

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

Факультет електроенерготехніки та автоматики  
(повне найменування інституту, факультету)

Кафедра автоматизації електромеханічних систем та електроприводу  
(повна назва кафедри)

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

Сергій ПЕРЕСАДА

(підпис)

“ ” \_\_\_\_\_ 2020 р.

## Дипломний проект

на здобуття ступеня бакалавра

за освітньо-професійною програмою «Електромеханічні системи  
автоматизації, електропривод та електромобільність»  
спеціальності 141 «Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка»  
(код і назва)

на тему: Електропривод колеса шасі регіонального літака на основі  
безколекторного двигуна постійного струму

Виконав (-ла): студент (-ка) 4 курсу, групи ЕП-61  
(номер групи)

Ганжа Володимир Сергійович

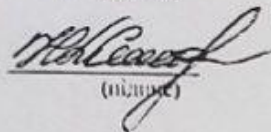
(прізвище, ім'я, по-батькові)



(підпис)

Керівник асистент Желінський Микола Миколайович

(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по-батькові)



(підпис)

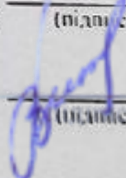
Консультант \_\_\_\_\_

(назва розділу) (посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище, ім'я, по-батькові)

(підпис)

Рецензент асистент Котлярова Вікторія Володимирівна

(посада, науковий ступінь, вчене звання, науковий ступінь, прізвище, ім'я, по-батькові)



(підпис)

Засвідчую, що у цьому дипломному  
проекті немає запозичень з праць інших  
авторів без відповідних посилань.

Студент (-ка) \_\_\_\_\_


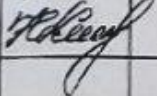


(підпис)

Київ – 2020 р.

## ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТУ

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування	Кількість листів	Примітка
1	A4		Завдання на дипломний проект	2	
2	A4	141.61102.012.БР	Пояснювальна записка	65	
3	A1	141.61102.012.БР	Креслення загального виду	1	
4	A1	141.61102.012.БР	Схема функціональна	1	
5	A1	141.61102.012.БР	Результати досліджень	1	

				141.61102.012.БР	
	ПІБ	Підп.	Дата	Лист	Листів
Розробн.	Ганжа В.С.			2	65
Керівн.	Желінський М.М.				
Консульт.				Відомість дипломного проекту	
Н/контр.	Приймак Б.І.				
Зав.каф.	Пересада С.М.				
				КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АЕМС-ЕП Гр. ЕП 61-1	

## **Пояснювальна записка до дипломного проекту**

на тему: Електропривод колеса шасі регіонального літака на основі  
безколекторного двигуна постійного струму

---

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

Факультет електроенерготехніки та автоматики

(повна назва)

Кафедра автоматизації електромеханічних систем та електроприводу

(повна назва)

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 141 Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка

(код і назва)

Освітньо-професійна програма – Електромеханічні системи автоматизації, електропривод та електромобільність

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Сергій ПЕРЕСАДА

(підпис)

«\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.

### ЗАВДАННЯ

на дипломний проект студенту

Ганжа Володимир Сергійович

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проекту :

Електропривод колеса шасі регіонального літака на основі безколекторного двигуна постійного струму

керівник проекту Желінський Микола Миколайович,

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від «\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р. № \_\_\_\_\_

2. Термін подання студентом проекту 9.06.2020

3. Вихідні дані до проекту Шасі регіонального літака Sukhoi SuperJet 100-95B і цикл руху по аеропорту

4. Зміст пояснювальної записки: Вступ. 1 Аналітичний огляд електроприводу колеса шасі регіонального літака. 2 Визначення потужності електродвигуна 3 Розрахунок та проектування схеми електричної принципової силової частини. 4

Математична модель електромеханічного об'єкта. Розрахунок статичних та динамічних параметрів електроприводу. 5 Синтез системи керування. 6 Дослідження статичних та динамічних режимів електромеханічної системи Висновки. Перелік посилань.

5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо)

Креслення загально вигляду (формат А1), функціональна схема (формат А1) результати досліджень (формат А1).

6. Консультанти розділів проекту\*

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

\* Якщо визначені консультанти, Консультантом не може бути зазначено керівника дипломного проекту.

7. Дата видачі завдання 20.03.2020

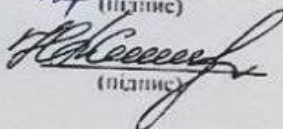
#### Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1	Аналітичний огляд автоматизованого електроприводу промислової установки	01.04.20	Викорано
2	Визначення потрібної потужності двигуна	20.04.20	Викорано
3	Вибір електродвигуна та силового обладнання	5.05.20	Викорано
4	Математична модель електромеханічного об'єкта	10.05.20	Викорано
5	Синтез системи керування	15.05.20	Викорано
6	Дослідження статичних та динамічних режимів електромеханічної системи (Дослідження динаміки шляхом моделювання)	28.05.20	Викорано

Студент

Керівник проекту

  
(підпис)

  
(підпис)

Володимир ГАНЖА

Микола ЖЕЛІНСЬКИЙ

## РЕФЕРАТ

Дипломний проект містить: сторінок – 65, рисунків – 19, таблиць – 6, специфікації – 1 та графічну частину на 3 листах А1.

В дипломному проекті розроблено електромеханічну систему шасі регіонального літака на основі безколекторного двигуна постійного струму.

В роботі на основі тахограми руху по аеропорту розраховано потужність приводного двигуна шасі літака і обрано акумуляторну батарею, що забезпечує рух літака на відстань в 9 км. Також обрано тяговий інвертор на номінальну потужність 110 кВт та складено функціональну схему електромеханічної системи.

Проведено синтез та дослідження методом математичного моделювання алгоритму векторного керування моментом синхронного двигуна для шасі літака. Досліджуваний алгоритм забезпечує асимптотичне відпрацювання заданої траєкторії моменту, яка відповідає траєкторії руху транспортного засобу по аеропорту.

**СИНХРОННИЙ ДВИГУН, ЛІТАК, ШАСІ ЛІТАКА, ВЕКТОРНЕ  
КЕРУВАННЯ МОМЕНТОМ, СИНТЕЗ АЛГОРИТМУ КЕРУВАННЯ,  
ДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ**

					141.61102.012.БР					
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата	Електропривод колеса шасі регіонального літака на основі безколекторного двигуна постійного струму Реферат					
								Літ.	Арк	Аркушів
Розроб.		Ганжа В.С.		15.06					6	65
Перевір.		Желінський М.М.		15.06						
Н. Коитр.		Приймак Б.І.						НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», каф. АЕМС-ЕП Гр. ЕП-61		
Затверд.		Пересада С. М.								

## SUMMARY

The diploma project contains: pages - 65, figures - 19, tables - 6, specifications - 1 and a graphic part on 3 sheets of A1.

In the diploma project the electromechanical system of the chassis of the regional plane on the basis of the Brushless DC Motor.

In the work on the basis of the tachogram of traffic at the airport, the power of the drive engine of the aircraft chassis was calculated and a rechargeable battery was selected, which ensures the movement of the aircraft at a distance of 9 km. A traction inverter with a nominal power of 110 kW was also selected and a functional diagram of the electromechanical system was drawn up.

Synthesis and research by the method of mathematical modeling of the vector torque control algorithm of a synchronous motor for an aircraft chassis is carried out. The investigated algorithm provides asymptotic testing of a given trajectory of the moment, which corresponds to the trajectory of the vehicle at the airport.

SYNCHRONOUS ENGINE, AIRCRAFT, AIRCRAFT CHASSIS,  
VECTOR MOMENT CONTROL, SYNTHESIS OF CONTROL ALGORITHM,  
DYNAMIC CHARACTERISTICS

				141.61102.012.BW			
	Letter	No of doc	Date	Electric wheel drive of the chassis of a regional aircraft based on a synchronous motor Summary			
Devel.	V. Hanzha	<i>[Signature]</i>	15.06				
Checked	M. Zhelinskyi	<i>[Signature]</i>	15.06				
N. Contr.	B. Pryimak						
Approved.	S Peresada						
				Page 7 Pages 65			
				NTUU "Sikorskyi KPI" Caf. AEMS-EP EP Group -61			

## ЗМІСТ

ВСТУП .....	10
1 АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ЕЛЕКТРОПРИВОДУ КОЛЕСА ШАСІ РЕГІОНАЛЬНОГО ЛІТАКА .....	11
1.1 Конструкції та різновиди шасі.....	11
1.1.1 Колісне шасі .....	11
1.1.2 Шасі з хвостовим колесом .....	11
1.1.3 Шасі з переднім колесом.....	12
1.1.4 Велосипедне шасі.....	12
1.1.5 Багатоопірна шасі .....	12
1.2 Типові технічні рішення електроприводу шасі .....	13
1.3 Порівняльна оцінка приводів:.....	13
1.3.1 Асинхронний привод з контактним регулятором ковзання. ....	13
1.3.2 Безколекторний електродвигун постійного струму.....	14
1.4 Опис технологічної установки .....	18
1.5 Вимоги до електроприводу .....	19
2 ВИЗНАЧЕННЯ ПОТУЖНОСТІ ЕЛЕКТРОДВИГУНА.....	20
2.1 Розрахунок потужності двигуна.....	20
2.1.1 Визначення сили опору кочення .....	22
2.1.2 Визначення сили аеродинамічного опору .....	22
2.2 Визначення сумарного моменту інерції літака.....	28
2.3 Розрахунок потужності акумуляторної батареї.....	29
Висновки до розділу 2 .....	33

3 РОЗРАХУНОК ТА ПРОЕКТУВАННЯ СХЕМИ ЕЛЕКТРИЧНОЇ ПРИНЦИПОВОЇ СИЛОВОЇ ЧАСТИНИ .....	34
3.1 Огляд сучасних тягових електроприводів електротранспорту .....	34
Висновок до розділу 3 .....	42
4 МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ЕЛЕКТРОМЕХАНІЧНОГО ОБ'ЄКТА. РОЗРАХУНОК СТАТИЧНИХ ТА ДИНАМІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ЕЛЕКТРОПРИВОДУ .....	43
Висновки до розділу 4 .....	49
5 СИНТЕЗ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ .....	50
Висновки до розділу 5 .....	55
6 ДОСЛІДЖЕННЯ СТАТИЧНИХ ТА ДИНАМІЧНИХ РЕЖИМІВ ЕЛЕКТРОМЕХАНІЧНОЇ СИСТЕМИ.....	56
6.1 Дослідження системи векторного керування моментом .....	56
Висновки до розділу 6 .....	59
ВИСНОВКИ.....	60
ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ .....	61
ДОДАТОК А1.....	63

## ВСТУП

Обсяги пасажирських і вантажних авіаперевезень в усьому світі неухильно ростуть. Аеродроми розширюються, стають просторіше, будують все нові термінали та злітно-посадочні смуги. Однак часом це призводить до того, що літакам, щоб зайняти стартову позицію перед розгоном або, навпаки, дістатися до місця стоянки після приземлення, доводиться долати багато кілометрів по руліжних доріжках. Але ж літаки і на землі приводять в рух тими ж турбінами, що і в повітрі.

Зрозуміло, що використання найпотужніших авіаційних двигунів, розрахованих на політ зі швидкістю до тисячі кілометрів на годину, для рулювання по землі - не саме раціональне технічне рішення, але іншого приводу у літака немає, і він використовує тягу турбін, навіть якщо котиться зі швидкістю велосипедиста. А адже це означає: зайва витрата авіаційного гасу, зайвий гуркіт, зайві викиди парникових газів [1].

Метою бакалаврської роботи є розробка електроприводу системи шасі літака, розрахунок потужностей необхідного двигуна, а також вибір та розрахунок електрообладнання.

