДВИГУНА З ПОСТІЙНИМИ МАГНІТАМИ | 62 |
| 3.1 | Визначення стратегії управління..... | 62 |
| 3.2 | Векторне керування СДПМ | 66 |
| 3.3 | Математична модель СДПМ..... | 71 |

| | | |
|----------|--|-----|
| | | 10 |
| 3.4 | Модель динаміки колеса літака | 72 |
| 3.5 | Використання нечіткої логіки в системі векторного керування СДПМ..... | 72 |
| 3.5.1 | Перспектива реалізації нечіткого регулятора з механізмом адаптації..... | 72 |
| 3.5.2 | Огляд та аналіз методів нечіткого управління..... | 73 |
| 3.6 | Адаптивні системи автоматичного управління зі стабілізацією показників якості управління..... | 77 |
| 3.7 | Поєднання нечіткого управління з адаптивними системами автоматичного управління | 79 |
| 3.8 | Формулювання наукових задач дослідження | 82 |
| РОЗДІЛ 4 | МОДЕЛЮВАННЯ ТА ОЦІНКА СИСТЕМИ ЕЛЕКТРИЧНОГО РУЛІННЯ | 83 |
| 4.1 | Випробування моделі тягового електропривода | 83 |
| 4.2 | Моделювання системи електричного руління | 85 |
| 4.3 | Розробка схеми системи управління тяговим електроприводом електромеханічної системи з пружним пневматиком колеса шасі літака | 92 |
| 4.3.1 | Математичний опис елементів електромеханічної системи | 93 |
| 4.3.2 | Синтез адаптивного нечіткого регулятора..... | 99 |
| 4.4 | Висновки до розділу 4..... | 101 |
| РОЗДІЛ 5 | РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЕКТУ | 102 |
| 5.1 | Цілі та етапи реалізації стартап-проекту..... | 102 |
| 5.2 | Обґрунтування актуальності та новизна інноваційної ідеї | 103 |
| 5.3 | Аналіз конкурентного середовища..... | 104 |
| 5.4 | Обґрунтування ресурсного забезпечення проекту | 110 |
| 5.5 | Ключові види діяльності та ключові партнери..... | 112 |
| 5.6 | Фінансове обґрунтування стартап-проекту | 113 |
| 5.6.1 | Прямі матеріальні витрати | 114 |
| 5.6.2 | Витрати на оплату праці | 115 |

| | | |
|-------|---|-----|
| 5.6.3 | Обґрунтування вартості задіяних основних фондів та амортизаційних відрахувань | 116 |
| 5.6.4 | Інші прямі витрати | 118 |
| 5.6.5 | Загальновиробничі витрати..... | 119 |
| 5.6.6 | Умовно-змінні витрати..... | 120 |
| 5.6.7 | Умовно-постійні витрати | 121 |
| 5.6.8 | Обґрунтування собівартості інноваційної ідеї стартап-проекту | 121 |
| 5.7 | Обґрунтування рівня рентабельності (прибутковості) інноваційної ідеї | 122 |
| 5.8 | Цільові групи потенційних споживачів | 123 |
| 5.9 | Канали збуту | 123 |
| 5.10 | Бізнес-модель проекту..... | 124 |
| 5.11 | Висновки до розділу 5 | 125 |
| | ВИСНОВКИ..... | 126 |
| | ВИКЛИКИ ТА РЕКОМЕНДАЦІЇ..... | 127 |
| | СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ | 131 |
| | ДОДАТКИ..... | 141 |

ВСТУП

Актуальність.

Більш електрична архітектура та ініціативи щодо енергооптимізації літаків продовжують домінувати в тенденціях аерокосмічної галузі, як це відбувається протягом останніх двох десятиліть. Комерційний авіаційний бізнес все частіше використовує системи екологічного контролю без забруднення повітря, шини змінного та постійного струму та електричне управління. Досягнуто значного прогресу в заміні гідравлічних і пневматичних систем на електричні.

Аерокосмічна промисловість та авіакомпанії виявили зацікавленість у виконанні операцій руління без використання головних двигунів. Очікується економія палива та екологічні переваги. Інші переваги – зменшення зношеності гальм і усунення роботи буксиру. Наступним логічним кроком є реалізація електричного руління з використанням тягового електроприводу (далі просто електропривод (ЕП)) на основі СДПМ, який живиться від наявного ДСУ або інших джерел, таких як паливні елементи або акумулятори.

Порівняно з асинхронними двигунами аналогічного класу ефективності, розмір СДПМ може бути в два рази меншим стандартного. Двигуни цього типу можуть працювати з допомогою тільки перетворювача частоти, за умови, що оснащений відповідною системою управління.

Суттєвим недоліком СДПМ є необхідність використання перетворювача частоти або контролера. Контролер повинен також приймати сигнал зворотного зв'язку за положенням, щоб оптимально орієнтувати магнітне поле за допомогою перемикачів ключів інвертора. Ось чому такі системи оснащені енкодером. Тому проводяться інтенсивні роботи по створенню ЕП без датчика положення, в якому визначення кутового положення ротора здійснюється системою управління.

На даний момент найбільшого розповсюдження отримали системи векторного керування СДПМ. Векторне керування широко використовується у процесах, де необхідне точне підтримання швидкості або моменту і відсутність пульсацій моменту. Застосування векторного керування для СДПМ лежить в основі сучасних уявлень про надійний і якісний електропривод.

Оптимізація управління ЕП в загальному випадку включає в себе два пов'язаних між собою завдання: 1) реалізація оптимальних за певними критеріями законів зміни керованих змінних і формування пропорційних цим змінним оптимальних задаючих впливів; 2) відтворення з найменшою похибкою керованими змінними задаючих впливів. Перше завдання стосується оптимізації по режиму управління, друге – оптимізації по перехідним процесам. Підвищенню показників якості систем управління ЕП відомими методами перешкоджає широкий спектр факторів зміни параметрів ЕМС при експлуатації. Тому виникає необхідність створення системи управління, яка дала б можливість запобігти детальному аналізу усього спектру впливів на об'єкт управління дестабілізуючих факторів і була б нечутливою до зміни. Для вирішення цього завдання перспективним стає використання нечітких регуляторів, які забезпечують реалізацію заданих динамічних режимів. Для підвищення точності відпрацювання сигналу заданої швидкості нечітке управління може виконувати функцію коригування дії традиційних регулятор.

Тому науково-практичне завдання, яке полягає в розробці швидкодіючої системи управління тяговим електроприводом з використанням нечітких регуляторів, *є актуальною.*

Мета роботи і задачі дослідження.

Метою роботи є створення альтернативного рішення для наземної експлуатації сучасних та майбутніх комерційних літальних апаратів з особливим акцентом на вдосконалення роботи системи руління. Підвищення ефективності управління тяговим електроприводом складної структури, схильним до впливу параметричних і зовнішніх збурень.

Для досягнення мети поставлені такі завдання:

1. Дослідити систему управління на основі векторного керування тяговим СДПМ на можливість застосування його в системі руління.
2. Розробити і дослідити рульову систему на відповідність вимогам профілів руління.

3. Розробити структуру і параметри адаптивного нечіткого регулятора з вхідними сигналами заданих значень швидкості і прискорення.

4. Розробити структурну схему системи управління за пружним моментом для пневматиків коліс шасі літака.

Об'єкт дослідження – процес управління тяговим електроприводом рульової системи літака з контуром адаптації за помилкою регулювання.

Предмет дослідження – система управління тяговим електроприводом, коригуюча перехідні процеси по швидкодії і динамічним навантаженням.

Наукова новизна отриманих результатів.

1. Вперше формалізована структура адаптивного нечіткого регулятора, для забезпечення заданої швидкості при змінних параметрах і навантаженнях, що забезпечує слабку чутливість системи управління до параметричних і зовнішніх збурень.

2. Знайшов подальший розвиток метод виключення коливальних процесів для ЕМС, що містять пружні ланки, який полягає в побудові системи управління за пружним моментом із застосуванням адаптивного нечіткого регулятора, що дозволило підвищити динамічні показники якості управління в умовах параметричних змін, зокрема при зміні значення моменту інерції та статичного навантаження.

Практичне значення одержаних результатів полягає в розробці перспективних систем управління тяговим електроприводом, інтегрованим у стійку шасі літака, схильного до впливу зовнішніх і параметричних збурень.

Апробація результатів дисертаційної роботи. Основні положення дисертації доповідалися на таких Міжнародних та Всеукраїнських науково-технічних конференціях: V Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів «Енергетична безпека та енергоефективність на транспорті» (м. Київ, 2018 р.), IV Міжнародна науково-практична конференція «Підводні технології» (м. Київ, 2018 р.), XVII щорічна Міжнародна науково-технічна конференція молодих вчених і спеціалістів «Електромеханічні та енергетичні системи, методи моделювання та оптимізації» (м. Кременчук, 2019 р.),

XII науково-технічна конференція «Енергетика. Екологія. Людина» (м. Київ, 2020 р.).

Публікації. За результатами дисертаційної роботи автором досліджень опубліковано 3 роботи, з яких 1 у виданні, що входить в наукометричну базу даних «Google Scholar».

Отримано патент на корисну модель № 119804 «Пристрій захисту перетворювача частоти» (2017 р.).

Структура і обсяг дисертації. Дисертація складається зі вступу, п'яти розділів, висновків, додатків, списку літературних джерел, містить 100 найменувань. Основний текст викладено на 130 сторінках друкованого тексту, містить 51 рисунок, 38 таблиць, 2 додатка.

РОЗДІЛ 1

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМИ ЕЛЕКТРИЧНОГО РУЛІННЯ

1.1 Руління літаком – як специфічний вид технологічного процесу

Ми звикли розуміти під поняттям «технологічний процес» (ТП) частину виробничого процесу, яка виконується планомірно й послідовно, у результаті чого змінюється стан чи властивості предмета праці, що має закінчений за виробничим призначенням характер. Таке визначення відноситься до ситуацій обробки сировини, чи виробництва продукції.

У випадку, який розглядається ТП доцільніше виокремити, тобто надати йому проміжну позицію між виробництвом і наданням послуги з наближенням до останнього. З одного боку, як і будь-який ТП – це послідовність технологічних операцій, необхідних для виконання певного виду робіт, здійснюється на підставі технологічних і маршрутних карт. На підставі технологічного процесу визначається кількість необхідного обладнання, інструменту та пристосувань, кількість робочого та обслуговуючого персоналу для виконання заданої програми. З іншого боку це послуга з транспортування пасажирів / багажу – дія, результат якої споживається в процесі її виконання. Послуги становлять собою діяльність особи на користь іншої. Заключається договір, результатом якого є безпосередня взаємодія між аеропортом та споживачами аеропортових послуг і внутрішньої діяльності аеропорту для задоволення потреб споживачів. Аеропортові послуги – це послуги, які пов'язані із специфікою роботи аеропорту і забезпечують здійснення прийому і відправлення повітряних суден, їх безпечної посадки, стоянки та зльоту, обслуговування повітряних перевезень пасажирів/вантажу, здійснення комплексу заходів із забезпечення авіаційної безпеки.

Конкретизуючи позицію технологічного процесу руління, потрібно розуміти, що предметом праці є літак, засобом – електропривод, інтегрований в стійку шасі, при цьому ТП є частиною складного процесу надання послуги.

1.2 Наземні операції руління

Кожна місія комерційного літака поділяється на кілька етапів польоту, які визначають частину роботи літака. Етапи можуть бути додатково розділені на наземні та повітряні операції.

Найпоширеніші етапи польоту для нормальної експлуатації повітряних суден визначаються спільною системою таксономії CAST / ICAO (СІСТТ). Для того, щоб забезпечити більш структурований розклад на етапі польоту, етапи описані в [1], класифіковані відповідно до операційного поля, щоб забезпечити більш загальний вигляд сучасних авіаційних місій. Етапи польоту зведені в табл. 1.1.

Таблиця 1.1 – Етапи польоту літака

| Операційне поле | Етапи польоту |
|---------------------------------|--|
| Наземне | 1. Стояння |
| | 2. Відштовхування / Буксирування |
| | 3. Вирулювання |
| Наземне → Повітряне (Перехідне) | 4. Зліт |
| Повітряне | 5. Початковий підйом |
| | 6. Політ / Маршрут |
| | 7. Маневрування |
| | 8. Підхід |
| Повітряне → Наземне (Перехідне) | 9. Посадка / Приземлення |
| Наземне | 10. Етап після гальмування / гальмування |
| | 11. Руління |
| | 12. Прибуття / Ворота зупинки |

Першим етапом в кожній сучасній авіаційній місії є етап стояння, на якому екіпаж літака готує літак для початку своєї місії. Ключовими діями в рамках першого етапу є підживлення літака, завантаження вантажу, пасажирів та інші необхідні дії для підготовки літака до майбутньої місії. Після того, як літак готовий до початку своєї місії, тягач прикріплює «буксирне кріплення» до передніх коліс, щоб відсунути судно від воріт; цей процес називається відштовхування / буксирування. Зазвичай пілот запускає основні двигуни незадовго до або під час відштовхування літака з метою ініціалізації етапу зльоту. Основні двигуни вимагають певного часу розігріву, щоб дозволити роботу для решти етапів польоту, що може становити 3-5 хв. в залежності від типу головного двигуна і його покоління [2, 3]. Тому для того, щоб не

витрачати зайвий час на землі, що також впливає на своєчасну експлуатацію інших літаків, що прибувають, через перевантаження воріт, бажано досягти найкоротшого можливого часу простою між закінченням етапу відкату і початком вирулювання (етап 3).

Після того, як головні двигуни досягнуть бажаної робочої точки (кінець етапу розігріву) і після того, як літак отримає підтвердження, щоб перейти до етапу руління, тягач від'єднується від літака, і судно переходить в етап виходу з руління. Тут літак починає рухатися від власної потужності. Літак рухається по «рульових доріжках» до відповідної злітно-посадкової смуги (ЗПС), по якій планується виїзд з аеропорту. У місці, коли літак досягає ЗПС, етап вирулювання (етап 3) зливається з етапом зльоту, як тільки літак отримує дозвіл на зліт. Етап зльоту (етап 4) є перехідним між наземною та повітряною операціями. Етап зльоту вважається завершеним після того, як літак досяг висоти 11 м над ЗПС аеропорту [1, 3].

Після зльоту повітряне судно перейде до фактичної польотної експлуатації (етапи 5-8), яка не буде детально описана, оскільки це дослідження спрямоване на операції літака на землі. Наприкінці своєї повітряної операції літак торкається ЗПС аеропорту призначення (етап 9), що позначає перехід між польотом та кінцевою операцією на землі. Після дотику до землі, який, як правило, є коротким етапом, порівняно з усіма іншими етапами роботи, літак негайно входить в етап гальмування або після удару, щоб забезпечити уповільнення руху повітряного судна до достатньої швидкості руху руління перед виходом із ЗПС.

Після етапу гальмування, літак виходить із ЗПС і входить на руліжну доріжку для руління після приземлення. Літак продовжуватиме рухатися самостійно, завдяки головним двигунам, до остаточного положення. Руління на цьому етапі (етап 11) визначається як процес між виходом на ЗПС, після торкання, до переміщення по землі до досягнення остаточного положення утримання. Нарешті, етап прибуття / ворота зупинки (етап 12) досягається після того, як літак зупиняється на бажаному місці зупинки в аеропорту прибуття. На цьому етапі літак розвантажується. Крім того, він готується до наступної місії, яка знову почнеться з першого етапу.

Всі етапи польоту наведено на рис. 1.1.

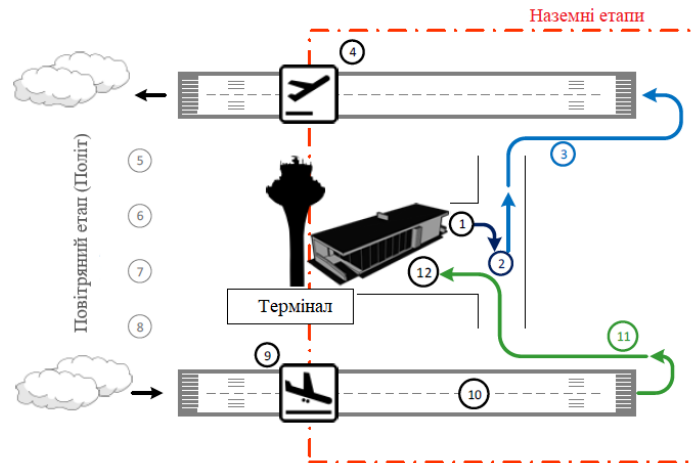


Рисунок 1.1 – Стандартні етапи польоту сучасних літаків

1.3 Авіаційні пристрої руління

Наступні пристрої дозволяють контролювати переміщення комерційного літака під час руління.

Основні двигуни

Основні двигуни використовуються для забезпечення передньої тяги. Хоча турбогвинтові двигуни можуть виробляти зворотню тягу в широкому діапазоні наземних швидкостей, турбовентиляторні двигуни, які зазвичай використовуються на комерційних літаках середнього та дальнього радіуса дії – на яких ця робота зосереджена – можуть забезпечити лише передню тягу на звичайних швидкостях руління. Деякі моделі оснащені реверсорами тяги, які перенаправляють потік газу назад, створюючи зворотний поштовх, але вони є лише допоміжним засобом для уповільнення літака. Загалом, реверсори тяги не повинні використовуватися при більш високому рівні тяги і низьких швидкостях через підвищений ризик пошкодження зовнішнім об'єктом. Крім того, ефективність самого двигуна значно зменшується, оскільки гарячі вихлопні газы рециркулюються у вентилятор, знижуючи частку свіжого кисню, який може потрапити в двигун і, можливо, призвести до проблем, пов'язаних з температурою.

Двигуни тримаються на холостому ході більшу частину часу під час руління, оскільки вони зазвичай розвивають достатню тягу для підтримки постійної швидкості без нахилів або зустрічного вітру. Двигуни періодично вимикаються, щоб створити імпульс тяги, тим самим прискорюючи літак на виході із зупинки. Під час руху, тяга

холостого ходу може бути навіть надмірною для бажаної постійної швидкості, так що пілот може періодично сповільнюватися за допомогою гальм. Це викликає непотрібне зношення гальм; також, підвищення їх температури може бути критичним як перед зльотом, коли гальма повинні бути повністю ефективні у разі відхилення зльоту, і після посадки, коли гальма вже гарячі.

Тяга двигуна може регулюватися окремо для кожного двигуна. Отримана диференційна тяга створює момент ризикування, що впливає на бічний рух. Ця методика використовується практично тільки при обговоренні жорстких кривих, таких як U-повороти.

Шасі

Шасі підтримує літак на землі і дозволяє йому рухатися по поверхні землі. Для комерційних літаків, що використовуються в простих аеропортах, воно зазвичай складається з декількох груп коліс, оснащених шинами; ці збірки називаються візками. Візки з'єднані з корпусом літака через олео-стійки, що гасять вертикальні коливання під час руління, а також вплив (удар) від приземлення.

Найбільш поширеною конфігурацією на сучасному літаку є тристійкова передача, що має одну носову передачу в передній частині літака і щонайменше дві головні, в кормовій частині літального апарату, симетрично розташованих щодо поздовжньої осі літака. Носові передачі зазвичай мають два колеса і є керованими. Розмір головної стійки сильно залежить від маси літака, оскільки вона підтримує більшу частину ваги завдяки близькості до центру ваги. Літак середнього класу, такий як Airbus A320 або Boeing 737, оснащений двома головними стійками з двома колесами. Найбільший і найважчий літак, що обслуговується, Антонов Ан-225, оснащений чотирьох колісним візком і загалом 28-ма головними колесами.

Система рульового управління

Система керування керує кутом повороту носового редуктора навколо його стійки, таким чином дозволяючи бічне керування літаком на землі. На комерційному літаку пілот керує потрібним кутом повороту керма через рульове колесо, яке називається румпелем. Педаль керма також контролюють кут повороту керма; однак, діапазон кутів набагато менший, оскільки керування педалями керма призначене для

утримання літака під час зльоту або посадки. Система рульового керування, як правило, є гідравлічною. Привод повертає носову передачу відповідно до команди; поворотний змінний диференціальний трансформатор через зворотний зв'язок передає поточне положення.

На деяких широкофюзеляжних літаках ГПП також керовані і повертаються в певному відношенні до кута повороту передачі, щоб дотримуватися бажаного кінематичного шляху з меншим ковзанням шини і поліпшеною маневреністю.

Гальма

Гальма зменшують поздовжню швидкість на землі шляхом розсіювання кінетичної енергії. Вони, як правило, встановлюються в ГПП, оскільки вони забезпечують найкраще зчеплення через вагу літака; гальма в носовій частині додали б значну складність з маленькою доданою перевагою. На сучасних комерційних літаках гальма складаються з серії альтернативних дисків статора і ротора, що притискаються один до одного гідравлічною системою приведення для генерації тепла за рахунок тертя. Використовуваний матеріал, як правило, являє собою вуглець, який має ряд переваг перед сталлю для даного застосування: менша щільність, більш висока теплопровідність, більш висока питома теплоємність, менший коефіцієнт теплового розширення, більш висока термостійкість і більш висока температурна межа [4].

Як згадувалося раніше, гальма часто використовуються для управління швидкістю під час руління, коли тяга двигуна перевищує опір кочення. Це в кінцевому підсумку призводить до зносу гальм і підвищення температури на критичному етапі перед зльотом або після посадки. Досвід показав, що кількість гальмівних застосувань є більш важливим фактором для гальмування вуглецевими гальмами, ніж гальмівна сила, а зношення особливо велике, коли гальма відносно холодні, наприклад, під час руління [5, 6]. Як наслідок, звичайні наземні операції викликають значне зношення гальм.

Диференційне гальмування може використовуватися для генерації додаткового моменту відхилення, таким чином, допомагаючи системі в поворотах.

1.4 Система електричного руління

Протягом останнього десятиліття були представлені та розроблені декілька систем бортового руління. Такі системи, як правило, розташовані в ППП або ГПП, щоб переміщувати літак по аеродрому. Системи, які були представлені на сьогоднішній день, являють собою всі електричні рушії, двигуни колісних вузлів яких розміщуються в літаках для електричного керування під час руління. Ці системи зазвичай називаються "Електричними системами рульового управління".

Ця концепція має на меті інтегрувати електричні вузли двигуна в ходову частину літака, щоб дозволити повністю незалежне руління на землі. Такі системи забезпечують значні переваги, пов'язані з продуктивністю та витратами, які включають, але не обмежують скорочення часу роботи основних двигунів. Додаткові переваги включають поліпшення маневреності літака та зменшення загального часу експлуатації [7]. Оскільки встановлені на борту електричні двигуни забезпечують потужність, яка дозволяє літаку рухатися на землі, система називається «Електричне руління». Іноді в літературі використовується термін «Зелене руління», або «Електричне зелене руління».

Джерело енергії для цієї системи залежить від відповідних вимог до системи СЕР літака, який повинен бути оснащений такою системою. Різні застосування пропонують різноманітні рішення для відповідних систем накопичення енергії, які живлять електродвигуни енергією через контролери.

У деяких системах використовується модифікований допоміжний енергоблок (ДСУ), який вже встановлений у кожному стандартному комерційному літаку і який зазвичай розташований в задній частині літака для запуску основних двигунів, забезпечує енергію для кондиціонування повітря і подає електричну енергію на електронні пристрої на борту, коли основні двигуни не запуснені. Інші системи пропонують звичайні системи накопичення електричної енергії на базі акумуляторів (СЗЕ) або навіть паливні елементи.

На рис. 1.2 зображена кінематична схема СЕР.

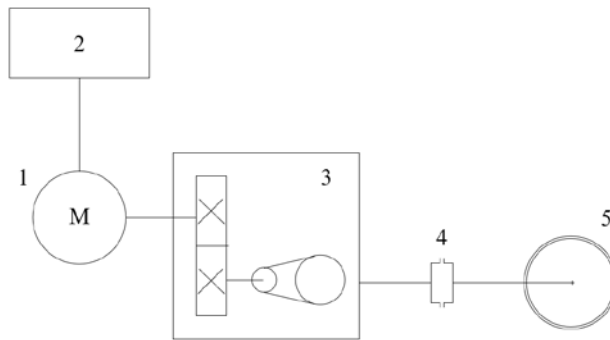


Рисунок 1.2 – Кінематична схема інтегрованого електропривода колеса шасі:
 1 - електродвигун, 2 - вузол управління, 3 - механічна трансмісія, 4 - система зчеплення, 5 - колесо

СЕР працює наступним чином. У режимі руління літального апарату електродвигун 1 обертається зі швидкістю, яка визначається вузлом управління 2. Момент, що розвивається вихідним валом електродвигуна, через механічну коробку 3 (редуктор) і систему зчеплення 4 передається на колесо шасі 5. Літак рухається по аеродрому. Електродвигун 1 працює в рушійному режимі, а колесо 5 обертається зі швидкістю, яка визначається швидкістю обертання двигуна і коефіцієнтом передачі редуктора 3. Місцезнаходження системи зчеплення 4 в кінематичному ланцюзі «вал електродвигуна – колесо» і її вигляд, і виконання визначаються конкретною конструкцією шасі і параметрами, та пристроєм, що входять в електропривод елементів. Вона може розташовуватися як безпосередньо на електродвигуні або колесі, так і, наприклад, на редукторі або на одній з його ступеней.

При розгоні і зльоті літака обертання колеса 5 шасі і, відповідно, швидкість його обертання визначається вже не вузлом управління 2 і електродвигуном 1, а рухом літака по аеродрому, обумовленим роботою його основних двигунів. При досягненні швидкості обертання колеса 5 оборотів розчеплення (розмикання) системи зчеплення 4 електродвигун 1 і механічна трансмісія 3 механічно від'єднуються від колеса 5. Якщо перед початком розгону літака електродвигун 1 по команді вузла управління 2 знеструмується і зупиняється, то система зчеплення 4 відразу при початку розгону розмикає кінематичний ланцюг «електродвигун – колесо».

Аналогічна ситуація має місце і при посадці літака. Після торкання шасі землі колесо 5 починає обертатися зі швидкістю, яка визначається рухом гальмуючого літака по ЗПС. При знеструмленому електродвигуні 1 система зчеплення 4 до повної

зупинки літака тримає кінематичний ланцюг «електродвигун – колесо» в розімкненому стані, і обертання колеса 5 не передається на вал електродвигуна. При подальшому рулінні електродвигун починає штатну роботу і переміщує літак по аеродрому.

Наявність в кінематичному ланцюзі електроприводу зчеплення запобігає можливості обертання електродвигуна колесом шасі і не допускає перехід електродвигуна в генераторний режим без потреби. Ця обставина дозволяє не встановлювати будь-яких обмежень на тип застосовуваного в електроприводі електродвигуна і використовувати в ньому, наприклад, високоефективні синхронні електричні машини зі збудженням від постійних магнітів, які мають хороші регульовальні, моментні і масо-габаритні показники. Крім того, швидкості обертання елементів механічної трансмісії не перевищують максимальних обертів режиму руління, що сприяє збільшенню ресурсу і підвищенню надійності як власне трансмісії, так і електропривода в цілому.

1.5 Висновки до розділу 1

1. Проаналізовано наземні операції, на яких виникає необхідність руління традиційними бортовими засобами, присутніми на сучасному літаку.

2. Аналіз засобів руління виявив недоліки, яких можна позбавитись шляхом інтеграції електродвигуна (одного або декількох) в стійку шасі або саме колеса (мотор-редуктор).

3. Розглянута кінематична схема електропривода, яка дозволила обґрунтувати принцип роботи силового агрегату.

РОЗДІЛ 2

ЗАГАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК І ВИБІР КОМПОНЕНТІВ СИСТЕМИ ЕЛЕКТРИЧНОГО РУЛІННЯ

2.1 Вибір літака і оцінка ваги

Основним для визначення розміру СЕР є вибір літака, на який запропонована система руління може бути інтегрована. Декілька досліджень, присвячених темі електричного руління, спрямовувалися на малі чи середні комерційні літаки. Тому було обрано один з великих сучасних літаків середнього розміру. Цей вибір дозволяє визначити та дослідити максимально можливу продуктивність для можливих застосувань СЕР на сьогоднішній день. Дійсно, враховуючи величезну масу великих повітряних суден, зрозуміло, що СЕР для такого застосування не є життєздатним з нинішніми показниками продуктивності для тягових двигунів і особливо пристроїв СЗЕ. Рішення про вибір одного з найбільших сьогоднішніх літаків середнього розміру і визначення розміру СЕР для нього, що переслідує вибрану філософію проектування, вже призводить до системи, яка вимагає тягових двигунів, які показують подібні характеристики, як найпотужніші двигуни, доступні на ринку.

У рамках даної роботи вибрано комерційний літак Airbus A321.

Дані колеса Airbus A321

У зв'язку з тим, що електрична наземна рухова установка буде взаємодіяти з колесами літаків, важливо кількісно визначити реальну геометрію коліс.

Звичайно дані про шини літака та ободи важко отримати. За допомогою попередніх досліджень та порівняння наявних даних про колеса літаків було визначено специфікації шин і обода Airbus A321.

Завдяки інформації, наданої в [18], можна визначити розміри шин для коліс, розташованих у передній передачі літака і основному шасі. Для оцінки відповідних мас для коліс Airbus A321 використовувалися дані про шини і обода, представлені в [19, 20]. Зібрані дані зведені в табл. 2.1.

Таблиця 2.1 – Загальні характеристики коліс комерційних літаків

| Тип / назва літака | Розміри шин | Марка шини | Діаметр шини, м | Обшивка шини, м | Маса шини, кг [34] | Маса обшивки шини, кг [35] |
|--|-------------|------------|-----------------|-----------------|--------------------|----------------------------|
| Airbus A321 (МЗВ: 89.4 т) [36] | | | | | | |
| | Головні | 49x18-22 | 1.245 | 0.556 | 90.2 | *74.4 |
| | Носові | 30-8.8 R15 | 0.762 | 0.381 | 23.6 | *51 |
| Boeing 737-500 (МЗВ: 61 т) [37] | | | | | | |
| | Головні | 40x14.5-19 | 1.016 | 0.483 | 68.2 | 39.6 |
| | Носові | 27x7.75-15 | 0.686 | 0.381 | 17.65 | – |
| Boeing 747-400 (МЗВ: \approx 400 т) [38] | | | | | | |
| | Головні | 49x19-22 | 1.245 | 0.556 | 112.7 | 74.4 |
| | Носові | 49x19-22 | 1.245 | 0.556 | 112.7 | 74.4 |
| * Оцінені значення | | | | | | |

Оскільки розмір обода колеса ГПП Airbus A321 еквівалентний розміру обода коліс у літаку Boeing 747-400 (табл. 2.1), маса обода колеса ГПП Airbus A321 вважалася еквівалентною масі обода колеса ГПП Boeing 747-400.

Що стосується маси обода колеса ППП Airbus A321, то не було знайдено жодної інформації. Таким чином, була оцінена маса обода колеса ППП Airbus A321. Для цього співвідношення діаметра обода колеса ППП A321 до діаметра обода колеса ГПП Boeing 747-400 було використано для наближення невідомої маси обода колеса ППП A321. Іншими словами, передбачалося, що співвідношення маси до діаметра обода колеса ППП Airbus A321 і обода ППП Boeing 747-400 є однаковим. Цей консервативний підхід призвів до оцінки орієнтовної маси обода колеса ППП Airbus A321 і склав приблизно 51 кг.

Момент інерції колеса

Момент інерції коліс ППП і ГПП A321 є важливими вхідними даними до будь-якого подальшого аналізу, який буде зроблено на дослідженні динамічної поведінки літака. Цей розділ охоплюватиме висновок про оцінку інерційності коліс ППП і ГПП Airbus A321.

1. Момент інерції колеса основної посадкової передачі Airbus A321.

З метою визначення моменту інерції колеса ГПП $J_{M_{MLG}}$ будемо вважати, що обід може бути апроксимований тонкою пластиною і кільцем. Крім того, передбачається, що загальна маса обода m_r , отримана з табл. 2.1.1, рівномірно розділяється на масу m_1 для тонкої пластини і масу m_2 для кільця [21].

$$m_1 = m_2 = \frac{m_r}{2} = 37,2 \text{ (кг)}. \quad (2.1)$$

Момент інерції маси тонкої пластини J_{rtp} і кільця J_{rr} можуть бути обчислені завдяки геометричним даним з табл. 2.1.1 і масами m_1 і m_2 .

Тонкосплавна частина обода:

$$J_{rtp} = \frac{m_1 r_{rim}^2}{2}. \quad (2.2)$$

Кільцева частина обода:

$$J_{Mr} = m_2 \cdot r_{rim}^2. \quad (2.3)$$

Сумарний момент інерції обода для колеса ГПП дорівнює сумі моментів інерції J_{rMLG} тонкого пластинчастого краю обода і кругового моменту інерції кільця обода J_{rr} .

$$J_{rMLG} = J_{rtp} + J_{rr} \quad (2.4)$$

$$J_{rtp} = \frac{m_1 r_{rim}^2}{2} + m_2 \cdot r_{rim}^2, \quad (2.5)$$

де $m_1 = m_2 = m_r / 2$:

$$J_{rMLG} = \frac{3}{4} m_r \cdot r_{rim}^2. \quad (2.6)$$

Момент інерції шини J_{rMLG} розраховується за двома різними підходами. Перший підхід передбачає, що шина є тором, тоді як другий моделює шину як кільце. Якщо порівняти момент інерції на основі тора з кільцевою моделлю виявляється, що кільце дає 70% більш високий момент інерції для розглянутої шини. Вирішено вибрати більший момент інерції для реалізації консервативної оцінки загального моменту інерції $J_{M_{MLG}}$.

Момент інерції на основі тора J_{tt} :

$$J_{tt} = m_{tire} \left(\frac{3}{4} r_i^2 + r_c^2 \right), \quad (2.7)$$

тут, r_i стоїть на внутрішньому радіусі тора, а r_c описує радіус до центра трубки (радіус центру тора).

Момент інерції кільця шини J_{tr} :

$$J_{tr} = m_{tire} \cdot r_{tire}^2. \quad (2.8)$$

Оскільки $J_{tr} > J_{tt}$ отримано:

$$J_{tMLG} = J_{tr}.$$

Сума моментів інерції обода і шини дає момент інерції для одного колеса ГПП $J_{M_{MLG}}$:

$$J_{M_{MLG}} = J_{rMLG} + J_{tMLG}. \quad (2.9)$$

$$J_{tt} = \frac{3}{4} m_r r_{rim}^2 + m_{tire} r_{tire}^2. \quad (2.10)$$

З урахуванням заданих параметрів розмірів коліс, маси обода і шини з табл. 2.1.1 обчислюється момент інерції одного колеса ГПП $J_{M_{MLG}}$.

$$J_{M_{MLG}} = 39,3 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

2. Момент інерція переднього колеса Airbus A321.

Для визначення моменту інерції колеса ППП застосовується точно такий же розрахунковий процес як для визначення моменту інерції колеса ГПП. Рівняння для обчислення $J_{M_{MLG}}$ еквівалентне (2.10) з тією лише різницею, що значення для шини і маси обода, а також розміри обода і радіус шини повинні бути замінені на конкретні числа, які наведені в табл. 2.1. Нарешті, визначимо момент інерції колеса $J_{M_{FG}}$:

$$J_{M_{FG}} = 4,83 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

Результати розрахунку моментів інерції для коліс ГПП і ППП підсумовані в табл. 2.2.

Таблиця 2.2 – Моменти інерції коліс літака Airbus A321

| Марка літака | Розміщення колеса | Марка обода [39] | Момент інерції J_M , $[кг \cdot м^2]$ |
|--------------|------------------------|------------------|---|
| Airbus A321 | Головні (ГПП) | 49x18-22 | 39,3 |
| | Носові / Передні (ППП) | 30-8.8R15 | 4,83 |

Масова оцінка літака (статична та динамічна маси)

Важливим першим кроком у процесі визначення розмірів СЕР є визначення фактичної маси літака. Це, в свою чергу, вимагає від конструктора системи оцінювати заплановану вагу, яка повинна бути додана до маси вибраного повітряного судна. З оцінкою приблизно 500 кг додаткової маси електрифікованих силових установок, що опублікована в [12], і на основі оцінки маси 800 кг, проведеної для менш вимогливої системи в [22], початкова оцінка ваги СЕР – 1200 кг. З цією додатковою вагою система початково розмірена, щоб визначити очікувані характеристики компонентів силового агрегату. Процес визначення розмірів системи повторювався для отримання більш точних характеристик силового агрегату. Встановлено, що перша оцінка ваги СЕР вже дуже близька до остаточного масового наближення.