# **1 АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ЕЛЕКТРОПРИВОДУ КОЛЕСА ШАСІ РЕГІОНАЛЬНОГО ЛІТАКА**

## **1.1 Конструкції та різновиди шасі**

Шасі літака - це система, що складається з опор, які дозволяють літальному апарату здійснювати стоянку, переміщення машини по аеродрому або воді. За допомогою даної системи здійснюється посадка і зліт літаків. Система шасі складається зі стійок, на які встановлені колеса, поплавці або лижі. Потрібно відзначити, що поняття «шасі» досить широко, оскільки складових стійок кілька, і вони можуть мати різну будову [2].

### **1.1.1 Колісне шасі**

Колісне шасі може мати різні схеми компонування. Залежно від призначення, конструкції і маси літака конструктори вдаються до використання різних типів стійок і розташування коліс.

### **1.1.2 Шасі з хвостовим колесом**

Шасі з хвостовим колесом, часто називають таку схему двостійковою. Попереду центру ваги розташовані дві головні опори, а допоміжна опора знаходиться позаду. Центр тяжкості літального апарату розташований в районі передніх стійок. Дана схема була застосована на літаках часів Другої світової війни. Іноді хвостова опора не мала колеса, а була представлена милицею, який ковзав при посадці і служив в ролі гальма на ґрунтових аеродромах. Яскравим прикладом даної схеми шасі є такі літаки, як Ан-2 і DC-3.

### **1.1.3 Шасі з переднім колесом**

Шасі з переднім колесом, така схема має також назву трьохстійкова. За даною схемою було встановлено три стійки. Одна носова і дві позаду, на які і припадав центр тяжкості. Схему почали застосовувати більш широко в післявоєнний період. Прикладом літаків можна назвати Ту-154 і Boeing 747.

### **1.1.4 Велосипедне шасі**

Система шасі велосипедного типу. Дана схема передбачає розміщення двох головних опор в корпусі фюзеляжу літака, одна попереду, а друга позаду центру ваги літака. Також є дві опори з боків, біля кінцівок крил. Подібна схема дозволяє досягти високих показників аеродинаміки крила.

### **1.1.5 Багатоопірна шасі**

Багатоопірна шасі застосовується на літаках з великою злітною масою. Даний тип шасі дозволяє рівномірно розподілити вагу літака на ЗПС, що дозволяє знизити ступінь шкоди смузі. У цій схемі спереду можуть стояти дві і більш стійки, але це знижує маневреність машини на землі. Для підвищення маневреності в багатоопорних апаратах основні опори також можуть керуватися як і носові. Прикладами багатоопірних літаків є Іл-76, «Боїнг-747».

Електричні системи керування шасі регіонального літака являють собою одну із найперспективніших ролей у сучасному промисловому авіаконструюванні .

Було підраховано вигоди від переходу на електроприводне шасі. За рік можна буде заощадити до 200 тисяч літрів пального (на один літак). Кількість шкідливих викидів біля аеродромів знизиться на 75%; шум в районі рулювання зменшиться на 90%; ймовірність попадання сторонніх предметів в двигун до зльоту скоротиться до нуля; парк наземних тягачів - на 40%. У перспективі

з'являється можливість зменшити злітно-посадкову дистанцію і знизити вимоги до базування літака.

## **1.2 Типові технічні рішення електроприводу шасі**

Для приводу шасі літака використовують асинхронні електродвигуни та електродвигуни постійного струму. Внаслідок складних режимів роботи, пов'язаних з перевезенням людей, частими пусками, зміною напрямку обертання, величини зусиль, швидкості руху, електропривод повинен мати високу надійність, безпеку і економічність роботи, значну перевантажувальну здатність, широкий діапазон регулювання частоти обертання, простоту і зручність керування.

Відмінності в режимах роботи шасі, рівні керованості, технології роботи, потужності приводу визначають застосування систем електроприводу і дозволяють в конкретному випадку вибрати раціональний варіант приводу.

## **1.3 Порівняльна оцінка приводів:**

### **1.3.1 Асинхронний привод з контактним регулятором ковзання.**

Основні переваги цього приводу полягають в його структурній простоті, малої вартості обладнання та будівельно-монтажних робіт. Перевагою асинхронного приводу є простота обслуговування, малі витрати часу на відновлення при відмовах, простота резервування електрообладнання [3].

Застосування динамічного гальмування в значній мірі покращує керування асинхронним приводом:

- забезпечує плавність зміни швидкості і навантаження
- створює можливість глибокого регулювання швидкості при русі, що спрощує ручне управління приводом.

Недоліки приводу з асинхронним двигуном з фазним ротором і роторним реостатом досить істотні і полягають в наступному:

- Нерегульований асинхронний привод не має широкі регульовальні якості, необхідні для шасі літака. Механічні характеристики асинхронного двигуна з фазним ротором і роторним реостатом є нелінійними, виключають однозначність управління і швидкістю при різних навантаженнях. Незадовільна керованість, сильна залежність зниженої швидкості від зміни навантаження. Незадовільним є і природні гальмівні характеристики асинхронного двигуна, тому що неможливо здійснити електричне гальмування на швидкості нижче синхронної при нормальному включенні двигуна. Для керування асинхронним двигуном вимушено використовуються різні характеристики при пуску, уповільнення і при управлінні на проміжних швидкостях. Низька керованість приводу ускладнює здійснення автоматизації для шасі літака.

- Енергетичні показники визначаються, відношенням  $V_{cp} / V_{max}$ , тривалістю роботи на знижених швидкостях, ставленням часу включення двигуна в циклі до часу циклу, часом завантаження підйому протягом доби.

- Застосування асинхронного приводу при значній потужності та збільшеному часу роботи на знижених швидкостях характеризуються високими тепловими втратами в роторному ланцюзі двигуна і витратою електроенергії. Регулювання швидкості супроводжується великими втратами в роторному реостаті.

- Асинхронний привод має низький  $\cos(\varphi)$ .

### **1.3.2 Безколекторний електродвигун постійного струму.**

Безколекторний електродвигун постійного струму також називають трифазним вентильним двигуном. Він являє собою синхронний пристрій, принцип роботи якого ґрунтується на самосинхронізації частотному регулюванні, завдяки чому відбувається управління вектором (відштовхуючись

від положення ротора) магнітного поля статора. Контролери електродвигунів такого типу часто живляться завдяки постійній напрузі, від чого і отримали свою назву. В англomовній технічній літературі вентильний електродвигун називають PMSM (Permanent Magnet Synchronous Motor) або BLDC (Brushless Direct Current Motor). Безколекторний електродвигун був створений в першу чергу для оптимізації любого електродвигуна постійного струму в цілому. До виконавчого механізму такого пристрою (особливо до високооборотного мікропривода з точним позиціонуванням) ставилися дуже високі вимоги. Це, мабуть, і зумовило використання таких специфічних приладів постійного струму, безколекторні трифазні двигуни, також звані БДПС. За своєю конструкцією вони практично ідентичні синхронним двигунам змінного струму, де обертання магнітного ротора відбувається в звичайному шихтованому статорі при наявності трифазних обмоток, а кількість обертів залежить від напруги і навантажень статора. Виходячи з певних координат ротора, відбувається перемикання різних обмоток статора.

Безколекторні двигуни постійного струму можуть існувати без будь-яких окремих датчиків, проте, іноді вони присутні на роторі, наприклад, датчик Холла. Якщо пристрій працює без додаткового датчика, то обмотки статора виконують функцію фіксуєчого елемента. Тоді струм виникає завдяки обертанню магніту, коли в обмотці статора ротор наводить ЕРС. Якщо одна з обмоток буде вимкнена, то буде вимірюватися і в подальшому оброблятися той сигнал, який був наведений, однак, такий принцип роботи неможливий без обробки сигналів. А ось для реверсу або гальмування такого електродвигуна схема не потрібна – достатньо буде подачі в зворотній послідовності керуючих імпульсів на обмотці статора. В вентильному двигуні (ВД) індуктор у вигляді постійного магніту розташований на роторі, а якірна обмотка – на статорі. Виходячи з положення ротора, формується напруга живлення на всіх обмотках електродвигуна. При використанні в таких конструкціях колектора, його функцію виконуватиме в

вентильному двигуні напівпровідниковий комутатор. Основна відмінність синхронного і вентильного двигунів полягає в самосинхронізації останнього за допомогою ДПР, що обумовлює пропорційну частоту обертання ротора і магнітного поля.

Цей пристрій має класичну конструкцію і нагадує такий же прилад асинхронної машини. До складу входить сердечник з мідної обмотки (покладеної по периметру в пази), яка визначає кількість фаз, і корпус. Зазвичай, синусної і косинусної фаз досить для обертання і самозапуску, однак, часто вентильний двигун створюють трьохфазним і навіть чотирьохфазним. Електродвигуни зі зворотною електрорушійною силою за типом укладання витків на обмотці статора діляться на два типи:

- синусоїдальної форми;
- трапецеподібні.

У відповідних видах двигуна електричний фазний струм змінюється також за способом живлення синусоїдально або трапецеїдально.

Зазвичай, ротор виготовляють із постійних магнітів з кількістю пар полюсів від двох до восьми, які, в свою чергу, чергуються від північного до південного або навпаки. Найпоширенішими і дешевими для виготовлення ротора вважаються ферритові магніти, але їх недоліком є низький рівень магнітної індукції, Тому на заміну такого матеріалу зараз приходять прилади, створені з сплавів різних рідкоземельних елементів, оскільки можуть надати високий рівень магнітної індукції, що, в свою чергу, дозволяє зменшити розмір ротора. Датчик положення ротора забезпечує зворотний зв'язок. За принципом роботи пристрій ділиться на такі підвиди:

- індуктивний;
- фотоелектричний;
- датчик з ефектом Холла.

Останній тип отримав найбільшу популярність завдяки своїм практично абсолютним безінерційним властивостям і здатності позбавлятися по положенню ротора від запізнювання в каналах зворотного зв'язку [4].

Переваги і недоліки безколекторного двигуна постійного струму

У наш час у багатьох галузях промисловості такий тип двигуна користується величезним попитом, адже безколекторний електродвигун постійного струму об'єднав в собі чи не всі найкращі якості безконтактних і інших типів двигунів. Незаперечними перевагами вентильного двигуна є:

- широкий діапазон в зміні частоти обертання і легкість в його регулюванні;
- енергетичні показники неймовірно високі – ККД становить понад 90%;
- безпеку при використанні в агресивному середовищі або у вибухонебезпечних місцях;
- перевантажувальна здатність у край велика;
- при роботі в режимі перевантаження електродвигуна спостерігається низький перегрів;
- відсутність техобслуговування вузлів (в звичайному вентильному двигуні);
- безконтактність;
- точність позиціонування;
- динаміка і висока швидкодія;
- пусковий момент дуже великий;
- можливість використання в різних режимах (рушійному і генераторному);
- висока надійність;
- довгий термін служби;
- відсутність ковзних контактів;
- високий ресурс роботи.

Незважаючи на вагомі позитивні моменти, в безколекторним електродвигуні постійного струму також є кілька недоліків:

- використання в конструкції ротора дорогих матеріалів, зокрема, постійних магнітів, призводить до високої вартості пристрою;
- ресурс електронних вузлів обмежений;
- ВД властива складна система управління.

#### **1.4 Опис технологічної установки**

Більшість сучасних літаків обладнані гідроприводами для прибирання і випуску шасі. До цього використовувалися пневматичні та електричні системи. Основною деталлю системи виступають гідроциліндри, які кріпляться до стійки і корпусу літака. Для фіксації положення використовуються спеціальні замки і розпори.

Конструктори літаків намагаються створювати максимально прості системи шасі, що дозволяє знизити ступінь поломок. Все ж існують моделі зі складними системами, яскравим прикладом можуть послужити літаки ОКБ Туполева. При збиранні шасі в машинах Туполева воно повертається на 90 градусів, це робиться для кращої укладання в ніші гондол.