Маса статичного літака m_{stat} :

Після того, як були визначені остаточні специфікації силових компонентів для системи тягового електроприводу і систем зберігання енергії, статична маса СЕР апроксимується. Статична маса в цьому контексті дорівнює масі літака при стоянні; коли літак не рухається. Маса, що складається з електродвигуна і відповідної силової електроніки, обчислюється з пікової потужності моторної системи 520 кВт і середньої величини технічних цілей для конкретної потужності системи тягового електропривода в період 2015 р. (1,2 кВт / кг) і 2020 р. (1,4 кВт / кг) [23]. Аналогічно, оціночна вага для незазначеної СЗЕ отримана з необхідної пікової потужності СЗЕ в межах СЕР майже 592 кВт і щільності потужності для майбутніх літій-іонних батарей (0,8 кВт/кг) [24]. В якості базової лінії або технології орієнтації для визначення очікуваної ваги СЗЕ було обрано літій-іонний акумулятор, але технологія СЗЕ не обмежиться таким рішенням для зберігання енергії. З розрахунковою масою 740 кг для СЗЕ і 400 кг для СТЕП, загальна маса СЕР доходить до 1140 кг. Додана маса СЕР

до максимальної ваги нахилу Airbus A321 дає очікувану загальну статичну масу літака.

Динамічна / інерційна маса літака m_i :

Так звана "еквівалентна інерційна маса" m_i системи складається з загальної статичної маси системи і еквівалентної маси, яка складається з мас усіх обертових частин і їх відповідної інерції в руховій системі. Оскільки інерцію певного компонента можна спростити, як опір зміні швидкості обертання певного обертового компонента, його необхідно враховувати при аналізі динамічної поведінки системи. Ефект інерції, що надходить від обертових частин всередині системи, діє як додатковий опір, який система повинна компенсувати, щоб забезпечити бажану продуктивність.

Повинні враховуватись застосовувана до цільового літака СЕР, всі обертові компоненти та їх відповідний інерційний вплив на зміну швидкості літака.

При аналізі кінетичної енергії літака для руху на землі може бути отриманий вираз для фактичної інерційної / динамічної маси літака. Як правило, динамічна маса системи може бути виражена як добуток статичної маси m_{stat} системи на коефіцієнт інерції обертання δ [25]:

$$m_i = \delta \cdot m_{stat} . \quad (2.11)$$

Величина δ залежить від остаточної конструкції СЕР для обраного літака. Фактори, які впливатимуть на δ , наприклад, інерція ротора електричної машини, редуктор з відповідними передачами, кількість використовуваних тягових двигунів і розміри колеса. Крім того, технічні характеристики коліс в ходовій частині літака суттєво сприятимуть величині коефіцієнта інерції. Узагальнено важливими параметрами для обчислення коефіцієнта інерції обертання є [22]:

- Розміри коліс (доступні, наприклад, з [26]);
- Кількість коліс;
- Маса шин;
- Маса ободів;

- Моменти інерції колісних мас (одна можливість наближення цих параметрів наведена в [27]),
- Інерція компонентів силових передач (вали, ротори електричних машин, посадкові передачі тощо),
- Передавальне відношення редуктора в разі використання трансмісії.

Оскільки остаточно форма силового агрегату не була доступна в початковому процесі визначення розмірів СЕР, загальна оцінка коефіцієнта інерції обертання δ зроблена на основі результатів, отриманих у роботі [22]. Перша конструкція системи передбачала коефіцієнт інерції $\delta = 1,01$, що означає ефект обертальної інерції всіх обертових компонентів у запропонованій системі СЕР дорівнює динамічному збільшенню маси на 1% порівняно із загальною статичною масою літака m_{stat} .

Завдяки цій першій динамічній масовій оцінці були оцінені відповідні вимоги до конструкції силового агрегату, а також розмір системи. Було виявлено, що для забезпечення бажаної продуктивності будуть потрібні чотири тягові двигуни. Крім того, було оцінено, що для передачі необхідного крутного моменту на колеса літального апарату під час руління буде потрібне використання коробки передач. Після визначення форми силових агрегатів проведено інший і більш складний аналіз фактичної очікуваної динамічної маси на основі кінетичної енергії літака під час руління.

Загальна кінетична енергія літака при рулюванні E_k є поєднанням лінійної кінетичної енергії E_{kl} і кінетичної енергії обертання E_{kr} , що походить від обертових частин (тобто колеса в ГПП і ППП, валів, ротора електричної машини, коробки передач і т.д.).

$$E_k = E_{kl} + E_{kr} \quad (2.12)$$

Для визначення фактичної загальної кінетичної енергії літака під час руління E_k можна припустити, що обертальні та поступальні енергетичні частини E_{kr} з'єднуються в еквівалентну поступальну кінетичну енергію E_{keq} ; тоді E_{kr} буде еквівалентна E_{keq} . Ця еквівалентна енергія дорівнює еквівалентній динамічній масі літака m_i , яка називається динамічною / інерційною масою літака і миттєвою

швидкістю v системи; тут швидкість руління. Динамічна маса включає стаціонарну масу m_{stat} і масу інерційності всіх обертових частин СЕР.

$$\underbrace{\frac{m_i v^2}{2}}_{E_{keq}} = \underbrace{\frac{m_{stat} v^2}{2}}_{E_{kl}} + \underbrace{\sum_i \frac{J_{Mi} \omega_i^2}{2}}_{E_{kr}}, \quad (2.13)$$

де $\sum_i \frac{J_{Mi} \omega_i^2}{2}$ – Кінетична енергія обертання всіх обертових компонентів СЕР;

J_{Mi} – момент інерції i -го компонента СЕР, $[кг \cdot м^2]$;

ω_i – кутова швидкість обертання i -го компонента СЕР, $[рад / с]$.

У випадку, якщо деякі обертові частини обертаються з кутовою швидкістю колеса (шина) ω_W ($\omega_i = \omega_W$), кутову швидкість таких компонентів ω_i можна виразити через поточну швидкість v і відповідний радіус шини r_t :

$$v = \omega_W \cdot r_t; \quad (2.14)$$

$$\omega_W \Big|_{\omega_i = \omega_w} = \frac{v}{r_t} \Rightarrow \omega_i = \frac{v}{r_t}. \quad (2.15)$$

Якщо обертові частини відокремлені від коліс блоком передачі або декількома блоками передачі ($\omega_i \neq \omega_W$), тоді необхідно враховувати відповідні коефіцієнти передачі i для того, щоб виразити кутову швидкість компонента ω_i як функцію поточної швидкості v на колесах.

Передавальне відношення передачі i визначається відношенням вхідної ω_{in} до вихідної ω_{out} кутової швидкості. Передавальне відношення буде дорівнювати кутовій швидкості компоненту ω_i , поділеній на кутову швидкість колеса ω_W :

$$i = \frac{\omega_{in}}{\omega_{out}} = \frac{\omega_i}{\omega_W}. \quad (2.16)$$

$$i \Big|_{\omega_i \neq \omega_w} \Rightarrow \omega_i = i \cdot \omega_W. \quad (2.17)$$

Використовуючи (2.14) отримаємо:

$$i \Big|_{\omega_i \neq \omega_w} \Rightarrow \omega_i = i \cdot \frac{v}{r_t}. \quad (2.18)$$

Використовуючи (2.15), (2.18) в екв. (2.13) отримаємо:

$$\frac{m_i v^2}{2} = \frac{m_{stat} v^2}{2} + \underbrace{\sum_i \frac{1}{2} J_{M_i} \left(\frac{v}{r_i} \right)^2}_{\substack{\text{Обертova кінетична енергія} \\ \text{частин, що обертаються з} \\ \text{кутовою швидкістю колеса } \omega_w}} + \underbrace{\sum_j \frac{1}{2} J_{M_j} \left(i \cdot \frac{v}{r_i} \right)^2}_{\substack{\text{Обертova кінетична енергія} \\ \text{частин, що обертаються не з} \\ \text{кутовою швидкістю колеса } \omega_w}}. \quad (2.19)$$

Поділимо (2.10) на $\frac{v^2}{2}$, що дає рівняння динамічної / інерційної маси m_i :

$$m_i = m_{stat} + \sum_i \frac{J_{M_i}}{r_i^2} + \sum_j J_{M_j} \left(\frac{i}{r_i} \right)^2. \quad (2.20)$$

Рівняння (2.20) дозволяє точно обчислити загальну еквівалентну динамічну масу літака в результаті компонування трансмісії. У випадку, якщо в силовому агрегаті не використовується передача, яка також називається силовою передачею прямого приводу, третя складова в рівнянні (2.20) не розглядається.

Наведене вище динамічне рівняння маси залежить від маси статичної системної маси m_{stat} , моментів інерції для всіх оберткових компонентів силового агрегату J_M і геометрії всіх оберткових компонентів в трансмісії.

Для кожного з чотирьох коліс ГПП необхідна електрична машина для створення необхідної сили тяги через передачу до всіх чотирьох коліс ГПП.

Еквівалентна динамічна маса m_i обчислена за допомогою наступного рівняння, заснованого на (2.20):

$$m_i = m_{stat} + \underbrace{n_{W_{FG}} \frac{J_{M_{FG}}}{\left(\frac{r_{tFG}}{2} \right)^2}}_{\text{Колеса ППП}} + \underbrace{n_{W_{MLG}} \frac{J_{M_{MLG}}}{\left(\frac{r_{tMLG}}{2} \right)^2}}_{\text{Колеса ГПП}} + \underbrace{n_{W_{EM}} \cdot J_{M_R} \frac{i}{\left(\frac{r_{tMLG}}{2} \right)^2}}_{\text{Електрична машина}} \quad (2.21)$$

Табл. 2.2 і табл. 2.3 містять більшість змінних, які використовувалися для визначення динамічної / інерційної маси. Відсутні параметри, такі як кількість електричних машин, що використовуються в СЕР, інерція ротора електричної машини, передавальне число для трансмісії i залежать від останньої схеми трансмісії. Наступні значення були отримані під час визначення розміру силового агрегату:

- Кількість двигунів: 4;

- Розрахунковий момент інерції ротора: $J_{M_r} = 0,2 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$;
- Передавальне відношення редуктора: $i = 12$.

За допомогою цих параметрів розрахована результуюча динамічна маса літака Airbus A321:

$$m_i = 91309,5 \text{ кг} \rightarrow \delta = \frac{m_i}{m_{stat}} = 1,0085.$$

Похідний коефіцієнт інерції обертання δ вказує на те, що обертові компоненти літака додають еквівалентну масу 0,85% до загальної статичної маси повітряного судна 90,54 т.

Всі параметри підсумовані в табл. 2.3. У цій таблиці вказані найважливіші вхідні параметри для процесу визначення розміру СЕР.

Таблиця 2.3 – Тип та технічні характеристики літака

| | |
|--|-------------|
| Тип літака | Airbus A321 |
| Злітна вага, т | 89,4 |
| Масова оцінка СЕР, т | 1,14 |
| Загальна статична маса літака | 90,54 |
| Коефіцієнт інерції обертання для динамічної маси (початкова оцінка) | 1,0085 |
| Загальна динамічна маса літака (початкова оцінка), т | 91,31 |
| (Коефіцієнт перетягування) \times (Активна фронтальна область) $c_D \cdot A_{ref}$ | 2,6 |
| Кількість коліс ГПП | 2 |
| ППП: Діаметр шин, м | 0,762 |
| ППП: Маса шини / ободу, кг | 23,6 / 51 |
| Кількість коліс ГПП | 4 |
| ГПП: Діаметр шини, м | 1,245 |
| ГПП: Маса шини / ободу, кг | 90,2 / 74,4 |

2.2 Аналіз циклів руління

Одним з найважливіших етапів розробки повністю функціональної системи, яка працює за бажанням, є процес визначення відповідних вимог до проектування. Це загальне твердження є загальноприйнятим і застосовується до будь-якого процесу розробки продукту або системи. Для того, щоб вивести вимоги, що забезпечують задовільну конструкцію СЕР, за допомогою GPS-пристрою були записані 36 профілів руху літака, які також називаються циклами приводу або циклами водіння. На

першому етапі 19 злітних і 17 посадкових рушійних профілів оцінюються для аналізу продуктивності звичайного руління літаком. По-друге, параметри продуктивності для вибраних літаків середнього розміру вибираються відповідно до амбіцій задоволення кінематичних вимог до продуктивності для більшості доступних циклів приводу.

2.3 Цикли руління

У період з грудня 2017 р. по червень 2018 р. для різних видів звичайних операцій руління було зафіксовано профілі швидкості за час, який літаки переміщуються на землі перед зльотом і після приземлення. Профілі керування були зареєстровані GPS-пристроєм у різних аеропортах Північної Америки, Європи та України. Загалом було зафіксовано 20 циклів руління. Місця, де були записані цикли, наведені в табл. 2.4.

Таблиця 2.4 – Доступні цикли руління

| Аеропорти циклів зльоту 10 | Аеропорти циклів приземлення 10 |
|-----------------------------------|-----------------------------------|
| Калгарі, Канада (1) | Брюссель, Бельгія (2) |
| Даллас / Форт-Ворт, США (2) | Калгарі, Канада (1) |
| Франкфурт-на-Майні, Німеччина (1) | Даллас / Форт-Ворт, США (2) |
| Львів, Україна (1) | Франкфурт-на-Майні, Німеччина (2) |
| Лондон Гітроу, Великобританія (2) | Лондон Гітроу, Великобританія (1) |
| Бориспіль, Україна (3) | Бориспіль, Україна (2) |

На рис. 2.1 - 2.8 показані чотири профілі циклу руління. Два приклади циклів зльоту та їх відповідного GPS-спостереження можна бачити з рис. 2.1 - 2.4. На рис. 2.5 і 2.8 представлено два різних цикли приземлення.

У циклі Бориспільського руління (рис. 2.1, 2.2) літак спочатку стоїть біля воріт; тримання етапу перед штовханням. З 25 до 80 секунд літак перебуває на етапі зворотного ходу, який позначений фазою низької швидкості. Після від'єднання тягача від носової передачі повітряного судна, літак залишається на місці, оскільки головні двигуни повинні розігріватися перед тим, як розпочати звичайний процес експлуатації. У тому місці, де головні двигуни досягають бажаної температури, літак виходить з воріт, який позначає відправну точку для процесу зльоту (після 220 с). На цьому етапі літальний апарат рухається виключно завдяки основним двигунам. Літак рулиться до ЗПС без будь-якої зупинки, але з частими змінами швидкості, які призводять до зміни прискорення і уповільнення. У місці, коли літак досягає ЗПС, він

зупиняється, щоб почекати, поки з башти з'явиться дозвіл на зліт. Після того, як дозвіл буде надано, літак вийде на стадію зльоту і покине аеропорт. Цей цикл руління є хорошим прикладом процесу рульового керування зльотом без зупинок під час руху вперед. Початковий етап поштовху був фактично виконаний у зворотному напрямку, але GPS-пристрій не може зафіксувати це під час запису.

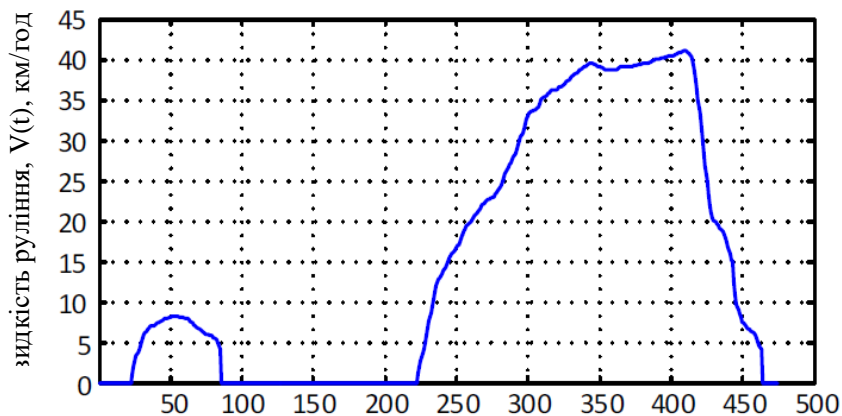


Рисунок 2.1 – Аеропорт Бориспіль, Україна – Цикл руління зльоту № 2

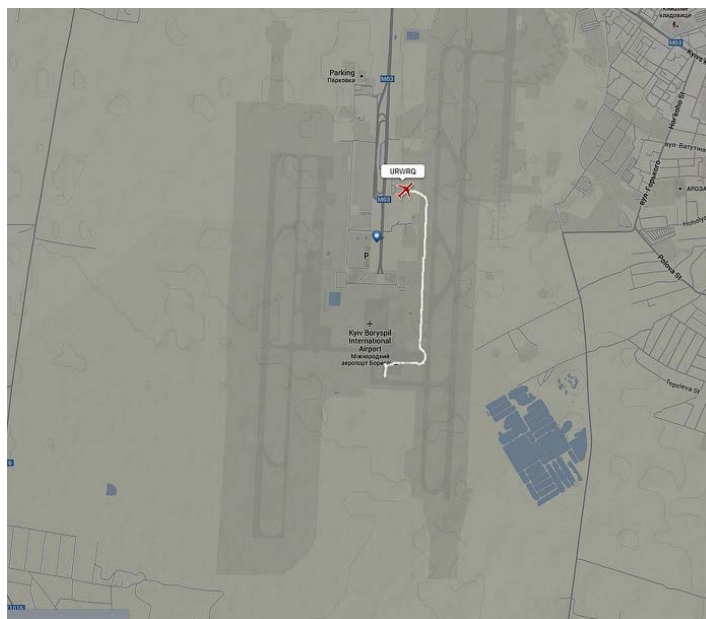


Рисунок 2.2 – Аеропорт Бориспіль, Україна – Цикл руління зльоту № 2

Цикл руління зльоту Львову (рис. 2.3, рис. 2.4) є прикладом циклу з кількома зупинками перед зльотом. Після початкового етапу зворотного відліку (від 40 до 120 с) літаки зупиняються на декількох перехрестях, щоб дозволити іншим, одночасно діючим літакам, проїхати свою рульову доріжку.

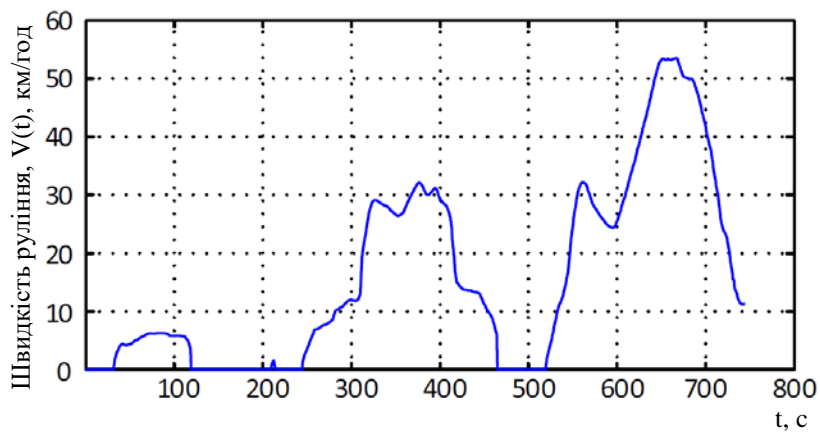


Рисунок 2.3 – Міжнародний аеропорт Львів, Україна – Цикл руління зльоту

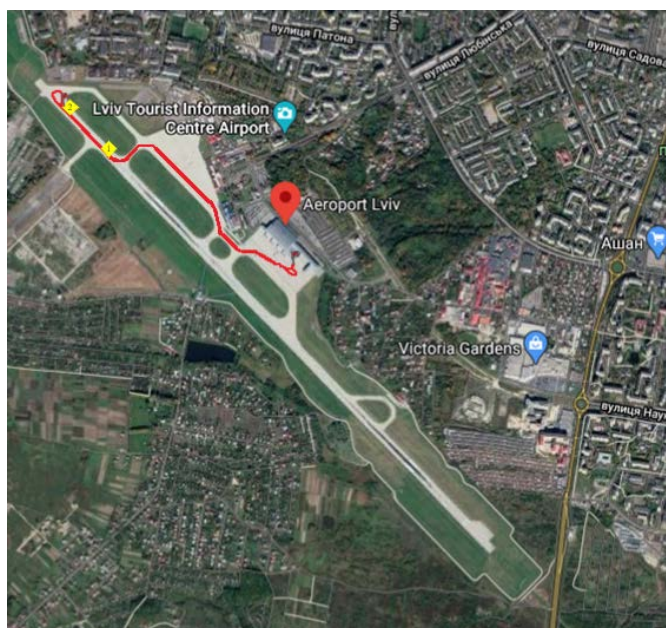


Рисунок 2.4 – Міжнародний аеропорт Львів, Україна – Цикл руління зльоту

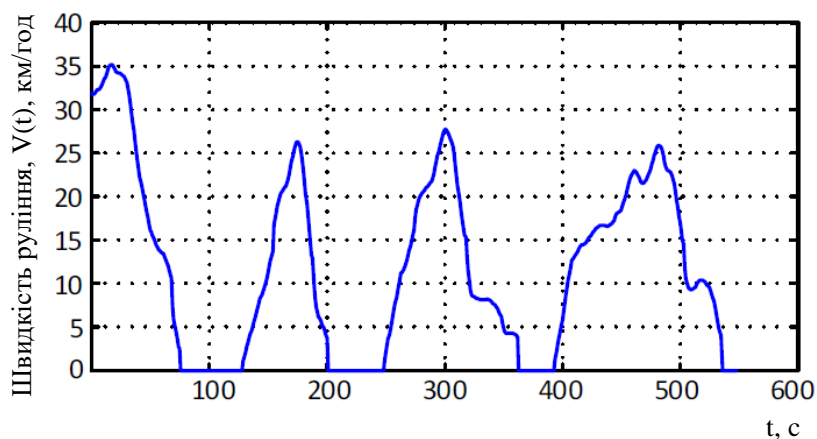


Рисунок 2.5 – Аеропорт Даллас / Форт-Ворт, США – Цикл руління приземлення № 1

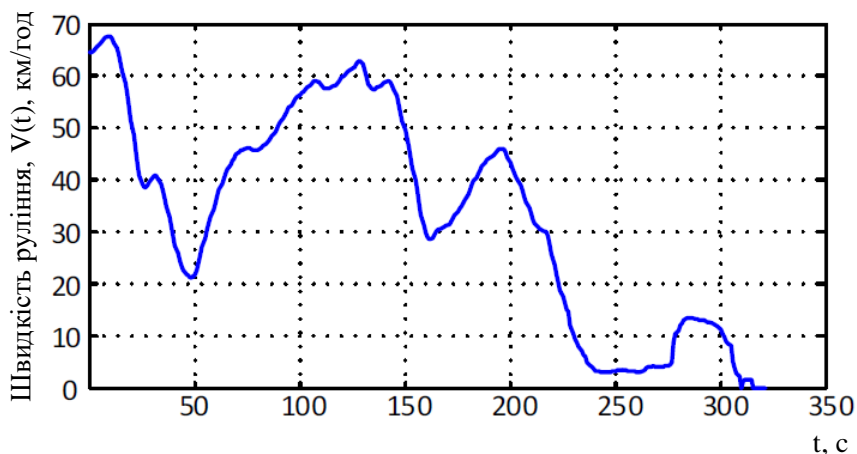


Рисунок 2.6 – Аеропорт Бориспіль, Україна – Цикл руління приземлення

На рис. 2.5 і 2.6 представлено два різні цикли приземлення. Цикл руління Далласа є прикладом циклу з частими зупинками, які досягають руління максимальної швидкості близької до 30 км/год. Цикл посадки Бориспіля, всупереч циклу Далласа, є плавним профілем без зупинок під час фази руління, що досягає високої швидкості до 60 км/год. Єдиною існуючою зупинкою в бориспольському посадковому профілі є місце, де літак досягає остаточного положення перед терміналом (після 310 с).



Рисунок 2.7 – Даллас / Форт-Ворт, США – Цикл руління приземлення № 1

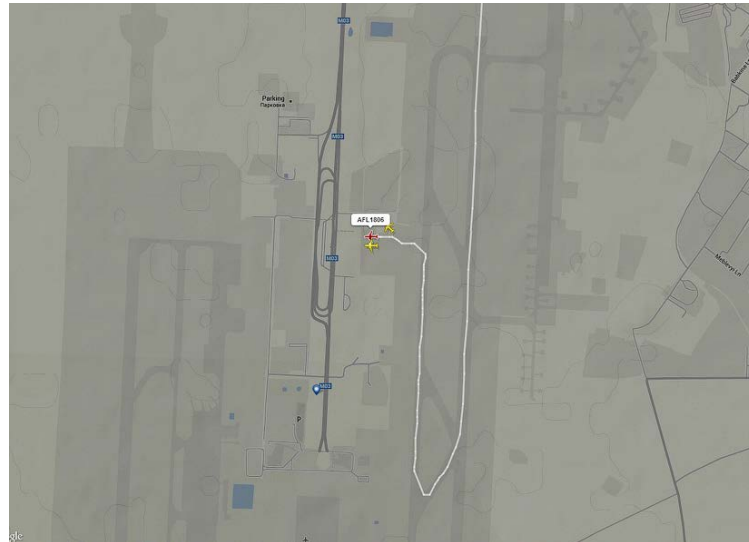


Рисунок 2.8 – Аеропорт Бориспіль, Україна – Цикл руління приземлення

Виходячи з цих чотирьох прикладних циклів, можна побачити, що руління може виконувати різні профілі в залежності від інфраструктури аеропорту та умов наземного руху. Наявність профілів руління дозволяє виконувати детальний аналіз продуктивності. Ці результати аналізу можуть бути використані для визначення вимог до продуктивності СЕР.

2.4 Кінематичний аналіз

Для того, щоб отримати СЕР, яка забезпечує достатню продуктивність для руління, застосована чотириступінчаста процедура визначення розмірів. Спочатку всі аналізовані профілі приземлення і зльоту проаналізовані для кількісної оцінки поведінки сучасного звичайного руління. Знання цих характеристик визначає вимоги до продуктивності. Результати етапу визначення розмірів – це специфікації компонентів трансмісії верхнього рівня, які зазвичай використовуються для введення етапу фактичного проектування компонентів. Нарешті, запропонована СЕР тестується на всіх доступних циклах, щоб підтвердити, що запропонована система може забезпечити конкурентоспроможну продуктивність у порівнянні зі звичайним рулінням. Для тестування електричних силових агрегатів для операцій руління був розроблений індивідуальний симулятор, що дозволяє реалізувати експлуатаційні характеристики розробленої СЕР. За допомогою інструменту моделювання можна оцінити ефективність процесу визначення розмірів силового агрегату. Крім того, інструмент моделювання здатний забезпечити розрахункові значення споживання

енергії повного агрегату СЕР та її основних компонентів, таких як електродвигуни, інвертори, системи накопичення енергії тощо. Модель розроблена в MATLAB / Simulink [28].

Як згадувалося раніше, аналіз циклів руління є необхідним для виведення належних вимог до проектування СЕР. Вивчаючи задані профілі водіння для різних операцій зльоту і посадки, для кожного доступного профілю водіння були визначені наступні ключові параметри:

- Максимальна швидкість руління v_{max} ;
- Максимальне прискорення руління a_{max} ;
- Максимальна сила тяги (добуток динамічної маси літака m_i і максимального прискорення руління a_{max}) F_{TM} ;
- Максимальна потужність тяги P_{TM} .

Щоб полегшити вивчення важливих параметрів звичайних таксі, створена імітаційна модель з легким використанням (рис. 2.9).

Модель аналізу циклів руління, розроблена в MATLAB / Simulink використовує різні профілі швидкості протягом часу для кожного циклу керування як вхід для моделювання. Виходи цього моделювання – це кілька кінематичних параметрів, таких як прискорення, швидкість, сила тяги і тягова потужність, які важливі для подальшого етапу визначення вимог до продуктивності.

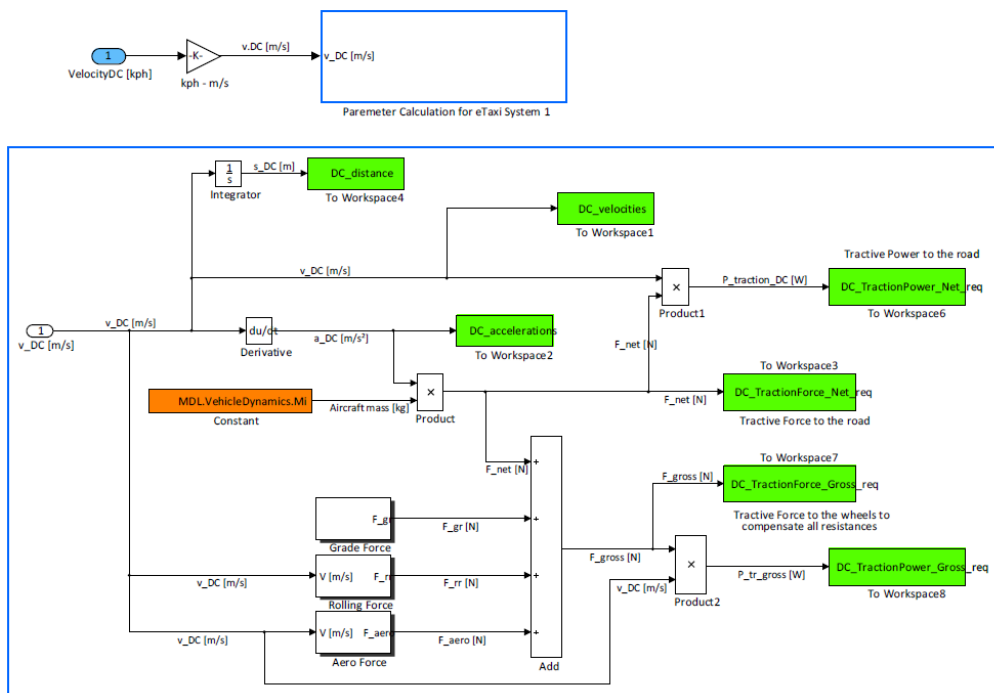


Рисунок 2.9 – Модель аналізу циклів руління в Simulink

На підставі швидкості руху літака $v(t)$ можна розрахувати прискорення $a(t)$ та поточну дистанцію $d(t)$ циклу водіння шляхом диференціювання та інтегрування миттєвої швидкості руління.

$$d(t) = \int_{t_0}^t v(t) dt. \quad (2.22)$$

$$a(t) = \frac{dv(t)}{dt}. \quad (2.23)$$

Поточна сила тяги $F_T(t)$ обчислювалася за допомогою розрахункової динамічної маси літака m_i та поточного прискорення таксі $a(t)$, згідно з другим законом Ньютона.

$$F_T(t) = m_i \cdot a(t) \quad (2.24)$$

Миттєва тягова потужність $P_T(t)$ визначалась як добуток поточної сили тяги $F_T(t)$ та миттєвої швидкості $v(t)$.

Тягова сила та потужність були далі розділені на чисті та валові параметри, щоб розрізнити продуктивність, очікувану до дороги та доставлене до коліс. Більш глибоке роз'яснення щодо цих відмінностей буде розглянуто в подальшому розділі

розмірів СЕР. Для початкового аналізу циклу руління він був зосереджений на чисті показники продуктивності. Тому на початку оцінювалася лише робота на дорозі (параметри мережі).

Максимальні значення з усіх симуляцій аналізу кінематичного циклу приводів відображені в табл. 2.5. Ці результати вказують на пік звичайних характеристик руління, на які СЕР повинна бути націлена. На жаль, СЕР з такою чудовою продуктивністю буде дуже негабаритною і надзвичайно складною для розміщення в реальний доступний простір в шасі вибраного літака. Тому ці результати аналізу не можуть бути безпосередньо перенесені на вимоги до проектування СЕР. Тим не менше, максимальні значення з усіх аналізованих звичайних циклів руління були перераховані в табл. 2.5, щоб надати інформацію про сучасні пікові характеристики руління.

Таблиця 2.5 – Результати аналізу циклів руління: максимальні значення

| Параметри | Цикл зльоту | Цикл приземлення |
|---|-------------------------|--------------------------|
| Максимальне прискорення a_{max} | 1,14 м / с ² | 1,083 м / с ² |
| Максимальна швидкість руління v_{max} | 61,8 км / год | 67,6 км / год |
| Максимальна сила тяги F_{trMax} | 104 КН | 98,9 КН |
| Максимальна потужність тяги P_{trMax} | 584,8 КВт | 539,92 КВт |

Незважаючи на те, що вище згадані показники макисмальної продуктивності для звичайного аналізу даних циклу руління не використовувалися безпосередньо як вимоги до продуктивності СЕР, ці цифри були використані для отримання адекватних вимог до продуктивності системи.

Таким чином, щоб уникнути великого розміру запропонованої СЕР, і з метою компенсації можливих помилок GPS-спостереження, які можуть виникнути через порушення приймача і фактичного прийому пристрою, було обрано 85% від максимальних значень у табл. 2.5. Використовуючи значення x%, буде гарантовано, що СЕР задовольнить x% всіх вимог до продуктивності циклу руління. Отже, використання 85%-вого значення є популярним способом вирішення можливих помилок вимірювання і викидів, які були випадково записані за допомогою

вимірювального пристрою. 85%-ві числа для ключових параметрів продуктивності наведені в табл. 2.6.

Таблиця 2.6 – Результати аналізу циклів руління: 85% -ві значення

| 85%-ві значення параметрів | Цикли зльоту | Цикли приземлення |
|--|-------------------------|-------------------------|
| Максимальне прискорення $a_{0.85}$ | 0,93 м / с ² | 0,89 м / с ² |
| Максимальна швидкість руління $v_{0.85}$ | 48,43 км / год | 57,6 км / год |
| Максимальна сила тяги $F_{TM0.85}$ | 84,5 КН | 81,6 КН |
| Максимальна потужність тяги $P_{TM0.85}$ | 367,54 КВт | 431,96 КВт |

У зв'язку з тим, що СЕР повинна працювати під час етапів зльоту і приземлення, необхідно дотримуватись максимальних значень для кожного 85%-вого кількісного показника, наведеного у табл. 2.6. Це, в свою чергу, дає вимоги до продуктивності СЕР, які є основою для подальшого розміщення системи. Отримані конструктивні вимоги до системи наведені у табл. 2.7.

Таблиця 2.7 – Вимоги до продуктивності СЕР

| Вимоги до продуктивності | Значення |
|---|-------------------------|
| Максимальне прискорення коліс a_{Wmax} | 0,93 м / с ² |
| Максимальна лінійна швидкість коліс v_{Wmax} | 58 км / год |
| Максимальна сила тяги на землі F_{Tmax} | 85 КН |
| Максимальна потужність тяги коліс на землі P_{Tmax} | 432 КВт |

2.5 Калібрування компонентів силового агрегату

Зі значеннями відповідних системних вимог, отриманими в попередньому підрозділі, силовий агрегат може мати розмір, що забезпечує бажану продуктивність. У випадку, якщо СЕР не зможе досягти необхідної продуктивності, вона не матиме можливості конкурувати зі звичайними операціями руління, коли розглядається динаміка на землі.

У цьому підрозділі розглядається етап калібрування компонентів силового агрегату, щоб забезпечити бажану продуктивність системи з вибраним літаком Airbus A321. Верхній рівень трансмісії СЕР показано на рис. 2.10. Система працює, як описано в наступному пункті.