Електродвигун являє собою систему рулювання, яка дозволяє повітряним суднам за рахунок електроенергії самостійно без використання основних двигунів і допомоги аеродромних тягачів здійснювати рулювання, в тому числі хвостом вперед, по злітно-посадковій смузі перед зльотом і після посадки.

Електричні двигуни розміщуються на стійках шасі і приводять в рух колеса літака. Це скорочує час використання маршових двигунів літака на землі на 30-40 хвилин за один виліт і істотно знижує витрату палива. Застосування електроприводу колеса також сприятливо діє на екологію: зменшується викид вуглекислого газу і двоокису азоту в атмосферу. Крім того, істотно скорочується рівень шуму.

За рахунок підвищення мобільності повітряного судна зростає інтенсивність руху, що призводить до скорочення часу перебування літака на землі і збільшує рентабельність авіап перевезень.

Для фіксації стійки в прибраному положенні використовують замок крюкового типу, який замикає сірґу, розміщену на стійці літака. Кожен літак має систему сигналізації положення шасі, при випущеному положенні горить лампа зеленого кольору. Потрібно відзначити, що лампи є для кожної з опор. При збиранні стійок загоряється червона лампа або просто гасне зелена.

Процес випуску є одним з головних, тому літаки оснащуються додатковими і аварійними системами випуску. У разі відмови випуску стійок основної системи використовують аварійні, які заповнюють гідроциліндри азотом під високим тиском, що забезпечує випуск. На крайній випадок деякі літальні апарати мають механічну систему відкриття. Випуск стійки поперек потоку повітря дозволяє їм відкриватися за рахунок власної ваги.

### **1.5 Вимоги до електроприводу**

Безколекторні електроприводи добре зарекомендували себе в роботі у напрямку авіабудування. Система приводу шасі повинна забезпечувати наступні вимоги:

1. Плавний запуск та гальмування.
2. Регулювання швидкості у широкому діапазоні при різних навантаженнях.
3. Великий запас перевантажувальної здатності.
4. Високу надійність.
5. Довгий термін служби і ресурс роботи.
6. Високий пусковий момент при старті.
7. Відпрацювання максимальної заданої швидкості 40 км/год [5].

## 2 ВИЗНАЧЕННЯ ПОТУЖНОСТІ ЕЛЕКТРОДВИГУНА

Метою даного розділу є розрахунок потужності електродвигуна для шасі регіонального літака Sukhoi SuperJet 100-95B, для забезпечення відпрацювання траєкторії руху та ємності акумуляторної батареї.

В цьому розділі на основі заданої тахограми руху будуть визначені сили, що діють на літак при русі по аеропорту, прискорення та шлях який він проходить за один цикл.

### 2.1 Розрахунок потужності двигуна

Для досліджень динамічної системи автоматичного керування (САК) обрано прототип регіонального літака SUKHOI SUPERJET 100 (рис. 2.1) [6].



Рисунок 2.1 -Досліджуваний регіональний літак SUKHOI SUPERJET 100-95B

Технічні характеристики даного літака записані в таблиці 2.1

Таблиця 2.1 – Технічні характеристики регіонального літака SUKHOI SUPERJET 100-95B

Масо - габаритні показники	
Найменування	Значення
Маса пустого літака, кг	24 250
Маса при макс. навантаженні $m_{\max}$ , кг	45 880
Висота, м	10,28
Площа несучих поверхонь, $m^2$	77
Розмах крила, м	27,80
Довжина, м	29,94
Фронтальна площа	24.13

На рис. 2.2 зображено сили що діють на літак під час руху, використовуючи другий закон Ньютона [7].

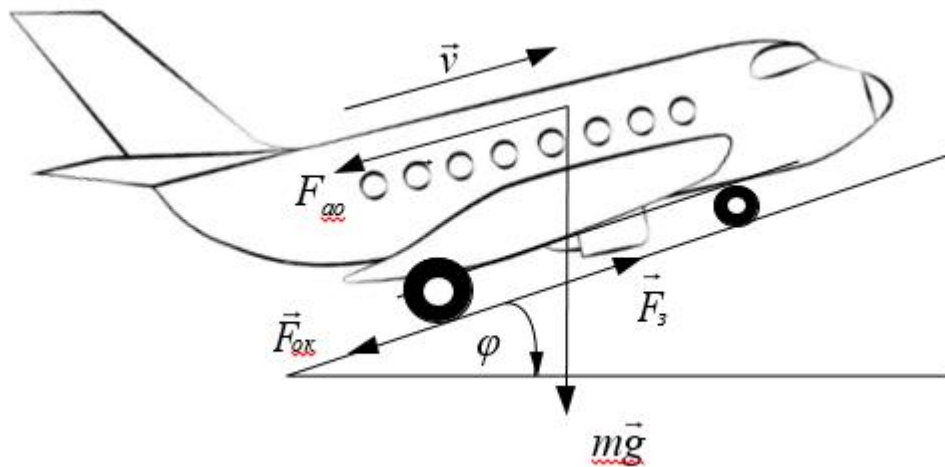


Рисунок 2.2 – Напрямок сил, що діють на транспортний засіб

### 2.1.1 Визначення сили опору кочення

Сила опору кочення - це тертя колеса об дорогу. Також включає тертя у підшипниках. Вона приблизно стала та в більшій мірі залежить від маси літака та типу покриття поверхні. Сила, яка потрібна для початку руху:

$$F_{roll} = fmg \quad (2.1)$$

де  $f$  – коефіцієнт тертя кочення [8].

### 2.1.2 Визначення сили аеродинамічного опору

Аеродинамічний опір — це сила, що безпосередньо перешкоджає руху тіла в рідинах та газах. Дана сила прямо пропорційно залежить від швидкості тіла і обчислюється за формулою:

$$F_{aero}(v) = \frac{1}{2} \rho_a A_f c_x v^2 \quad (2.2)$$

де  $\rho_a$  – щільність повітряного потоку,  $A_f$  – фронтальна площа транспортного засобу,  $c_x$  – аеродинамічний коефіцієнт,  $v$  – швидкість руху транспортного засобу.

Для розрахунку та визначення потужності двигуна обрана траєкторія зміни швидкості літака як основна, що відповідає заданому циклу руху транспортного засобу по аеропорту. Траєкторія зміни лінійної швидкості, зміни прискорення, та пройдений шлях (рисунок 2.3 - рисунок 2.5).



Рисунок 2.3 – Траєкторія зміни лінійної швидкості літака Sukhoi SuperJet 100

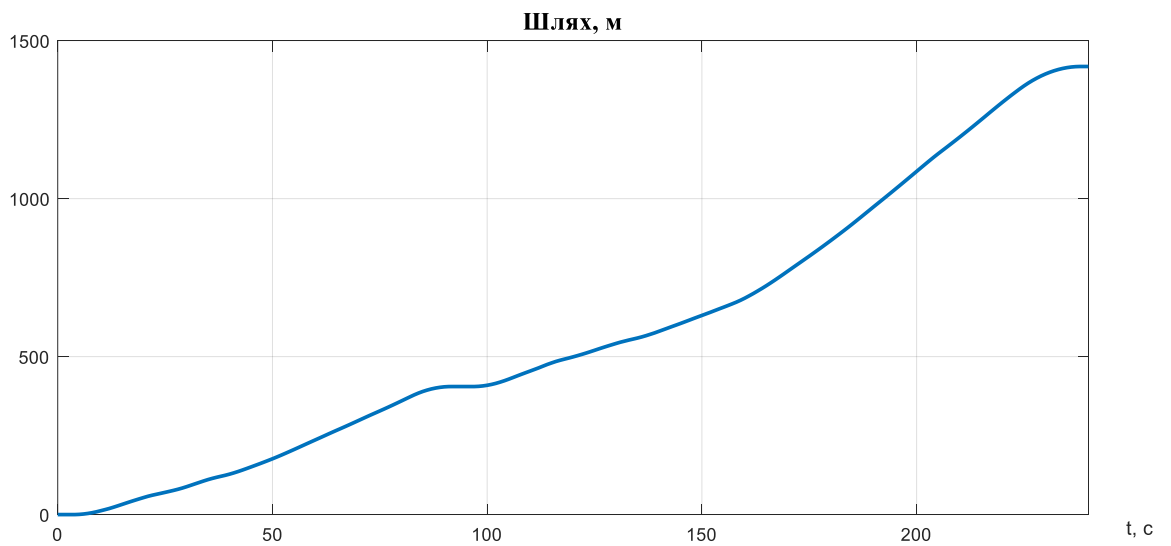


Рисунок 2.4 – Пройдений шлях літака за один цикл



Рисунок 2.5 – Лінійне прискорення

Динамічний момент розраховується за формулою (2.3):

$$M_{дин} = J\varphi, \quad (2.3)$$

де  $J$  – сумарний момент інерції,  $\varphi$  – кутове прискорення.

Сумарний момент, необхідний для руху розраховується за формулою (2.4):

$$M = M_{дин} + M_{ст} \quad (2.4)$$

Навантажувальні діаграми двигуна, отримані відповідно до сформованого моменту (рис. 2.6 - 2.7 відповідно).



Рисунок 2.6 – Навантажувальна діаграма двигуна шасі літака



Рисунок 2.7 – Діаграма механічної потужності двигуна

Еквівалентний момент двигуна визначається відповідно до навантажувальної діаграми визначається за формулою (2.5) [9]:

$$M_{екв} = \sqrt{\frac{1}{t_u} \int_0^{t_u} M^2(t) dt}, \quad (2.5)$$

де  $M$  – сумарний момент двигуна на ділянці навантажувальної діаграми,  $t_u$  – час дії моменту двигуна.

Еквівалентний момент двигуна ( $M_{екв}$ ) було визначено в середовищі MATLAB за допомогою функції «trapz (M, t)». Значення еквівалентного моменту двигуна (2.5), розраховане для літака Sukhoi SuperJet 100-95B

$$M_{екв} = 375.85 \text{ Нм.}$$

При цьому передатне число редуктора визначається наступним співвідношенням (2.6):

$$i = \frac{r \cdot \omega_{\max}}{v_{\max}}, \quad (2.6)$$

де  $v_{\max}$  - максимальна лінійна швидкість транспортного засобу.

$$i = \frac{0,241 \cdot 471}{11.4} = 10. \quad (2.7)$$

Для визначення тягового моменту  $M_{cm}$ , який має розвивати двигун, використовується методика наведена в [10]. При цьому було прийнято, що літак здійснює рух під кутом рівним  $0^0$  при максимальній швидкості  $V=40$  км/год. Відповідно статичний тяговий момент визначається за формулою (2.8):

$$M_{cm} = \frac{(fmg \cos(\alpha) + mg \sin(\alpha) + c_x \frac{v^2}{2} S \rho) r}{i}, \quad (2.8)$$

де  $f$  – коефіцієнт тертя кочення,  $m$  – маса транспортного засобу,  $g$  – прискорення вільного падіння,  $\alpha$  – кут нахилу дороги ( так як в аеропорту дорожнє покриття не має кута нахилу, цією складовою ми нехтуємо),  $a$  – прискорення транспортного засобу,  $S$  – лобова площа літака,  $r$  – радіус колеса,  $i$  – передатне число редуктора.

Підставивши всі значення отримаємо наступну формулу:

$$M_{cm} = \frac{(0,0135 \cdot 45880 \cdot 9,81 \cdot \cos(\alpha) + 0,75 \cdot \frac{v^2}{2} \cdot 24,13 \cdot 1,29) \cdot 0,241}{10} = 82 \text{ Нм.}$$

Визначається потужність двигуна, необхідна для здійснення даного циклу руху за формулою (2.9):

$$P_{\text{дв}} = M_{\text{екв}} \omega_p = 375,85 \cdot 471 = 177 \text{ кВт}, \quad (2.9)$$

де  $M_{\text{екв}}$  – розрахований еквівалентний момент двигуна,  $\omega_p$  – номінальна робоча швидкість двигуна.