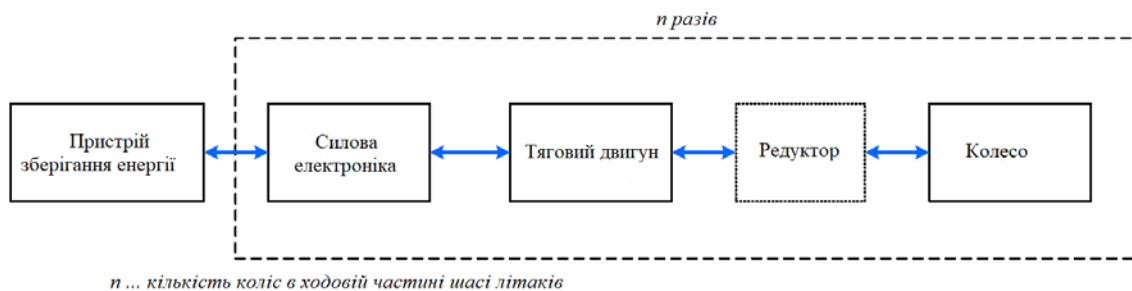


Рисунок 2.10 – Компоновка силового агрегату верхнього рівня СЕР

Пристрій для зберігання електричної енергії забезпечує електричну енергію, яку вимагає силова електроніка. Силова електроніка, яка, як мінімум, містить контролер двигуна, гарантує, що потрібна кількість електричної енергії надходить до кожного приводу, щоб задовольнити кожний запит тягових двигунів. Для колеса літака, який повинен працювати на тяговому двигуні, може бути використана зменшувальна передача, щоб підвищити обертаючий момент двигуна при зниженні його швидкості. Використання коробки передач сильно залежить від форми СЕР і буде проаналізоване в цьому підрозділі. Нарешті, механічна енергія, яка створюється двигунами і коробкою передач, якщо використовується, буде передана на відповідне колесо для просування літака чисто електрично. У випадку, якщо для забезпечення бажаних характеристик потрібні багаторазові колісні диски, вищеописаний силовий агрегат буде дублюватися стільки разів, скільки необхідно. Єдиним пристроєм, який не дублюватиметься, є запам'ятовуючий пристрій, оскільки ця конструкція має намір використовувати один блок накопичення енергії для всієї системи.

В подальшому процес визначення розмірів СЕР проводиться з основною метою кількісного визначення тягових двигунів, контролерів двигунів та характеристик системи накопичення енергії. Крім того, оцінюється кількість необхідних коліс на ходовій частині Airbus A321 для електричного руління.

2.5.1 Аналіз сили тертя і максимальної тяги

Ця перша частина аналізу визначатиме, скільки сили може бути доставлено на різні колеса в шасі літака. Результати цього дослідження визначають, де повинна бути розміщена СЕР на ППП або ГПП, щоб забезпечити бажане виконання наземного руління.

Максимальна тяга в цьому контексті описує тягову силу F_T , при якій шина починає ковзати. Тобто, коли шина більше не зможе відштовхнутися від асфальту. Перекладене на кінематичний критерій, максимальне зчеплення досягається після того, як миттєва сила тяги F_T долає статичну силу тертя для гуми на асфальті. Силу статичного тертя будемо називати силою зчеплення F_{adh} . Для будь-якої тягової сили, меншої, ніж сила зчеплення, можна очікувати належної динамічної роботи; шина не почне ковзати.

Шина ковзає при:

$$F_T > F_{adh} \quad (2.25)$$

Зчеплення (ковзання немає) при:

$$F_T \leq F_{adh} \quad (2.26)$$

Сила зчеплення визначається як добуток ваги літака W та коефіцієнта статичного тертя COF . Особливо останній сильно залежить від комбінації матеріалів, яка використовується для передачі тягової сили. Крім того, цей коефіцієнт також залежить від погодних умов, температури навколишнього середовища та багатьох інших факторів. Коли транспортний засіб, наприклад, повинен бути прискорений на сухому асфальті або на крижаній дорозі, помітна різниця в максимальному тяговому зусилі, що передається, перед тим, як відчутне ковзання шини.

Застосовуючи вище зазначене для вибраного середнього літака було проведено дослідження для оцінки максимальної тягової сили, що передається, до ППП або ГПП в межах шасі для трьох різних погодних умов.

З попередніх досліджень було встановлено, що 90% загальної маси Airbus A321 зосереджено над ГПП, а решта 10% підтримується носовим механізмом [18]. При цьому коефіцієнт розподілу ваги WD для ППП ($WD = 0,1$) і ГПП ($WD = 0,9$) можна визначити максимальну тягову силу для кожної відповідної передачі в літаку.

$$\begin{aligned} F_{Tt} &= f(WD, COF), \\ F_{Tt} &= W \cdot WD \cdot COF \end{aligned} \quad (2.27)$$

Сила ваги W визначається шляхом множення загальної маси m_{tot} (табл. 2.3) на гравітаційне прискорення g .

Табл. 2.8 показує результати аналізу максимальної передаточної сили тяги F_{Tt} в залежності від погодних умов і розташування в ходовій частині літака (ППП або ГПП).

Результати дослідження максимальної тяги коліс призводять до рішення про вибір ГПП для інтеграції СЕР. Інтеграція електричної системи в ППП наклала б небажане обмеження сили тяги на максимальну тягову силу до дороги. Не один з трьох погодних сценаріїв, навіть не ідеальні умови експлуатації шин на сухій поверхні, дозволяють виводити пікову тягову силу 85 кН на колеса, як це вимагається відповідно до вимог по експлуатації, які були представлені в табл. 2.7.

Таблиця 2.8 – Максимальна тяга коліс: результати аналізу

| Параметри | Сухі умови (оптимальні) | Вологі умови (серені) | Сніг та лід (найгірші) |
|---------------------------------------|----------------------------|--------------------------|---------------------------|
| COF (Коефіцієнт статичного тертя) | 0,8 | 0,25-0,75 | 0,12 (при 0°C) |
| ППП – Максимальна сила тяги (2 ободи) | 71,06 кН | 35,53 кН | 10,66 кН |
| ГПП – Максимальна сила тяги (4 ободи) | 639,5 кН | 319,75 кН | 95,93 кН |

Замість цього ГПП дозволяє передавати необхідну тягову силу 85 кН навіть у найскладніших погодних умовах, таких як сніг і лід. Це є корисним для підвищення керованості повітряного судна в критичних ситуаціях, таких як уникнення прослизання шин у разі поганих умов, напр. дощу або снігу на рульових доріжках [22]. У зв'язку з великою кількістю маси, що підтримується ГПП, СЕР інтегрується в ГПП літака.

Для ідеальних умов руління, тобто шин, що рухаються на сухому асфальті, були визначені наступні максимальні тягові сили для Airbus A321. Відповідно до табл. 2.8 максимальна допустима сила тяги F_{Ttc} для загальної ГПП:

$$F_{Ttc} = 639,5 \text{ кН}.$$

Оскільки ГПП складається з чотирьох коліс, кожне колесо дозволить отримати максимальну тягову силу, яка еквівалентна максимальній тяговій силі для загальної ГПП F_{Ttc} ; припускаючи, що вага рівномірно розподілена між усіма чотирма колесами:

$$F_{Ttc} = 159,9 \text{ кН}$$

2.5.2 Динаміка і продуктивність

Для вивчення динамічної поведінки літака в той же час необхідно проаналізувати сили, які діють на літак під час руління. З попереднього підрозділу було отримано місце розташування, а також продуктивність до ряду доріг. У цьому підрозділі продуктивність дороги буде називатися «чистою продуктивністю», оскільки вона не враховує опір руху, такі як опір коченню, опір схилу та аеродинамічний опір. Продуктивність, яка повинна бути забезпечена для компенсації всіх прикладених опорів при одночасному забезпеченні передачі продуктивності на дорогу, називається «валовою продуктивністю». Розрахунок цієї валової продуктивності має важливе значення для значного розміру трансмісії СЕР.

Підсумовуючи, валові параметри – це сума параметрів нетто плюс всі накладені опори, які необхідно компенсувати.

При аналізі динаміки руху стає очевидним взаємозв'язок між валовою та чистою продуктивностями. Вільна діаграма тіла, що візуалізує динаміку літака на землі, зображена на рис. 2.11.

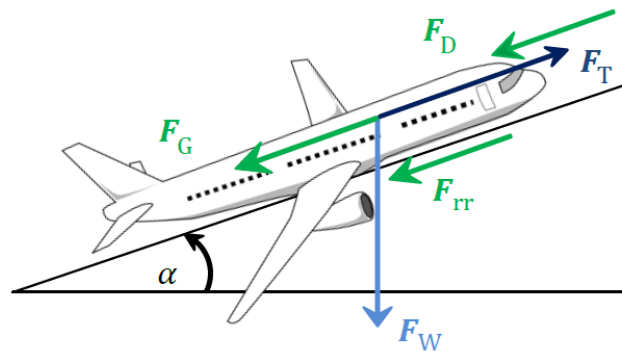


Рисунок 2.11 – Динаміка літака на землі: схема вільного тіла:

F_T описує миттєве тягове зусилля до дороги (чиста сила тяги), F_{rr} – опір коченню літака під час руління, F_D – аеродинамічний опір, F_G – опір схилу,

F_W – сила тяжіння

Загальну силу тяги \hat{F}_T знайдемо за 2-м законом Ньютона. Знову ж таки, вона повинна бути здатна компенсувати всі прикладені опори для того, щоб прикладати потрібну чисту тягову силу. Таким чином, \hat{F}_T повинна дорівнювати чистій силі тяги F_T плюс всі опори руху:

$$\hat{F}_T = F_T + \underbrace{(F_{rr} + F_G + F_D)}_{\text{Опору}} \quad (2.28)$$

Опір коченню:

Опір коченню літака F_{rr} може бути апроксимований множенням ваги F_W на так званий коефіцієнт тертя кочення c_{rr} .

$$F_{rr} = F_W \cdot c_{rr} \quad (2.29)$$

Враховуючи, що $F_W = m_{stat} \cdot g$, результуючий вираз опору кочення прийме вигляд:

$$F_{rr} = m_{stat} \cdot g \cdot c_{rr} \quad (2.30)$$

Коефіцієнт тертя кочення c_{rr} має аналогічну залежність від контакту матеріалу між двома компонентами як коефіцієнт статичного тертя COF .

Для поєднання матеріалу гумової шини на сухому асфальті коефіцієнт тертя кочення c_{rr} можна вважати рівним 0,009 відповідно до [29]. Для вибраного літака з його статичною масою згідно табл. 2.3 дає постійний опір коченню F_{rr} :

$$F_{rr} = 7,994 \text{ КН}.$$

Незважаючи на те, що коефіцієнт тертя кочення залежить від різних факторів впливу, таких як швидкість колеса, тиск в шинах, дорожні умови, температура тощо він зазвичай вважається константою [30].

Аеродинамічний опір:

Іншим опором, що діє на літаку при русі, є аеродинамічний опір. Його величина залежить від поточної швидкості руління v , щільності повітря ρ_{air} (1,2 кг / м³ при 20 °С), а коефіцієнт опору літака c_D в рази перевищує активну лобову область A_{ref} .

$$F_D = f(v)$$

$$F_D = \frac{\rho_{air} \cdot c_D \cdot A_{ref} \cdot v^2}{2} \quad (2.31)$$

Передбачається, що щільність повітря залишатиметься постійною, а характеристика Airbus A321 для добутку $c_D \cdot A_{ref}$ наведена в табл. 2.3. Максимальний опір F_{Dmax} , з яким зіткнеться літак, можна визначити, якщо максимальну швидкість руху 58 км / год (табл. 2.7) замінити на v (2.31).

$$F_{Dmax} = 404,93 \text{ Н} .$$

Опір схилу:

Останній опір, який вплине на доступне тягове зусилля до дороги, – це опір F_G . Цей опір виникає внаслідок переміщення літака в гору, тобто по рампі, яка відокремлює фартух аеропорту від рульової доріжки або еквівалента.

Якщо марка рампи у відсотках, відома, то кут підйому α (рис. 2.11) може бути отриманий з виразу:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{gr}{100}\right). \quad (2.32)$$

Максимально допустимий клас рампи gr_{max} в аеропорту стандартизований і залежить від типу літака, який повинен рухатися певним шляхом по наземній інфраструктурі аеропорту. Відповідно до так званого Аеропортного кодексу ІКАО, який класифікує літаки в різні групи, встановлюється гранично допустима рампа. Для Airbus A321 гранично допустимий рівень рампи становить 1,5% відповідно.

Загалом опір F_G залежить від ваги літака і кута підйому α [7] і може бути обчислений за допомогою рівняння (2.33).

$$F_G = \sin(\alpha) \cdot F_W \quad (2.33)$$

Незважаючи на те, що нахил рівний нулю, який не дорівнює стійкості нахилу в процесі визначення розміру силового агрегату, його розрахунок описується, щоб дозволити впровадженню цього фактора в майбутніх дослідженнях.

Максимальна тягова сила (сила до колеса):

Максимальна загальна тягова сила \hat{F}_{Tmax} для руління літака на ідеальній поверхні визначена на основі максимальної сили тяги F_{Tmax} (табл. 2.7), опір коченню відповідно до рівняння (2.30), а максимальний опір F_{Dmax} – (2.31).

$$\begin{aligned} \hat{F}_{Tmax} &= F_{Tmax} + F_{rr} + F_{Dmax}; \\ \hat{F}_{Tmax} &= 85 + 7,994 + 0,405 = 93,4 \text{ (кН)}. \end{aligned}$$

Максимально необхідний крутний момент на колесах

З урахуванням вище наведеної розрахункової валової тягової сили \hat{F}_{Tmax} буде розрахований максимальний необхідний крутний момент на колесах M_{ETSwm} . Використовуючи діаметр однієї шини, який вказаний у табл. 2.3:

$$M_{ETSwm} = \hat{F}_{Tmax} \cdot \frac{d_{MLG}}{2}; \quad (2.34)$$

$$M_{ETSwm} = 58,142 \text{ КНм}.$$

Рівняння (2.34) вказує, що повна система повинна бути здатною виробляти до 58 КНм крутного моменту на колесах, щоб забезпечити бажану продуктивність на дорозі.

2.6 Вибір компонентів

В цьому підрозділі розглянуті питання вибору компонентів електроприводного обладнання:

- Потужність джерела енергії (СЗЕ / ДСУ);
- Редуктор / Трансмсія / Приводна передача;
- Тяговий електродвигун;
- Потужність контролера / інвертора для електродвигуна;
- Складені вимоги до механізму зчеплення.

Джерело енергії

Аналіз макимальної потужності

Необхідна максимальна потужність P_{Tmax} , згідно з табл. 2.7, є входом для аналізу максимальної потужності. Один із способів визначення максимальної тягової сили колес заснований на необхідній макисмальній тяговій силі \hat{F}_T і миттєвій швидкості руху літака v :

$$\hat{P}_T = \hat{F}_T \cdot v. \quad (2.35)$$

Для оцінки максимальної валової тягової потужності можна припустити, що макисмальна валова сила тяги \hat{F}_{Tmax} співпадає з максимальною швидкістю руління 58 км / год (табл. 2.7). Проте, таке наближення дає значну негативну динаміку,

оскільки максимальна сила тяги \hat{F}_{Tmax} , яка є результатом максимального прискорення літака під час руління, не обов'язково може узгоджуватися з максимальною швидкістю руху v_{Wmax} .

З цієї причини було обрано більш чіткий процес оцінки валової потужності. Цей підхід є подібним до того, коли були розроблені вимоги до СЕР.

Реалізуючи всі опори руху (2.30), (2.31), (2.33), які протидіють дійсній необхідній силі тяги коліс, сумарна сила тяги обчислювалася для кожного етапу моделювання у всіх доступних циклах приводів відповідно до (2.28). Результатом моделювання є необхідний профіль валової потужності \hat{P}_T порівняно з часовим t_{DC} циклом. На останньому етапі вагові профілі тягових сил були помножені з профілем швидкості кожного відповідного циклу руління, щоб отримати справжні профілі тягової сили. Один з прикладів валового споживання електроенергії за графіком тривалості циклу зображений на рис. 2.12.

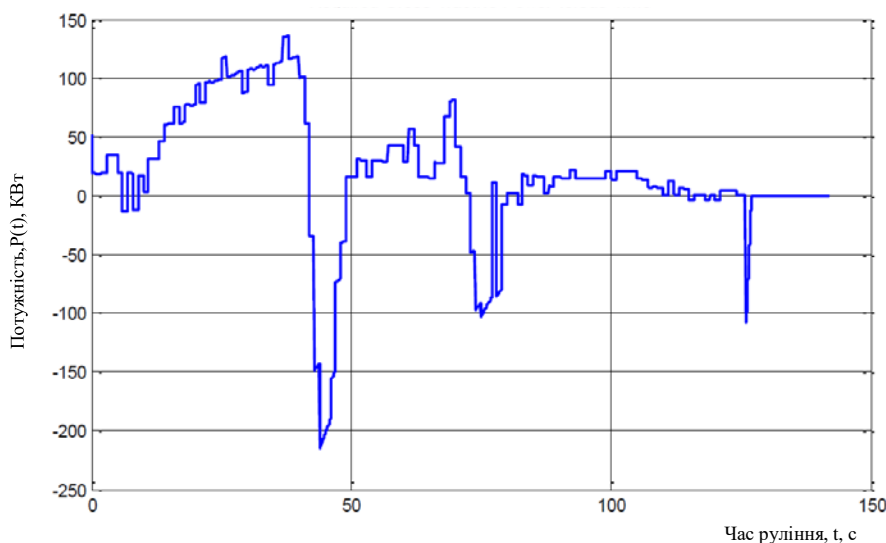


Рисунок 2.12 – Графік валового навантаження

Як це було зроблено раніше, щоб вивести необхідні номери продуктивності, 85%-ві значення максимальної валової потужності отримані для всіх профілів зльоту та посадки. Максимальне значення від всіх розподільних вагових тягових потужностей посадки та зльоту обрано як максимальна потужність для результату, який необхідно забезпечити.

З результатів аналізу циклів руління визначено, що повна система повинна бути здатною застосовувати до коліс до 491 кВт максимальної тягової потужності.

$$\hat{P}_{Tmax} = 491 \text{ KBm}.$$

Зведемо отримані результати аналізу макисмальної потужності в табл. 2.9.

Таблиця 2.9 – Результати аналізу максимальної потужності для приводних циклів

| Макисмальна потужність $\hat{P}_{Tmax0.85}$ при рулінні на зліт, КВт | Макисмальна потужність $\hat{P}_{Tmax0.85}$ при рулінні під час приземлення, КВт |
|--|--|
| 446,76 | 490,72 |

Оцінка потужності джерела енергії

Як згадувалося раніше, буде використана СЗЕ, яка далі не уточнюється. Можливими джерелами електричної енергії є суперконденсатори, батареї, паливні елементи (електрохімічні), маховики (електромеханічні), ДСУ літака або будь-який аналогічне двонаправлене джерело енергії, а також будь-яка їх комбінація.

Енергетична оцінка у цьому дослідженні не проведена. Просто передбачалося, що джерела енергії буде достатньо для забезпечення достатньою потужністю в будь-який час. Споживання енергії та розмір пристрою накопичення енергії сильно залежить від обраної технології зберігання.

Щоб забезпечити приводні блоки (електричні машини плюс силова електроніка) достатньою потужністю, необхідно визначити пікову вихідну потужність.

Для консервативної оцінки використовувалися середні ККД для тягового електродвигуна та відповідного контролера двигуна. Для цього передбачалося, що комбінований ККД двигун-інвертора η_{MI} буде постійним на рівні 86,5%; середній ККД для двигуна: 92% і 94% середній ККД для інвертора двигуна. Таке приблизне значення приймалося на основі даної комбінованої карти ККД для високоефективних СДПМ та їх контролерів [31].

Максимальна потужність СЗЕ P_{ESmax} розрахована шляхом ділення пікової потужності P_{ETSmax} на комбінований ККД контролера-двигуна η_{MI} :

$$P_{ESmax} = \frac{P_{ETSmax}}{\eta_{MI}}. \quad (2.36)$$

$$P_{ESmax} = 591,9 \text{ KBm}.$$

Редуктор / Трансмiсія / Приводна передача

Система трансмісії в межах запропонованого силового агрегату необхідна через високий крутний момент на колесах, в 58 кНм; див. (2.34). Якщо проаналізувати застосування прямого приводу для таких вимог тяги, стає очевидним, що електричних двигунів з максимальним крутним моментом майже 60 кНм і максимальною потужністю до 491 кВт не існує для вільного місця в колесі в межах Airbus A321; діаметр обода близько 0,5 м, діаметр шини приблизно 1,25 м відповідно до табл. 2.1. Навіть якщо розглядається застосування прямого приводу з чотирма двигунами, тобто кожне колесо ГПП, містить один двигун для приведення в рух, то необхідні характеристики двигуна будуть як і раніше перевищувати сучасні технології. Пряма система приводу без коробки передач і чотири електричні машини все одно вимагатиме максимального крутного моменту близько 15 кНм. На жаль, на сьогоднішній день не існує такого двигуна, який би забезпечував цю продуктивність, якби його можна було б розмістити в обід колеса.

Оскільки прямі приводні двигуни без перемикачів передач можуть бути виключені з ряду можливих рішень, блок перетворювача крутного моменту повинен розглядатися для того, щоб зменшити необхідний обертальний момент відповідних приводних пристроїв.

Для вибору підходящого перетворювача крутного моменту розглядалися приводні передачі. Серед різних варіантів приводних передач особлива увага приділялася системам планетарної приводної передачі завдяки їхній малій вазі та високим коефіцієнтам перемикачів передач (коефіцієнт перетворення крутного моменту), їх малим розміром у поєднанні з низькими втратами на етапі, а також характеристикою, що вхід приводної передачі співвісний випуск редуктора. Відповідно до [31] одноступінчасті планетарні трансмісії з передаточними числами i до 13 можуть бути побудовані без шкоди для високої ефективності цих систем.

Для запропонованої системи обрано одностадійну планетарну коробку передач з передавальним числом $i=12$. Оскільки німецький аерокосмічний центр вже спроектував і побудував носовий редуктор, який був здатний забезпечити двоступеневу планетарну приводну передачу з передавальним числом 12 [15],

передбачалося, що коробка передач з однаковим передавальним відношенням може бути інтегрована в ГПП ще й великих літаків.

Недоліком використання приводної передачі є властивість систем передачі, що швидкість обертання випуску коробки передач зменшиться в тому ж співвідношенні, з яким збільшиться вихідний крутний момент двигуна. Крім того, реалізація редуктора буде сповільнювати динаміку силового агрегату, а також сприятиме додатковій генерації втрат в межах СЕР при експлуатації.

Передавальне відношення i , як правило, визначається наступним чином:

$$i = \frac{T_{out}}{T_{in}} = \frac{\omega_{in}}{\omega_{out}}. \quad (2.37)$$

Тут T_{in} і T_{out} описують вхідний і вихідний крутні моменти трансмісійного блоку відповідно. Змінна ω_{in} , а також ω_{out} відповідають вхідним і вихідним кутовим швидкостям передачі. З обраним коефіцієнтом передачі $i=12$ вихідний крутний момент трансмісії може бути збільшений у 12 разів, тоді як пікова кутова швидкість ротора вийде з коробки передач з 1/12 його величини.

Технічні характеристики тягового електродвигуна

Цей пункт охоплює вибір кількості тягових електродвигунів, а також окремі електричні специфікації, які необхідні для забезпечення бажаного виконання руління.

Максимальний крутний момент системи перед передачею $T_{ETSt\ max}$ може бути обчислений за допомогою визначення передаточного коефіцієнта передачі i , (2.37), і максимальний необхідний крутний момент (2.34):

$$i = \frac{T_{out}}{T_{in}} = \frac{T_{ETSw\ max}}{T_{ETSt\ max}} \Rightarrow T_{ETSt\ max} = \frac{T_{ETSw\ max}}{12}. \quad (2.38)$$

$$T_{ETSt\ max} = 4845,17 \text{ Н.}$$

Цей максимальний крутний момент повинен бути забезпечений, незалежно від того, скільки електричних двигунів буде використано для переміщення літака.

Максимальна потужність, яка вводиться в трансмісійний блок, може бути отримана на основі ККД редуктора і максимальної потужності колеса.

$$\eta_T = \frac{P_{Tout}}{P_{Tin}} = \frac{\hat{P}_{Tmax}}{P_{ETStmax}}, \quad (2.39)$$

де P_{Tout} та P_{Tin} – вихідний і вхідний моменти передачі.

Максимальна потужність на колесі $P_{ETStmax}$ обчислена з передбаченим ККД для одноступеневої системи планетарної коробки передач 96% ($\eta_T = 0,96$).

$$P_{ETStmax} = \frac{\hat{P}_{Tmax}}{\eta_T}. \quad (2.40)$$

$$P_{ETStmax} = 511,46 \text{ КВт}.$$

Необхідна максимальна швидкість обертання на вході передачі може бути розрахована з необхідною максимальною швидкістю на колесах, що наведено в табл. 2.7.

Спочатку максимальна частота обертання коліс n_{Wmax} (об / хв) повинна бути визначена за допомогою діаметра шини, що вказано в табл. 2.3:

$$n_{Wmax} = \frac{\omega_{Wmax}}{2\pi} = \frac{v_{Wmax}}{2\pi \cdot \left(\frac{d_{iMLG}}{2}\right)}. \quad (2.41)$$

$$n_{Wmax} = 4,12 \text{ 1/c} = 247,26 \text{ об/хв}.$$

При максимальній швидкості обертання колеса n_{Wmax} і визначенні передаточного числа i (2.37) $n_{TI max}$ можна обчислити. Оскільки кутова швидкість ω визначається як добуток 2π і швидкість обертання n , то отримано наступне співвідношення:

$$i = \frac{\omega_{in}}{\omega_{out}} = \frac{2\pi \cdot n_{in}}{2\pi \cdot n_{out}} \Rightarrow n_{in} = i \cdot n_{out}. \quad (2.42)$$

Використовуючи (2.42):

$$n_{TI max} = i \cdot n_{Wmax}. \quad (2.43)$$

$$n_{TI max} = 2965,78 \text{ об/хв}.$$

Загальні висновки про продуктивність системи були узагальнені в табл. 2.10. Система повинна мати можливість виконувати зазначені вимоги до крутного

моменту, потужності та швидкості до входу передач. Отже, електричні тягові двигуни повинні бути відповідно обрані або навіть розроблені.

Таблиця 2.10 – Параметри продуктивності (системний рівень)

| Характеристика СЕР | Величина |
|---|--------------|
| Максимальний крутний момент в редукторі $T_{ETSt\ max}$ | 4850 Нм |
| Максимальна потужність редуктора $P_{ETSt\ max}$ | 512 КВт |
| Максимальна частота обертання двигуна $n_{ETS\ max}$ | 2970 об / хв |
| Коефіцієнт передачі редуктора | 12 |

Оскільки ГПП складається з чотирьох коліс, які інтегровані в два колісні вузли, в ГПП можуть бути інтегровані до чотирьох двигунів. В результаті проведено дослідження для визначення впливу декількох двигунів та їх відповідних вимог на параметри продуктивності.

Проаналізовано лише два варіанти з двома або чотирма електричними двигунами для забезпечення симетрії системи та підтримки балансу літака. Оскільки СЕР є бортовою системою, це вплине на виконання польотів. Таким чином, незбалансовані схеми були знехтувані. Крім того, системи, які мають тільки один тяговий блок, не будуть здатні поліпшити маневреність літака, оскільки така архітектура не дозволить літаку обертатися навколо свого центру мас. Оскільки ця функція системи вимагає сильного збільшення гнучкості судна для операцій на землі, архітектури з одним двигуном також не розглядаються. Використання щонайменше одного двигуна на кожному ГПП дозволяє додатково контролювати кожен збірник колеса незалежно, що може покращити продуктивність поворотів.

Припускаючи, що m – кількість двигунів, яка використовується в силовому агрегаті, тоді максимальний вихідний момент двигуна $T_{M\ max}$ і максимальна потужність для кожного електродвигуна $P_{M\ max}$ призводять до:

$$T_{M\ max} = \frac{T_{ETS\ max}}{m}. \quad (2.44)$$

$$P_{M\ max} = \frac{P_{EST\ max}}{m}. \quad (2.45)$$

Максимальна швидкість обертання одного двигуна $n_{M \max}$, незалежно від того, скільки двигунів буде використовуватися в межах запропонованої СЕР, повинна забезпечити максимальну необхідну швидкість. Отже, кожен двигун повинен мати можливість обертатися до максимальної швидкості обертання загальної СЕР $n_{ETS \max}$:

$$n_{M \max} = n_{ETS \max} \cdot \quad (2.46)$$

Порівняння між використанням двох або чотирьох тягових двигунів наведено в табл. 2.11.

Таблиця 2.11 – Окремі характеристики двигунів для різних схем СЕР

| Характеристики двигуна | 2 двигуна | 4 двигуна |
|--|--------------|--------------|
| Максимальний крутний момент $T_{M \max}$ | 2425 Нм | 1213Нм |
| Максимальна потужність $P_{M \max}$ | 256 кВт | 128 кВт |
| Максимальна частота обертання $n_{M \max}$ | 2970 об / хв | 2970 об / хв |

Коли порівнюються параметри двигунів для двох або чотирьох двигунів, стає очевидним, що життєздатним варіантом буде тільки силовий агрегат з чотирма електричними двигунами. Один двигун з вихідним крутним моментом понад 2400 Нм і максимальною потужністю понад 250 кВт максимальною частотою обертання близько 3000 об / хв не існує для заданих геометричних обмежень. Порівняння з двома високопродуктивними СДПМ від YASA [32] і GKN [33] показує, що єдиним можливим рішенням є чотири двигуни.

Характеристики двигунів від YASA і GKN наведені в табл. 2.12 і табл. 2.13 відповідно.

Таблиця 2.12 – Характеристики двигуна YASA-750

| Параметр | Значення |
|-----------------------------------|--------------|
| Максимальна частота обертання | 3250 об / хв |
| Максимальний крутний момент | 790 Нм |
| Максимальна потужність (700 В DC) | 200 кВт |
| Маса | 33 кг |
| Діаметр | 350 мм |

Таблиця 2.13 – Характеристики двигуна GKN AF-240

| Параметр | Значення |
|------------------------------------|--------------|
| Максимальна частота обертання | 5000 об / хв |
| Максимальний крутний момент (60 с) | 800 Нм |
| Пусковий момент (18 с) | 1200 Нм |
| Максимальна потужність (60 с) | 335 КВт |
| Маса | 80 кг |
| Діаметр | 400 мм |

Відповідно до характеристик YASA-750 і GKN AF-240 необхідна максимальна потужність, а також максимальна частота обертання не є критичними факторами і можуть бути забезпечені комерційними двигунами. Необхідний максимальний крутний момент залишається найважливішим фактором для того, щоб знайти електричну машину, яка забезпечує бажану роботу. Видно, що двигун GKN здатний забезпечити 1200 Нм протягом 18 секунд. Зрештою, коли враховується розмір двигуна AF-240, можна припустити, що може бути сконструйований двигун, який забезпечує необхідний крутний момент при встановленні всередині обода колеса ГПП. Крім того, оскільки максимальні можливості крутного моменту значною мірою залежать від реального охолодження електричної машини, можна припустити, що може бути сконструйована відповідна електрична машина, яка забезпечує бажаний максимальний крутний момент 1215 Н за щонайменше 10 с.

Система з чотирма тяговими двигунами, які мають однакову продуктивність, необхідна для задоволення вимог проекту. З системою, що містить чотири тягові двигуни, які забезпечують характеристики, які вказані в табл. 2.14, буде виконувати аналогічно сучасним комерційним системам руління основних двигунів.

Таблиця 2.14 – Пропоновані характеристики тягового двигуна

| Параметри | Значення |
|---|--------------|
| Максимальна частота обертання | 2970 об / хв |
| Номінальний крутний момент (тривалий режим) | 600 Нм |
| Максимальний крутний момент (10 с) | 1215 Нм |
| Номінальна потужність (тривалий режим) | 65 КВт |
| Максимальна потужність (60 с) | 130 КВт |

Номери потужності і крутного моменту в тривалому режимі в табл. 2.14 вибрані вдвічі меншими відповідних максимальних значень. Бажано, щоб ці числа були максимально високими, щоб поліпшити динамічну поведінку СЕР.

Остаточна схема компонентів СЕР показана на рис. 2.13.

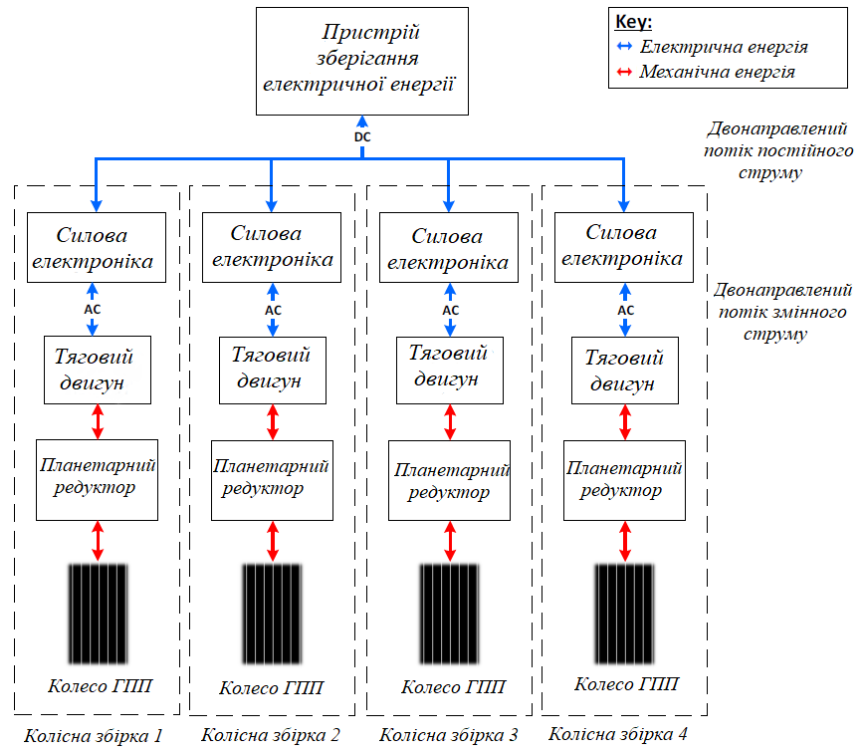


Рисунок 2.13 – Схема силової передачі СЕР

Потужність контролера двигуна

Контролери двигунів є частиною силових електронних систем. Вони повинні визначати роботу тягових двигунів за необхідністю. Загальним контролером двигуна є так званий «інвертор», який використовується для управління трифазними тяговими двигунами. Зараз буде досліджено тільки необхідну максимальну потужність інвертора $P_{I_{max}}$.

Припускаючи, що електричні машини матимуть середній ККД 92%, можна оцінити необхідну максимальну вихідну потужність одного інвертора.

$$P_{I_{max}} = \frac{P_{Mm}}{\eta_M}. \quad (2.47)$$

$$P_{I_{max}} = 141,3 \text{ KВт}.$$

Вимоги до механізму зчеплення

Оскільки літаки зазвичай торкаються ЗПС зі швидкістю понад 200 км / год, муфта повинна бути введена між тяговими блоками та відповідними колесами. Двигуни були розраховані на високі швидкості понад 58 км / год, що не дозволяє працювати на фактичних швидкостях приземлення. Для того, щоб захистити СЕР від будь-якого фізичного пошкодження, повинні бути механізми або перемикаюча коробка передач. Останній варіант був би найбільш бажаним, оскільки він може надати можливість регенерації потужності під час гальмування. Більш детально про можливість рекуперативного гальмування у порівнянні з необхідними характеристиками руління розглянуто в [22].

2.7 Висновки до розділу 2

1. Вибрано комерційний вузькофюзеляжний літак і здійснено оцінку його масових показників.
2. Проаналізовано профілі переміщення літака по руліжним доріжкам за GPS-відстеженнями з подальшим визначенням вимог до системи електричного руління.
3. Створено імітаційну модель в середовищі MATLAB / Simulink, завдяки якій здійснено кінематичний аналіз і визначені максимально допустимі вимоги до динамічних показників руління.
4. Визначено елементну базу системи електричного руління, її особливості та схему енергетичних потоків.
5. Підсумовано всі важливі параметри та техні характеристики системного рівня, зведені в табл. 2.15.