Із каталогу електродвигунів оберемо два синхронних двигуни з постійними магнітами моделі EMRAX 268. Номінальна потужність даного двигуна становить 90 кВт, загальна потужність двох двигунів складе 180 кВт. Параметри двигуна наведені в таблиці 2.3 [10].

Таблиця 2.3 – Параметри двигуна EMRAX 268

Найменування	Значення
Номінальна потужність	$P_n = 90 \text{ кВт}$
Пікова потужність	$P_{\text{max}} = 220 \text{ кВт}$
Номінальний момент	$M_n = 250 \text{ Нм}$
Максимальний момент	$M_{\text{max}} = 500 \text{ Нм}$
Номінальний струм	$I_n = 190 \text{ А}$
Максимальний струм	$I_{\text{max}} = 400 \text{ А}$
Максимальна швидкість обертання	$n_{\text{max}} = 4500 \text{ об / хв}$
Коефіцієнт корисної дії	$\eta_{\text{дв}} = 98 \%$
Число пар полюсів	$p_n = 10$
Опір обмотки статора	$R_1 = 10,5 \text{ мОм}$

## Продовження таблиці 2.3

Індуктивність обмотки статора	$L_d = 126 \text{ мкГн}$ $L_q = 118 \text{ мкГн}$
Потокозчеплення	$\psi = 0.0664 \text{ Вб}$
Максимальна напруга батареї	$U_{bat} = 650 \text{ В}$
Вага	$m_{\partial\partial} = 20.3 \text{ кг}$
Діаметр статора	$d_{\partial\partial} = 268 \text{ мм}$
Ширина статора	$width_{\partial\partial} = 91 \text{ мм}$
З'єднання обмоток	зіркою

**2.2 Визначення сумарного моменту інерції літака**

Для приведення маси літака до вала двигуна використаємо формулу (2.11), наведену в [11]:

$$J_{mnp} = m \cdot \frac{r^2}{i^2} + J_{\partial\partial} + 4 \cdot m_k \cdot \frac{r^2}{i^2}, \quad (2.10)$$

де  $J_{mnp}$  – приведений момент інерції літака,  $J_{\partial\partial}$  – момент інерції двигуна,  $m_k$  – маса одного колеса.

Отже, приведений момент інерції для циклу Sukhoi SuperJet 100-95 ( $J_{np}$ ) буде мати вигляд:

$$J_{np} = 45720 \cdot \frac{0,241^2}{10^2} + 0,0922 + 4 \cdot 80 \cdot \frac{0,241^2}{10^2} = 13,6 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

Момент інерції редуктора прийнято рівним [12]  $J_p = 0,369 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ .

Тоді сумарний момент інерції механізму для міського руху ( $J_{\Sigma}$ ) визначиться:

$$J_{\Sigma} = J_{np} + J_p = 13.6 + 0.369 = 13.969 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

### 2.3 Розрахунок потужності акумуляторної батареї

Розрахунок ведеться на основі представленого вище графіку швидкості транспортного засобу (рис. 2.4).

Енергію, що витрачається при русі літака, можна розділити на 2 складові:

- енергія втрат при перетворенні електричної енергії в кінетичну і навпаки.
- енергія втрат на тертя та аеродинамічний опір.

Таким чином необхідна енергія акумуляторної батареї розраховуватиметься наступним чином:

$$W_{\text{акум.бат}} = W_{\text{тертя}} + W_{\text{ел}} \quad (2.11)$$

де  $W_{\text{тертя}}$  – енергія втрат, зумовлена силами тертя та аеродинамічним опором;  $W_{\text{ел}}$  – втрати при перетворенні електричної енергії в кінетичну [13]. Скориставшись формулою для розрахунку потужності, запишемо вираз:

$$W_{\text{тертя}} = \frac{1}{T} \int_0^T (F_{\text{roll}} + F_{\text{grade}} + F_{\text{aero}}) \cdot V dt, \quad (2.12)$$

де  $T = 240$  с – кінцевий час маршрутного циклу;  $g = 9.81$  – прискорення вільного падіння.

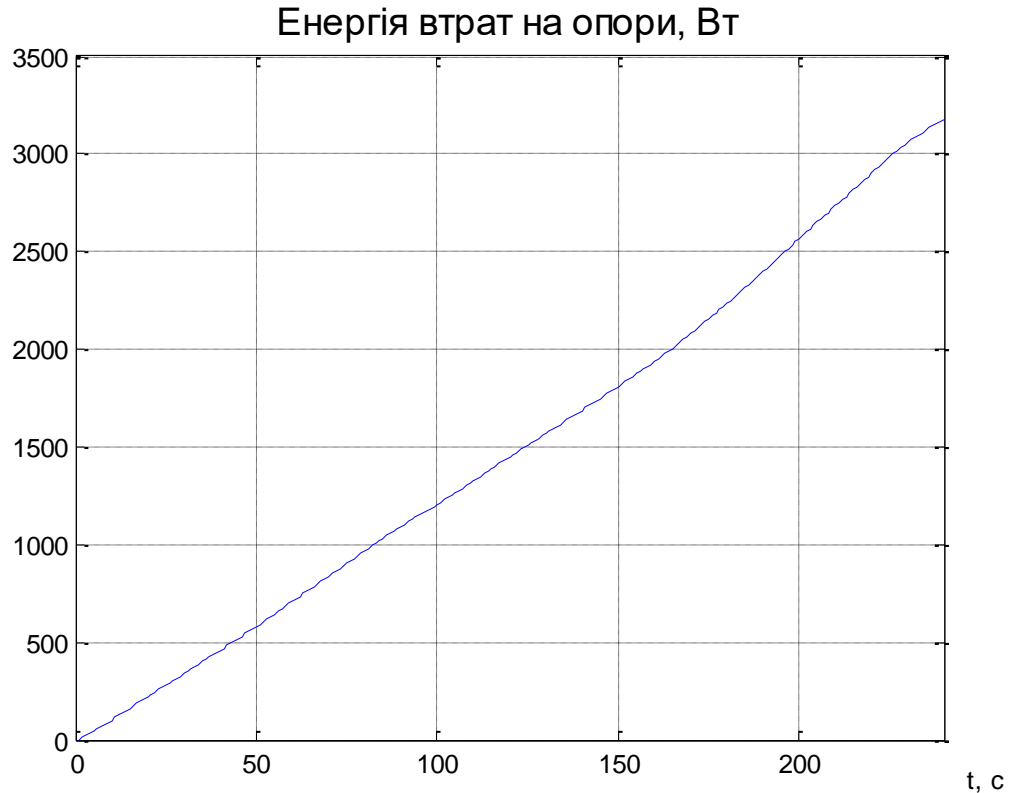


Рисунок 2.8 – Графік енергії втрат на опори під час руху ТЗ

При перетворенні електричної енергії батареї в кінетичну енергію її шлях пролягає через перетворювач, електричний двигун та редуктор. Прийmemo, що ККД інвертора  $\eta_{\text{інв}}=0,97$ ; ККД двигуна, відповідно до пункту 2.2,  $\eta_{\text{дв}}=0,98$ ; ККД редуктора  $\eta_{\text{ред}}=0,98$ . Отже, сумарний ККД електромеханічної системи буде становити  $\eta_{\Sigma} = \eta_{\text{інв}} \cdot \eta_{\text{дв}} \cdot \eta_{\text{ред}} = 0,97 \cdot 0,98 \cdot 0,98 = 0,93$ . Тоді енергія, що втрачається при перетворенні з електричної в кінетичну математично запишеться так

$$W_{\text{ел}} = \frac{1}{\eta_{\Sigma}} \cdot \frac{1}{T} \int_0^T m \frac{dV}{dt} \cdot V dt \quad (2.13)$$

Підставивши відомі значення у формули методом чисельного інтегрування, знайдемо необхідний запас енергії акумуляторної батареї на 9 км шляху.

$$W_9 = \frac{W_{\text{аккумулятор}} \cdot 9 \text{ км}}{S} = 72.5 \text{ МДж}$$

де  $W_{\text{аккумулятор}} = 11.9 \text{ МДж}$  — для маршрутного циклу в  $S = 1,42 \text{ км}$

Розрахуємо значення заряду, що необхідний для подолання відстані в 9 км, для значень напруги акумуляторної батареї в  $U_{\text{бат}} = 650 \text{ В}$ .

$$Ih_{250} = \frac{W_9}{3600 \cdot U_{\text{dc}}} = \frac{72.5 \cdot 10^6}{3600 \cdot 650} = 30.98 \text{ А} \cdot \text{год}$$

Для створення батареї такої ємності були вибрані елементи Panasonic NCR18650B Lithium Battery [14].

Параметри одного елемента наведені в таблиці 2.4:

Таблиця 2.4 – Параметри батареї Panasonic NCR18650B Lithium Battery

Ємність, $Ih_b$	3.4 А · год
Напруга	3.7 В
Маса	47 грам
Розмір	18650
Вартість одного елемента	5 \$

Розрахунок кількості зарядних елементів:

1. Знаходження  $a$  – кількості елементів в одному ряді, які формують потрібне значення напруги (напруга батареї для двигуна 650 В):

$$a = \frac{U_{\text{л}}}{U_b} = \frac{650}{3.7} = 176 \text{ шт},$$

де  $U_{\text{л}}$  - лінійна напруга двигуна,  $U_b$  - напруга однієї батареї.

2. Знаходження  $b$  – кількості паралельних віток, які формують потрібне значення ємності (1 вітка –  $3.3 \text{ A} \cdot \text{год}$ ):

$$b = \frac{Ih}{Ih_b} = \frac{31}{3.4} = 9,$$

де  $Ih_b$  - ємність однієї батареїки.

3. Знайшовши кількість елементів в ряді та кількість рядів можна знайти  $c$  - загальну кількість елементів,  $w$ - вагу батареї та її  $p$  - вартість:

$$c = a \cdot b = 176 \cdot 9 = 1604 \text{ шт}$$

$$w = c \cdot m_{bat} = 1604 \cdot 0.047 = 75.42 \text{ кг}$$

$$p = c \cdot 5 = 1604 \cdot 5 = 8020 \$$$

Виконавши монтування батареї, вона буде мати наступні параметри: ширина 6.5 см, висота 19.8 см, довжина 135 см. Батарея зображена на рисунку 2.10.

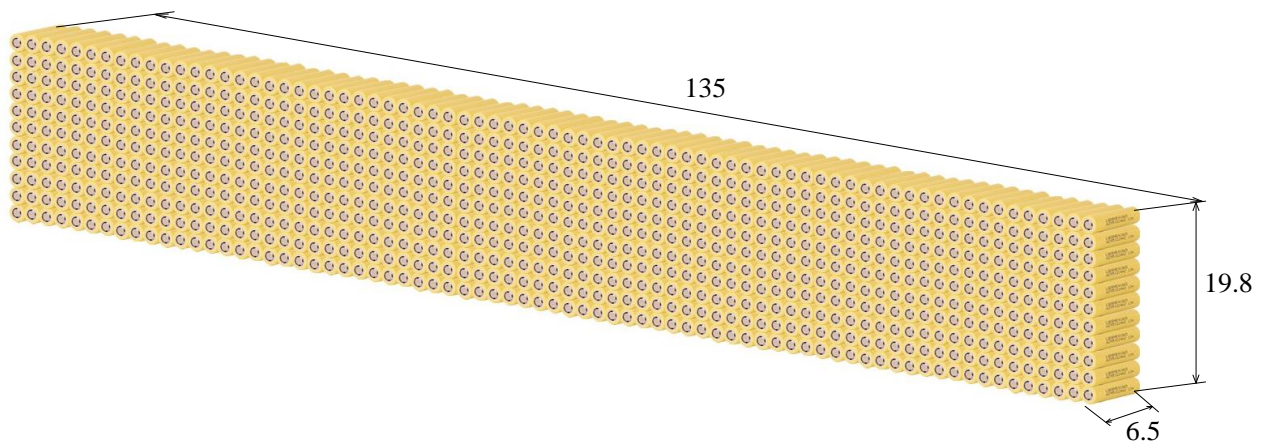


Рисунок 2.10 – Схема з'єднань батареї

## **Висновки до розділу 2**

1. По вихідним даним до проекту була розрахована та побудована діаграма швидкості (тахограми) руху ТЗ та навантажувальна діаграма роботи.