Таблиця 2.15 – Характеристики компонентів СЕР

| Параметри СЕР | Значення / Опис |
|---|------------------------------|
| Загальні характеристики | |
| Кількість коліс | 4 |
| Розміщення | ГПП |
| Максимальна швидкість | 58 км / год |
| Редуктор | |
| Кількість редукторів | 4 (по одному на кожному ГПП) |
| Тип редуктора | Планетарний |
| Передбачений середній ККД | 96 % |
| Тягові двигуни | |
| Кількість двигунів | 4 |
| Максимальний крутний момент | 1215 Нм |
| Максимальна потужність | 130 КВт |
| Максимальна частота обертання | 2970 об / хв |
| ККД | 92 % |
| Контролер (Інвертор) | |
| Кількість контролерів | 4 |
| Топологія контролера | 3-фазний інвертор |
| Максимальна потужність | 141,3 КВт |
| ККД | 94 % |
| Система зберігання електричної енергії | |
| Максимальна вихідна потужність | 591,9 КВт |
| ККД | 90 % |

РОЗДІЛ 3

СТРАТЕГІЯ ПОКРАЩЕННЯ ПОКАЗНИКІВ ЯКОСТІ УПРАВЛІННЯ ТЯГОВИМ ЕЛЕКТРОПРИВОДОМ НА БАЗІ СИНХРОННОГО ДВИГУНА З ПОСТІЙНИМИ МАГНІТАМИ

3.1 Визначення стратегії управління

Електропривод описує загальну систему, що складається з електричного двигуна та відповідного контролера. Завдання контролера полягає в тому, щоб переконатися, що необхідна трифазна напруга подається на електричну машину. Тому алгоритм управління повинен володіти властивістю виробляти різні трифазні амплітуди напруг.

Відповідна стратегія управління для певної системи електроприводу, а точніше для контролера двигуна, буде залежати від використовуваного типу електродвигуна. Таким чином, для правильного керування перемикачами інвертора необхідно знати топологію електричної машини.

Після того як бажані характеристики двигуна були порівняні з двома високопродуктивними електродвигунами YASA 750 [32] і GKN AF-240 [33], стало очевидним, що тільки високопродуктивний двигун з високою потужністю і крутним моментом здатний досягти бажаних вимог до силових агрегатів.

Внаслідок вищого крутного моменту і завдяки аналогічній топології двигуна, яка використовувалася в обох еталонних двигунах, була вибрана топологія синхронного двигуна з постійними магнітами (СДПМ).

СДПМ є кращим для застосування в якості тягового двигуна, наприклад, електричного руління або високоефективного електроприводу автомобіля завдяки його млинце-подібній формі, яка забезпечує компактну та просту інтеграцію двигуна в стійку шасі. Крім того, такі машини характеризуються високою доступною потужністю [34], що є бажаним для цільового застосування.

В даний час короткі СДПМ, є, як правило, кращим вибором для високопродуктивних установок з високою ефективністю [35]. Крім того, ці машини забезпечують високу потужність, а також високі коефіцієнти крутного моменту та

інерції, а також добре працюють у динамічних умовах завдяки їх швидкій реакції [35, 36, 37].

Будь-яка стратегія управління в цілому описує спосіб управління перемикаючими пристроями таким чином, щоб досягти поточної продуктивності двигуна, зазвичай вихідного крутного моменту або швидкості.

Для управління сучасними СДПМ існує два методи, так звані, векторне керування (VC) і прямого контролю моменту (DTC) стали широко прийнятими в промисловості [35, 38]. Принцип векторного керування СДПМ заснований на орієнтації вектора потокозчеплення, створюваного постійними магнітами, тому в деяких джерелах його називають «полеорієнтованим».

Обидва типи керування можуть використовуватися для контролю крутного моменту або швидкості. Загалом обидві схеми забезпечують безперебійну роботу по всьому діапазону швидкостей, вони дозволяють контролювати вихідний крутний момент двигуна, навіть коли він стоїть, і обидва підтримують швидку динаміку для швидких операцій прискорення / уповільнення [37]. Однак, методи VC і DTC мають ряд переваг і недоліків, які важливо враховувати при виборі одного з них для певного застосування.

VC дає більш гладкі відповіді на момент двигуна і дозволяє використовувати фіксовану частоту перемикачів для управління перемикачами інвертора. Крім того, його здатність точно контролювати величину і кут струму статора стає популярним вибором для високоефективних приводів з високою точністю двигуна [36]. З іншого боку, ці методи управління вимагають постійного зворотного зв'язку за положенням ротора, алгоритм управління є більш складним, ніж більшість схем керування DTC, і VC може застосовуватися тільки для СДПМ з синусоїдальною зворотною ЕРС [36, 38]. Метод DTC, з іншого боку, вимагає менш складних алгоритмів управління, які не залежать від положення ротора, що, в свою чергу, дозволяє двигуну швидше реагувати. Недоліками DTC є збільшені пульсації вихідного струму інвертора, які безпосередньо впливають на великі коливання обертового крутного моменту, ніж VC. Крім того, DTC не може підтримувати фіксовану частоту перемикачів, оскільки

їх частота залежить від швидкості обертання ротора і крутного моменту навантаження [35, 38].

Критерієм вибору методу управління для цього дослідження була здатність контролера двигуна використовувати метод фіксованого контролю частоти, що забезпечує плавний і високоякісний крутний момент на виході СДПМ. Завдяки цій вимозі до контролера був обраний метод *VC*.

Крім того, для управління полем обрана просторова векторна широтно-імпульсна модуляція (SVPWM).

Причинами такого вибору алгоритму управління були більш високі можливі фазні вихідні напруги, більш високий ступінь використання напруги джерела, а також генерація більш гладких фазних струмів інвертора в порівнянні з іншими методами, такими як алгоритм синусоїдальної ШІМ. Реалізація SVPWM дозволяє виробляти ефективні напруги вихідних фаз інвертора та ефективні лінійні напруги $U_{DC}/\sqrt{6}$ та $U_{DC}/\sqrt{2}$ відповідно, що в $2/\sqrt{3}$ рази перевищує те, що може виробляти звичайна SPWM [39]. Ефективні напруги або струми сигналу змінного струму зазвичай називають значеннями "rms".

Комплексний опис функціональності та реалізації SVPWM для трифазного інвертора напруги (ІН) наведено в [39].

Інвертор електропривода

Інвертори є популярними перетворювачами для транспортування електричної енергії, де, наприклад, живлення з енергозберігаючого середовища має подаватися в енергосистему, для джерел безперебійного живлення, або в електроприводах на транспорті.

В СЕР Airbus A321 використовуються чотири аналогічні трифазні ІН.

Топологія загального трифазного інвертора напруги показана на рис. 3.1.

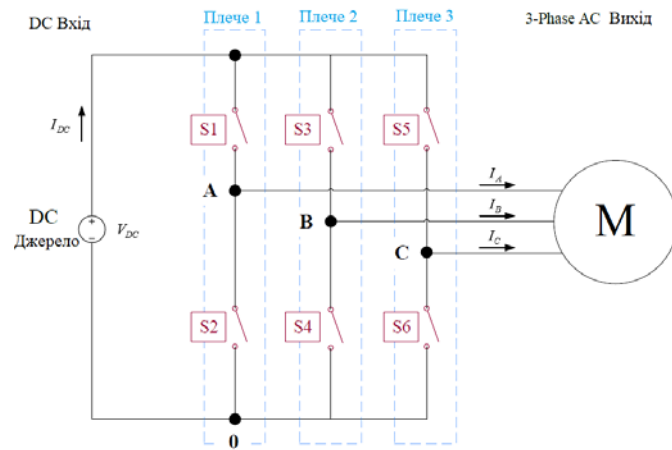


Рисунок 3.1 – Топологія трифазного інвертора напруги

Інвертор, показаний вище, вводить джерело постійного струму, наприклад акумулятор, суперконденсатор, паливний елемент або подібне. Кожне плече містить два перемикачі S1-S6.

Важливо, щоб обидва перемикачі в кожному плечі не вмикались одночасно, оскільки така ситуація призвела б до короткого замикання джерела постійного струму. Таким чином, керуючий сигнал певного перемикача в одному плечі, повинен бути протилежним відповідного перемикача іншого плеча. Як приклад, коли S1 «відкривається», перемикач S2 «закриється» і навпаки. Отже, достатньо контролювати тільки стани трьох перемикачів S1, S3, S5 і застосовувати протилежний стан до сусідніх перемикачів S2, S4, S6 у кожному відповідному плечі.

Аналізуючи електричний ланцюг для кожного можливого стану перемикання, можна виявити, що лінійні вихідні напруги U_{AB}, U_{BC}, U_{CA} дорівнюють $[\pm U_{DC}; 0]$.

Вихідні фазні напруги U_{AN}, U_{BN}, U_{CN} не є простими для визначення. Припускаючи, що верхні перемикачі S1, S3, S5 можуть бути або у ввімкненому (1), або вимкненому (0) станах, фазні вихідні напруги, згідно [39], зводяться до:

$$\begin{cases} U_{AN} \\ U_{BN} \\ U_{CN} \end{cases} = \frac{U_{DC}}{3} \begin{pmatrix} 2 & -1 & -1 \\ -1 & 2 & -1 \\ -1 & -1 & 2 \end{pmatrix} \begin{cases} S_1 \\ S_3 \\ S_5 \end{cases}, \quad (3.1)$$

де $S_1, S_3, S_5 = \begin{cases} 1, & \text{якщо перемикач перебуває у стані "ввімкнено"}; \\ 0, & \text{якщо перемикач перебуває у стані "вимкнено"} \end{cases}$.

3.2 Векторне керування СДПМ

Мета даного методу полягає в тому, щоб керувати СДПМ, як окремо збудженою машиною постійного струму, де потокозчеплення і момент можуть керуватися окремо. Миттєві значення струмів статора перетворюються в обертову систему dq -координат, пов'язану з ротором, за допомогою математичних рівнянь і інформації про стан ротора. При підтримці струму i_d рівним нулю (в класичному випадку), потокозчеплення по осі d буде постійним. В цьому випадку електромагнітний момент буде пропорційним струму i_q , який задається за допомогою системи керування. Також, щоб домогтися роздільного керування потокозчепленням і моментом необхідно виконати компенсацію перехресних зв'язків в dq -моделі СДПМ [40].

Блок компенсації перехресних зв'язків працює по наступним рівнянням [41]:

$$U_{kd} = -\frac{1}{k_c} L_q \omega_e I_q; \quad (3.2)$$

$$U_{kq} = \frac{1}{k_c} \omega_e (L_d I_d + \Psi_f), \quad (3.3)$$

де k_c – коефіцієнт передачі контролера (перетворювача частоти, інвертора);

L_d, L_q – індуктивності d - q -осей;

ω_e – електрична швидкість обертання фазних струмів статора, ел. рад/с;

Ψ_f – потокозчеплення, яке створюється постійними магнітами ротора.

Керування СДПМ на базі ВС як правило здійснюється з використанням оптимальних алгоритмів. Оптимальне керування – це керування, що забезпечує досягнення найкращих, за обраним критерієм, показників системи керування в умовах заданих обмежень на керуючі дії та змінні стану [40].

Зручність використання перетворення двофазного обертового струму статора, що називається dq -перетворенням, стає безпосередньо очевидним при розгляді системи перетворення крутного моменту. Завдяки поділу струмів статора на компоненти, що генерують крутний момент і магнітне поле, крутний момент може

переводиться безпосередньо в опорний струм по осі $q - I_q$. Він може бути використаний для контролю вихідного моменту СДПМ.

Рівняння (3.4) описує вихідний крутний момент двигуна M , як залежність від струмів статора i_d, i_q d - q -осей [42].

$$M = \frac{3}{2} p \left[\Psi_f \cdot i_q + (L_d - L_q) i_d \cdot i_q \right], \quad (3.4)$$

де p – кількість пар полюсів електродвигуна.

Якщо двигун виконаний у вигляді машини млинце-подібної форми, що є прикладом для запропонованої машини, друга складова у рівнянні крутного моменту нехтується. Причина цього полягає в тому, що індуктивність d - q -осі для таких машин еквівалентна ($L_d = L_q = L_s$) [42].

Враховуючи конструкцію двигуна, вихідний крутний момент може бути зведений до пропорційного відношення струму q -осі статора [37]:

$$M = \frac{3}{2} p \Psi_f \cdot i_q. \quad (3.5)$$

Оскільки p і Ψ_f є постійними величинами, то вихідний крутний момент буде лінійно залежати від струму i_q . Введення рівняння (3.5) в блок підсистеми перетворювача крутного моменту дозволяє перевести будь-який миттєвий необхідний вихідний момент у необхідний струм q -осі.

Зв'язок фазного струму статора може бути використаний для перетворення поточних струмів q - d -осей у відповідні їм зображення фазних напруг статора u_A, u_B, u_C d, q -осей, які позначені u_d і u_q .

$$u_d = R_s i_d + \frac{d}{dt} (L_d i_d + \Psi_f) - \omega_e L_q i_q; \quad (3.6)$$

$$u_q = R_s i_q + \frac{d}{dt} L_q i_q + \omega_e (L_d i_d + \Psi_f), \quad (3.7)$$

де R_s – опір фази статора.

Більш точний опис наведених вище рівнянь наведений в [42].

Проте, таке пряме перетворення струмів d, q -осей у відповідні фазні напруги статора, як це було представлено в рівняннях (3.6) і (3.7), зазвичай не є кращим вибором для точного управління. Така послідовність управління вимагає певної напруги від машини лише на основі знання поточного вхідного сигналу, але вона не змогла б оцінити, чи дійсно струми статора досягають потрібної орієнтації. Такі системи управління без зворотного зв'язку, мають серйозний недолік, оскільки не можуть компенсувати будь-які збурення в системі управління [44].

На сьогодні перетворення $d-q$ -осьових опорних сигналів у відповідні стаціонарні напруги статора d, q -осей здійснюється за допомогою контролерів зворотного зв'язку, які автоматично виводять необхідні напруги $d-q$ -осей на SVPWM-контролер. Ці замкнуті системи управління долають недоліки відкритих систем і дозволяють здійснювати високоточний контроль внаслідок їх чутливості до порушень [44].

Для керування двигуном найбільш поширеним способом реалізації контролера зворотного зв'язку є використання ПД-регулятора. Поглиблений аналіз ПД-регуляторів та їхні принципи роботи доступний в [44]. Нижче наведено лише загальну ідею та реалізацію двох ПД-регуляторів; один для струму d -осі і другий – q -осі. Система ПД-регуляторів наведена в дод. А.

Зазначимо, що ПД-регулятори d -осі і q -осі є точно однаковими. Тому нижче описаний тільки принцип роботи регулятора q -осі.

ПД-регулятор видає результуючий сигнал від різниці між опорним і поточним струмом q -осі, що подається на двигун з вихідних фаз інвертора. Ця різниця називається помилкою відстеження потоку q -осі e_q . Тільки якщо струм q -осі в статорі еквівалентний вимогам потоку q -осі, помилка відстеження e_q буде дорівнює нулю. Якщо $i_{qPMSM} \neq i_{qRf}$, то помилка буде більшою. Відхилення між бажаним і фактичним струмом q -осі існує, якщо помилка відстеження не дорівнює нулю. Помилка відстеження e_q вводиться в ПД-регулятор, який у свою чергу виводить відповідний опорний сигнал напруги. Цей сигнал опорної напруги взаємодіє з входом SVPWM-контролера, дозволяючи трифазному ІН працювати належним чином. Крім того,

опорне значення напруги гарантує, що фактичний струм q -осі в роторі відповідає його моментному опорному струму I_{qRf} .

На рис. 3.2 показана структурна схема управління зворотним зв'язком q -осі. Струм d -осі контролюється аналогічно. У моделі повного інвертора контрольні напруги як q -осі, так і d -осі, подаються на контролер SVPWM-інвертора.

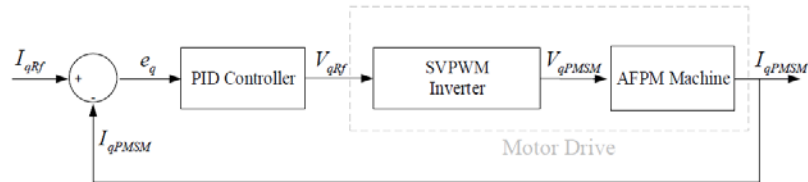


Рисунок 3.2 – Схема управління зі зворотним зв'язком: зворотний зв'язок по q -осі

За допомогою додавання двох еквівалентних ПІД-регуляторів перед системою керування SVPWM, яка керує перемикачами трифазного ІН, як обговорювалося раніше, можна створити адекватну трифазну опорну напругу. Опорні сигнали напруги гарантують, що двигун досягає бажаної продуктивності. Через керування струмом із замкнутим контуром інвертор зможе виробляти необхідні фазні вихідні струми, що в кінцевому підсумку гарантує вихідний крутний момент.

Слід пам'ятати, що струми або напруги d - q -осей є просто різним поданням відповідних трьох фазних струмів і напруг. d - q -осі використовуються тільки для спрощення управління.

Остаточна система керування електроприводом СЕР, наведена на рис. 3.3.

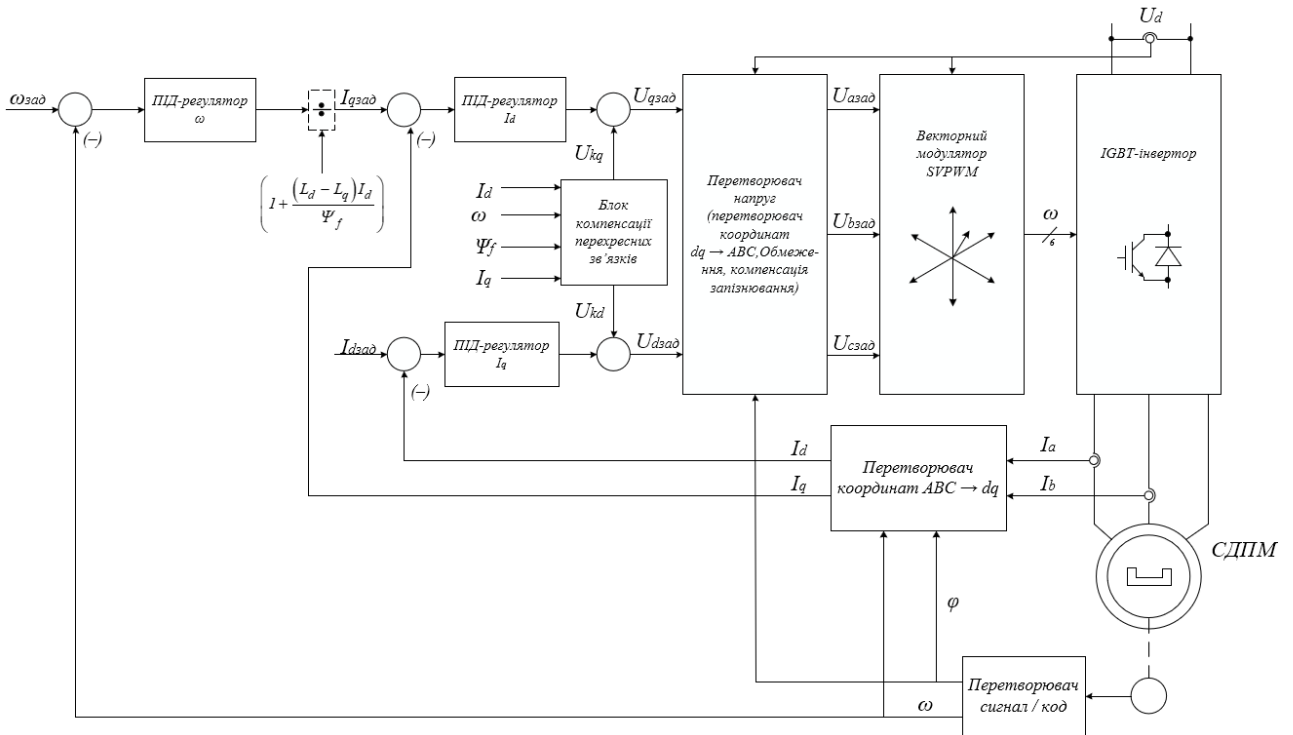


Рисунок 3.3 – Функціональна схема системи векторного керування СДПМ

Нульове значення струму по d -осі забезпечує мінімізацію струму статора при заданій величині моменту навантаження. В цьому випадку струм статора у всіх режимах роботи привода направлений перпендикулярно магнітній осі ротора (по q -осі) у відповідності з векторною діаграмою двигуна.

Перетворювач координат $ABC \rightarrow dq$ виконує перетворення фазних струмів статора із трифазної системи координат (A, B, C) в ортогональну синхронну систему координат по рівнянням:

$$\begin{aligned} I_d &= \frac{2}{\sqrt{3}} \left[I_A \sin\left(\varphi_r + \frac{\pi}{3}\right) + I_B \sin(\varphi_r) \right]; \\ I_q &= \frac{2}{\sqrt{3}} \left[I_A \cos\left(\varphi_r + \frac{\pi}{3}\right) + I_B \cos(\varphi_r) \right], \end{aligned} \quad (3.8)$$

3.3 Математична модель СДПМ

Згрупуємо рівняння СДПМ, розглянуті вище в ортогональній синхронній системі координат (рис. 3.4), відносно струмів I_d, I_q .

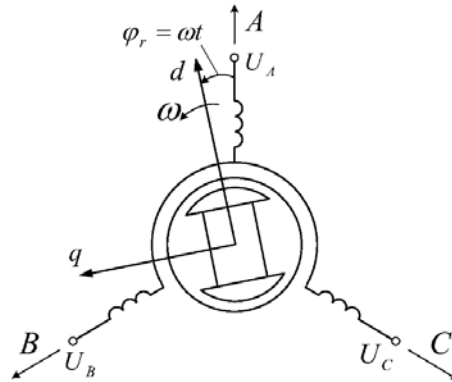


Рисунок 3.4 – Модель СДПМ

Вони приймають наступний вигляд:

$$\frac{dI_d}{dt} = \frac{1}{L_d} (U_d - R_S I_d + \omega_e L_q I_q); \quad (3.9)$$

$$\frac{dI_q}{dt} = \frac{1}{L_q} (U_q - R_S I_q + \omega_e L_d I_d - \omega_e \Psi_f); \quad (3.10)$$

$$J \frac{d\omega}{dt} = M - M_c; \quad (3.11)$$

$$M = \frac{3}{2} Z_p [\Psi_f \cdot I_q + (L_d - L_q) I_d I_q]. \quad (3.12)$$

Як вже відмічалось, для випадку неявнополюсної конструкції ротора $L_d = L_q = L_s$.

Таким чином структурна схема СДПМ в d - q -осях показана на рис. 3.5. [41].

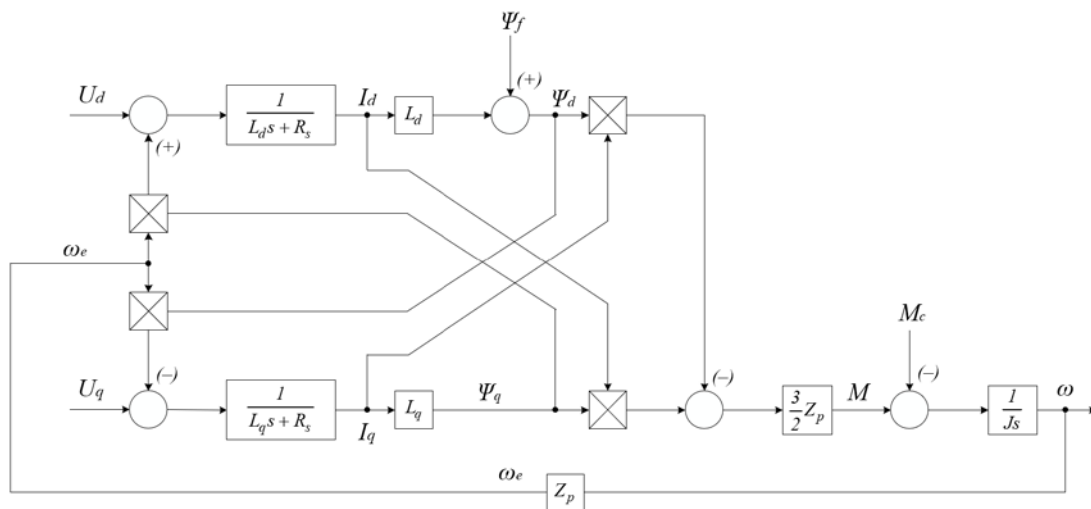


Рисунок 3.5 – Структурна схема СДПМ в d - q -осях

3.4 Модель динаміки колеса літака

Загальновідомо, що проковзування колеса S_δ є однією з основних причин втрати маневреності, оскільки збільшення ковзання може суттєво зменшити фактичну лінійну швидкість руху колеса v_k , порівняно з його теоретичною швидкістю при нульовому проковзуванні, v_t :

$$v_k(t) = v_t(t)(1 - S_\delta(t)) \quad (3.13)$$

Одним зі шляхів покращення показників якості системи управління рухом літака в режимі реального часу, є розробка належного регулятора, який може мінімізувати проковзування колеса та підтримувати фактичну швидкість на рівні, близькому до його опорного значення за рахунок врахування обох компонентів вектора стану системи пересування та зовнішніх впливів поверхні місцевості.

Синтез системи управління для коліс з електроприводом, як правило, стикається з двома основними технічними проблемами, пов'язаними з управлінням проковзування колеса в умовах поганого зчеплення: 1) визначення умов дорожнього покриття, та 2) синтезування відповідного регулятора, що задовольняє динаміку колеса в режимі реального часу.

3.5 Використання нечіткої логіки в системі векторного керування СДПМ

3.5.1 Перспектива реалізації нечіткого регулятора з механізмом адаптації

У типових приводах СДПМ використовуються класичні ПІ- або ПІД-регулятори разом із методом векторного керування швидкістю. Однак продуктивність сильно залежить від параметрів двигуна [45], які змінюються в часі через підвищення температури та зміни умов роботи двигуна. Таким чином, бажано мати надійний регулятор для зменшення чутливості параметрів [46]. Адаптивне управління – це ефективна методика боротьби з великою зміною параметрів. Керуючий вхід необхідний для відстеження реакції, виробленої еталонною моделлю [47, 48]. Різні алгоритми управління потребують системних станів, тому їх непросто реалізувати [49]. Щоб подолати цю проблему та підвищити гнучкість зміни алгоритму управління використовується FLC, який реалізує механізм адаптації. Основна перевага FLC полягає в тому, що для розробки регулятора не потрібне математичне моделювання.

FLC використовує набір правил управління, що базується на знаннях поведінки системи. Як було зазначено, FLC можуть забезпечити високу продуктивність при зниженій складності розробки та впровадження [48]. Потім, у запропонованому гібридному регуляторі розроблений LMFC дозволяє керувати виходами, які керуються еталонною моделлю [50, 51]. При досягненні номінального режиму роботи привода модель стає ідеальною. Але коли трапляються зміни параметрів або зовнішнє збурення, посилений сигнал автоматично генерується адаптивним механізмом FLC, який використовує помилку між виходом системи та еталонної моделі як вхідний сигнал регулювання. Вихід адаптивного механізму FLC додається до системи LMFC [51, 52], зберігаючи бажану модель після керованого впливу. Відповідно до запропонованої схеми управління гарантується відключення контролю крутного моменту та постійного струму в механізмі полеорієнтації, таким чином запропонований гібридний контролер виробляє якісні та надійні параметри управління.

3.5.2 Огляд та аналіз методів нечіткого управління

Для сучасних технологічних установок, приладів і агрегатів, великою складністю є їх точний математичний опис [53]. Це можна пояснити, як відсутністю знань у відповідних областях науки і різноманітним задіяним чинникам, так і нестационарністю об'єкта в умовах неконтрольованих збурюючих впливів. Часто при ідентифікації об'єкта, отримання експериментальних даних для математичної моделі пов'язане зі значними труднощами і великою тривалістю експериментів, матеріальних ресурсів або виходом з ладу об'єкта управління.

Для таких систем широке використання отримали ПД-регулятори, засновані на емпіричному підході, при якому закон управління вибирається, при будь-яких логічних структурах і строгому математичному описі [54, 55]. Зокрема, ідеалізований закон ПД-регулювання для безперервного випадку має вигляд:

$$U(t) = K_p \cdot e(t) + K_I \cdot \int_0^t e(t) dt + K_D \frac{de(t)}{dt}; \quad (3.14)$$

$$e(t) = x_0(t) - y(t), \quad (3.15)$$

де $e(t)$ – сигнал помилки регулювання;

$x_0(t)$ – задаючий вплив;

$y(t)$ – вихідний сигнал об'єкта;

$U(t)$ – вихідний сигнал регулятора – керуючий вплив;

K_p, K_I, K_D – коефіцієнти пропорційної, інтегральної і диференціальної складових відповідно.

ПДД-регулятори ефективні в управлінні різними об'єктами і процесами. Більшість вживаних в даний час в промисловості регуляторів – це ПДД-регулятори.

На практиці існує велика кількість досить ефективних методів експериментального налаштування параметрів ПДД-регуляторів для певних об'єктів управління [54].

При проектуванні систем управління складних ЕМС, вплив на динамічний режим пружних зв'язків, ланок з запізнюванням, гідромеханічних пристроїв та ін. не враховується. Для таких систем ПДД-регулятори часто не можуть забезпечити необхідної якості управління [56].

У зв'язку з цим виникає необхідність синтезу систем управління складними об'єктами, здатних працювати в умовах параметричної невизначеності [56, 57].

Тому стає актуальним використання інтелектуальних систем управління, здатних до "розуміння" і навчання об'єктів управління щодо параметричних і збурюючих впливів [58, 59].

Створення інтелектуальних систем управління може ґрунтуватися на двох принципах: ситуаційне управління (аналіз зовнішніх ситуацій) і використання сучасних інформаційних технологій обробки і зберігання знань.

У структурі інтелектуальних САУ можуть міститися додаткові блоки, що виконують функцію системної обробки знань на основі названих вище інформаційних технологій. Дані блоки можуть виконуватися або як надстроювальними звичайних регуляторів, налаштовуючи потрібним чином їх параметри, [60-62] або безпосередньо включатися в замкнутий контур управління [63, 64].

Застосування нечіткого управління (Fuzzy Control, Fuzzy-управління) дозволяє створювати високоякісні системи управління і є однією з найбільш перспективних інтелектуальних технологій [65, 66].

Для нечітких систем автоматичного управління характерним є наявність блоків нечіткого логічного виводу (БНВ). У більшості випадків вихідні і вхідні сигнали БНВ є чіткими функціями часу, а сам блок містить ланки фазифікації (введення нечіткості) і дефазифікації (приведення до чіткості) – див. рис. 3.6.

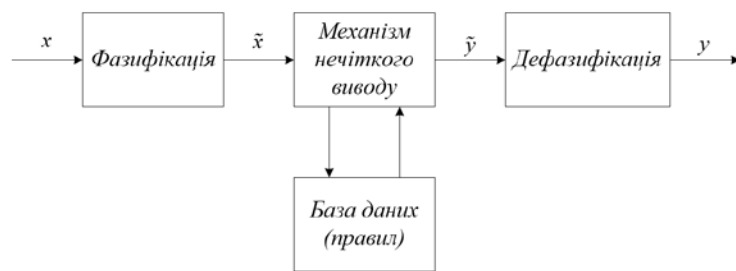


Рисунок 3.6 – Структура блоку нечіткого виводу

Місце знаходження блоків нечіткого логічного виводу є головною ознакою класифікації нечітких систем управління, при цьому нечітка система формує керуючі сигнали, або сигнали з нечіткої системи управляють параметрами традиційної системи управління.

На рис. 3.7 наведена структурна схема системи управління з FLC.

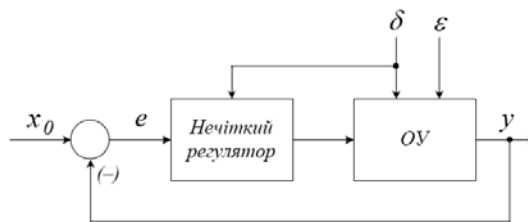


Рисунок 3.7 – Структурна схема системи управління з FLC

На рис. 3.7 прийняті наступні позначення: x_0 – вхідний сигнал; y – вихідний сигнал; δ і ε – керовані і некеровані впливи відповідно.

Системи управління з нечіткою логікою можна розділити також на неадаптивні і адаптивні [67]. У неадаптивних база знань з проектування і налаштування системи залишається незмінною. В адаптивних база знань підлаштовується в процесі роботи залежно від збурюючих впливів.

Застосовуються системи управління з адаптивними FLC [68, 69], в яких коефіцієнт передачі змінюється автоматично в залежності від сигналу помилки

регулювання. Такі системи реалізуються на програмованих мікроконтролерів, а надійність цих систем, заснована на використанні складних алгоритмів визначення керуючих сигналів.

У звичайних системах автоматичного регулювання використовуються в регуляторах диференціюючі та інтегруючі ланки першого порядку. Вихідні змінні таких ланок є вхідними сигналами системи нечіткого управління. Такими змінними також можуть бути значення відхилень керованих змінних від заданих значень. Вихідні змінні системи нечіткого управління можуть використовуватися для виконання корекції параметрів системи управління.

Приклад реалізації нечіткого управління наведений на рис. 3.8 [70].

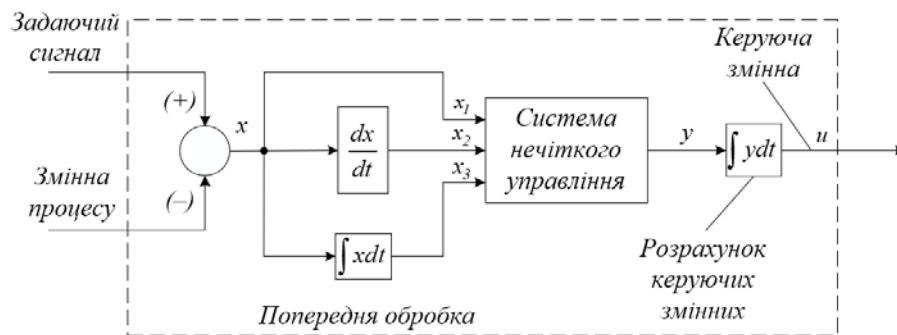


Рисунок 3.8 – Загальна структура нечіткого управління

У прикладі в якості вхідної змінної використовується різниця між заданим і поточним значенням керованої змінної процесу. Ця різниця спільно з її похідною за часом і інтегралом по заданому інтервалу часу передається в систему нечіткого управління як три вхідні змінні. Змінна для корекції контрольованого сигналу виробляється на основі інтегрування вихідного сигналу системи нечіткого управління.

В якості вхідних змінних використовуються сигнали неузгодженості і швидкості обертання.

Серед причин використання нечіткого управління зазвичай виділяють наступні [67]:

- можливість синтезу систем управління в умовах невизначеності, коли ОУ і необхідне керування лише якісного характеру;
- слабка чутливість систем управління з нечіткою логікою, зокрема, до зміни параметрів об'єкта управління;

– синтез систем управління складними об'єктами із застосуванням методів нечіткої логіки часто менш трудомісткий, ніж традиційних систем управління.

3.6 Адаптивні системи автоматичного управління зі стабілізацією показників якості управління

Звичайні, неадаптивні, САУ забезпечують задані показники якості управління (а оптимальні системи – найкращі показники) лише при заздалегідь відомих і незмінних зовнішніх впливах і характеристиках *ОУ*. Однак у багатьох випадках умови роботи САУ або невідомі, або змінюються випадковим чином. Прикладів, де виникають подібні ситуації, досить багато. Типовим прикладом є літальний апарат, параметри якого (маса, моменти інерції) і впливи (швидкість і напрям вітру, тиск і температура повітря) змінюються в широких межах. Іншими прикладами є більшість технологічних процесів нафтохімії (перегонка нафти, виробництво бензину), більшість складальних ліній та інші об'єкти, параметри яких важко або неможливо виміряти. У деяких випадках забезпечити управління подібними об'єктами можна шляхом розробки САУ з великими запасами за діапазоном керованих величин, швидкодії, потужності і т.д. В інших випадках можна вручну налаштувати САУ оператором в міру зміни зовнішніх умов. Радикальним шляхом забезпечення автоматичного керування в таких випадках є введення в САУ можливості самонастроювання, або адаптації.