2. Виходячи з технологічних вимог до електроприводу розраховано потужність двигуна за середньоквадратичним еквівалентним моментом, визначеним за навантажувальною діаграмою робочої машини. В якості приводного двигуна було обрано 2 синхронних двигуна Emrax 268 з загальною потужністю 180 кВт.

3. Розраховано необхідну потужність АКБ на основі представленого графіку швидкості транспортного засобу та, виходячи з розрахованих значень заряду акумуляторної батареї (АКБ) та напруг, було обрано Panasonic NCR18650B Lithium Battery батареї у кількості 1604 шт для розрахованої ємності 30,98 А\*год.

### **3 РОЗРАХУНОК ТА ПРОЕКТУВАННЯ СХЕМИ ЕЛЕКТРИЧНОЇ ПРИНЦИПОВОЇ СИЛОВОЇ ЧАСТИНИ**

Метою даного розділу є вибір тягового інвертора та для двигуна Emrax 268 в якому вже вбудовано енкодер.

У цьому розділі буде розглянуто тяговий інвертор ВАМОСАР-D3, компанії UniTek, представлено функціональну схему підключення інвертора до двигуна, та представлено індикацію похибок які виникають під час роботи.

#### **3.1 Огляд сучасних тягових електроприводів електротранспорту**

Розвиток електротранспорту в світі, зокрема і в Україні, призводить до збільшення кількості компаній, що займаються розробкою та виготовленням тягових електроприводів. На сьогоднішній день одними з передових в даній сфері є такі компанії:

Німецька компанія UniTek, що займається виготовленням електроприводів для низьковольтних двигунів змінного та постійного струму [15].

Особливостями електроприводів даного виробника є:

- 1) Алгоритми непрямого векторного керування генерує максимально можливий момент на валу двигуна на всьому діапазоні регулювання швидкості. Модифікований алгоритм IFOC фірми Curtis забезпечує покращене регулювання швидкості та підвищену прохідність транспортного засобу.
- 2) Можливість швидкого та простого отримання характеристик двигунів змінного струму без необхідності демонтажу двигуна з електромобілю. Це дозволяє використовувати перетворювачі з двигунами змінного струму будь якого виробника.

3) Можливість використання приводів в системах з двома тяговими двигунами. Ця функція забезпечує плавність регулювання та безпечну роботу, мінімальне зношування шин та правильний розподіл навантаження між тяговими двигунами у будь який момент часу.

Компанія UniTek виготовляє тяговий інвертор серії BAMOCAR, що призначений для використання в складі електричних та гібридних транспортних засобів з трифазними асинхронними електродвигунами з короткозамкненим ротором та синхронними електродвигунами з постійними магнітами. Він використовується в транспортних засобах на акумуляторних батареях, таких як електромобілі, електричні човни, автотранспортувачі, транспортні системи, а також машини та обладнання на АКБ, такі як верстати для автоматичної обробки металу, столи, продовольчі машини, роботи і вантажно-розвантажувальні системи, крани-штабелери і камінь обробні машини і в багатьох додатках на АКБ.

З каталогу [16] тягових інверторів цієї компанії обираємо 2 інвертора BAMOCAR-D3 на потужність до 140кВт який представлений на рис. 3.1 – 3.2.

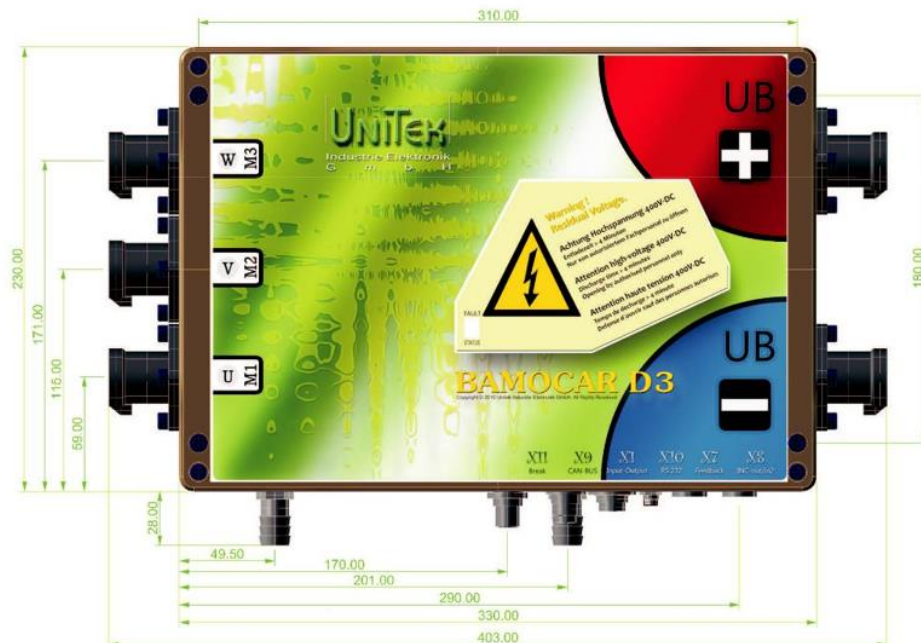


Рисунок 3.1 – Вигляд перетворювача зверху



Рисунок 3.2 – Вид перетворювача збоку

Особливостями даного інвертору є :

- Робота з синхронним двигуном з постійними магнітами.
- Робота з асинхронним двигуном з короткозамкненим ротором.
- Бездатчикове векторне керування.
- Можливість підключення інкрементального або абсолютного енкодера по інтерфейсу SSI, резольвера та датчиків Холла.
- Забезпечення рушійного та генераторного режиму.
- Живлення інвертора від акумуляторної батареї.
- Широкий діапазон регулювання швидкості.
- Можливість короткочасного двократного перевантаження.
- Захист від перегрівання електродвигуна та інвертора.
- Комунікаційні порти CAN та RS-232.
- Аналогове або цифрове завдання.
- 4 цифрових входи програмовані, оптично ізольовані.
- 2 аналогових входи завдання, програмовані диференціальні входи
- Робота в жорстких умовах
- Не вимагає технічного обслуговування
- Працює при високому динамічному перевантаженні
- Контроль стану, оборотами і рушійним моментом

Тяговий інвертор працює в наступних режимах керування:

- моментом;
- швидкістю;
- положенням.

У випадках, коли не потрібна висока точність підтримання регульованої величини та робота на нульовій швидкості інвертор дозволяє працювати без датчиків положення ротора та зворотного зв'язку. Дане рішення дозволяє суттєво знизити вартість та підвищити надійність системи електроприводу. Налаштування режимів роботи та способу керування здійснюється за допомогою конфігураційної програми з персонального комп'ютера або програмованого логічного контролера.

Також треба звернути увагу, що енергія гальмування буде надходити назад у батарею. Батарея повинна бути здатна поглинати енергію гальмування, в разі незаземленій систем (транспортні засоби, робота в мережі). Ізоляція між дотичними частинами і ВН-напруги повинні контролюватися незалежним спостерігачем за ізоляцією.

Аварійне відключення при перевищенні напруги, зниженій напрузі і перегрів двигуна. Самозахисна силова частина, захищена від короткого замикання. апаратно-незалежне забезпечення - відключення в разі короткого замикання, замикання на землю, перенапруження і перегріву підсилювача.

Підключення до двигуна відбувається за допомогою спеціальних входів (U,V,W), енкодер підключається через канал SSI безпосередньо до інвертора, який в свою чергу виводить цифрове значення через шину CAN на цифровий дисплей оператора.

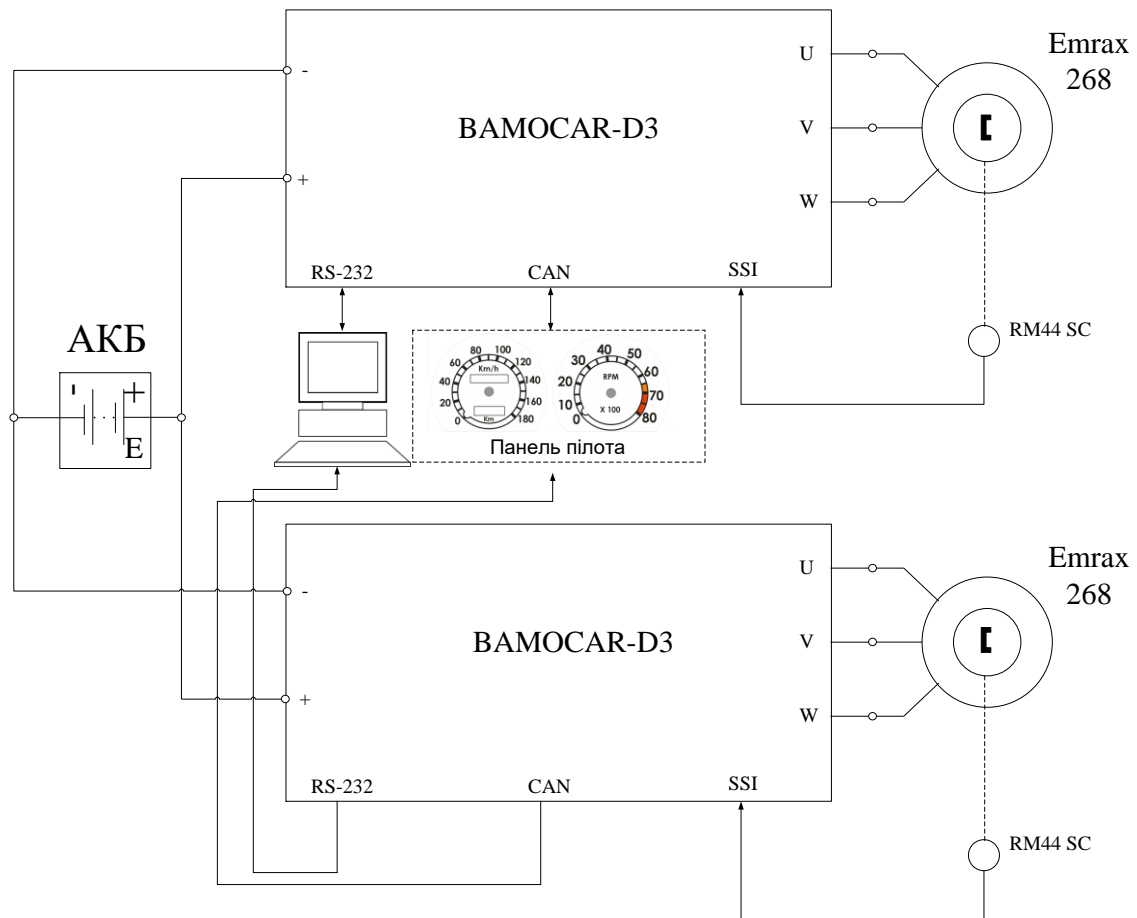
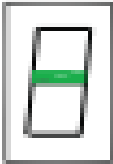
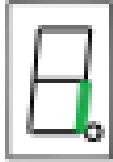
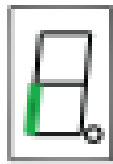
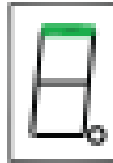


Рисунок 3.3 – Схема підключення перетворювача та двигуна

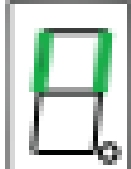
У данного інвертора є цифровий семисегментний індикатор, який показує помилки у роботі системи.

У разі «нормального» стану зелений сегмент сегмента вказує на індикацію десяткових точок і вказує на робочий стан (індикація стану) У випадку «несправності» загоряється заголовна «НЕСПРАВНІСТЬ», а 7-сегментний покажчик вказує номер помилки. У разі «попередження» про збійних посиленнях і 7-сегментному звіті альтернативно вказується, що таке номер і номер попередження, які преведені у таблиці 3.1 [17].

Таблиця 3.1 - Індикація помилок

Дисплей	Точка/Сегмент	Стан
	блимає темно	Процесор активний; Допоміжна несправність живлення або внутрішня несправність обладнання
	блимає яскраво-темно	Двигун в стані очікування
	Постійно горить	об / хв = 0, стан індикації нерухомий
	блимає	Двигун рухається за годинниковою стрілкою
	блимає	Двигун рухається проти годинниковою стрілкою
	блимає яскраво-темно	Струм мотора близько піковій позиції

Продовження таблиці 3.1.

	Блимає протягом 0.1 секунди	нова команда (значення) від RS232
---	--------------------------------	-----------------------------------

Також у данному інверторі ВАМОСАР-D3 є другий дисплей, який вказує цифру помилки, число помилки та значення вказані у таблиці 3.2.

Таблиця 3.2 - Індикація помилок на ВАМОСАР-D3

Дисплей	Помилки	Значення
0	Несправність живлення	Живлення не надходить у систему
1	Помилка RS-232	Час для запису параметрів вийшов
2	Напруга живлення	Напруга перевищує номінальні значення
3	Температура	Температура двигуна дуже висока
4	Струм	Струм перевищів номінальне значення
5	Безпека	Помилка в безпеці
6	Груз	Пік потужності двигуна

Давачи швидкості, незалежно від типу і конструкції, формують сигнали, які можуть надходити або безпосередньо на спідометр, або на контролер двигуна і пов'язані електронні блоки управління. У першому випадку датчик використовується лише для візуального визначення швидкості руху транспортним засобом. У другому випадку дані використовуються електронікою

для керування двигуном і іншими системами, а сигнал на спідометр подається від контролера.

На сучасних транспортних засобах все частіше використовується другий спосіб підключення.

Обираємо датчик швидкості RM22SC0009 [18] який вказаний у мануалі до двигуна Emrax 268 на базі енкодера типу RM22 основними параметрами якого є:

1. Роздільна здатність 2500 імп/об;
2. 3 стандартні вихідні імпульсні послідовності (кожна послідовність передається парафазним сигналом);
3. Напруга живлення  $+5\text{В} \pm 5\%$ ;
4. Підключення до перетворювача через канал SSI.



Рис 3.1. Датчик швидкості RM22SC0009

### **Висновок до розділу 3**

1. По вихідним даним з другого розділу, було обрано два тягових інверторів ВАМОСАР-D3 на потужність до 140кВт.
2. Представлена схема підключення тягового інвертора до двигуна та АКБ, а також підключення енкодера.
3. Представлена інструкція помилок, які виводяться на семисегментовий індикатор для запобігання критичних ситуацій.

## 4 МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ЕЛЕКТРОМЕХАНІЧНОГО ОБ'ЄКТА. РОЗРАХУНОК СТАТИЧНИХ ТА ДИНАМІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ЕЛЕКТРОПРИВОДУ

Метою даного розділу є показати модель електромеханічного об'єкта , а саме безколекторного двигуна постійного струму

Виходячи з теорії двофазної узагальненої електричної машини еквівалентна схематизація симетричного синхронного двигуна із збудженням від постійних магнітів має вигляд, показаний на рис. 4.1[19].

На рисунку 4.1 використано наступні стандартні позначення: (a-b), (d-q) – системи координат статора та ротора;  $(u_{1a}, u_{1b}), (i_{1a}, i_{1b})$  – компоненти векторів напруги та струму статора,  $i_f = const$  – струм фіктивного джерела струму, що схематизує дію постійних магнітів;  $\theta, \omega$  – кутове положення та кутова швидкість ротора відносно статора,  $\omega = \frac{d\theta}{dt}$ .

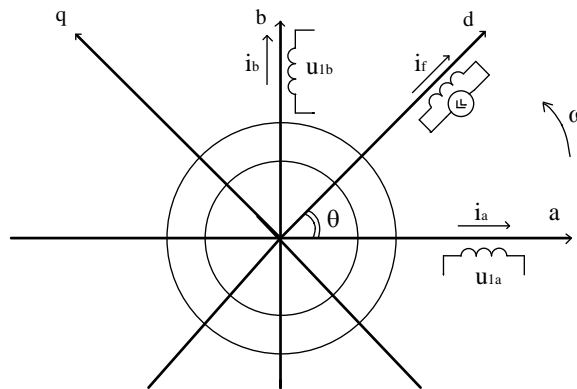


Рисунок 4.1 – Схематизація синхронного двигуна із збудженням від постійних магнітів

Вектори струму, потокозчеплення та напруги статора СД мають вигляд:

$$\begin{aligned}
 i &= (i_{1a}, i_{1b}, i_f)^T \\
 \psi &= (\psi_{1a}, \psi_{1b}, \psi_f)^T \\
 u_1 &= (u_{1a}, u_{1b})^T .
 \end{aligned}
 \tag{4.1}$$

За умов відсутності явнополюсності матриця індуктивностей електричної машини, що представлена на рисунку 4.1, матиме вигляд:

$$L(\varepsilon) = \begin{bmatrix} L_1 & 0 & L_m \cos \theta \\ 0 & L_1 & L_m \sin \theta \\ L_m \cos \theta & L_m \sin \theta & L_f \end{bmatrix}, \quad (4.2)$$

де  $L_1, L_f$  – індуктивності статорної та фіктивних обмоток,  $L_m$  – індуктивність контуру намагнічування, одна пара полюсів прийнята без втрати загальності.

Електромагнітна енергія та момент узагальненої машини мають вигляд:

$$W(\theta) = \left( \frac{1}{2} i^T L(\theta) \right) i \quad (4.3)$$

$$M = \frac{\partial W(\theta)}{\partial \theta} \quad (4.4)$$

Після підстановки (4.1) – (4.3) в (4.4) отримаємо наступний вираз для момент СД:

$$\begin{aligned} M &= \left( \frac{1}{2} i^T \frac{\partial L(\theta)}{\partial \theta} i \right) = \frac{1}{2} i^T \begin{bmatrix} 0 & 0 & -L_m \sin \theta \\ 0 & 0 & L_m \cos \theta \\ -L_m \sin \theta & L_m \cos \theta & 0 \end{bmatrix} i = \\ &= \frac{1}{2} (i_{1a}, i_{1b}, i_f) \begin{bmatrix} 0 & 0 & -L_m \sin \theta \\ 0 & 0 & L_m \cos \theta \\ -L_m \sin \theta & L_m \cos \theta & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} i_{1a} \\ i_{1b} \\ i_f \end{pmatrix} = \\ &= \frac{1}{2} (i_{1a}, i_{1b}, i_f) \begin{pmatrix} -L_m i_f \sin \theta \\ L_m i_f \cos \theta \\ -L_m i_{1a} \sin \theta + L_m i_{1b} \cos \theta \end{pmatrix} = L_m i_f (-i_{1a} \sin \theta + i_{1b} \cos \theta). \end{aligned} \quad (4.5)$$

Рівняння для потокозчеплень мають вигляд:

$$\psi = L(\theta)i$$

з урахуванням (4.2) набуває вигляду:

$$\begin{pmatrix} \psi_1 \\ \psi_f \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} L_1 & 0 & L_m \cos \theta \\ 0 & L_1 & L_m \sin \theta \\ L_m \cos \theta & L_m \sin \theta & L_f \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} i_1 \\ i_f \end{pmatrix} \quad (4.6)$$

де  $i_1 = (i_{1a}, i_{1b})^T$ ,  $\psi_1 = (\psi_{1a}, \psi_{1b})^T$  – вектори струму та потокозчеплення статора.

Узагальнене рівняння електричної рівноваги статорного кола у формі Кірхгофа запишеться:

$$u_1 = R_1 i_1 + \frac{d\psi}{dt}, \quad (4.7)$$

в якому вектор потокозчеплення статора дорівнює:

$$\psi_1 = \begin{pmatrix} \psi_{1a} \\ \psi_{1b} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} L_1 & 0 \\ 0 & L_1 \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} i_{1a} \\ i_{1b} \end{pmatrix} + L_m i_f \begin{pmatrix} \cos \theta \\ \sin \theta \end{pmatrix} \quad (4.8)$$

де  $R_1 = \text{diag}(R_1, R_1)$  – матриця активних опорів статора. Після підстановки (4.8) в (4.7) отримаємо:

$$\begin{pmatrix} u_{1a} \\ u_{1b} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} R_1 & 0 \\ 0 & R_1 \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} i_{1a} \\ i_{1b} \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} L_1 & 0 \\ 0 & L_1 \end{bmatrix} + L_m i_f \begin{pmatrix} -\omega \sin \theta \\ \omega \cos \theta \end{pmatrix} \quad (4.9)$$

У разі, коли повний момент інерції механічної системі  $J$  - постійний, динамічна модель електромеханічного об'єкта може бути отримана з (4.5), (4.9) у наступному вигляді:

$$\begin{aligned}\dot{\theta} &= \omega \\ \dot{\omega} &= \frac{1}{J} [k_M (-i_{1a} \sin \theta + i_{1b} \cos \theta) - M_c] \\ \dot{i}_{1a} &= L_1^{-1} (u_{1a} - R_1 i_{1a} + L_m i_f \omega \sin \theta) \\ \dot{i}_{1b} &= L_1^{-1} (u_{1b} - R_1 i_{1b} - L_m i_f \omega \cos \theta)\end{aligned}\tag{4.10}$$

де  $k_M = L_m i_f = \text{const}$  – коефіцієнт моменту, а  $M_c$  – момент навантаження.

Таким чином, отримано математичну модель неявнополюсного синхронного двигуна зі збудженням від постійних магнітів, що записану в стаціонарній системі координат статора (a-b), матиме вигляд, заданий рівняннями (4.10) [20]. Після перетворення змінних до системи координат ротора (d-q), орієнтованою за вектором  $i_f$

$$\begin{aligned}\begin{pmatrix} u_{1d} \\ u_{1q} \end{pmatrix} &= e^{-j p_n \theta} \begin{pmatrix} u_{1a} \\ u_{1b} \end{pmatrix}, \\ \begin{pmatrix} \dot{i}_{1d} \\ \dot{i}_{1q} \end{pmatrix} &= e^{-j p_n \theta} \begin{pmatrix} \dot{i}_{1a} \\ \dot{i}_{1b} \end{pmatrix}\end{aligned}\tag{4.11}$$

рівняння (4.2) набувають наступного вигляду:

$$\begin{aligned}\dot{\theta} &= \omega \\ \dot{\omega} &= \frac{1}{J} \left( \frac{3}{2} p_n L_m i_f i_{1q} - M_c \right)\end{aligned}\tag{4.12}$$

$$\begin{aligned} i_d &= -\frac{R_1}{L_1} i_{1d} + p_n \omega i_{1q} + \frac{1}{L_1} u_{1d} \\ i_q &= -\frac{R_1}{L_1} i_{1q} - p_n \omega i_{1d} - \frac{L_m}{L_1} i_f p_n \omega + \frac{1}{L_1} u_{1q} \end{aligned} \quad (4.13)$$

Просторове розташування систем координат статора і ротора згідно перетворень (4.4) зображено на рисунку 4.2.