Адаптивними називаються системи, які вирішують завдання управління в умовах невизначених або змінних зовнішніх впливів або параметрів *ОУ* шляхом автоматичного самонастроювання. Фактично можливість адаптації є можливість автоматичного управління автоматичною системою, тому в схемі адаптивної САУ (рис. 3.9, а) додатково з'являється пристрій управління 2-го рівня *ПУ-II*. Пристрій управління 1-го рівня *ПУ-I* в сукупності з *ОУ* утворює звичайну САУ, але допускає можливість перебудови. Завдання *ПУ-II* можна умовно розбити на два. Спочатку він збирає інформацію про роботу основного контуру управління, аналізує задаючі і збурюючі впливи (завдання ідентифікації), а потім виробляє керуючий вплив $U_{зм}$ (завдання автоматичного налаштування). Управління першим контуром проводиться на підставі критерію якості J його роботи, подібного критерію оптимальності. Як і в

неадаптивних системах, завданням управління може бути стабілізація або оптимізація цього критерію. Відповідно можна виділити адаптивні системи зі стабілізацією і з оптимізацією показників якості управління [71].

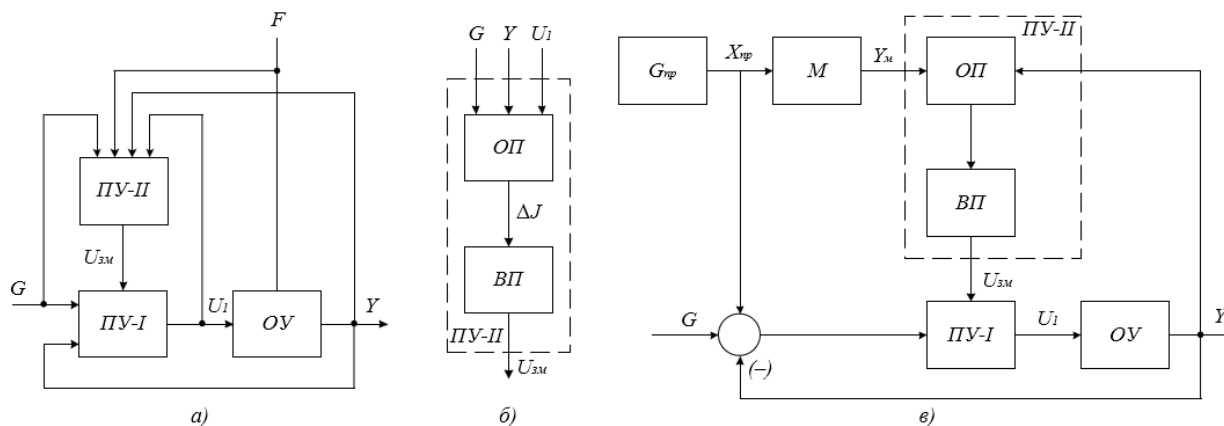


Рисунок 3.9 – Схеми адаптивних САУ:

а) загальна; б) з ідентифікацією по зовнішнім впливам; в) з використанням пробних сигналів та еталонної моделі

Такі системи обчислюють поточне значення критерію якості Y , порівнюють його з заданим і в залежності від знака відхилення виконують перебудову в ту чи іншу сторону. Основне застосування системи цього типу отримали для стабілізації динамічних характеристик, тому в якості критеріїв якості використовують різні непрямі критерії перехідного процесу – частотні та перехідні характеристики ОУ. Розглянемо, як вирішуються завдання ідентифікації і налаштування в цих системах.

Ідентифікація може проводитися по зовнішнім впливам, моделям і з використанням пробних сигналів. При ідентифікації по зовнішнім впливам обчислювальний пристрій ОП (рис. 3.9, б), що входить до складу ПУ-I, визначає відхилення критерію якості ΔJ шляхом аналізу зміни вхідних і керуючих впливів і реакцій на них ОУ. На підставі аналізу ДУ виконавчий пристрій ВП виробляє керуючий вплив U_{3M} .

У тих випадках, коли зміні схильні параметри ОУ, ідентифікацію зручно проводити по еталонній моделі об'єкта, параметри якої незмінні. Застосування моделей дозволяє значно спростити ОП, якому залишається тільки порівняти між собою реакції моделі і реального ОУ.

Провести повну ідентифікацію ОУ лише на підставі зовнішніх і керуючих впливів вдається не завжди, тому доводиться використовувати спеціальні *пробні сигнали*. В якості таких сигналів використовують певним чином підібрані впливи, по реакції на які можна визначити критерій якості. На рис. 3.9, в) показана схема адаптивної САУ з генератором пробних сигналів G_{np} і еталонною моделлю M . Обчислювальний пристрій виділяє реакцію ОУ на пробний сигнал X_{np} і порівнює її з реакцією моделі Y_m . Природно, що амплітуда пробних сигналів повинна бути досить мала для того, щоб не вносити перешкод в роботу ОУ.

Налаштування основного контуру може здійснюватися шляхом додаткових впливів, самонастроювання параметрів і структури. Під час налаштування шляхом додаткових впливів виробляється ПУ-І сигнал $U_{зм}$ використовується як додатковий задаючий вплив (уставка) для основного контуру. Широко використовуються адаптивні системи з самонастроюванням параметрів. У цьому випадку вплив U призводить до зміни параметрів ланок основного контуру: коефіцієнтів посилення, постійних часу, коефіцієнтів затухання. У системах з самонастроюванням структури, або самоорганізованих системах, вплив $U_{зм}$ призводить до зміни не значень параметрів основного контуру управління, а його структурної схеми. При самонастройці структури вплив $U_{зм}$, кожному значенню якого відповідає включення тієї чи іншої коригуючої ланки в ПУ-І, є дискретним. Наприклад, в залежності від характеру зміни задаючого впливу, включаючи або вимикаючи інтегруючу ланку, можна варіювати ступінь астатизма системи. Можливість зміни структури в процесі налаштування значно розширює межі працездатності адаптивних систем [71].

3.7 Поєднання нечіткого управління з адаптивними системами автоватичного управління

САУ з FLC і / або гібридним FLC здатні забезпечити стабільне управління складним об'єктом тільки в тому випадку, якщо структура і параметри ОУ залишаються досить стабільними. Для збереження заданих показників якості управління об'єктом, структура та параметри якого, піддаються істотним впливам, необхідно виробляти адаптацію управління. САУ з FLC не володіють подібними

адаптаційними можливостями. Їх можливість управляти об'єктом з невідомою структурою пов'язана з тим, що закон управління задається в нечіткій розмитовій формі з підтримкою лінгвістичних термів, що дозволяє реалізувати управління при нечітко-визначеній моделі ОУ. Однак, у разі кардинальної зміни характеру поведінки ОУ нечіткі правила управління можуть стати неприйнятними у знову сформованих умовах функціонування системи. Частково цю проблему вирішують гібридні нечіткі САУ, в яких реалізована нечітка адаптація параметрів закону управління. Однак адаптаційні можливості гібридних нечітких САУ обмежені можливостями традиційного регулятора виконавчого рівня. Найбільш повно пристосовуватися до змінних властивостей ОУ здатні адаптивні нечіткі САУ, в яких реалізована інтелектуальна адаптація, але не параметрів управління, як в гібридних нечітких САУ, а поведінка системи, тобто нечітка лінгвістична адаптація нечітких правил, що описують поведінку системи [72].

Адаптивна нечітка САУ є дворівневою системою з FLC на виконавчому рівні і нечітким блоком адаптації на координаційному рівні (рис.3.10) [73, 74].

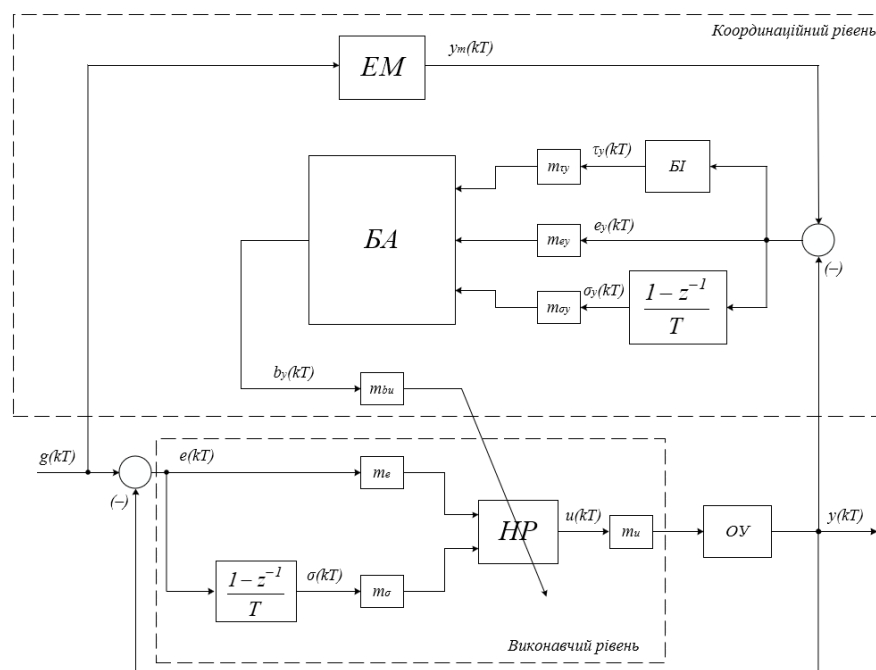


Рисунок 3.10 – Структура системи управління з адаптивним FLC:

БА – блок адаптації; EM – еталонна модель; БІ – блок інтегрування

Принцип роботи адаптивного FLC, який поєднує в своєму складі координаційний і виконавчий рівні управління, полягає в наступному. При істотній зміні поведінки об'єкта в поточній ситуації, яка характеризується різницею між

реальним і бажаним станом ОУ, система нечіткого виведення виконавчого рівня виробляє сигнал управління, реалізація якого вже не забезпечує необхідних показників якості регулювання. У цьому випадку блок адаптації координаційного рівня, користуючись власною системою нечіткого виведення, автоматично встановлює оптимальні налаштування продукційних правил FLC виконавчого рівня. Безпосередню зміну бази правил FLC виконавчого рівня здійснює коректор бази правил. Як правило, лінгвістичній корекції піддаються ті продукційні правила, активізація яких привела до неадекватного управління, з точки зору лінгвістичної оцінки управління, що міститься в базі знань координаційного рівня. Таким чином, на координаційному рівні відбувається нечітка оцінка управління і, при необхідності, корекція бази продукційних правил FLC, тобто фактично виробляється інтелектуальна оцінка і корекція поведінки системи управління, яка визначається у вигляді нечітких продукцій на виконавчому рівні.

Вхідні змінні, що характеризують різницю між реальним і бажаним станом ОУ, піддаються фазифікації і використовуються і при безпосередньому формуванні управління в FLC на виконавчому рівні, і в системі нечіткого виведення сигналу адаптації координаційного рівня. Система нечіткого виводу координаційного рівня містить базу нечітких продукційних правил узагальненого виду «ЯКЩО «відхилення від бажаного стану об'єкта», ТО «зміна бази правил виконавчого рівня», в якій в нечіткій формі представлені знання експертів щодо коригування бази правил системи нечіткого виведення виконавчого рівня з метою забезпечення найкращого, з точки зору експерта, руху об'єкта. Система нечіткого виводу виконавчого рівня містить базу нечітких продукційних правил узагальненого виду «ЯКЩО «відхилення від бажаного стану об'єкта», ТО «вплив на об'єкт», в якій в нечіткій формі представлені знання експертів з управління даними технологічним процесом при русі до бажаного стану об'єкта. Найбільш проблематичним у подібній системі є розробка алгоритму роботи коректора бази правил координаційного рівня, оскільки не існує єдиного методу адаптації системи нечіткого виводу виконавчого рівня, і в кожній введений в експлуатацію адаптивній нечіткій САУ це питання вирішується індивідуально [72].

3.8 Формулювання наукових задач дослідження

В результаті огляду відомих систем управління тяговим електроприводом на основі СДПМ, а також аналізі основних положень теорії оптимізації динамічних режимів таких систем, можна зробити наступні висновки:

1. Для отримання передавальної функції регуляторів систем підлеглого регулювання, які компенсують інерційність окремих ланок, необхідно мати повну інформацію про структуру та параметри ОУ для забезпечення заданих показників якості регулювання; при їх зміні повинні використовуватись додаткові засоби ідентифікації чи адаптації.

2. Для систем управління, структура яких важко описується математично, доцільно використовувати нечітке управління.

3. Оскільки в більшості робіт по нечіткому управлінню електроприводом FLC є тільки додатковим корегуючим засобом, а головна задача управління режимом роботи ЕП покладається на традиційні регулятори, то доцільно використовувати FLC найбільш простої структури.

Таким чином, для досягнення цілей даної роботи підвищення показників якості динамічних характеристик тягового електропривода складної структури при дії параметричних та зовнішніх збурюючих впливів шляхом використання адаптивних FLC необхідно вирішити наступні задачі:

- дослідити систему управління на основі векторного керування тяговим СДПМ на можливість застосування його в системі руління;
- розробити і дослідити рульову систему на відповідність вимогам профілів руління;
- розробити структуру і параметри адаптивного FLC з вхідними сигналами заданих значень швидкості і прискорення;
- розробити структурну схему системи управління за пружним моментом для пневматиків коліс шасі літака;
- розробити комп'ютерну математичну модель статично врівноваженої системи шасі літака як складної пружної ЕМС з розподіленими параметрами.

РОЗДІЛ 4

ДОСЛІДЖЕННЯ ТА МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМИ ЕЛЕКТРИЧНОГО РУЛІННЯ

4.1 Випробування моделі тягового електропривода

Тестове моделювання виконується на основі схеми векторного керування СДПМ, розглянутої в розд. 3.

Перед тим, як проводити тестове моделювання, важливо проаналізувати взаємозв'язок між вихідним крутним моментом двигуна M і відповідною зміною швидкості обертання ротора ω .

Для кожного електродвигуна зміна кутової швидкості $\frac{d\omega}{dt}$ залежить від суми всіх прикладених крутних моментів ротора $\sum_i M_i$ і величини інерції ротора J .

$$J \frac{d\omega}{dt} = \sum_i M_i. \quad (4.1)$$

З урахуванням прикладених навантажень рівняння прийме вигляд (4.2).

$$J \frac{d\omega}{dt} = M - M_{load}. \quad (4.2)$$

У випадках, коли крутний момент M більший моменту навантаження, двигун прискорюється. Це буде видно за позитивною зміною кутової швидкості ротора. У протилежному випадку, двигун уповільнюється (від'ємне значення швидкості). Нарешті, постійне обертання досягається, при рівності всіх моментів.

Для виконання тестового моделювання, де можна контролювати швидкість ротора, не дозволяючи двигуну прискорюватись до швидкостей, які він не може обробити, момент навантаження був реалізований як лінійна функція, яка постійно збільшується до тих пір, поки вона не досягне визначеного користувачем значення. На необхідній швидкості момент навантаження буде дорівнює вихідному крутному моменту СДПМ.

$$M_{load} = \frac{M}{\omega_{target}} \omega_M. \quad (4.3)$$

Це рівняння навантаження реалізовано в імітаційній моделі.

Параметри електродвигуна наведені в табл. 4.1.

Таблиця 4.1 – Параметри моделі електропривода СЕР

| Параметри моделювання | Значення |
|--|-----------|
| Час моделювання, с | 0,5 |
| Фіксований крок вирішувача | $1e^{-6}$ |
| Частота перемикань інвертора, Гн | 10к |
| Напруга постійного струму на вході в інвертор, В | 540 |
| Електромагнітний момент, Нм | 800 |
| Швидкість ротора, об / хв | 300 |

Модель моменту навантаження зображена на рис. 4.1.

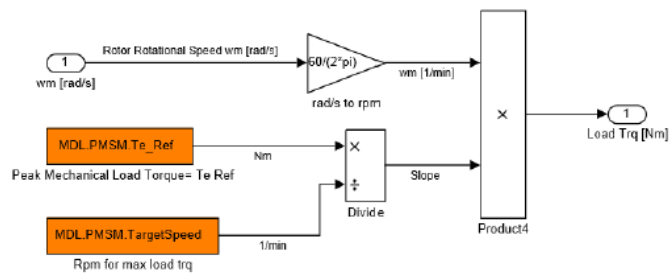


Рисунок 4.1 – Simulink-модель: Система навантаження СДПМ

Результати:

Рис. 4.2 та рис. 4.3 демонструють, що розроблена модель електропривода працює як передбачено.

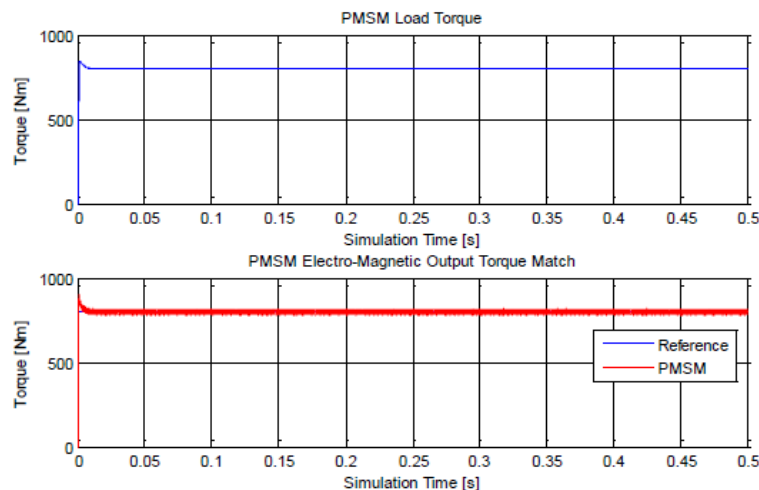


Рисунок 4.2 – Результати моделювання: крутний момент

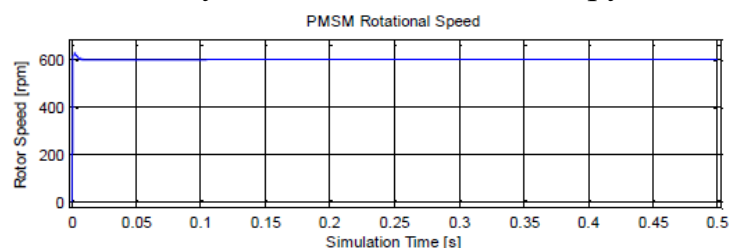


Рисунок 4.3 – Результати моделювання: швидкість ротора

Двигун повинен працювати з постійним крутним моментом 800 Нм. Крім того, модель двигуна здатна утримувати необхідний рівень крутного моменту при роботі на постійній частоті обертання 600 об / хв. Початкове перегулювання пов'язане з необхідністю приведення коліс, які перебувають під великою злітною масою літака, яка характеризується інерційністю.

4.2 Моделювання системи електричного руління

У цьому підрозділі, використовуючи імітаційну модель системи, розроблену в Matlab / Simulink, розмір силового агрегату може бути перевірений та протестований на доступних циклах руління (розд. 2). Крім того, можуть бути проведені подальші дослідження щодо тягових зусиль та навантаження для різних наземних умов та можливостей рекуперативного гальмування під час руління.

Модель системи електричного руління

Імітаційна модель, що включає різні підсистеми на основі запропонованої конфігурації тягового електроприводу, включаючи різні підсистеми, розроблена наступним чином: чотири приводні блоки (двигун плюс редуктор) з'єднані з колесами в ГПП для приведення в рух літака під час руху по землі. У моделі це реалізується чотирма окремими підсистемами двигунів, підключеними через відповідну підсистему “Редуктор” до підсистеми “Динаміка колеса шасі”, яка обчислює зусилля тяги та опори між колесом і доріжкою. Кожна з моделей двигунів працює від джерела енергії. СЗЕ моделюється як двонаправлене джерело енергії, яке здатне подавати енергію двигунам в режимі тяги, а також відновлювати енергію під час рекуперативного гальмування. Тут потік електроенергії регулюється підсистемою “Силовa електроніка (Інвертор)”. Цикли приводу імпортуються як імітаційний вхід, що визначає бажаний профіль швидкості руху. Підсистема “Пілот”, основою якої є ПД-регулятор, порівнює поточну швидкість імітаційної моделі та заданий профіль руління та формує команди прискорення чи гальмування відповідно. У разі гальмування сигнал він відрізняється між рекуперативним та фрикційним гальмуванням, залежно від потужності рекуперативного гальмування, яку електричні двигуни можуть надати під час режиму генерації. Стратегія управління підсистемою “Управління рекуперативним гальмуванням” відповідає спробі відновлення енергії,

коли потреба в гальмівній потужності, що надходить від пілотної моделі, знаходиться в межах максимальної потужності електродвигунів. Отже, фрикційне гальмування здійснюється тоді, коли двигуни вже не можуть забезпечити необхідну гальмівну силу. Це забезпечує виконання кожної команди гальмування під час руління. Рис. 4.4 ілюструє спрощений шлях сигналів та потужності між підсистемами імітаційної моделі.



Рисунок 4.4 – Імітаційна модель системи електричного руління

Модель системи подібна до моделей, представлених у роботах [7] та [22]. Єдиними параметрами інструменту моделювання, які вимагалися, були коригування для переходу від двох коліс ГПП до чотирьох і адаптації специфікації компонентів.

Підсистема “Пілот”

Simulink-модель підсистеми “Пілот” зображена на рис. 4.5.

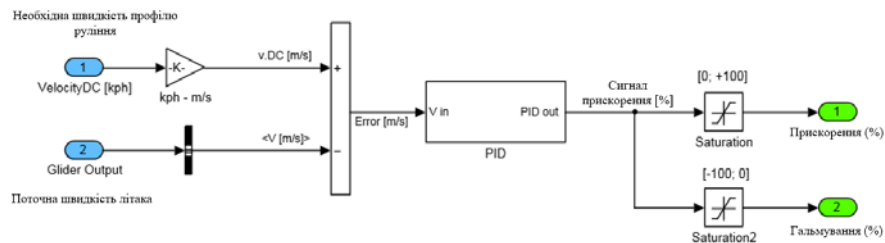


Рисунок 4.5 – Імітаційна модель системи електричного руління:

підсистема “Пілот”

Підсистема є системою вводу моделювання і зчитує вибраний профіль руління або дає команду гальмування. Потрібна і поточна швидкості руління надходять у систему, і між ними розраховується різниця, яка називається помилкою швидкості. На основі цієї помилки ПІД-регулятор виробляє відповідний сигнал прискорення або гальмування. Значення сигналу прискорення може змінюватися в межах від 0 % до 100 %, де 0 % означає, що повітряне судно не повинно прискорюватись, а 100 % сигналізує, що необхідне максимально можливе прискорення, щоб відповідати

необхідній опорній швидкості. Педалі гальм були розроблені для отримання значень між 0 % (без гальмування) і -100 % (максимальне гальмування).

Підсистема “Управління рекуперативним гальмуванням”

Підсистема втілює стратегію гальмування СЕР. Загальною ідеєю є спроба використати рекуперативне гальмування, а не звичайне фрикційне гальмування. Отже, рекуперативне гальмування буде застосовуватись кожного разу, коли необхідна потужність гальмування буде нижчою або еквівалентною наявній в даний час максимальній вихідній потужності всіх двигунів в межах СЕР. Максимальна потужність всіх двигунів залежить від миттєвого стану працюючих двигунів. У випадку, якщо запит потужності гальмування не може бути задоволений всіма двигунами, коли двигуни виробляють максимально можливу потужність рекуперативного гальмування, відсутня потужність буде забезпечена фрикційними гальмами. Ця змішана гальмівна стратегія фрикційного і рекуперативного гальмування дозволяє забезпечити будь-яку уявну ефективність гальмування для наземних операцій руління, досягаючи при цьому максимально можливої кількості рекуперативної енергії в гальмівних циклах.

Підсистеми “Силова електроніка (Інвертор)” та “Тяговий електродвигун”

Підсистеми були фактично змодельовані як одна підсистема “Система електропривода”. Схема зображена на рис. 4.6.

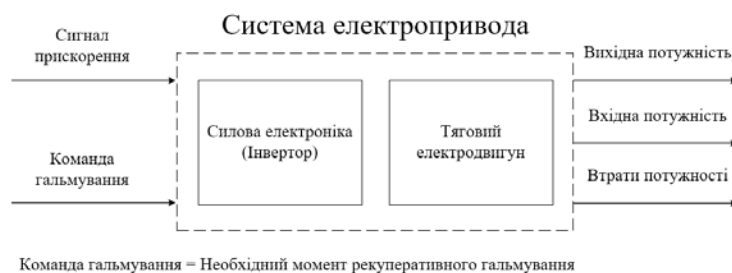


Рисунок 4.6 – Імітаційна модель системи електричного руління: входи і виходи підсистеми “Система електропривода”

Входами системи є положення педалі прискорення у разі прискорення або необхідної команди гальмування, що надходить з підсистеми “Рекуперативного гальмування”.

Значення сигналу прискорення дорівнює лежить в межах $[0; 1]$. При поточній швидкості обертання ротора, яка, в свою чергу, залежить від лінійної швидкості руху, визначається поточна швидкість обертання ротора з використанням рівнянь (2.41), (2.42).

Аналогічно двигуну, для сценаріїв гальмування використовується команда рекуперативного гальмування. Необхідний рекуперативний гальмівний момент разом з миттєвою швидкістю ротора використовуються для розрахунку поточної рекуперативної потужності. Потім рекуперативна енергія від рекуперативного гальмування надходить в СЗЕ.

Залежно від режиму роботи двигуна, вихідна потужність буде позитивним або негативним сигналом. Ця характеристика моделі реалізує двонаправлений потік потужності між комбінованою системою “Інвертор-двигун”, системою накопичення енергії та редуктором.

Виходом системи електроприводу є механічна потужність редуктора, потреба в електричній енергії, що надходить від системи накопичення енергії, і втрати потужності відповідно до комбінованого ККД.

Підсистема “Система зберігання енергії”

Simulink-модель зображена на рис. 4.7.

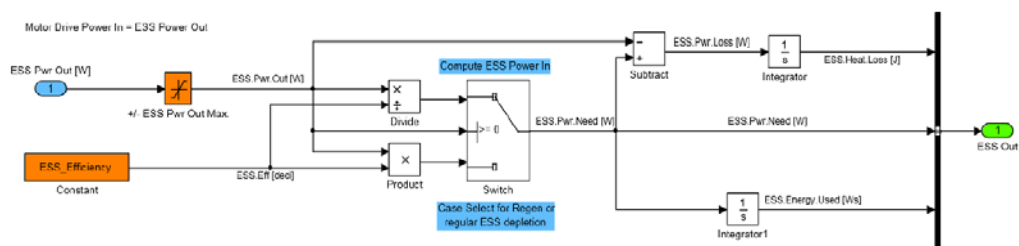


Рисунок 4.7 – Імітаційна модель системи електричного руління: підсистема “Система збереження енергії”

Викликається при запиті "Вхідна потужність" системи електропривода.

На основі потужності двигуна і ККД СЗЕ обчислюється необхідна потреба в енергії з блоку накопичення енергії. Втрати визначаються шляхом знаходження різниці між необхідною потужністю та вихідною потужністю СЗЕ. Модель СЗЕ виводить інформацію про необхідну потужність для системи електропривода та втрати потужності СЗЕ. Крім того, у випадку рекуперативного гальмування модель

надає інформацію про збережену електричну потужність, для оцінки використання електричної енергії, коли застосовується регенеративне гальмування.

Підсистема “Редуктор”

Підсистема виводить вихідну потужність електропривода. При поточній кутовій швидкості ротора модель визначає поточний вихідний крутний момент. Після обчислення вхідного крутного моменту редуктора використовується рівняння (2.37) для визначення крутного моменту на колесах (вихідний крутний момент редуктора). Вихідний крутний момент підсистеми “Редуктор” буде взаємодіяти з наступною системою, яка імітує динаміку руління на землі та взаємодію колес з поверхнею руліжної доріжки. На останньому етапі визначається ефективність редуктора для визначення миттєвої втрати потужності.

Підсистема “Динаміка літака”

Модель динаміки планера зображена на рис. 4.8.

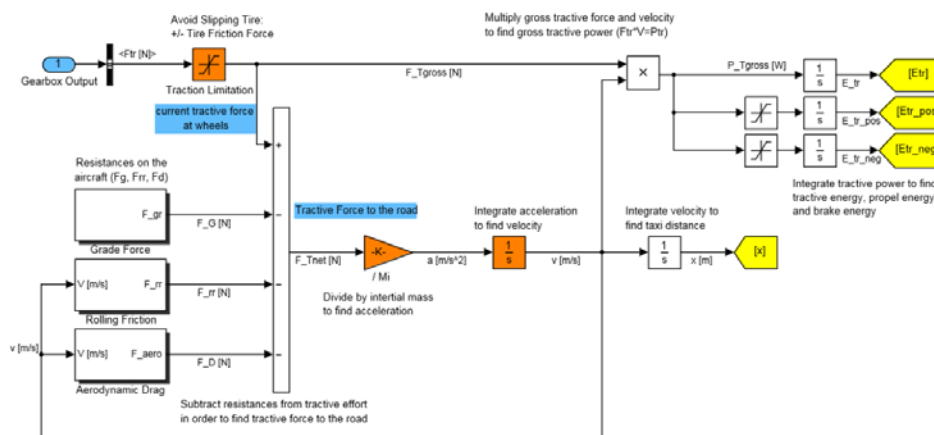


Рисунок 4.8 – Імітаційна модель системи електричного руління: підсистема “Динаміка літака”

На останньому кроці, вихідний крутний момент системи коробки передач потрапляє в підсистему “Динаміка літака”, яка іноді також називається моделлю “Планер”. З геометрією колеса ГПП, як зазначено в табл. 2.3, обчислюється фактична сила тяги. У наступному кроці ця сила зменшується всіма опорами руху, щоб вивести чисту тягову силу на дорогу; цей крок реалізує динаміку літака, отриману з рівняння (2.28). Розділяючи чисту силу тяги через інерційну масу літака, отримуємо миттєве прискорення. Інтегрування прискорення дає швидкість, яка потім використовується в

якості сигналу зворотного зв'язку в підсистемі “Пілот”. Деякі додаткові параметри, такі як тягова енергія та відстань руління, були розраховані для цілей постобробки.

Загалом у інструменті моделювання було впроваджено чотири ідентичних електроприводи, один для кожного колеса. Для кожного головного компонента були враховані ККД. Спочатку, постійні ККД були передбачені, оскільки конкретні карти ефективності компонентів були недоступні, коли був розроблений силовий агрегат. Ефективність компонентів була обрана таким чином, щоб представляти середньостатистичну ефективність компонентів. Але, модель може бути покращена з фактичними картами розповсюдження ефективності компонента, наприклад електричним двигуном, СЗЕ та картами ефективності інвертора. Ці карти ефективності будуть здатні виробляти більш точні та реалістичні результати моделювання для запропонованої СЕР.

Постійні параметри компонентів, які були використані в процесі моделювання у всіх доступних циклах, наведені в табл. 2.15.

Аналіз моделювання системи і результати

Незважаючи на те, що СЕР була змодельована на всіх профілях руління, представлені тільки результати для найбільш вимогливого моделювання. Як тільки демонструється, що запропонована СЕР здатна слідувати траєкторіям найбільш вимогливих циклів руління, можна зробити висновок, що система здатна досягати продуктивності менш складних профілів.

Огляд результатів попереднього аналізу профілів руління Бориспіль-Зліт і Борисполя-Приземлення (табл. 2.5) необхідних для тестування СЕР, встановив, що ці цикли руління виявляють найскладніші виступи руління з точки зору максимального наземного прискорення, сили тяги, вихідної потужності і максимальної швидкості руління. Якщо СЕР може продемонструвати задовільну ефективність на цих профілях, то забезпечується можливість системного рівня.

Вибрані профілі характеризуються високими швидкостями, що перевищують вимоги до експлуатації, які вимагають найвищих тягових зусиль серед усіх доступних циклів. Рис. 4.9 відображають збіги циклів руління запропонованої системи у порівнянні з двома профілями зльоту та приземленням.

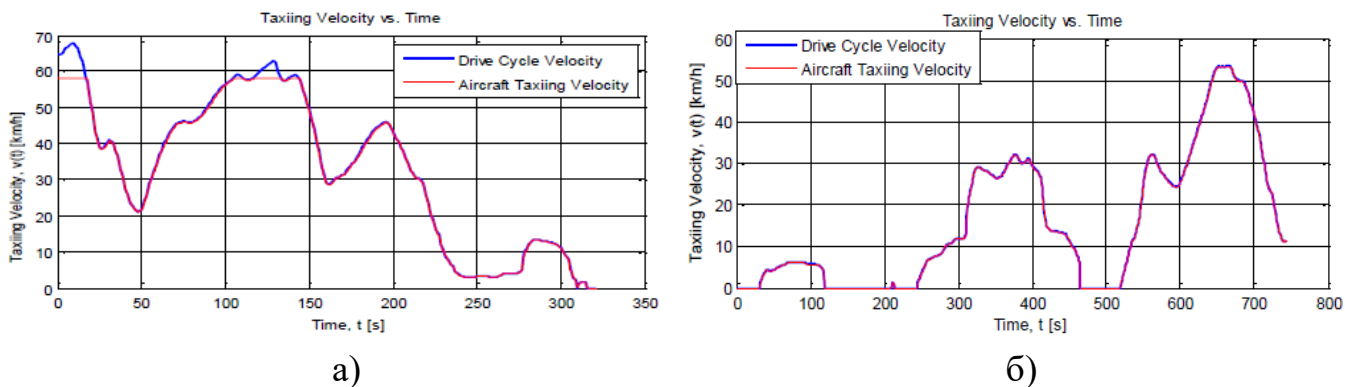


Рисунок 4.9 – Модель СЕР: а) збіг профілю приземлення; б) збіг профілю зльоту

На Бориспольському посадковому циклі (рис. 4.9, а) максимальне обмеження швидкості на рівні 58 км / год стає очевидним. СЕР не може досягти максимальної швидкості звичайної процедури руління, оскільки система не була розрахована на швидкість вище 58 км / год. Отже, СЕР з меншими максимальними швидкостями, ніж звичайні засоби руління в інтервали часу від 0 с до 20 с і від 100 с до 150 с.

Крім максимального обмеження швидкості на профілі приземлення, встановлено, що розроблений електропривод все ще здатний добре виконувати всі профілі руління, які виходять за межі продуктивності СЕР.

Завдяки точному відстеженню циклів роботи СЕР у всіх профілях руління, можна зробити висновок, що запропонована система здатна відтворити подібні показники управління, як і звичайні засоби руління.

Запропонована СЕР може замінити звичайні засоби для всіх операцій руління в аеропортах з аналогічними вимогами до продуктивності, як ті, що отримані в цьому дослідженні, пропонуючи переваги більш ефективного та якісного електрифікованого рушія на землі в порівнянні з традиційним рулінням. Крім того, СЕР може використовувати функціональні можливості рекуперації енергії завдяки рекуперативному гальмуванню, що ще більше покращить якість системи та споживання енергії на землі.

4.3 Розробка схеми системи управління тяговим електроприводом електромеханічної системи з пружним пневматиком колеса шасі літака

При описі динамічних режимів ЕМС з пневматиком колеса слід звернути увагу на присутність наступних властивих неідеальностей динамічної поведінки транспортного колеса:

– присутність нелінійних пружних властивостей пневматика колеса. Ця властивість в першому наближенні враховується як нелінійна двомасова система (рис. 4.10);

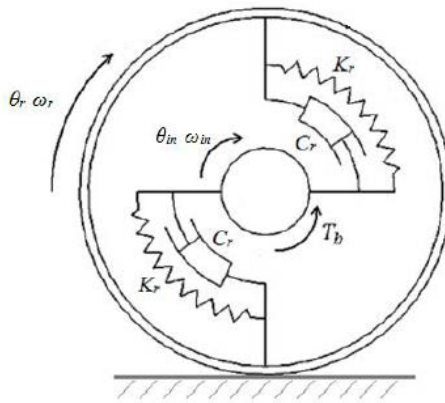


Рисунок 4.10 – Нелінійні пружні та демпферні властивості пневматика колеса

– присутність нелінійності в зазорі редуктора;
– широкий діапазон змін і невизначеність електричних і механічних параметрів системи. Уявлення про кількісні характеристики математичного опису моделей ускладнює незнання зазорів, розподілу та числових параметрів інерційних мас, коефіцієнтів і характеристик пружностей і т.д.

Розглянемо обертальний рух кінематичної схеми колеса з СДПМ. Дана схема являє собою послідовне з'єднання ротора СДПМ, редуктора і колеса. При передачі крутного моменту з диска колеса через пружну деформацію внутрішніх елементів пневматичної шини на обід шини виникають пружні деформації C_{nn} . Будемо вважати, що пружні деформації пневматика забезпечуються невагомими пружними зв'язками.

Позначимо в якості обертових мас, з'єднані цими пружними зв'язками, моменти інерції: ротора СДПМ з деякими частинами редуктора J_p , які жорстко закріплені з

ним, і маточини колеса J_{cm} з іншою частиною жорстко з'єднаних з ним елементів редуктора J_k . Введемо також кутові швидкості, відповідно, ротора двигуна $\omega_{\delta\epsilon}$, маточини колеса ω_{cm} і зовнішньої окружності шини (обода) ω_k . Врахуємо також зазори в редукторі сумарною величиною. На рис. 4.11 зображена багатомасова пружна нелінійна ЕМС, яка відображає кінематичну модель динаміки транспортного колеса з пневматичною шиною. Всі позначення були вказані вище [75].

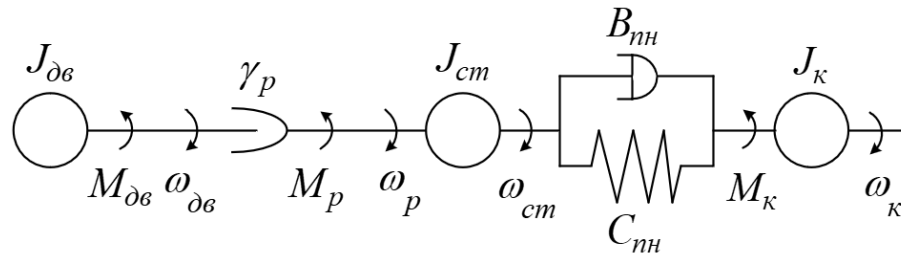


Рисунок 4.11 – Багатомасова система з урахуванням зазорів у редукторі та пружностей в пневматику колеса

Дана модель є нерозгалуженою однолінійною моделлю багатомасової пружної ЕМС з зазорами.

У багатомасових пружних механічних зв'язках проявляються багаточастотні коливання, проте завжди переважають коливання нижчої власної частоти. Виходячи з цього, придушення впливу нижчої частоти засобами управління помітно просуне нас при вирішенні задачі управління багатомасовою пружною ЕМС [75].

В отриманій моделі система представлена у вигляді багатомасового пружного ОУ, причому нижча власна частота пружних коливань пов'язана з пружними властивостями пневматика.

4.3.1 Математичний опис елементів електромеханічної системи

Для кожного елемента, що входить в пружну ЕМС запишемо диференціальне рівняння в операторній формі, передавальну функцію і визначимо вихідну координату. Також для всіх ланок окремо складемо фрагменти структурних схем в безперервному просторі станів [76].

Зона нечутливості

Даний елемент ЕМС являє собою нелінійну функціональну залежність між вхідним і вихідним кутовим переміщенням $\varphi_{23} = f(\varphi_2)$, яка графічно показана на рис. 4.12.

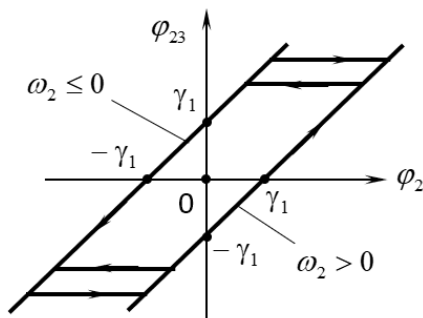


Рисунок 4.12 – Графічне зображення люфту

Згідно графічного зображення складемо аналітичну залежність, яка буде мати вигляд (4.4).

$$\varphi_p = \begin{cases} \varphi_p(0), & [\varphi_{\text{дв}} - \varphi_p(0)] \leq \gamma_p; \\ \varphi_{\text{дв}} + \gamma_p, & [\varphi_{\text{дв}} - \varphi_p(0)] > \gamma_p \text{ и } \omega_{cm} \leq 0; \\ \varphi_{\text{дв}} - \gamma_p, & [\varphi_{\text{дв}} - \varphi_p(0)] > \gamma_p \text{ и } \omega_{cm} > 0. \end{cases} \quad (4.4)$$

Інерційна ланка маточини колеса

Складемо диференційне рівняння, яке описує інерційну ланку маточини колеса.

$$J_{cm} \frac{d^2 \varphi_{cm}(t)}{dt} = M_p(t) - M_\kappa(t). \quad (4.5)$$

В операторній формі

$$J_{cm} \varphi_{cm}(s) s^2 = M_p(s) - M_\kappa(s). \quad (4.6)$$

Передавальна функція маточини колеса матиме вигляд:

$$W_{cm}(s) = \frac{\varphi_{cm}(s)}{M_p(s) - M_\kappa(s)} = \frac{1}{J_{cm} s^2}. \quad (4.7)$$

Виходячи з передавальної функції (4.7) визначимо вихідну координату цієї ланки – кутове переміщення φ_{cm} .

$$\varphi_{cm}(s) = \frac{M_p(s) - M_\kappa(s)}{J_{cm} s^2}. \quad (4.8)$$

Важливо відзначити, що вихідною координатою маточини колеса є тільки кутове переміщення φ_{cm} , але й кутова швидкість ω_{cm} і прискорення ε_{cm} , які відносяться між собою наступним чином:

$$\begin{cases} \omega_{cm}(t) = \frac{d\varphi_{cm}(t)}{dt}, \\ \varepsilon_{cm}(t) = \frac{d^2\varphi_{cm}(t)}{dt^2} = \frac{d\omega_{cm}(t)}{dt}. \end{cases} \quad (4.9)$$

В операторній формі залежності (4.9) матимуть вигляд:

$$\begin{cases} \omega_{cm}(s) = \varphi_{cm}(s)s, \\ \varepsilon_{cm}(s) = \varphi_{cm}(s)s^2 = \omega_{cm}(s)s. \end{cases} \quad (4.10)$$

З урахуванням залежностей (4.10) складемо вирази для вихідних координат ланки:

$$\begin{cases} \omega_{cm}(s) = \frac{M_p(s) - M_\kappa(s)}{J_{cm}s}, \\ \varepsilon_{cm}(s) = \frac{M_p(s) - M_\kappa(s)}{J_{cm}}. \end{cases} \quad (4.11)$$

У відповідності з рівняннями (4.8), (4.10) та (4.11) складемо структурну схему маточини колеса, яка показана на рис. 4.13.

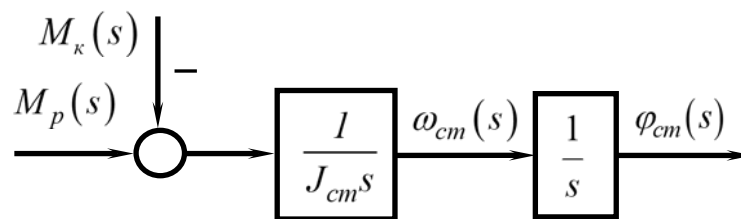


Рисунок 4.13 – Структурна схема маточини колеса

Пружна кінематична ланка з демпфером пневматика колеса

Вихідним сигналом пружної ланки з демпфером є результуючий пружний момент M_κ , рівний алгебраїчній сумі моментів, виникаючих в пружині M_{np} і амортизатора M_{df} .

$$M_\kappa = M_{np} + M_{df} = C_{nn}(\varphi_{cm} - \varphi_\kappa) + B_{nn}(\omega_{cm} - \omega_\kappa). \quad (4.12)$$

Відповідно до виразу (4.12) складемо структурну схему (рис. 4.14), на якій сигнал кутової швидкості ω_{cm} визначається як похідна від вихідної координати

маточини колеса – кутового переміщення φ_{cm} ($\omega_{cm}(t) = \frac{d\varphi_{cm}(t)}{dt}$ або $\omega_{cm}(s) = \varphi_{cm}(s)s$)

шляхом введення в структурну схему ідеальної диференціюючої ланки s .

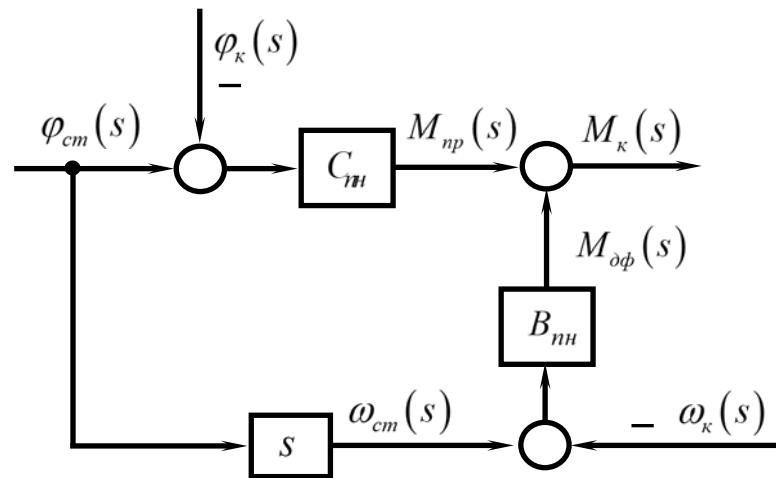


Рисунок 4.14 – Структурна схема пружної ланки з демпфером пневматика колеса

Інерційна ланка обода колеса

Складемо диференційне рівняння, яке описує інерційну ланку маточини колеса.

$$J_{\kappa} \frac{d^2 \varphi_{\kappa}(t)}{dt} = M_{\kappa}(t). \quad (4.13)$$

В операторній формі

$$J_{\kappa} \varphi_{\kappa}(s) s^2 = M_{\kappa}(s). \quad (4.14)$$

Передавальна функція маточини колеса матиме вигляд:

$$W_{\kappa}(s) = \frac{\varphi_{\kappa}(s)}{M_{\kappa}(s)} = \frac{1}{J_{\kappa} s^2}. \quad (4.15)$$

Виходячи з передавальної функції (4.15) визначимо вихідну координату цієї ланки – кутове переміщення φ_{κ} .

$$\varphi_{\kappa}(s) = \frac{M_{\kappa}(s)}{J_{\kappa} s^2}. \quad (4.16)$$

Важливо відзначити, що вихідною координатою маточини колеса є тільки кутове переміщення φ_{κ} , але й кутова швидкість ω_{κ} і прискорення ε_{κ} , які відносяться між собою наступним чином:

$$\begin{cases} \omega_{\kappa}(t) = \frac{d\varphi_{\kappa}(t)}{dt}, \\ \varepsilon_{\kappa}(t) = \frac{d^2 \varphi_{\kappa}(t)}{dt^2} = \frac{d\omega_{\kappa}(t)}{dt}. \end{cases} \quad (4.17)$$

В операторній формі залежності (4.17) матимуть вигляд:

$$\begin{cases} \omega_k(s) = \varphi_k(s) s, \\ \varepsilon_k(s) = \varphi_k(s) s^2 = \omega_k(s) s. \end{cases} \quad (4.18)$$

З урахуванням залежностей (4.18) складемо вирази для вихідних координат ланки:

$$\begin{cases} \omega_k(s) = \frac{M_k(s)}{J_k s}, \\ \varepsilon_k(s) = \frac{M_k(s)}{J_k}. \end{cases} \quad (4.19)$$

У відповідності з рівняннями (4.16), (4.18) та (4.19) складемо структурну схему маточини колеса, яка показана на рис. 4.15.

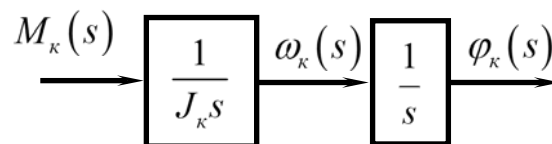


Рисунок 4.15 – Структурна схема обода колеса

У відповідності з отриманими фрагментами структурних схем всіх елементів досліджуваної пружної ЕМС (рис. 4.12-4.15) складемо загальну структурну схему системи в цілому (об'єднавши фрагменти), яка показана на рис. 4.16.

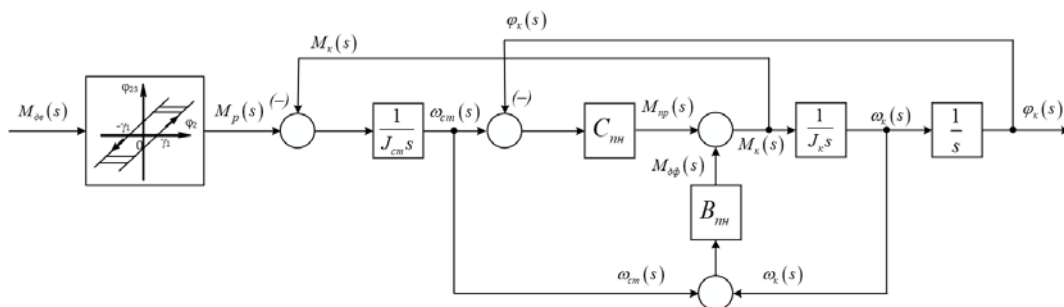


Рисунок 4.16 – Загальна структурна схема електромеханічної системи з урахуванням зазорів у редукторі та пружностей в пневматику колеса

Моделюючи пружну ЕМС використовується спрощена модель контуру регулювання швидкості СДПМ. Використовуючи припущення, покладені в основу розрахунку контуру струму, наведені в [77], загальну структуру регулювання швидкості можна звести до рис. 4.17. Комп'ютерна модель показана на рис. 4.18.

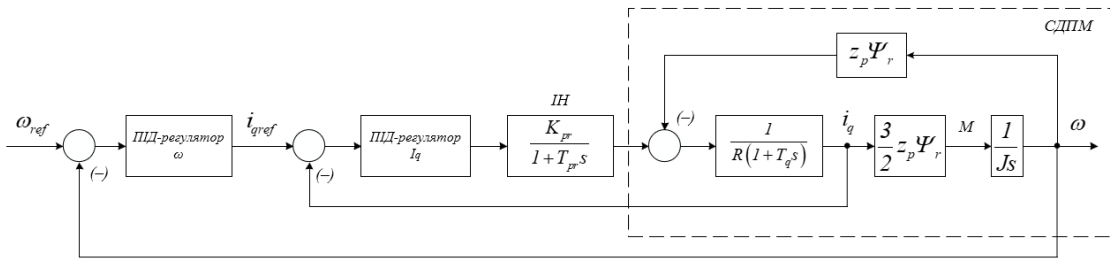


Рисунок 4.17 – Спрощена модель регулювання швидкості СДПМ

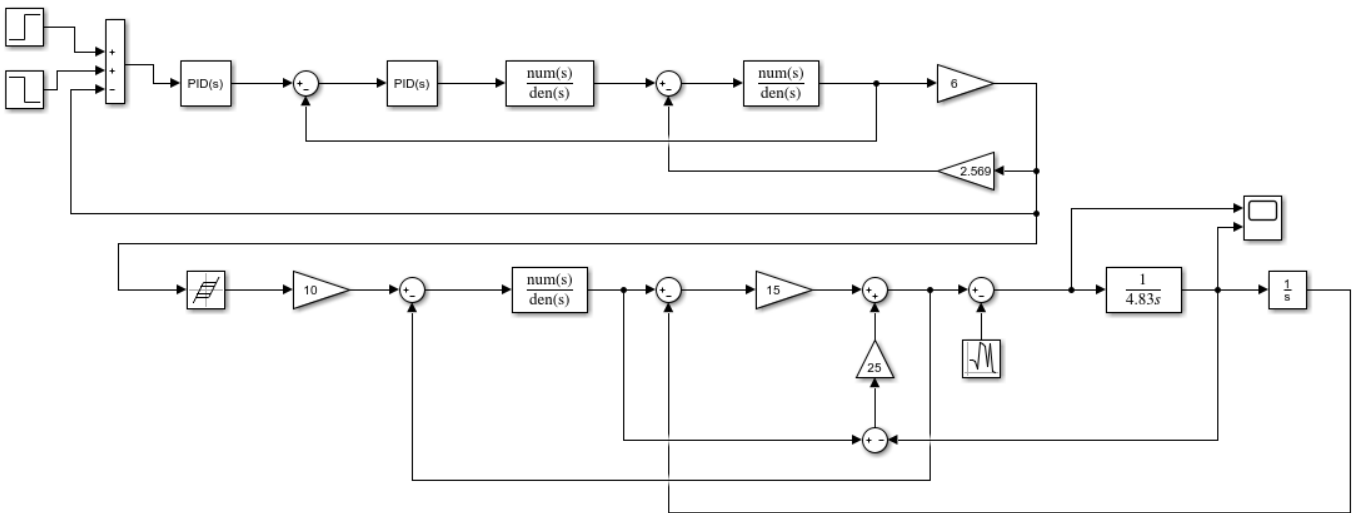


Рисунок 4.18 – Комп’ютерна модель багатомасової ЕМС колеса шасі літака

Результати моделювання

На рис. 4.19 показані перехідні процеси за швидкістю та моментом. Перерегулювання за швидкістю становить 14%. З перехідного процесу за моментом видно, що двигун може перейти в генераторний режим під дією зовнішніх впливів, що є недопустимим в процесі функціонування системи на початковому етапі руху літака.

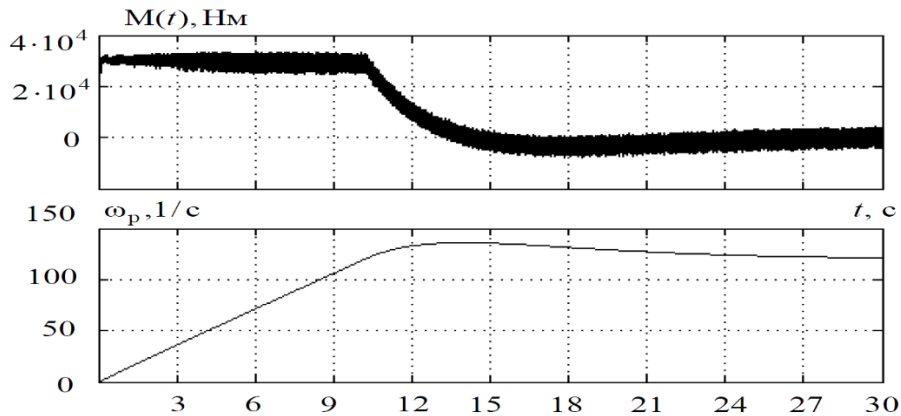


Рисунок 4.19 – Перехідні процеси за швидкістю та моментом

4.3.2 Синтез адаптивного нечіткого регулятора

Враховуючи, що в процесі функціонування системи можуть змінюватись параметри, в якості регулятора швидкості використовується адаптивний FLC, показаний на рис. 3.10, з двома вхідними сигналами за різницею між заданою і поточною швидкостями колеса.

Структура FLC координатного і виконавчого рівня є найбільш простими. В загальному випадку вони мають два нечітких входи – помилку регулювання швидкості $e(kT)$ і її похідну (прискорення) $\sigma(kT)$.

На виході першого суматора формується сигнал помилки $e(kT)$, за яким розраховується її похідна $\sigma(kT)$. Обидва сигнали після масштабування надходять на вхід FLC. Для фазифікації ЛЗ «помилка» і «похідна помилки» використовуються сім функцій належності трикутної форми, для фазифікації ЛЗ «вихідний сигнал» – дев'ять функцій належності трикутної форми, вони показані на рис. 4.20.

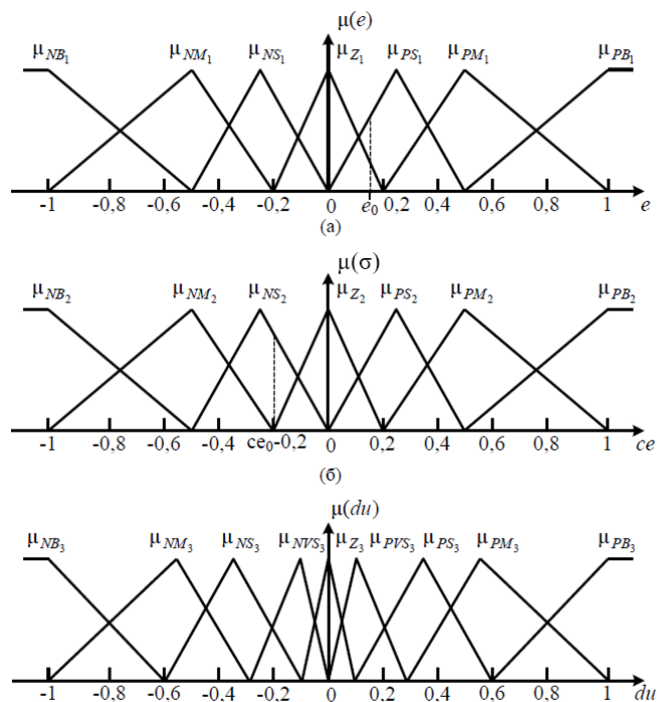


Рисунок 4.20 – Функції належності нечітких змінних: сигналу помилки за кутовою швидкістю (а), сигналу помилки за похідною кутової швидкості (б), сигналу нечіткого управління

При надходженні на вхід FLC-сигналів помилки і її похідної виконується операція фазифікації, в результаті чого визначаються активні функції належності відповідних лінгвістичних змінних. При цьому визначаються від 2 до 4 активних

функцій належності, в залежності від значення сигналу, що надходить. У базі правил шукаються правила, посилки яких включають поєднання активних функцій належності, тобто:

$$\mu_r(e(kT), \sigma(kT)) = \min\{\mu_i(e(kT)), \mu_i(\sigma(kT))\} > \eta,$$

де η – параметр, який визначає «грубість» операції пошуку.

При цьому в БА заздалегідь розрахована величина зсуву функцій належності для вихідного сигналу FLC. Для активних правил виконується зсув функцій належності вихідного сигналу FLC.

Розраховуються координати центрів $c_j(kT)$ функцій належності вихідного сигналу в момент часу kT у відповідності з виразом (4.20).

$$c_j(kT) = c_j(kT - T) + \psi b_u(kT) \quad (4.20)$$

де $c_j(kT - T)$ – центри тяжіння функцій належності активного стану на попередньому такті; Ψ – модифікатор величини зміни.

Далі продовжується виконання стандартного алгоритму нечіткого виводу Мамдані. Таким чином виконується заповнення бази правил (на початку база правил порожня) і визначається положення функції належності сигналу FLC в режимі нормального функціонування ОУ.

Формування вихідного сигналу FLC здійснюється на основі бази правил, наведеної в табл. 4.2.

Таблиця 4.2 – База правил FLC

| $e(kT) \backslash \sigma(kT)$ | NB_1 | NM_1 | NS_1 | Z_1 | PS_1 | PM_1 | PB_1 |
|-------------------------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| NB_2 | NB_3 | NB_3 | NB_3 | NM_3 | NS_3 | NVS_3 | Z_3 |
| NM_2 | NB_3 | NB_3 | NM_3 | NS_3 | NVS_3 | Z_3 | PVS_3 |
| NS_2 | NB_3 | NM_3 | NS_3 | NVS_3 | Z_3 | PVS_3 | PS_3 |
| Z_2 | NM_3 | NS_3 | NVS_3 | Z_3 | PVS_3 | PS_3 | NM_3 |
| PS_2 | NS_3 | NVS_3 | Z_3 | PVS_3 | PS_3 | NM_3 | NB_3 |
| PM_2 | NVS_3 | Z_3 | PVS_3 | PS_3 | NM_3 | NB_3 | NB_3 |
| PB_2 | Z_3 | PVS_3 | PS_3 | NM_3 | NB_3 | NB_3 | NB_3 |

В якості еталонної моделі доцільно скористатися моделлю, структурна схема якої зображена на рис. 4.18, параметри якої відомі. Це пов'язано з тим, що при налаштуванні ПД-регуляторів ми надали системі бажаний вигляд перехідних процесів.

Результати моделювання

На рис. 4.21 показані перехідні процеси за швидкістю та моментом. Перерегулювання за швидкістю майже відсутні, час регулювання зменшився. З перехідного процесу за моментом видно, що двигун вже не переходить в генераторний режим, час регулювання також зменшився, але коливання залишились. Це пов'язано з впливом на колесо шасі з боку стійки на якій присутні демпферні пристрої та літака, які під час руху мають вплив на динаміку колеса.

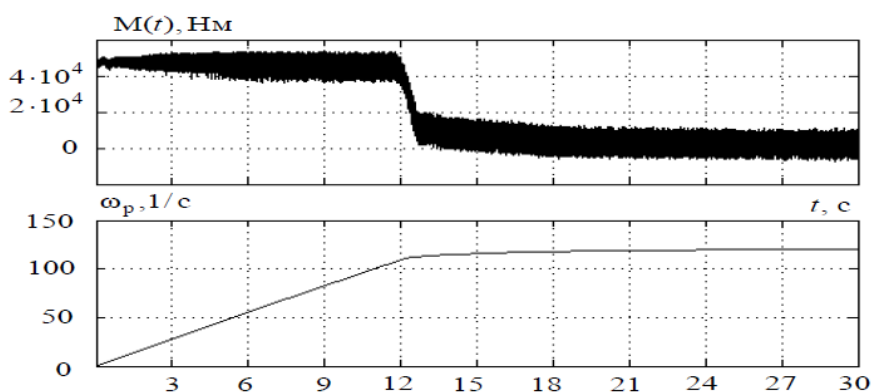


Рисунок 4.21 – Перехідні процеси за швидкістю та моментом

4.4 Висновки до розділу 4

1. Випробування моделі тягового електропривода на основі векторного керування СДПМ показало, що такий електропривод має чудові показники якості в перехідних процесах і його доцільно використовувати в якості системи електричного руління.
2. Розроблена імітаційна модель рульової системи літака підтвердила свою ефективність, як заміника традиційних способів руління літаком.
3. Запропонований адаптивний нечіткий регулятор забезпечує високі показники якості управління при різних впливах і змінних параметрах ЕМС. Робастні властивості системи управління дозволяють використовувати регулятор для об'єктів з невизначеною моделлю, так як методика пропонує просту і обґрунтовану настройку його параметрів.

РОЗДІЛ 5

РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЕКТУ

5.1 Цілі та етапи реалізації стартап-проекту

На початку розроблення стартап-проекту доцільно обґрунтувати цілі етапів його реалізації (табл. 5.1).

Таблиця 5.1 – Цілі основних етапів реалізації стартап-проекту

| <i>Етапи реалізації стартап-проекту</i> | <i>Цілі етапів реалізації стартап-проекту</i> |
|--|--|
| Початковий етап стартап-проекту | Дослідження потреб та запитів споживачів, суперечностей та технологічних недосконалостей діючих продуктів-аналогів конкурентного середовища |
| Етап обґрунтування актуальності та новизни інноваційної ідеї | Задоволення нових потреб споживачів, подолання певних суперечностей поточних технологічних процесів, вдосконалення діючих технологій та устаткування тощо |
| Етап аналізу конкурентного середовища | Виявлення можливих конкурентів-виробників, які виготовляють схоже обладнання або пропонують схожі технології та здійснення порівняльного аналізу техніко-економічних переваг та недоліків реалізації пропонованої ідеї |
| Етап обґрунтування ресурсного забезпечення проекту | Визначення необхідних матеріальних, трудових, капітальних ресурсів, ключових процесів, технологій, обладнання та реалізації проекту в часі і просторі |
| Етап фінансового забезпечення реалізації проекту | Обґрунтування собівартості та ціни реалізації інноваційної ідеї |
| Інвестиційний етап реалізації стартап-проекту | Пошук потенційних інвесторів фінансування стартап-проекту |
| Маркетинговий етап реалізації проекту | Обґрунтування каналів збуту продукту стартап-проекту, залучення потенційних споживачів, формування необхідних сегментів ринку |

5.2 Обґрунтування актуальності та новизна інноваційної ідеї

Обґрунтування інноваційної ідеї зумовлює необхідність окреслення її актуальності для подолання виявлених суперечностей, вивчення та характеристики нових потреб і запитів споживачів, які будуть покладені в основу розроблення інноваційної ідеї, технології, обладнання, їх виробництва та продажу в ході реалізації стартап-проекту. Водночас доцільно охарактеризувати основні переваги пропонованого обладнання або технології, а також вигоди від їх використання споживачами.

Інноваційністю ідеї є розвиток концепцій “більш електричного літака” і “повністю електричного літака”; заострення уваги суспільства до екологічної ситуації, значна частина якої пов’язана з викидами в межах аеропортів.

Сьогодні до повітряних суден висуваються нові вимоги, вони повинні відповідати новому технічному рівню, і ключовим напрямком тут стає перехід до концепції спочатку більш, а потім повністю електричного літака.

Перехід характеризується заміною існуючих технологій і впровадженням в авіабудування технологій ХХІ століття.

Розвиток концепції “більш електричного літака” – це майбутнє авіації, і, якщо Україна не буде рухатися в цьому напрямку, допустиме суттєве відставання від світових лідерів. Зараз в світі вже існують чотири літаки, оснащені пропонованою системою, Airbus вже випустив перший серійний літак в 2016 р.

Система наземного пересування ПС з електроприводом колеса на даний момент є однією з перших, створених в рамках цієї концепції. Вона включає в себе електропривод, інтегрований в шасі. Економія при використанні системи наземного пересування ВС з електроприводом колеса може скласти до 3,5 долара на пасажира за політ, а економія палива - до 200 літрів за процедуру зльоту.

Результати узагальнені в табл. 5.2.

Таблиця 5.2 – Актуальність та новизна ідеї стартап-проекту

| Зміст ідеї | Напрямки застосування | Переваги та вигоди споживача |
|---|--|--|
| Інтеграція електроприводу в стійку шасі | <ul style="list-style-type: none"> ➤ Середньоміагістральні літаки – від 2500 до 6000 км; ➤ Близькомагістральні літаки – від 1000 до 2500 км; | Рух літака хвостом вперед; без використання основних двигунів і перонних тягачів |
| | | Зменшення ваги бортового обладнання – не менше ніж на 3,5 т |
| | | Підвищена паливна економічність на 15-20% (економія часу роботи маршових двигунів до 40 хв.) |
| | | Економія палива до 200 л на зліт |
| | | Підвищений ресурс і надійність літака |
| | | Знижена вартість експлуатації літака |
| | | Покращені льотно-технічні характеристики |
| | | Спрощення системи управління літаком |
| | | Покращені екологічні характеристики |
| | | Скорочений час очікування в аеропорту |
| | | Скорочення злітної та посадкової дистанції |
| | | Покращення маневреності на землі |

5.3 Аналіз конкурентного середовища

Протягом останнього десятиліття численні компанії та дослідницькі установи запропонували ряд різних електричних систем руління. Деякі з них збираються вийти на ринок протягом наступних кількох років, тоді як інші системи були розроблені та перевірені, і незабаром стануть комерційно доступними.

На сьогоднішній день конкурентів щодо пропонованої системи на українському ринку немає, але вони присутні на світовому ринку, серед них: *WheelTug* (США), спільне підприємство компаній *Honeywell Int. Inc.* (США) та *Safran S.A.* (Франція), *L3 Magnet-Motor GmbH* (Німеччина), *Німецький аерокосмічний центр*, *Delos Aerospace*

(США) і *Холдинг «Технодинамика»* (Росія). Загалом системи цих виробників подібні, але мають свої особливості.

Електричні двигуни розробляються як двигуни з колісними приводами, які розташовані в передній або головній стійках шасі літака. Джерело енергії залежить від відповідних вимог до системи. Різні застосування пропонують різноманітні рішення для відповідних систем накопичення енергії, які живлять електродвигуни електричною енергією через контролери.

У деяких системах використовується модифікований допоміжний енергоблок (ДСУ), який вже встановлений у кожному стандартному комерційному літаку і який зазвичай розташований в задній частині літака. Інші системи пропонують звичайні системи накопичення електричної енергії на базі акумуляторів (СЗЕ) або навіть паливних елементів.

У 2005 році компанія *WheelTug* провела перше публічне підтвердження концепції системи електричного руху. Система *WheelTug* спроектована як система *Front Gear Electric Taxiing*. Через п'ять років другу серію випробувань було проведено з *Boeing B737-800* в аеропорту Праги [8]. Метою цієї серії випробувань було отримання подальших вимог до проектування системи при роботі в складних погодних умовах, тобто снігу та льоду на руліжних доріжках. Наразі система перебуває на стадії остаточного проектування [9, 10, 11].

Найбільш помітною є система електричного рульового управління, яка є спільним підприємством аерокосмічного підрозділу *Honeywell Int. Inc.* як компанія з досвідом роботи в авіаційних ДСУ, і *Safran S.A.* як провідна компанія в системах ходової частини літальних апаратів – найбільш видатна і зріла система на ринку. СЕРУ інтегрована у головне шасі, яка працює на модифікованому ДСУ (рис. 5.1). Після першої демонстрації тестового продукту на Паризькому авіашоу в 2013 р., *Airbus S.A.S.* підписали договір про використання СЕРУ на літаках *A320* [7, 12, 13].



Рисунок 5.1 – Система СЕРУ від Honeywell Int. Inc. та Safran S.A.

Третім конкурентом для електричних рульових систем є система «Зеленого таксі» від компанії *L3 Magnet-Motor GmbH*. Система, оснащена двигунами з постійними магнітами, аналогічна системі від Honeywell і Safran, інтегрована в головну стійку. Живлення забезпечується ДСУ. Початковий тест був проведений на Airbus A320-200 у Франкфуртському аеропорту в грудні 2011 р. [14].

Німецький аерокосмічний центр презентував електричну систему руління Front Gear Electric, яка працює на паливних елементах. Система містить два електродвигуни з постійними магнітами, один двигун для кожного переднього зубчастого колеса, а також систему перемикання планетарної коробки передач для перемикання між двома різними передавальними числами. Високий коефіцієнт передавального відношення дозволяє передавати необхідний крутний момент на колеса при рулінні на землі при більш низьких швидкостях, а низьке передавальне відношення використовується для розкручування коліс перед дотиком колеса для зменшення зносу шин (рис. 5.2).



Рисунок 5.2 – Демонстраційний стенд електроприводу колеса, розроблений німецьким аерокосмічним центром

Початкові системні випробування проведені на літаку Airbus A320 на аеродромі в Гамбурзі у 2011 р. [12, 15].

Система компанії *Delos Aerospace* націлена на повний рух на землі, який включає в себе штовхання і руління. Система дозволяє проводити електромагнітне гальмування після приземлення. Процес гальмування забезпечує регенерацію електричної потужності, оскільки електричні двигуни переводяться в режим генератора. Відповідна бортова система СЗЕ захопить згенеровану енергію та використає її для руління на землі та / або інших бортових систем. Крім того, СЕР дозволяє розкручувати колеса перед приземленням, щоб зменшити зношення шин при дотику до землі під час посадки [16].

Холдинг «Технодінаміка» продемонстрував інноваційну розробку в Росії: систему наземного пересування ВС з електроприводом колеса.

Система є аналогічною до системи Honeywell та Safran S.A., але інтегрована в головну стійку шасі (рис. 5.3) [17].



Рисунок 5.3 – Електропривод колеса шасі від Холдингу «Технодінаміка»

Результати аналізу узагальнені в табл. (див. дод. Б).

Водночас, в ході реалізації стартап-проекту доцільно здійснити SWOT-аналіз потенційних загроз та можливостей реалізації проекту, визначивши сильні та слабкі сторони, а також його можливості та загрози. SWOT-аналіз дозволяє упорядкувати процес формування бізнес-ідеї.

Потенційні внутрішні переваги (сильні сторони) можуть бути визначені як використання переваг організаційно-правової форми організації бізнесу, наявні конкурентні переваги (унікальність); найважливіші відмінності в компетенції щодо певної діяльності, інноваційність; сприяння зростанню чисельності цільових груп споживачів чи їхній лояльності; концентрація на швидко зростаючих сегментах ринку; увага до зниження витрат; вища за середню рентабельність і прибутковість;

вищі за середні технологічні та інноваційні навички (компетентності); творчий, підприємницький менеджмент тощо.

Потенційними внутрішніми недоліками (слабкі сторони) можуть бути такі: відсутність знань організаційно-правових форм організації бізнесу; відсутність реальних конкурентних переваг; нижчі за середні темпи зростання; брак деяких ключових навичок для ефективної конкуренції; брак фінансових ресурсів, недостатня прибутковість; втрата репутації у споживачів; розміри виробництва надто малі, щоб впливати на ринкову ситуацію, або занадто великі, тому починається «хвороба великих компаній»; відсутність реальних особливих навичок у галузі менеджменту, брак талантів; відсутність міцної позиції, щоб боротися із загрозами, тощо.