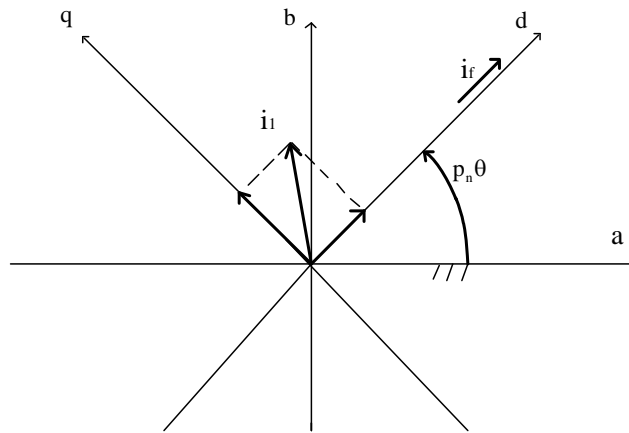


Рисунок 4.2 – Перетворення систем координат синхронного двигуна

Модуль вектора потокозчеплення ротора має вигляд:

$$\psi_f = L_1 i_{1d} + L_m i_f. \quad (4.14)$$

Модель СД в координатах ротора має наступні властивості:

- рівняння СД, що записані в системі координат ротора, не залежать від кутового положення, але є нелінійними;
- момент СД є лінійною функцією квадратурної компоненти струму статора  $i_{1q}$  і не залежить від  $i_{1d}$  за умов відсутності явнополюсності;
- модуль вектора потокозчеплення ротора  $\psi_f$  залежить лінійно від прямої компоненти струму статора  $i_{1d}$ .

Структурна схема синхронного двигуна представлена на рис. (4.3).

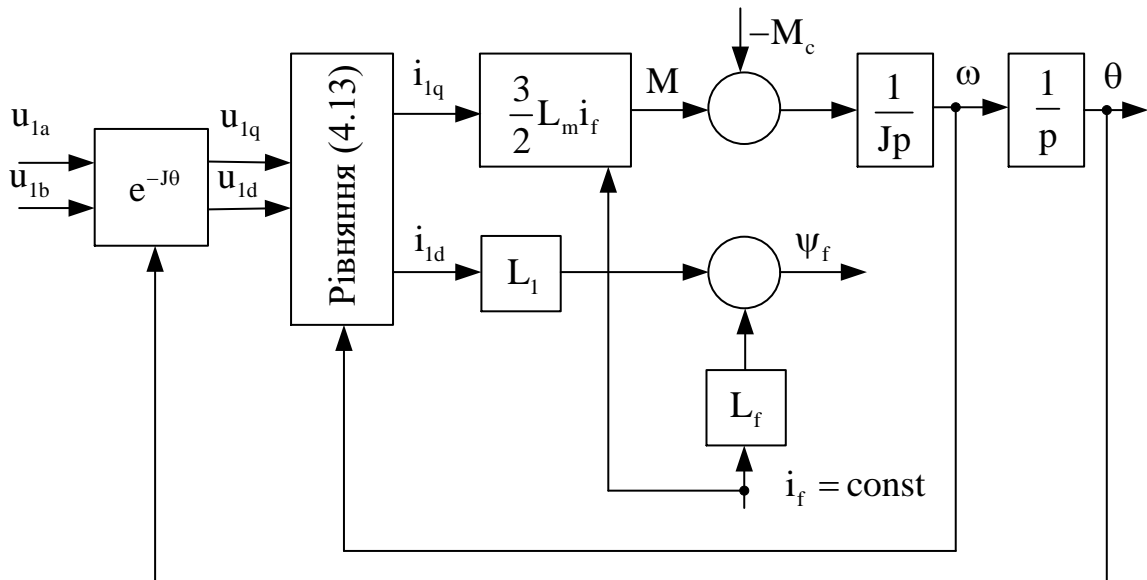


Рисунок 4.3 – Структурна схема синхронного двигуна зі збудженням від постійних магнітів

Остаточно, математична модель синхронного двигуна з постійними магнітами в системі координат  $(d - q)$ , запишеться:

$$\begin{aligned}
 \dot{\theta} &= \omega, \\
 \dot{\omega} &= \frac{1}{J}(M - M_c), \\
 \dot{i}_d &= -\frac{R_1}{L_1}i_d + \omega p_n i_q + \frac{1}{L_1}u_d, \\
 \dot{i}_q &= -\frac{R_1}{L_1}i_q - \omega p_n i_d - \frac{\psi}{L_1}p_n \omega + \frac{1}{L_1}u_q, \\
 M &= \frac{3}{2}\psi p_n i_q.
 \end{aligned} \tag{4.15}$$

де  $\theta$  – кутове положення ротора,  $\omega$  – кутова швидкість ротора,  $i_d, i_q$  – компоненти вектору струму статора,  $u_d, u_q$  – компоненти вектору напруги статора,  $R_1$  – активний опір статора,  $L_1$  – індуктивність обмотки статора,  $p_n$  – кількість пар

полюсів,  $\psi = L_m i_f$  – модуль вектора потоку ротора, що створений постійними магнітами,  $M$  та  $M_c$  – електромагнітний момент та момент навантаження відповідно.

#### **Висновки до розділу 4**

1. Було представлено математичний опис безколекторного двигуна постійного струму. За допомогою Парка Горева переходимо с синхронної системи координат (a-b) в обертову (d-q).

2. Виконано перетворення в систему координат ротора синхронного двигуна ,для того щоб рівняння СД, що записані в системі координат ротора, не залежали від кутового положення, але були нелінійними;

3. Момент СД є лінійною функцією квадратурної компоненти струму статора  $i_{1q}$  і не залежить від  $i_{1d}$  за умов відсутності явнополюсності, а також струм  $i_{1d}$  описує фіктивний струм намагнічування.

4. Модуль вектора потокозчеплення ротора  $\psi_f$  залежить лінійно від прямої компоненти струму статора  $i_{1d}$ .

## 5 СИНТЕЗ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ

Метою даного розділу є синтез алгоритму векторного керування моментом, для підтвердження працездатності синтезованого алгоритму та встановлені в якості перехідних процесів.

Для синтезу алгоритму векторного керування моментом СДПМ необхідно щоб виконувались наступні умови:

1. Струми статора, кутова швидкість і кутове положення ротора є доступні для вимірювання.
2. Параметри СДПМ відомі та сталі.

При виконанні припущень 1 та 2, необхідно виконати синтез алгоритму керування, що має гарантувати виконання наступних цілей керування:

О.1. Асимптотичне відпрацювання заданої траєкторії моменту та потокозчеплення, так щоб забезпечувались умови:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (\tilde{M}) = \lim_{t \rightarrow \infty} (M - M^*) = 0, \quad (5.1)$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (\tilde{\psi}) = \lim_{t \rightarrow \infty} (\psi - \psi^*) = 0, \quad (5.2)$$

де  $\tilde{M}$  - похибка відпрацювання заданої траєкторії моменту,  $\tilde{\psi}$  - похибка відпрацювання потокозчеплення. Визначимо завдання для струмів статора  $i_{1d}^*, i_{1q}^*$ , тоді похибки відпрацювання вихідних струмів будуть:  $\tilde{i}_{1d} = i_{1d} - i_{1d}^*$ ,  $\tilde{i}_{1q} = i_{1q} - i_{1q}^*$ .

Підставимо похибки відпрацювання в рівняння для моменту та потокозчеплення відповідно у системі (4.4) та отримаємо:

$$M^* + \tilde{M} = k_m(i_{1q}^* + \tilde{i}_{1q}), \quad (5.3)$$

$$\psi^* + \tilde{\psi} = L_1(i_{1d}^* + \tilde{i}_{1d}) + L_m i_f. \quad (5.4)$$

З (5.3) та (5.4) встановлюємо залежності між заданими змінними:

$$M^* = k_m i_{1q}^*, \quad (5.5)$$

$$\psi^* = L_1 i_{1d}^* + L_m i_f. \quad (5.6)$$

Підставивши (5.5) та (5.6) в (5.3) та (5.4) відповідно, отримаємо похибки відпрацювання:

$$\tilde{M} = k_m \tilde{i}_{1q}, \quad (5.7)$$

$$\tilde{\psi} = L_1 \tilde{i}_{1d}. \quad (5.8)$$

Як видно з рівнянь (5.7) та (5.8), відпрацювання заданих траєкторій моменту та потоку буде досягатися при відпрацюванні похибок струму. Завдання струмів розраховуються з (5.5) та (5.6):

$$i_{1q}^* = \frac{M^*}{k_m}, \quad (5.9)$$

$$i_{1d}^* = \frac{1}{L_1}(\psi^* - L_m i_f). \quad (5.10)$$

Для забезпечення  $i_{1d}^* = 0$  задане поточозчеплення має бути  $\psi^* = L_m i_f$ . Таким чином, проаналізувавши (5.1) – (5.9) встановлюється, що для забезпечення похибок струмів  $\tilde{i}_{1d} = 0$ ,  $\tilde{i}_{1q} = 0$  треба певним чином формулювати керуючі дії  $u_d$  та  $u_q$ , які є виходами регуляторів струму. Підставивши рівняння похибки струму  $i_{1q}$ , отримаємо:

$$\dot{\tilde{i}}_{1q} = -\frac{R_1}{L_1} \tilde{i}_{1q} - \frac{R_1}{L_1} i_{1q}^* + L_m i_f p_n \omega - \omega p_n i_{1d} - \dot{i}_{1q}^* + \frac{1}{L_1} u_{1q}. \quad (5.11)$$

З (5.11) регулятор струму конструюється у вигляді:

$$u_q = L_1 \left( \frac{R_1}{L_1} i_{1q}^* + \frac{L_m i_f}{L_1} p_n \omega + i_{1q}^* - k_{iq} \tilde{i}_{1q} - x_q \right), \quad (5.12)$$

$$\dot{x}_q = k_{iiq} \tilde{i}_{1q}.$$

Підставивши (5.10) у (5.11) отримаємо:

$$\dot{\tilde{i}}_{1q} = -\frac{R_1}{L_1} \tilde{i}_{1q} - k_{iq} \cdot \tilde{i}_{1q} - x_q = -\left( \frac{R_1}{L_1} - k_{iq} \right) \tilde{i}_{1q} - x_q, \quad (5.13)$$

$$\dot{x}_q = k_{iiq} \tilde{i}_{1q}.$$

Знайдемо регулятор струму  $i_{1d}$ . Підставивши рівняння похибки струму  $i_{1d}$  у відповідне рівняння отримаємо:

$$\dot{\tilde{i}}_{1d} = -\frac{R_1}{L_1} \tilde{i}_{1d} - \frac{R_1}{L_1} i_{1d}^* - \omega p_n i_{1q} - \dot{i}_{1d}^* + \frac{1}{L_1} u_{1d}. \quad (5.14)$$

З (5.14) регулятор струму конструюється у вигляді:

$$u_d = L_1 \left( \frac{R_1}{L_1} i_{1d}^* + \dot{i}_{1d}^* - \omega p_n i_{1q} - k_{id} \tilde{i}_{1d} - x_d \right), \quad (5.15)$$

$$\dot{x}_d = k_{iid} \tilde{i}_{1d}.$$

Підставивши (5.15) у (5.14) отримаємо:

$$\dot{\tilde{i}}_{1d} = -\frac{R_1}{L_1} \tilde{i}_{1d} - k_{id} \cdot \tilde{i}_{1d} - x_d = -\left( \frac{R_1}{L_1} - k_{id} \right) \tilde{i}_{1d} - x_d, \quad (5.16)$$

$$\dot{x}_d = k_{iid} \tilde{i}_{1d}.$$

Системи рівнянь, що описують динаміку контурів регулювання струмів, асимптотично стійкі для всіх значень  $(k_{id}, k_{iq}, k_{iid}, k_{iiq}) > 0$ , тому з умови  $\lim_{t \rightarrow \infty} (\tilde{i}_{1d}, \tilde{i}_{1q}) = 0$  випливає, що  $\lim_{t \rightarrow \infty} (\tilde{\psi}, \tilde{M}) = 0$ . Таким чином з слідує, що

відпрацювання потокозчеплення і моменту зводиться до задачі відпрацювання прямої  $i_{1d}$  і квадратурної  $i_{1q}$  компонент струму статора.