До потенційних зовнішніх можливостей можна віднести такі: розвиток економіки країни; соціально-політична стабільність; доступність інвестицій та кредитів; обслуговування додаткових груп споживачів; входження в нові ринки (сегменти); розширення виробництва для задоволення потреб споживачів; споріднена диверсифікація; товари з доповненнями (неспоріднена диверсифікація), що закупаються; вертикальна інтеграція; можливість руху в бік більш привабливих стратегічних груп; розвинутий фондовий та інші фінансові ринки; розвинуті ринки know-how.

Потенційні зовнішні загрози: високі темпи інфляції; велика ймовірність виникнення нових конкурентів, зокрема іноземних; уповільнений темп зростання ринку або його спад; зростання тиску конкурентів; технологічні прориви в інших країнах, що зменшують конкурентоспроможність вітчизняної продукції; виникнення труднощів під час укладання договорів із постачальниками та споживачами; зміни в потребах споживачів; негативні демографічні зміни; соціально-політична нестабільність.

Результати SWOT-аналізу доцільно узагальнити у відповідній матриці (табл.5.3).

Таблиця 5.3 – Матриця SWOT-аналізу

| <i>S (strength) – Сильні сторони</i> | <i>W (weaknesses) – Слабкі сторони</i> |
|--|---|
| <ul style="list-style-type: none"> ➤ унікальність; ➤ інноваційність; ➤ сприяння зростанню чисельності цільових груп споживачів чи їхній лояльності; ➤ концентрація на швидко зростаючих сегментах ринку; ➤ увага до зниження витрат; ➤ вища за середню рентабельність і прибутковість; ➤ вищі за середні технологічні та інноваційні навички; ➤ творчий, підприємницький менеджмент | <ul style="list-style-type: none"> ➤ відсутність знань організаційно-правових форм організації бізнесу; ➤ відсутність реальних конкурентних переваг; ➤ нижчі за середні темпи зростання; ➤ брак деяких ключових навичок для ефективної конкуренції; ➤ брак фінансових ресурсів, недостатня прибутковість; ➤ втрата репутації у споживачів; ➤ розміри виробництва надто малі, щоб впливати на ринкову ситуацію, або занадто великі; ➤ відсутність реальних особливих навичок у галузі менеджменту, брак талантів; ➤ відсутність міцної позиції, щоб боротися із загрозами |
| <i>O (opportunities) – Можливості</i> | <i>T (threats) – Загрози</i> |
| <ul style="list-style-type: none"> ➤ розвиток економіки країни; ➤ соціально-політична стабільність; ➤ доступність інвестицій та кредитів; ➤ обслуговування додаткових груп споживачів; ➤ входження в нові ринки (сегменти); ➤ розширення виробництва для задоволення потреб споживачів; ➤ споріднена диверсифікація; ➤ товари з доповненнями (неспоріднена диверсифікація), що закупаються; ➤ вертикальна інтеграція; ➤ можливість руху в бік більш привабливих стратегічних груп; ➤ розвинутий фондовий та інші фінансові ринки; ➤ розвинуті ринки know-how | <ul style="list-style-type: none"> ➤ високі темпи інфляції; ➤ велика ймовірність виникнення нових конкурентів, зокрема іноземних; ➤ уповільнений темп зростання ринку або його спад; ➤ зростання тиску конкурентів; ➤ технологічні прориви в інших країнах, що зменшують конкурентоспроможність вітчизняної продукції; ➤ виникнення труднощів під час укладання договорів із постачальниками та споживачами; ➤ зміни в потребах споживачів; ➤ соціально-політична нестабільність |

5.4 Обґрунтування ресурсного забезпечення проекту

Велике значення в досягненні прибутковості проекту мають економічні ресурси, які визначають характер функціонування, темпи та структуру розвитку підприємницької діяльності. Вони являють собою базу для економічного зростання. Тому має місце обґрунтування ресурсів стартап-проекту.

Матеріальні ресурси. Виробничі потужності (робочі й силові машини й устаткування); будівлі; транспортні засоби; передавальні пристрої; вимірювальні й регулюючі прилади й пристрої; обчислювальна техніка й програмні засоби до неї; інструмент; виробничий і господарський інвентар і приналежності.

Інтелектуальні ресурси. Патенти, авторські права, права на дизайнерську діяльність, виробничі таємниці, know-how, товарні знаки, знаки обслуговування.

Людські ресурси. Персонал. Штат учених і висококваліфікованих фахівців у сферах електроніки, авіабудування, автоматизації, механіки.

Інформаційні ресурси. Інформаційні технології.

Фінанси. Грошові кошти, кредитні лінії або фондний резерв для найму співробітників на керівні посади. Використання частини виручки на фінансування розробок на замовлення клієнтів, це є гарантією, що вони не стануть замовляти обладнання у конкурентів.

Вартість проекту об'єднує процеси планування, складання бюджету фінансування, власне фінансування, управління та контроль, які забезпечують виконання проекту в межах схваленого бюджету.

У ході контролю вартості проекту доцільно враховувати зміни витрат, які висувуються зацікавленими сторонами проекту, оскільки учасники проекту можуть обчислювати його вартість різними способами. Передусім це стосується необхідних для виконання операцій проекту вартості ресурсів. Водночас, в управлінні вартістю проекту доцільно прогнозувати вплив прийнятих управлінських рішень на його обслуговування та технічну підтримку, подальші поточні споживчі та експлуатаційні витрати та результати впровадження. Наприклад, обмеження кількості перевірок відповідності реального виконання конструкторським кресленням може знизити

вартість проекту, однак суттєво знизити його якість та підвищити експлуатаційні витрати замовника.

Обґрунтуємо та узагальнимо в табл. 5.4 величину необхідних капіталовкладень на реалізацію стартап-проекту.

Таблиця 5.4 – Обґрунтування капіталовкладень на реалізацію проекту

| <i>Статті капіталовкладень</i> | <i>Величина, тис. грн.</i> |
|--|----------------------------|
| <i>Прямі матеріальні затрати</i> | |
| витрати матеріалів | 240 |
| витрати комплектуючих виробів | 120 |
| витрати електроенергії | 55 |
| витрати на запасні частини | 50 |
| інші матеріальні витрати | 144 |
| <i>Прямі затрати на оплату праці виробничих працівників</i> | |
| заробітна плата виробничих працівників | 2640 |
| премії, заохочення, компенсаційні виплати виробничих працівників | 1000 |
| оплата відпусток виробничих працівників | 1000 |
| <i>Вартість основних фондів та нематеріальних активів виробничого призначення</i> | |
| початкова вартість задіяних у виробничому процесі основних засобів та необоротних нематеріальних активів (разом із транспортуванням, установкою та демонтажем) | 1045 |
| <i>Інші прямі витрати</i> | |
| витрати на дослідження та розробку інноваційних продуктів | 1740 |
| витрати на послуги сторонніх підприємств (охорона, реклама, оренда) | 1764 |
| витрати на оплату комунальних послуг | 48 |
| повернення інвестицій та їх обслуговування | 9768 |
| <i>Загальновиробничі витрати</i> | |
| витрати на управління виробництвом (оплата праці управлінського персоналу всіх підрозділів підприємства) | 540 |
| витрати на основні засоби та нематеріальні активи загальновиробничого призначення | 300 |
| витрати на вдосконалення технології й організації виробництва | 360 |
| витрати на опалення, освітлення, водопостачання, водовідведення та інше утримання виробничих приміщень | 660 |
| витрати на охорону праці, техніку безпеки і охорону довкілля | 180 |
| <i>Всього капіталовкладень на реалізацію проекту</i> | 21000 |

5.5 Ключові види діяльності та ключові партнери

Ключовими видами діяльності, направлених на реалізацію завдань проекту є інноваційна, виробництво та сервісне обслуговування. Детальніша інформація наведена в табл. 5.5.

Таблиця 5.5 – Ключові види діяльності

| <i>Діяльність</i> | <i>Опис</i> | <i>Результат</i> |
|-------------------|--|---|
| Інноваційна | Трансформація наукових досліджень і розробок, інших науково-технічних досягнень у новий чи покращений продукт введений на ринок, їх адаптацію до актуальних вимог | Новий продукт або продукт з новими якостями |
| Виробництво | Створення та збір авіаційної електротехнічної продукції | Авіаційна електротехнічна продукція |
| Сервіс | Доставка; установка, інструктаж по експлуатації; продажі додаткового або допоміжного обладнання та пристроїв; гарантійне обслуговування; наявність і надання запасних частин протягом усього терміну служби виробу; післягарантійне обслуговування | Тісна взаємодія виконавців і споживачів |

Всіма ключовими партнерами є українські організації, які є лідерами у сферах авіабудування, програмування та електромеханіки. Партнерство з якими може прискорити вихід пропонованої системи електричного руління на український ринок. Інформація про партнерські організації наведена в табл. 5.6.

Таблиця 5.6 – Інформація про партнерські організації

| | <i>Мотор Січ</i> | <i>Свіалком</i> | <i>Антонов</i> | <i>Селком Електронік</i> |
|-------------|---|---|---|---|
| Повна назва | ПАТ «Мотор Січ» | ТОВ «Свіалком» | ДП «Антонов» | ТОВ «Селком Електронік» |
| Адреса | м. Запоріжжя, пр-т Моторобудівників, 15 | м. Київ, вул. Академіка Заболотного, 56 | м. Київ, вул. Академіка Туполева, 1 | м. Київ, вул. Глубочицька, 17А, корп. 2 |
| Телефон | (061)720-44-68 | (044) 247-52-12 | (044) 454-32-33 | (044)277-62-80 |
| E-mail | service@motorsich.com | info@svialcom.net | support@antonov.com | selcom@selcom.ua |
| Завдання | ДСУ | Програмне забезпечення | Тестування | Авіаційні акумулятори |

5.6 Фінансове обґрунтування стартап-проекту

Означений етап реалізації стартап-проекту передбачає обґрунтування необхідних витрат, формування на їх основі собівартості реалізації бізнес-ідеї стартап-проекту та формування її ціни. Витратне обґрунтування ціни товару передбачає обґрунтування собівартості виробництва товару. Собівартість узагальнює витрати підприємства на виробництво і реалізацію товару. Положення бухгалтерського обліку – 16 «Витрати» [78], найбільш узагальнений підхід до класифікації витрат, передбачає п'ять економічних елементів (табл. 5.7).

Таблиця 5.7 – Витрати виробництва за економічними елементами

| | |
|---|---|
| Виробнича собівартість продукції | Прямі матеріальні затрати: <ul style="list-style-type: none"> – витрати сировини й матеріалів; – витрати комплектуючих виробів; – витрати палива й енергії; – витрати запасних частин; – інші матеріальні витрати; |
| | Прямі затрати на оплату праці: <ul style="list-style-type: none"> – заробітна плата за ставками і тарифами; – премії, заохочення, компенсаційні виплати, оплата відпусток; – оплата іншого невідпрацьованого часу; – інші витрати на оплату праці. |
| | Соціальні відрахування до Пенсійного фонду – 22% по заробітній платі |
| | Амортизація основних фондів та нематеріальних активів для власного виробничого призначення: <ul style="list-style-type: none"> – амортизація основних засобів та необоротних нематеріальних активів; – амортизація інших необоротних матеріальних активів;. |
| | Інші прямі витрати: <ul style="list-style-type: none"> – витрати на дослідження та розробки; – вартість робіт, послуг сторонніх підприємств та комунальних послуг; – вартість оренди, повернення інвестицій та їх обслуговування. |
| | Загальновиробничі витрати |

5.6.1 Прямі матеріальні витрати

Відповідно до П(С)БО 16 «Витрати» обґрунтуємо прямі матеріальні витрати на одиницю продукції – витрати на матеріали, комплектуючі, паливо, енергію, комунальні послуги, запасні частини, малоцінні необоротні витрати (МНМА). Останні згідно з П(С)БО-7 «Основні засоби» – спеціальні інструменти, пристрої, предмети, термін використання яких більше одного року [78]. Підприємствам надано самостійне право відносити до складу МНМА інструменти та пристрої вартістю до 6 тис. грн. Вони можуть списуватися на собівартість одноразово.

Для обґрунтування витрат електроенергії річний обсяг спожитої електроенергії визначається за формулою:

$$W = \frac{P \cdot K_m \cdot n_{zm} \cdot T_{zm} \cdot K_t \cdot n_{dn}}{\eta_{де}}, MBt \cdot год, \quad (5.1)$$

де P – номінальна потужність електродвигуна, КВт;

K_m – коефіцієнт використання двигуна за потужністю (при відсутності конкретних даних приймають 0,8);

n_{zm} – кількість змін роботи обладнання протягом доби;

T_{zm} – тривалість зміни, год;

K_t – коефіцієнт попиту (при відсутності конкретних даних приймають 0,4);

n_{dn} – кількість робочих днів у році;

$\eta_{де}$ – коефіцієнт корисної дії електродвигуна (при відсутності конкретних даних приймають 0,85).

$$W = 82 MBt \cdot год.$$

Водночас, витрати на електроенергію спрощено визначаються за формулою:

$$C_{ел.ен.} = W \cdot a, \quad (5.2)$$

де a – тарифна вартість електроенергії, грн/МВт·год, $a = 557,24 \text{ грн} / MBt \cdot год$.

$$C_{ел.ен.} = 45,6 \text{ тис. грн} / MBt \cdot год.$$

Означені витрати узагальнимо в табл. 5.8.

Таблиця 5.8 – Прямі матеріальні витрати

| <i>№ п/п</i> | <i>Назва ресурсу</i> | <i>Од. вим.</i> | <i>Ціна</i> | <i>Кількість ресурсу</i> | <i>Потреба на рік</i> |
|------------------|---|-------------------------|-------------|--------------------------|-----------------------|
| 1. | Витрати матеріалів | тис. грн | 20 | 1000 | 240 |
| 2. | Витрати купівельних комплектуючих виробів | тис. грн | 100 | 100 | 120 |
| 3. | Електроенергія | тис. грн/МВт·год | 45,6 | 100 | 55 |
| 4. | Комунальні послуги | тис. грн/м ² | 10 | 300 | 36 |
| 5. | МНМА | | 6 | 2000 | 144 |
| Всього: | | тис. грн | | | 595 |

5.6.2 Витрат на оплату праці

Даний крок роботи передбачає аналіз структури персоналу підприємства та розмежування працівників, оплата праці яких здійснюється на основі посадових окладів (їх відносять до умовно-постійних витрат підприємства) та працівників, оплата праці яких – відрядна з урахуванням розряду працівника (їх відносять до умовно-змінних витрат підприємства). До фонду оплати праці підприємства крім заробітної плати персоналу входять і нарахування підприємства по заробітній платі до Пенсійного фонду [79].

Фонд оплати праці (ФОП) – це сукупність заробітної плати працівників підприємства разом із соціальними відрахуваннями до пенсійного фонду, який визначається за формулою:

$$FOП = ЗП + \text{Нарахування до Пенсійного фонду, грн}, \quad (5.3)$$

де ЗП – величина сукупної заробітної плати працівників підприємства, грн

Нарахування до Пенсійного фонду становлять 22%.

Проектом передбачається *погодинно-преміальна* форма оплати праці.

Зазначимо, що з 1 січня 2019 року мінімальна заробітна плата в Україні становить 4173 в місяць.

Водночас зазначимо, що оплата праці виробничих працівників здійснюється відповідно законодавчо закріпленої єдиної тарифної сітки розрядів і коефіцієнтів з оплати праці працівників установ, закладів та організацій окремих галузей бюджетної сфери.

Погодинно-преміальна оплата праці враховує кількість відпрацьованого працівником часу та преміальні виплати за якісну і напружену працю та обчислюється за формулою:

$$ЗП_{\text{погод-прем}} = TC \cdot t + П, \text{ грн}, \quad (5.4)$$

де t – кількість відпрацьованих працівником годин, год;

TC – тарифна ставка оплати праці, грн/год;

$П$ – преміальні виплати за якісну напружену працю, грн.

Дані структури персоналу та фонду оплати праці узагальнюємо в табл. 5.9.

Таблиця 5.9 – Структура персоналу та ФОП

| № п/п | Посада | Форма оплати | Кількість працівників | Заробітна плата (тис. грн) | |
|--|----------------------------|----------------------|--------------------------|-------------------------------|-------------|
| | | | | за місяць | за рік |
| Адміністративно-технічний персонал | | | | | |
| 1. | Директор | Погодинно-преміальна | 1 | 40 | 480 |
| 2. | Головний інженер | Погодинно-преміальна | 4 | 30 | 360 |
| 3. | Начальник підрозділу | Погодинно-преміальна | 5 | 20 | 240 |
| 4. | Проектувальник | Погодинно-преміальна | 10 | 15 | 180 |
| 5. | Начальник виробничого цеху | Погодинно-преміальна | 5 | 20 | 240 |
| 6. | Науково-дослідний персонал | Погодинно-преміальна | 10 | 30 | 360 |
| 7. | Виробничий персонал | Погодинно-преміальна | 15 | 10 | 120 |
| 8. | Системний адміністратор | Погодинно-преміальна | 2 | 15 | 180 |
| Всього | | | | 180 | 2160 |
| Соціальні відрахування до Пенсійного фонду | | | | 40 | 480 |
| ФОП | | | | 220 | 2640 |

5.6.3 Обґрунтування вартості задіяних основних фондів та амортизаційних відрахувань

Згідно з П(С)БО 7 “Основні засоби” до основних фондів підприємства відносять:

1) основні засоби: (земельні ділянки, капітальні витрати, пов’язані з їх поліпшенням, будинки, споруди, передавальні пристрої, машини, обладнання, транспортні засоби, інструменти, прилади, інвентар, робочу і продуктивну худобу, багаторічні насадження, інші основні засоби; 2) інші необоротні матеріальні активи (бібліотечні фонди, малоцінні необоротні матеріальні активи (МНМА), тимчасові споруди,

природні ресурси, інвентарну тару тощо) Як зазначалося вище МНМА можуть списуватися одноразово на собівартість [78].

Відповідно до п. 14.1.138 Податкового кодексу України [78], основні фонди – це матеріальні активи підприємства, вартість яких перевищує 6000 грн., призначені власником для використання в господарській діяльності терміном більше, ніж рік з дати введення в експлуатацію. Їх вартість постійно зменшується у зв'язку з фізичним і моральним зносом. Цей процес називається амортизацією. Таким чином, амортизація – процес поступового переносу вартості основних фондів, нематеріальних активів підприємства на готову продукцію, роботи, послуги у межах діючих норм амортизаційних відрахувань.

Національний стандарт пропонує підприємству обрати один із п'яти методів для розрахунку амортизації об'єкта основних засобів. Метод амортизації підприємство обирає самостійно. Однак, прямолінійний метод найпоширеніший на практиці. Причина цьому – простота. За цим методом річна сума амортизації визначається діленням вартості, яка амортизується, на очікуваний період часу використання об'єкта основних засобів. Метод передбачає рівномірний розподіл амортизаційних відрахувань протягом корисного терміну експлуатації об'єкта основних засобів до досягнення ним ліквідаційної вартості [79]:

$$H_a = \frac{100\%}{T_{cl}}, \quad (5.5)$$

де H_a – норма амортизації;

T_{cl} – термін експлуатації об'єкта основних засобів.

Вартість проведення основних і допоміжних робіт визначають за діючими прейскурантами та окремими розцінками. Водночас, витрати на проведення поточних ремонтів обладнання та запасні частини для їх проведення становлять відсоток вартості обладнання та складають загальну вартість їх використання. При визначенні капітальних витрат враховують вартість необхідного обладнання, приладів, апаратів тощо з урахуванням витрат на доставку і монтаж обладнання на виробничій ділянці; будівництво, розширення або переобладнання виробничих будівель, споруд або окремих їх частин, пов'язаних з введенням у дію пропонованого в проекті обладнання.

Узагальнимо вартість основних фондів та амортизаційних відрахувань у табл. 5.10.

Таблиця 5.10 – Обґрунтування вартості амортизаційних відрахувань основних фондів

| <i>Назва об'єкта</i> | <i>Кількість, шт.</i> | <i>Вартість, тис. грн</i> | <i>Річна норма амортизації, %</i> | <i>Амортизаційні відрахування, тис. грн</i> |
|--------------------------------|-----------------------|---------------------------|-----------------------------------|---|
| Будівлі | 3 | 204500 | 5 | 510 |
| Передавальні пристрої | 40 | 10 | 10 | 4 |
| Обладнання | 50 | 50 | 20 | 100 |
| Транспортні засоби | 3 | 7000 | 29 | 406 |
| Інструменти, прилади, інвентар | 40 | 10 | 25 | 25 |
| Всього | | | | 1045 |

5.6.4 Інші прямі витрати

До прямих інших прямих витрат належать витрати на дослідження та розробку, послуги сторонніх організацій, комунальні послуги та оренду, кредити та їх обслуговування, втрати від браку з технологічних причин, операційної курсової різниці, витрати штрафів тощо.

Узагальнимо інші прямі витрати в табл. 5.11.

Таблиця 5.11 – Обґрунтування прямих інших витрат

| <i>Види послуг</i> | <i>Джерело даних</i> | <i>Вартість послуг, тис. грн</i> | |
|---------------------------------|----------------------|----------------------------------|---------------|
| | | <i>на місяць</i> | <i>на рік</i> |
| 1. Охорона | Угода | 80 | 960 |
| 2. Реклама | Угода | 51 | 612 |
| 3. Оренда | Угода | 16 | 192 |
| 3. Транспортні витрати | Розрахунки | 78 | 936 |
| 4. Комунальні послуги | Розрахунки | 1 | 12 |
| 5. Дослідження і розробка | Розрахунки | 145 | 1740 |
| 6. Інвестиції та обслуговування | Розрахунки | 814 | 9768 |
| Всього: | | 1185 | 14220 |

5.6.5 Загальновиробничі витрати

Відповідно до П(С)БО – 16 «Витрати» до складу загальновиробничих витрат включаються [78]:

– Витрати на управління виробництвом (оплата праці апарату управління цехами, дільницями тощо; відрахування на соціальні заходи і медичне страхування апарату управління цехами, дільницями; витрати на оплату службових відряджень персоналу цехів, дільниць тощо);

– Амортизація основних засобів загальновиробничого (цехового, дільничого, лінійного) призначення;

– Витрати на утримання, експлуатацію та ремонт, страхування, операційну оренду основних засобів, інших необоротних активів загальновиробничого призначення.

– Витрати на вдосконалення технології й організації виробництва (оплата праці та відрахування на соціальні заходи працівників, зайнятих удосконаленням технології і організації виробництва, поліпшенням якості продукції, підвищенням її надійності, довговічності, інших експлуатаційних характеристик у виробничому процесі; витрати матеріалів, купівельних комплектуючих виробів, оплата послуг сторонніх організацій тощо);

– Витрати на опалення, освітлення, водопостачання, водовідведення та інше утримання виробничих приміщень;

– Витрати на обслуговування виробничого процесу (оплата праці загальновиробничого персоналу; відрахування на соціальні заходи, медичне страхування робітників та апарату управління виробництвом; витрати на здійснення технологічного контролю за виробничими процесами та якістю продукції, робіт, послуг);

– Витрати на охорону праці, техніку безпеки і охорону навколишнього природного середовища.

Узагальнимо загальновиробничі витрати в табл. 5.12.

Таблиця 5.12 – Загальновиробничі витрати

| <i>Види послуг</i> | <i>Джерело даних</i> | <i>Вартість послуг, тис. грн</i> | |
|--|----------------------|----------------------------------|---------------|
| | | <i>на місяць</i> | <i>на рік</i> |
| 1. Витрати на управління виробництвом | Розрахунки | 45 | 540 |
| 2. Амортизація основних засобів загальновиробничого призначення | Розрахунки | 25 | 300 |
| 3. Витрати на утримання, ремонт і т.д. | Розрахунки | 20 | 240 |
| 4. Витрати на вдосконалення технології й організації виробництва | Розрахунки | 30 | 360 |
| 5. Витрати на опалення, освітлення, водопостачання, водовідведення | Розрахунки | 15 | 180 |
| 6. Витрати на обслуговування виробничого процесу | Розрахунки | 20 | 240 |
| 7. Витрати на охорону праці і техніку безпеки | Розрахунки | 15 | 180 |
| Всього: | | 170 | 2040 |

5.6.6 Умовно-змінні витрати

До умовно-змінних витрат відносять витрати на виробництво певного виду продукції. Величина їх змінюється залежно від зміни обсягу випуску продукції. Умовно-змінні витрати узагальнимо в табл. 5.13.

Таблиця 5.13 – Умовно-змінні витрати підприємства

| <i>Статті витрат</i> | <i>Джерела даних</i> | <i>Витрати (тис. грн)</i> | |
|------------------------------|----------------------|---------------------------|---------------|
| | | <i>на місяць</i> | <i>на рік</i> |
| 1. Прямі матеріальні витрати | табл. 8 | 50 | 595 |
| 2. ФОП виробничого персоналу | табл. 9 | 10 | 120 |
| 3. Транспортні витрати | табл. 11 | 78 | 936 |
| Всього: | | 138 | 1651 |

5.6.7 Умовно-постійні витрати

До умовно-постійних виробничих витрат відносять витрати на обслуговування і управління виробництвом, які залишаються незмінними або майже незмінними при зміні обсягів діяльності. До них відносять: амортизаційні відрахування, Фонд оплати праці адміністративно-технічного персоналу з нарахуваннями, орендну плату підприємства, комунальний податок, збір за забруднення навколишнього природного середовища, витрати на пожежну сигналізацію тощо [80]. Розрахунок умовно-постійних витрат підприємства записують у табл. 5.14.

Таблиця 14 – Умовно-постійні витрати підприємства

| <i>Статті витрат</i> | <i>Джерела даних</i> | <i>Витрати, тис. грн</i> | |
|---|----------------------|--------------------------|---------------|
| | | <i>на місяць</i> | <i>на рік</i> |
| 1. ФОП адміністративно-технічного персоналу | табл. 9 | 38 | 450 |
| 2. Амортизаційні відрахування | табл. 10 | 87 | 1045 |
| 3. Оренда | табл. 11 | 16 | 192 |
| 4. Охорона | табл. 11 | 80 | 960 |
| 5. Реклама | табл. 11 | 51 | 612 |
| Всього: | | 272 | 3259 |

5.6.8 Обґрунтування собівартості інноваційної ідеї стартап-проекту

Собівартість інноваційної ідеї складається з умовно-змінних та умовно-постійних витрат.

Розрахунок собівартості узагальнимо в табл. 5.15.

Таблиця 5.15 – Обґрунтування собівартості товару

| <i>Статті витрат</i> | <i>Джерела даних</i> | <i>Витрати, тис. грн</i> | |
|---------------------------------------|----------------------|--------------------------|---------------|
| | | <i>на місяць</i> | <i>на рік</i> |
| 1. Умовно-змінні витрати | табл. 13 | 138 | 1651 |
| 2. Умовно-постійні (накладні) витрати | табл. 14 | 272 | 3259 |
| 3. Собівартість | стр. 1+стр. 2 | 410 | 4910 |

5.7 Обґрунтування рівня рентабельності (прибутковості) інноваційної ідеї

Відповідно до розділу 3 «Податок на прибуток підприємства» Податкового кодексу України, прибуток – це частина валового доходу підприємства (фірми) за винятком усіх витрат на виробничу та комерційну діяльність [78].

Відносна величина прибутку підприємства характеризується рівнем рентабельності. Рівень рентабельності це співвідношення прибутку до витрат виробництва, розрахованих у відсотках:

$$N_{np.} = \frac{П}{ВВ} \cdot 100\%, \quad (5.6)$$

де $П$ – прибуток підприємства, $ВВ$ – валові витрати.

Прибуток – це не арифметична ймовірність, яка визначається лише наприкінці звітного періоду (місяця, кварталу, року). Це специфічна мета підприємства, яка вимірюється кількісно, тому величину прибутку доцільно планувати та визначати з самого початку [79].

В умовах ринкової економіки величина прибутку повинна відображати відносини власності або інші фінансові зобов'язання, наприклад, оплату дивідендів власникам акцій або залучення кредиту тощо. Рекомендований розподіл прибутку підприємства за фондами такий:

- фонд розвитку виробництва (ФРВ) – 50%;
- фонд соціального розвитку (ФСР) – 25%;
- преміальний фонд (ПФ) – 10%;
- дивіденди засновникам – 15%.

Дані обґрунтування необхідного рівня прибутку інноваційної ідеї, для якої розраховується ціна узагальнюємо в табл. 5.16.

Таблиця 5.16 – Обґрунтування рівня рентабельності

| <i>Статті витрат</i> | <i>Джерело даних</i> | <i>Од. вимір.</i> | <i>Значення показників</i> |
|---|--|-------------------|----------------------------|
| 1. Собівартість одиниці продукції | табл. 15 | тис. грн | 410 |
| Обсяг виробництва в рік | Прогноз | | 200 |
| 2. Необхідний прибуток | пп.2.1+2.2+2.3+2.4 +2.5+ 2.6+2.7 | тис. грн | 18000 |
| 2.1. Кредитні засоби та їх обслуговування | Кредитна угода | тис. грн | 9768 |
| 2.2. Засоби ФРВ | Колективна угода | тис. грн | 4100 |
| 2.3. Засоби ФСР | Колективна угода | тис. грн | 2050 |
| 2.4. Засоби ПФ | Колективна угода | тис. грн | 820 |
| 2.5. Грошові виплати власникам підприємства | Колективна угода | тис. грн | 1230 |
| 2.6. Фінансовий резерв | (пп.2.1+2.2+2.3+ 2.4+2.5)·0,05/0,95 | тис. грн | 945 |
| 2.7. Податок на прибуток | (пп.2.1+2.2+2.3+ 2.4+2.5)·0,18 | тис. грн | 3234 |
| 3. Необхідний рівень рентабельності продукції | п.2 / п.1·100% | % | 97 |

5.8 Цільові групи потенційних споживачів

В обґрунтуванні потенційних споживачів доцільно виявити цільові групи (табл. 5.17), яким буде пропонуватися створене обладнання [81].

Таблиця 5.17 – Вибір цільових груп потенційних споживачів

| <i>Опис цільової групи потенційних клієнтів</i> | <i>Орієнтовний попит в межах цільової групи</i> | <i>Інтенсивність конкуренції в сегменті</i> | <i>Простота входу у сегмент</i> |
|---|---|---|---------------------------------|
| Авіакомпанії | Залежить від кількості експлуатаційних літаків | Немає | Простий |
| Авіабудівна промисловість | Залежить від кількості вироблених літаків | | Середній |

5.9 Канали збуту

Канали збуту — це сукупність фірм або окремих осіб, які виконують посередницькі функції щодо фізичного переміщення товарів і перебирають на себе або сприяють переданню права власності на товари на шляху їх просування від виробника до споживача. Незважаючи на те, що при використанні послуг посередників виробник певною мірою втрачає контроль за реалізацією товарів, більшість підприємців вважає вигідним залучення посередників. Необхідно визначитися або проводити збут

власними силами або залучати сторонніх посередників (власна або залучена система збуту); вибрати та обґрунтувати необхідність та вид посередників.

Необхідно визначитися з оптимальної системи збуту обладнання і описати процес продажу, який буде включати проведення комерційних переговорів, торгівельних семінарів, демонстрування можливостей обладнання та прогресивних методів їх експлуатації.


Каналами збуту є прямі канали пов'язані з транспортуванням товарів від виробника до споживача без використання посередників.

5.10 Бізнес-модель проекту

Розробка стартап-проекту – це створення бізнес-моделі комерціалізації науково-технічних розробок. Побудова конкурентної бізнес-моделі є ефективним інструментом вирішення поставлених у роботі задач і представляє структуру найважливіших елементів бізнес-проекту та є джерелом інноваційних ідей і підходів, які можуть бути застосовані в унікальному поєднанні компонентів [82, 83].

В табл. 5.18 представляємо структуру бізнес-моделі інноваційного обладнання.

Таблиця 5.18 – Структура бізнес моделі обладнання

| | | | | |
|--|---|---|---|---|
| <p><u>Ключові партнери</u></p> <ul style="list-style-type: none"> • Підприємства, що працюють в галузі електроніки та високих технологій • Підприємства, що виробляють електронні системи управління і автоматизації • Авіабудівні підприємства | <p><u>Ключові види діяльності</u></p> <p><u>Інноваційна діяльність</u> <u>Виробництво:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> • Електричних систем руління літаків • Електротехнічної продукції для авіабудівної промисловості <p><u>Ключові ресурси</u></p> <ul style="list-style-type: none"> • Матеріальні ресурси. Виробничі потужності, обладнання, транспортні засоби • Інтелектуальні ресурси. Патенти • Персонал. Підбір персоналу – штат учених і висококваліфікованих фахівців у сферах електроніки, авіабудування, автоматизації, механіки | <p><u>Ціннісні пропозиції</u></p> <ul style="list-style-type: none"> • Економія палива • Зменшення експлуатаційних витрат • Безпека обслуговуючого персоналу • Зменшення часу на обслуговування | <p><u>Взаємовідносини з клієнтами</u></p> <ul style="list-style-type: none"> • Індивідуальна робота з клієнтом • Послуги з розробки спільно з клієнтом • Підтримання комунікацій з клієнтом протягом всього часу виробництва <p><u>Канали комунікацій і збуту</u></p> <ul style="list-style-type: none"> • Прямі канали пов'язані з переміщенням товарів і послуг від виробників до споживачів без використання незалежних посередників | <p><u>Споживчі сегменти</u></p> <ul style="list-style-type: none"> • Авіакомпанії • Аеропорти • Авіабудівні підприємства  |
| <p><u>Структура витрат</u></p> <p>Зарплата співробітників, орендна плата, обслуговування виробництва, наукові дослідження, випробування, реклама</p> | | <p><u>Потоки надходження доходів</u></p> <p>Доходи від продажу, доставки, встановлення та обслуговування систем. Ліцензії. Потік доходу створюється за рахунок передачі прав на користування патентами на технології, навчання персоналу клієнтів</p> | | |

5.11 Висновки до розділу 5

У висновках узагальнюється проведений аналіз та зазначається: чи є можливість ринкової комерціалізації проекту (чи наявний попит, динаміка ринку, рентабельність роботи на ринку); чи є перспективи впровадження з огляду на потенційні групи клієнтів, бар'єри входження, стан конкуренції, конкурентоспроможність проекту; яку альтернативу (варіант) впровадження доцільно обрати для ринкової реалізації проекту; чи є доцільною подальша імплементація проекту.

У табл. 5.19 підводяться підсумки підготовки інноваційного стартапу та узагальнюються основні техніко-економічні показники.

Таблиця 5.19 – Узагальнюючі техніко-економічні показники

| <i>Показники</i> | <i>Значення</i> |
|---|-----------------|
| Річний випуск продукції, од. | 200 |
| Капіталовкладення, тис. грн. | 21000 |
| Собівартість продукції, тис. грн. | 410 |
| Ціна продукту, тис. грн | 550 |
| Прибуток, тис. грн. | 18000 |
| Рентабельність, % | 97 |
| Період повернення капіталовкладень, років | ≈ 8-9 |

ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі вирішена задача підвищення показників якості управління тяговим електроприводом рульової системи літака, схильного до впливу зовнішніх і параметричних впливів, шляхом розвитку методу управління на підставі застосування адаптивного нечіткого регулятора. Розроблені алгоритми управління забезпечують слабку чутливість до зміни параметрів електропривода.

1. Здійснено розрахунок динамічних параметрів літака, кінематичний аналіз, аналіз циклів руління та компонування системи.

2. Запропонована СЕР може замінити звичайні засоби для всіх операцій руління в аеропортах з аналогічними вимогами до продуктивності, пропонуючи переваги більш ефективного та якісного електрифікованого рушія на землі в порівнянні з традиційним рулінням. Крім того, СЕР може використовувати функціональні можливості рекуперації енергії завдяки рекуперативному гальмуванню, що ще більше покращить якість системи та споживання енергії.

3. Забезпечення заданого динамічного режиму системи при будь-яких параметричних і зовнішніх впливах з високою точністю, що обумовлює жорсткі вимоги до якості регулювання сучасних тягових приводів полягає в точній підтримці швидкості і моменту на заданому рівні.

4. На основі структурних схем досліджена динаміка багатомасової ЕМС з адаптивною нечіткою корекцією швидкості та моменту робочого органу (колеса шасі). Отримані в результаті комп'ютерного моделювання графіки підтвердили ефективність адаптивної нечіткої корекції контуру регулювання.

5. Впровадження СЕР є необхідним для того, щоб майбутні літаки досягли цілей 2050 року з точки зору оптимізації подорожей та відповідності політиці викидів в аеропортах. Тим не менш, реалістичне прогнозування, засноване на найбільш перспективних СЕР, наявних сьогодні, передбачало б такі сценарії:

1) Можна зекономити від 50 000 до 500 000 доларів на рік на літак.

2) Максимізація переваг, спричинених прийняттям СЕР, може бути досягнута шляхом чергування використання зовнішніх та бортових систем, виходячи з можливостей авіапарку та характеристик аеропортів.

ВИКЛИКИ ТА РЕКОМЕНДАЦІЇ

Виклики

Середня швидкість руху літака під час руління 35,2 км / год була визначена як мінімальна швидкість, яка не спричинила б заторів. Низькі середні швидкості можуть призвести до додаткових затримок літака. Зважаючи на те, що максимальна досяжна швидкість для всіх СЕР становить 42,6 км / год, швидше за все, час виїзду на вирулювання та зарулювання трохи збільшиться у випадку електричного руління. Отже, одним із викликів при впровадженні СЕР є зменшення загального часу наземного руху або принаймні його утримання порівняним із тим, який отримують за допомогою звичайного руління. Таким чином, ці системи можуть бути не вигідними з точки зору часу руління в аеропортах, де потрібні високі швидкості, або коли є чіткий шлях до ЗПС без частих зупинок і прискорень.

Одна з технічних проблем, пов'язаних із СЕР – це період нагрівання та охолодження реактивного двигуна. А саме, перед вильотом двигуни розігріваються протягом 5 хвилин до повного завантаження та охолодження перед вимиканням [84]. Таким чином, двигуни повинні бути включені щонайменше за 5 хвилин до зльоту. Перевірка, запуск та розігрів двигунів можуть бути виконані під час електричного руління. Тим не менше, це потенційне рішення може становити небезпеку для літака, що рухається позаду, через мікровибух реактивного двигуна під час пуску. Крім того, навіть якщо позаду літака немає іншого, цей варіант є сумнівним через обмеження потужності ДСУ. Дійсно, ДСУ в даний час не в змозі забезпечити достатню потужність для одночасного забезпечення бортової СЕР з максимальною швидкістю разом з іншим електричним навантаженням, таким як кондиціонування повітря, освітлення та стравлювання повітря. Тому в якості альтернативи слід розробити виділену зону біля ЗПС, де літак міг би зупинитися, вимкнути СЕР і безпечно ввімкнути основні двигуни. Введення такої зони ще більше ускладнить процедуру руління та інфраструктуру аеропорту. Нарешті, слід зазначити, що електричне руління не буде корисним в аеропортах, де час руління менше 5-ти хвилин упродовж прогрівання двигунів.

ГПП сприймається як недоречне місце для її встановлення, оскільки наявний простір дуже обмежений, а близькість механічних гальм є додатковим джерелом надлишку тепла. Крім того, залишки пилу та розривів можуть перекрити проходи повітряного охолодження, погіршуючи ефективність термічного управління. Додатковим завданням для охолодження бортових СЕР є наслідки впливу суворих середовищ, таких як пил, волога, бризки води тощо, від яких слід виконати герметизацію. Цей додатковий шар теплоізоляції ще більше посилить термічне управління тягового двигуна. Крім теплової сторони, механічні навантаження, такі як поштовхи при посадці та робочі вібрації, є аспектами, які слід ретельно враховувати на етапі проектування, і це може призвести до деяких змін у системі ГПП.

Ще один важливий аспект, який слід враховувати, пов'язаний із низькою видимістю для пілота простору під час операції штовхання.

Бортові рішення електричного руління є найбільш підходящими для літаків, які виконують багато польотів на коротких відстанях протягом дня між аеропортами з великим часом руління. Тим не менш, один і той же літак може мати різні польотні завдання. Таким чином, загальні середні економічні переваги від перенесення ваги бортової СЕР повинні бути виправдані для кожної моделі літака та маршруту. Ця ж концепція стосується загального скорочення викидів. Що стосується дальніх польотів, більш прийнятним рішенням було б використання зовнішніх СЕР. Тому остаточне рішення доведеться приймати авіакомпаніям відповідно до їх мережі та використання літаків, оскільки тип системи істотно вплине на їх роботу. Теоретично збільшення ваги за рахунок додавання бортової системи (від 136 до 400 кг) може бути компенсоване скороченням кількості пасажирів, а також шляхом встановлення більш жорсткої норми багажу. Для бортових СЕР, приєднаних до ГПП, додаткова вага трохи зміститься відносно центру ваги, вимагаючи подальшого балансування літака [85]. Ці невизначеності змушують вибрати лише одну СЕР, а тому впровадження на ринок затримується.

Рекомендації

Зважаючи на всі представлені виклики, можна зробити висновок про необхідність подальших досліджень для їх подолання. У процесі подальших розробок у галузі БЕА та ПЕА постійно висувуються суворіші вимоги, які призводять до впровадження ряду рішень з удосконалення системи.

Загалом, передбачається, що поліпшення щільності, потужності / крутного моменту можна досягти за допомогою інноваційних методів термічного та механічного управління [86]. Зважаючи на характер колісних установок, природні або примусові способи повітряного охолодження є найбільш зручними методами відведення тепла. Отже, для розширення меж цих методів охолодження необхідно розгорнути передові та нетрадиційні рішення, такі як використання теплового шляху [87], зворотного розширення заліза [88].

З точки зору більш системного підходу, інноваційне рішення щодо заміни системи зчеплення представлено в [89-91]. Конічний асинхронний двигун з двома ступенями свободи, форма і геометрія якого дозволяють здійснювати як обертальний, так і осьовий рух, позбавили б потреби в механічній муфті та пов'язаних з нею викликах, таких як потреба в точній синхронізації між колесом і тяговим двигуном. Крім того, також можуть бути використані СДПМ з двома ступенями свободи, які представлені в [92-95].

Дивлячись більше на майбутнє БЕА та ПЕА, є пропозиції щодо підвищення рівня номінальної напруги електроенергетичної системи літака до діапазонів 2-4 кВ [96-98]. Високий рівень напруги в системі може надати можливість використання більш ефективних та потужних електроприводів. В аерокосмічних програмах вже є двигуни, що працюють на напрузі понад 540 В.

Тим не менше, доки ці нові системи не будуть прийняті та сертифіковані для комерційних літаків, можна справедливо стверджувати, що вони можуть бути прийнятними для експлуатації на більш високих напругах. Однак напруга в ланцюзі постійного струму інвертора може мати перехідні процеси, набагато вищі, ніж заявлені номінальні значення (2-4 кВ). Ці явища можуть призвести до перенапруг, що спостерігаються на клемі тягового електродвигуна, що врешті-решт виявиться

характерною перешкодою між кабелями та обмотками двигуна та підвищеними коливаннями напруги, що надходять від перетворювача. Тому слід ретельно проектувати / підбирати кабелі, інвертори та тягові електродвигуни, оскільки значення напруги на клеммах двигунів можуть бути дуже близькими або навіть перевищувати напругу включення часткового розряду під час перехідних процесів.

Щоб бортові СЕР були конкурентоспроможними, вони повинні бути економічно ефективними, цього можна досягти, якщо вага буде оптимізована та зменшена. Наприклад, два електродвигуни мають вагу 72 кг, тоді маса всієї системи 400 кг. Решта 328 кг (82%) розподіляються між механічними пристроями, кабелями, перетворювачами енергії та пристроями захисту. Отже, ціль майбутніх систем повинна зосереджуватися на оптимізації пов'язаних підсистем.

Запропоновані підвищені рівні напруги призведуть до зниження значень струму для тієї ж номінальної потужності. Таким чином, вага кабелів, ймовірно, буде значно зменшена, а також втрати в кабелі. Аналогічно, застосування нових матеріалів напівпровідників, може допомогти зменшити вагу, об'єм та втрати перетворювачів енергії [99, 100].

На основі вище наведених рекомендацій щодо дослідження СЕР, можна висунути відповідні рекомендації для подальших досліджень систем управління. Загалом вони пов'язані з поглибленим розглядом інтелектуальних систем управління в ЕМС. А саме поєднання адаптивного нечіткого управління з нейронними мережами. Такі системи на основі багатокритеріального аналізу забезпечуватимуть автоматичну роботу СЕР без будь-якого втручання пілота або наземного персоналу на всіх етапах операцій руління як на зліт, так і приземлення.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. CAST/ ICAO Common Taxonomy Team (CICTT), "Phases of Flight - Definitions and Usage Notes," April 2013. [Online]. Available: <http://www.intlaviationstandards.org/>. [Accessed April 2015].
2. EGTS International, "EGTS Environmental Benefits (Overview)," Safran S.A. and Honeywell Aerospace, 2014.
3. Airport Cooperative Research Program (ACRP), "Deriving Benefits from Alternative Aircraft-Taxi Systems," International Air Transport Association (IATA), Aircraft Taxiing Systems Conference, Cadmus Day 1 , Feb. 3, 2015.
4. S. T. Chai and W. H. Mason. Landing Gear Integration in Aircraft Conceptual Design. Technical report, MAD Center, Virginia Tech, Blacksburg, Va., USA, 1996.
5. G. Riebe and L. Corio. Aircraft taxi speed control system and method, Oct. 12 2006. US Patent App. 11/143,183.
6. The Boeing Company. Flight Operations Review: Taxiing with Carbon Brakes, August 1st, 1990.
7. M. T. E. Heinrich, F. Kelch, P. Magne and A. Emadi, "Investigation of Regenerative Braking on the Energy Consumption of an Electric Taxiing System for a Single Aisle Midsize Aircraft," in Industrial Electronics Society, IECON 2014 - 40th Annual Conference of the IEEE , vol., no., pp.3023,3029, Dallas, TX, United States of America, Oct. 29, 2014- Nov.1, 2014.
8. United Labels, SE , "WheelTug Testy Praha 2010 (Online Video)," 20 January 2011. [Online]. Available: <https://www.youtube.com/>.
9. WheelTug plc, "WheelTug Homepage," WheelTug plc, 2014. [Online]. Available: <http://www.wheeltug.gi/>.
10. Raminosa, T. Hamiti, M. Galea and C. Gerada, "Feasibility and Electromagnetic Design of Direct Drive Wheel Actuator for Green Taxiing," in Energy Conversion Congress and Exposition (ECCE), 2011, IEEE, vol., no., pp.2798,2804, Phoenix, AZ, USA, 17-22 Sept. 2011.
11. WheelTug plc Youtube Channel, "WheelTug June 2012 Prague Tests (Online Video)," 5 July 2012. [Online]. Available: <https://www.youtube.com/>.

12. F. Re, "Viability and State of the Art of Environmentally Friendly Aircraft Taxiing Systems," in *Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion (ESARS)*, vol., no., pp. 1,6, Oct. 2012.

13. Honeywell Aerospace and Safran/ Messier-Bugatti-Dowty, "Electric Green Taxiing System (EGTS) Homepage," Honeywell International Inc. and Safran S.A., [Online]. Available: <http://www.greentaxiing.com/>.

14. Magnet Motor GmbH, "Magnet Motor Aerospace Applications Homepage," L-3 Communications Magnet-Motor GmbH, 2015. [Online]. Available: <http://www.magnet-motor.de/>.

15. M. Schier, F. Rinderknecht and H. Hellstern, "Electric Wheel Hub Motor for Aircraft Application," in *International Journal of Renewable Energy Research, IJRER*, vol.1, no.4, pp.298-305, 2011.

16. Delos Aerospace, "Delos Aerospace Homepage," Delos Aerospace, L.L.C., 2011. [Online]. Available: <http://delosaerospace.com/>.

17. «Технодинамика» впервые показала на «МАКС-2015» систему наземного передвижения вс с электроприводом колеса [Электронный ресурс]. – 2015. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.soyuzmash.ru/news/tehnodinamika-vpervye-pokazala-na-maks-2015-cistemu-nazemnogo-peredvizheniya-vs-s>.

18. A. Teo, K. Rajashekara, J. Hill and B. Simmers, "Examination of Aircraft Electric Wheel Drive Taxiing Concept," in *SAE Technical Paper 2008-01-2860*, Nov. 2008.

19. AquipAviation, "Aircraft Spare Parts and Components - Goodyear Aircraft Tires Table," AquipAviation, 2013. [Online]. Available: <http://www.aquipaviation.com/>.

20. Lufthansa Technik AG, "Aircraft tires: More than just 'rubber on steel'," Lufthansa Technik, Germany, [Online]. Available: <http://www.lufthansa-technik.com/>.

21. International Air Transport Association (IATA), "New IATA Passenger Forecast Reveals Fast-Growing Markets of the Future (Press Release No.: 57)," 16 Oct. 2014. [Online]. Available: <http://www.iata.org/>.

22. M. Heinrich, F. Kelch, P. Magne and A. Emadi, "Regenerative Braking Capability Analysis of an Electric Taxiing System for a Single Aisle Midsize Aircraft,"

IEEE Transactions on Transportation Electrification (TTE), p. Accepted for Publication (June 2015).

23. U.S. DRIVE, "Electrical and Electronics Technical Team Roadmap," U.S. Department of Energy, June 2013.

24. U.S. DRIVE, "Electrochemical Energy Storage Technical Team Roadmap," U.S. Department of Energy, June 2013.

25. P. Fajri, R. Ahmadi and M. Ferdowsi, "Equivalent Vehicle Rotational Inertia Used for Electric Vehicle Test Bench Dynamic Studies," in IECON 2012 - 38th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society, Montreal, QC, Canada, Oct. 25-28, 2012.

26. The Goodyear Tire and Rubber Company, "Global Aviation Tires," Goodyear Aviation, Akron, OH, USA, Oct. 2014. [Online]. Available: <http://www.goodyearaviation.com/>.

27. A. A. Al roqi and W. Wang, "Torque of Rotating Device Prior an Airplane Landing," International Journal of Engineering Research and General Science (IJERGS), vol. 2, issue 2, pp. 214-222, Feb.-Mar, 2014.

28. MathWorks, "MathWorks Homepage," The Mathworks, Inc., 2015. [Online]. Available: <http://www.mathworks.com/>.

29. O. Grigore-Müller and M. Barbelian, "Regenerative braking for aircraft landing roll phase using an electric machine," in Optimization of Electrical and Electronic Equipment (OPTIM), 2012, 13th International Conference, vol., no., pp. 584.593, 24-26 May 2012.

30. R. N. Jazar, Vehicle Dynamics - Theory and Application, 2nd Edition, New York: Springer New York Heidelberg Dordrecht London, 2014.

31. W. Steinhiler and B. Sauer, Konstruktionselemente des Maschinenbaus 2 - Grundlagen von Maschinenelementen fuer Antriebsaufgaben (in German), 5th Edition, Kaiserslautern: Spinger-Verlag Berlin Heidelberg, ISBN-13 978-3-540-29629-4, 2005.

32. YASA Motors Ltd., "YASA Motors Product Homepage," YASA Motors Ltd., Oxfordshire, UK, 2015. [Online]. Available: <http://www.yasamotors.com/products/>.

33. GKN plc, "GKN eDrive Systems - eMachines," GKN plc, England, [Online]. Available: <http://www.gkn.com/driveline/our-solutions/edrive-systems>.
34. J. F. Gieras, R.-J. Wang and M. J. Kamper, Axial Flux Permanent Magnet Brushless Machines (2nd Edition), ISBN 978-1-4020-6993-2: Springer Netherlands, 2008.
35. S. Raza, A. Larabi, L. Hocine and L. Barazane, "Control techniques for permanent magnet synchronous motor drive," in Control & Automation (MED), 2010 18th Mediterranean Conference on , vol., no., pp.1115,1120, Marrakech, 23-25 June 2010.
36. D. Ward, I. Husain, C. Castro, V. Volke and M. Hornkamp, Bridging Theory into Practice - Fundamentals of Semiconductors for Hybrid-Electric Powertrain, Livonia: Infineon Technologies North America Corporation, 2013.
37. Freescale, Beyond Bits - Motor Control Edition (Issue 8), Austin, TX, USA: Freescale Semiconductor, Inc., 2012, 2013.
38. Y. Li and D. Gerling, "The Comparison of Control Strategies for the Interior PMSM Drive used in the Electric Vehicle," in The 25th World Battery, Hybrid and Fuel Cell Electric Vehicle Symposium & Exhibition, Shenzhen, China, Nov. 5-9, 2010.
39. Z. Yu, "Space-Vector PWM With TMS320C24x/F24x Using Hardware and Software Determined Switching Patterns (Application Report SPRA524)," Texas Instruments Incorporated, March 1999.
40. Толочко О. І. Порівняльний аналіз сучасних способів керування синхронним двигуном з постійними магнітами / О. І. Толочко, О. О. Бурмельов. // Міжнародна науково-технічна конференція молодих учених, аспірантів і студентів "Сучасні проблеми електроенерготехніки та автоматики" Факультет електроенерготехніки та автоматики. – 2017. – С. 464–467.
41. Виноградов А. Б. Векторное управление электроприводами переменного тока / А. Б. Виноградов. – Иваново: ГОУВПО «Ивановский государственный энергетический университет имени В.И. Ленина», 2008. – 298 с.
42. D. Ward, I. Husain, C. Castro, V. Volke and M. Hornkamp, Bridging Theory into Practice - Fundamentals of Semiconductors for Hybrid-Electric Powertrain, Livonia: Infineon Technologies North America Corporation, 2013.

43. The MathWorks, Inc., "MathWorks Help Library - Permanent Magnet Synchronous Machine," [Online]. Available: <http://www.mathworks.com/help>.

44. N. S. Nise, Control Systems Engineering - 6th Edition, John Wiley & Sons, Inc., 2011.

45. Ying Shich Koing, and Pin Ging Huang: High performance position controller for permanent magnet synchronous motor drives based on TM5320F2818 DSP, Proc. Of the 2004 IEEE Int. Conf. on Control applications. Torpei, Taiwan, pp.290-295 Sept.2-4, 2004.

46. Chang-Ming Liaw, Kuci-Hsiang Chao and Paa-Jeng Lin: A discrete adaptive field oriented induction motor drive, IEEE Trans. On Power Electronics, Vol. 7, No2, pp.411-419 April 1992.

47. Sidney R. Bowes, and Jian Li: New robust adaptive control algorithm for high performance Ac drive, IEEE Trans. Electronics, Vol. 47, No2, pp.325-336 April 2000.

48. D. I. Kim, J. W. Lee, and S. Kim: Control of permanent magnet ac servo motors via fuzzy reasoning, IEEE/IAS'92 Industry Applications Society Annual Meeting Conference Record pp. 482-489 October 1992.

49. Liu Mingji, Lai Zhongqin, Cheng Ximing, and Ouyang Minggao: Adaptive position servo control of permanent magnet synchronous motor, Proceeding of the 2004 American control conference Boston, Jun 30- July 2, 2004.

50. Faa-Jeng Lin: Fuzzy adaptive model following position control for ultra sonic motor, IEEE Trans. On Power Electronics, Vol. 12, No2, , pp.261-268 March 1997.

51. Faa-Jeng Lin, Ho-Ming Su, and Hong-Pong Chen: Induction motor servo drive with adaptive rotor time constant estimation, IEEE Trans. On Aerospace and Electronic systems, Vol. 34, No1, pp.224-232 January 1998.

52. Faa-Jeng Lin, and Liaw C.M: Reference model selection and adaptive control for induction motor drives, IEEE Trans., AC-38, pp.1954-1600. 1993.

53. Усков А.А. Системы с нечеткими моделями объектов управления / А.А. Усков. – Смоленск: СФРУК, 2013. – 153 с.

54. Макаров И.М. Искусственный интеллект и интеллектуальные системы управления / И.М. Макаров, В.М. Лохин, С.В. Манько, М.П. Романов; Отд-ние информ. технологий и вычисл. систем РАН. - М.: Наука, 2006. - 334 с.

55. Gene F. Feedback Control of Dynamic Systems / Gene F., Powell D., Emami-Naeine A. // Addison-Wesley Publishing Company, 1987.

56. Попович М.Г. Теорія автоматичного керування: Підручник. – 2-ге вид., перероб. і доп. / М.Г. Попович, О.В. Ковальчук. – К.: Либідь, 2007-656 с.

57. Бовшук Е.Р. Робастное управление нелинейной системой с параметрической неопределенностью [Текст] / Е. Р. Бовшук // Научные технологии. - 2011. - Т. 12, N 4. - С. 31-34.

58. Филлипс, Чарлз Л. Системы управления с обратной связью [Текст] / Ч. Л. Филлипс, Р. Д. Харбор; пер. с англ. Б. И. Копылов. - М.: Лаборатория Базовых Знаний, 2001. - 615 с.

59. Гаврилова Т.А. Базы знаний интеллектуальных систем : Учебное пособие для вузов / Т. А. Гаврилова, В. Ф. Хорошевский. - СПб.: Питер, 2000. - 384 с.

60. Васильев В.И. Интеллектуальное управление динамическими системами [Текст] / С.Н.Васильев, А.К.Жерлов, Е.А.Федосов, Б.Е.Федунов. - М.: Физматлит, 2000. - 352 с.

61. Васильев В.И. Интеллектуальные системы управления. Теория и практика [Текст] : учеб. пособие для студ. вузов / В. И. Васильев, Б. Г. Ильясов. - М. : Радиотехника, 2009. - 392 с.

62. Кушилов С.Т. Интеллектуальное управление производственными системами / С.Т. Кушилов, Б.Г. Ильясов, Л.А. Исмаилова, Р.Г. Васильева. М.: Машиностроение, 2004. – 245 с.

63. Пупков К.А. Методы робастного, нейро-нечеткого и адаптивного управления [Текст]: учеб. / К.А. Пупков, Н.Д. Егупов, А.И. Гаврилов и др.; Под ред. Н.Д. Егупова. - М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2001. – 743 с.

64. Усков А.А., Принципы построения систем управления с нечеткой логикой [Текст]: научное издание / А.А. Усков // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика: Ежемес. науч.-техн. журн. - 2004. - №6. - С. 7-13.

65. Ярушкина Н.Г. Основы теории нечетких и гибридных систем [Текст]: учеб. пособие для вузов / Н. Г. Ярушкина. - М.: Финансы и статистика, 2004. - 320 с.

66. Yen J., Langari R., Zadeh L. Industrial Applications of Fuzzy Logic and Intelligent Systems / J. Yen, R. Langari, L. Zadeh // New York. - IEEE Press, 1995.

67. Wu H. Uncertainty Bounds and Their Use in the Design of Interval Type-2 Fuzzy Logic Systems / H. Wu, J.M. Mendel // IEEE Transactions on Fuzzy Systems. – October 2002. – Vol. 10, no. 5. – P. 622-639.
68. Wu D. Enhanced Karnik-Mendel Algorithms / D. Wu, J.M. Mendel // IEEE Transactions on Fuzzy Systems. – August 2009. – Vol. 17, no. 4. – p. 923-934.
69. Захаров В.И Базовые архитектуры интеллектуальных систем управления [Текст] / В. Захаров // Проблемы теории и практики управления. - 2005. - N 5. - С. . 106-112.
70. Алексеев И.В. Моделирование мультимодальной транспортной системы [Текст] / И. В. Алексеев // Информационные технологии. - 2007. – N 10. - С. . 51-54.
71. Шишмарёв В. Ю. Основы автоматического управления [Электронный ресурс] / В. Ю. Шишмарёв. – 2018. – Режим доступа до ресурсу: https://studme.org/206867/tehnika/osnovy_avtomaticheskogo_upravleniya.
72. Адаптивные нечеткие САУ [Электронный ресурс] // БГТУ им. В.Г.Шухова – Режим доступа до ресурсу: <http://nrsu.bstu.ru/chap33.html>.
73. Соловьев В. В. Методика синтеза адаптивного нечеткого регулятора для объекта с неопределенной моделью / В. В. Соловьев, В. И. Финаев // Известия ЮФУ. Технические науки / В. В. Соловьев, В. И. Финаев. – Ростове-на-Дону, 2012. – (ЮФУ). – С. 78–83.
74. Kevin M. Passino. Fuzzy Control / Kevin M. Passino, Stephen Yurkovich. – Ohio: Addison-Wesley, 1998. – 522 с.
75. Путов В.В., Шелудько В.Н. Системы управления многостепенными механическими объектами с упругими деформациями – СПб: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2009. – 167 с.
76. Данілін О. В. Комп'ютерне моделювання процесів в електротехнічних системах: конспект лекцій для студентів спеціалізації «Інжиніринг електротехнічних комплексів» / Уклад.: О.В. Данілін. – К.: НТУУ «КПІ», 2016. – 70 с.

77. Демченко Ф. О. Оптимизация параметров системы управления синхронными двигателями с постоянными магнитами / Ф. О. Демченко. // ДонІЗТ. – 2007. – №9. – С. 74–86.

78. Рекомендації до виконання розділу магістерської дисертації «Розроблення стартап-проекту»: [Електронний ресурс]: навч. посібник для студ. спеціальностей: 101 «Екологія», 141 «Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка», 144 «Теплотехніка», спеціалізацій: «Інженерна екологія та ресурсозбереження», «Інжиніринг електротехнічних комплексів», «Електромеханічні та мехатронні системи енергоємних виробництв», «Системи електропостачання», «Енергетичний менеджмент та енергоефективність» «Енергетичний менеджмент та інжиніринг» / П.В Круш, Н.А. Шевчук, О.І. Андрусь / КПІ ім. Ігоря Сікорського. – Електронні тестові дані. Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. – 50 с.

79. Економіка підприємства: Книга 1. [підручник для студентів вищих навч. закладів]; за заг.ред. П.В. Круша, К.В. Шелехова. – К.: ДП «НВЦ Пріоритети», 2014. -676 с.

80. Круш П.В. Ціноутворення : підручник / П.В. Круш, О.І. Андрусь. – Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, Вид-во «Політехніка», 2019. – 292 с.

81. Розроблення стартап-проекту [Електронний ресурс] : Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / За заг. ред. О.А. Гавриша. – Київ : НТУУ «КПІ», 2016. – 28 с.

82. Шевчук Н.А., Зайченко С.В., Кривда О.В. Впровадження та реалізація стартап проекту геомехатронного комплексу // Сучасні проблеми економіки і підприємництва [Текст]: Збірник наукових праць. – Вип. 21. – К.: ІВЦ Видавництво «Політехніка», 2018 С.94-101(Міжнародна індексація: Index Copernicus, Google Scholar, SIS).

83. Шевчук Н.А. Впровадження та реалізація стартапів в гірництві / Шевчук Н.А. / Міжнародна науково-технічна конференція, присвячена 120 –річчю КПІ «ПРОБЛЕМИ ГЕОІНЖЕНЕРІЇ ТА ПІДЗЕМНОЇ УРБАНІСТИКИ», м. Київ, 17-18 травня 2018 р.– К.: НТУУ «КПІ», 2018. – С. 89-90.

84. N. Dzikus, R. Wollenheit, M. Schaefer, and V. Gollnick, "The Benefit of Innovative Taxi Concepts: The Impact of Airport Size, Fleet Mix and Traffic Growth," in 2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2013.

85. D. Fordham *et al.*, "Deriving Benefits from Alternative Aircraft-Taxi Systems," The National Academies Press, Washington, DC, 2016.

86. C. Sciascera, P. Giangrande, L. Papini, C. Gerada, and M. Galea, "Analytical Thermal Model for Fast Stator Winding Temperature Prediction," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 64, no. 8, pp. 6116–6126, 2017.

87. Z. Xu, C. Tighe, M. Galea, T. Hamiti, C. Gerada, and S. J. Pickering, "Thermal design of a permanent magnetic motor for direct drive wheel actuator," in 2014 International Conference on Electrical Machines, ICEM 2014, 2014, pp. 2186–2192.

88. F. Zhang *et al.*, "Back-iron Extension Thermal Benefits for Electrical Machines with Concentrated Windings," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, pp. 1–1, 2019.

89. S. Roggia, F. Cupertino, C. Gerada, and M. Galea, "A Two-Degrees-of-Freedom System for Wheel Traction Applications," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 65, no. 6, pp. 4483–4491, 2018.

90. S. Roggia, F. Cupertino, C. Gerada, and M. Galea, "Axial Position Estimation of Conical Shaped Motors for Aerospace Traction Applications," *IEEE Trans. Ind. Appl.*, vol. 53, no. 6, pp. 5405–5414, 2017.

91. S. Roggia, M. Galea, and C. Gerada, "Axial Position Estimation of Conical Shaped Motor for Green Taxiing Application," 2016 IEEE Energy Convers. Congr. Expo., pp. 1–6, 2016.

92. F. Mendoza-Mondragón, V. M. Hernández-Guzmán, and J. Rodríguez-Reséndiz, "Robust Speed Control of Permanent Magnet Synchronous Motors Using," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 65, no. 8, pp. 6099–6108, 2018.

93. L. Xie, J. Si, and Z. Wang, "Overview of 2-Degree-of-Freedom Rotary-Linear Motors Focusing on Coupling Effect," *IEEE Trans. Magn.*, vol. 55, no. 4, pp. 1–11, 2019.

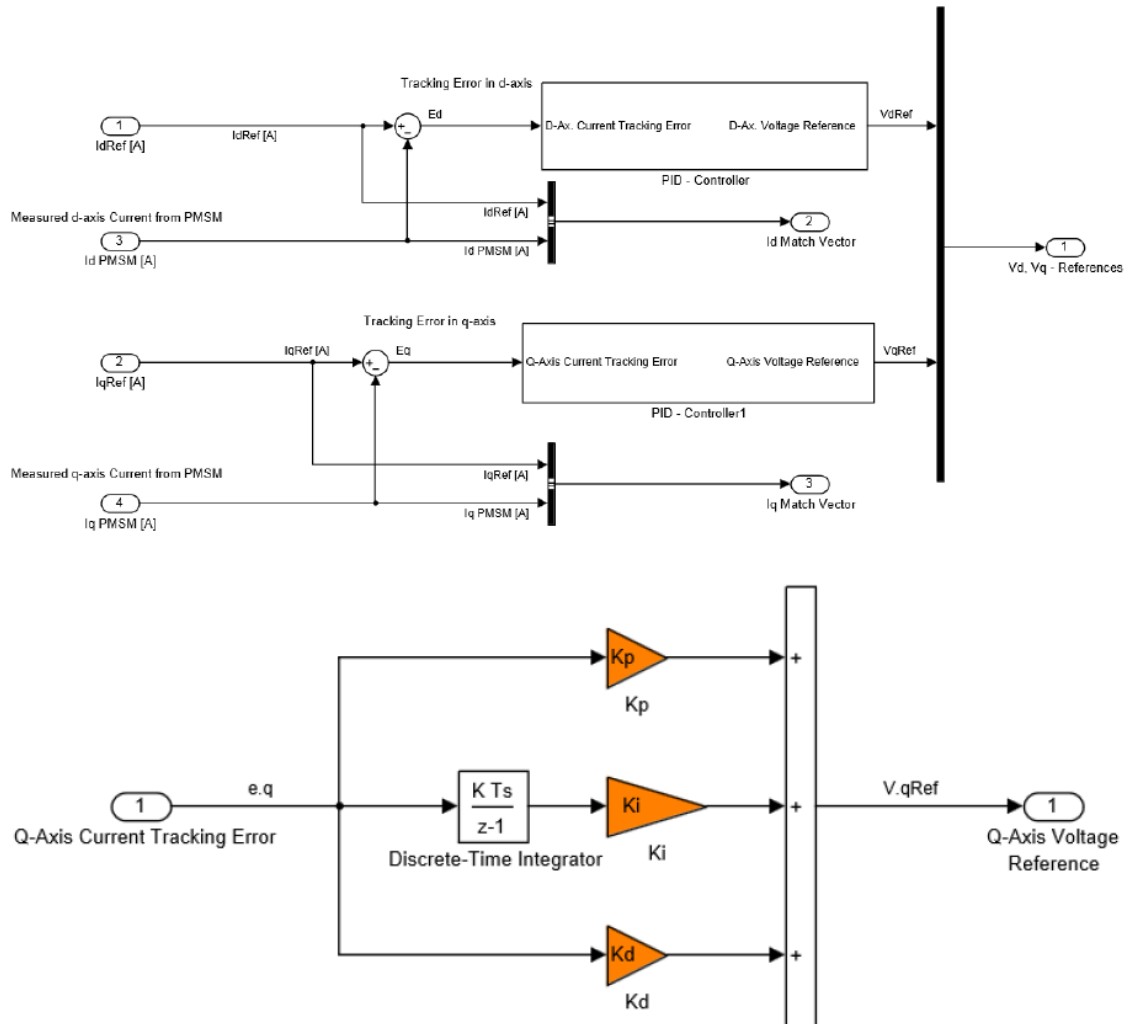
94. O. Dobzhanskyi and R. Gouws, "Comparison Analysis of Electric Motors with Two Degrees of Mechanical Freedom : PM Synchronous Motor vs Induction Motor," 2016 *II Int. Young Sci. Forum Appl. Phys. Eng.*, pp. 14–17, 2016.

95. J. Wang, S. Huang, C. Guo, and Y. Feng, "Research on the Axial Force of Conical-Rotor Permanent Magnet Synchronous Motors with Turbines," *Energies*, vol. 11, no. 10, 2018.
96. J. Hoelzen et al., "Conceptual Design of Operation Strategies for Hybrid Electric Aircraft," *Energies*, pp. 1–26, 2018.
97. C. E. Jones, P. J. Norman, S. J. Galloway, M. J. Armstrong, and M. Andrew, "Comparison of candidate architectures for future distributed propulsion aircraft," *IEEE Trans. Appl. Supercond.*, vol. 26, no. 6, pp. 1–9, 2016.
98. D. Zhang, J. He, D. Pan, M. Dame, and M. Schutten, "Development of Megawatt-Scale Medium-Voltage High Efficiency High Power Density Power Converters for Aircraft Hybrid-Electric Propulsion Systems Hardware Development of the Power Converter," 2018 AIAA/IEEE Electr. Aircr. Technol. Symp., pp. 1–5, 2018.
99. B. S. E. Schulz, "Exploring the High-Power Inverter," *IEEE Electrif. Mag.*, vol. 5, no. March, pp. 28–35, 2017.
100. B. Sarlioglu and C. T. Morris, "More Electric Aircraft: Review , Challenges , and Opportunities for Commercial Transport Aircraft," *IEEE Trans. Transp. Electrif.*, vol. 1, no. 1, pp. 54–64, 2015.

ДОДАТКИ

Додаток А

Система ПІД-регулятора



Переваги ідеї проекту

| <i>Технічні характеристики</i> | <i>Стартап-проект</i> | <i>WheelTug, США</i> | <i>Honeywell Int. Inc. & Safran S.A., США, Франція</i> | <i>L3 Magnet-Motor GmbH, Німеччина</i> | <i>Німецький аерокосмічний центр</i> | <i>Delos Aerospace, США</i> | <i>Холдинг «Технодинамика», Росія</i> |
|--|----------------------------|----------------------|--|--|--|-----------------------------|---------------------------------------|
| Місце інтеграції | <i>Головна стійка шасі</i> | Передня стійка шасі | Передня стійка шасі | Головна стійка шасі | N/A | Головна стійка шасі | Головна стійка шасі |
| Система живлення | <i>ДСУ/СЗЕ</i> | ДСУ | ДСУ | ДСУ | Паливні елементи | Бортова СЗЕ | ДСУ |
| Кількість двигунів | | 2 | 1 | 2 | 2 | 1 | 1 |
| Тип двигуна | <i>СДПМ</i> | Мотор-колесо | СДПМ | СДПМ | СДПМ | СДПМ | СДПМ |
| Редуктор | <i>Планетарний</i> | Планетарний | Планетарний з системою зчеплення | Планетарний | Планетарна коробка передач з можливістю перемикання між двома передавальними числами | Планетарний | Планетарний |
| Генераторний режим | + | - | - | - | - | + | - |
| Розкручування коліс перед приземленням | + | - | - | - | + | + | - |
| Гальмування | <i>Електро-магнітне</i> | Фрикційне | Фрикційне | Фрикційне | Фрикційне | Електро-магнітне | Фрикційне |
| Швидкість руху, км/год | | 13 – 19 | 37 | N/A | N/A | 25 | 40 |