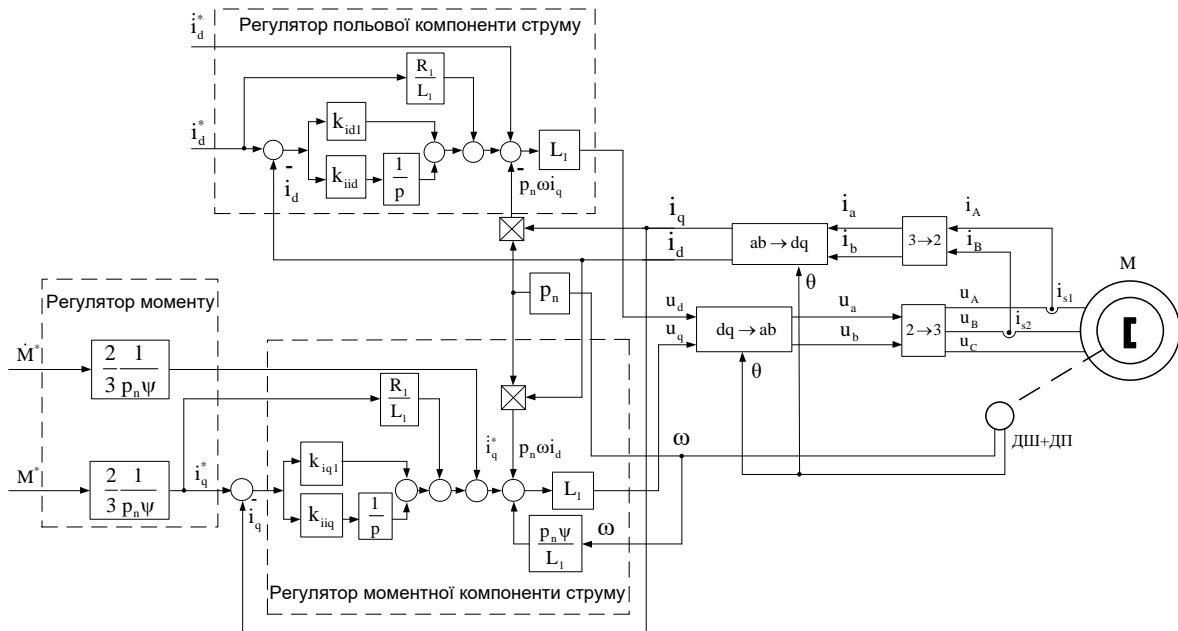


Рисунок 5.4 – Структурна схема алгоритму векторного керування моментом СДПМ

Повний алгоритм відпрацювання моменту вміщує:

1) регулятор моменту:

$$i_{1q}^* = \frac{2M^*}{3p_n\psi} \quad (5.17)$$

2) регулятор потокозчеплення

$$i_{1d}^* = L_1^{-1}(\psi_1^* - L_m i_f), \quad \psi_1^* = L_m i_f. \quad (5.18)$$

3) регулятор струму по осі d та q

$$\begin{aligned} u_{1d} &= R_1 i_{1d}^* + L_1 (-p_n \omega i_{1q} + \dot{i}_{1d}^* - k_{id1} \tilde{i}_{1d} - x_d); \\ \dot{x}_d &= k_{ii} \tilde{i}_{1d}. \end{aligned} \quad (5.19)$$

$$\begin{aligned} u_{1q} &= R_1 i_{1q}^* + L_1 (p_n \omega i_{1d} + \dot{i}_{1q}^* - k_{iq1} \tilde{i}_{1q} - x_q); \\ \dot{x}_q &= k_{ii} \tilde{i}_{1q}. \end{aligned} \quad (5.20)$$

Для налаштувань параметрів регулятора струму використовуються стандартні співвідношення для лінійної системи другого порядку

$$k_{ii} = \frac{k_i^2}{2}, \text{ для } \xi = \frac{\sqrt{2}}{2}, \quad (5.21)$$

де  $\xi$  – коефіцієнт демпфування.

Прийнявши, що пропорційні коефіцієнти регуляторів струму  $k_{id1} = k_{iq1} = 500$ , тоді інтегральні складові будуть

$$k_i = k_{id1} + \frac{R}{L} = 500 + \frac{10.5 \cdot 10^{-3}}{126 \cdot 10^{-6}} \approx 600,$$

$$k_{iiq} = \frac{k_{id1}^2}{2} = \frac{600^2}{2} = 180000.$$

Перетворення змінних 3-х фазної машина до змінних 2-х фазної для струмів статора має вигляд

$$\begin{aligned} i_{1a} &= i_{s1}, \\ i_{1b} &= \frac{1}{\sqrt{3}}(i_{s2} - i_{s3}) \end{aligned} \quad (5.22)$$

Оберненне перетворення запишеться:

$$\begin{aligned}i_{s1} &= i_{1a}, \\i_{s2} &= -\frac{1}{2}i_{1a} + \frac{\sqrt{3}}{2}i_{1b}, \\i_{s3} &= -\frac{1}{2}i_{1a} - \frac{\sqrt{3}}{2}i_{1b}.\end{aligned}\tag{5.23}$$

Таким чином математична модель реальної ЕМ, може бути приведена до двухфазної узагальненої машини. Для цього змінні ротора необхідно привести до статора, а трьохфазні змінні до двухфазних. Дане перетворення змінних ЕМ не має їх фізичної суті.

### **Висновки до розділу 5**

1. Синтезовано алгоритм векторного керування моментом СДПМ, що забезпечує асимптотичне відпрацювання заданої траєкторії моменту.
2. Відпрацювання заданої траєкторії моменту досягається при асимптотичному відпрацюванні заданого моментного струму по осі  $q$ .
3. Налаштування системи здійснюється за рахунок вибору коефіцієнтів пропорційної та інтегральної складових регуляторів.

## 6 ДОСЛІДЖЕННЯ СТАТИЧНИХ ТА ДИНАМІЧНИХ РЕЖИМІВ ЕЛЕКТРОМЕХАНІЧНОЇ СИСТЕМИ

Метою даного розділу є дослідження статичних та динамічних режимів електромеханічної системи та підтвердження працездатності синтезованого алгоритму у розділі 5.

У даному розділі буде проведено дослідження перехідних процесів СДПМ при відпрацюванні заданого моменту, що сформовано на основі тахограми руху ТЗ з розділу 2.

### 6.1 Дослідження системи векторного керування моментом

Для дослідження системи векторного керування моментом СДПМ будуть використані параметри електромеханічної системи та двигуну EMRAX 268.

Таблиця 6.1 – Параметри налаштування

Найменування	Значення
Число пар полюсів	$p_n = 10$
Опір обмотки статора	$R_1 = 10.5 \text{ мОм}$
Індуктивність обмотки статора	$L_d = 126 \text{ мкГн}$
Потокозчеплення	$\psi = 0.0664 \text{ Вб}$
Коефіцієнт пропорційної та інтегральної складової регулятора струму	$k_i \approx 600;$ $k_{iiq} = 180000$

Задана траєкторія моменту дозволяє відпрацювати кутову швидкість необхідну для даного циклу руху по аеропорту. Так як робота ТЗ передбачається без послаблення магнітного поля, то компонента струму статора по осі (d) для оптимізації втрат дорівнює нулю.

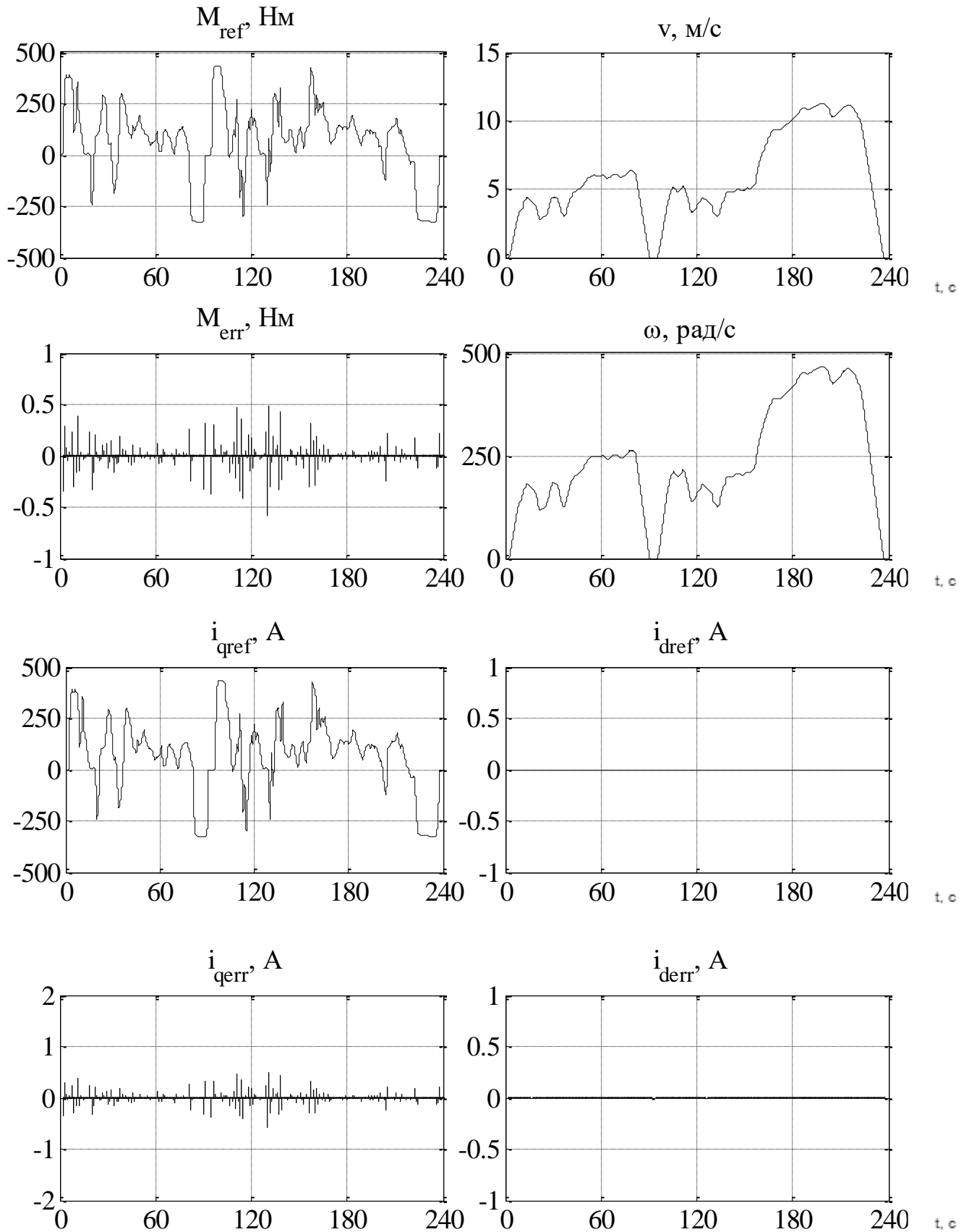


Рисунок 6.1 – Графіки перехідних процесів системи векторного керування

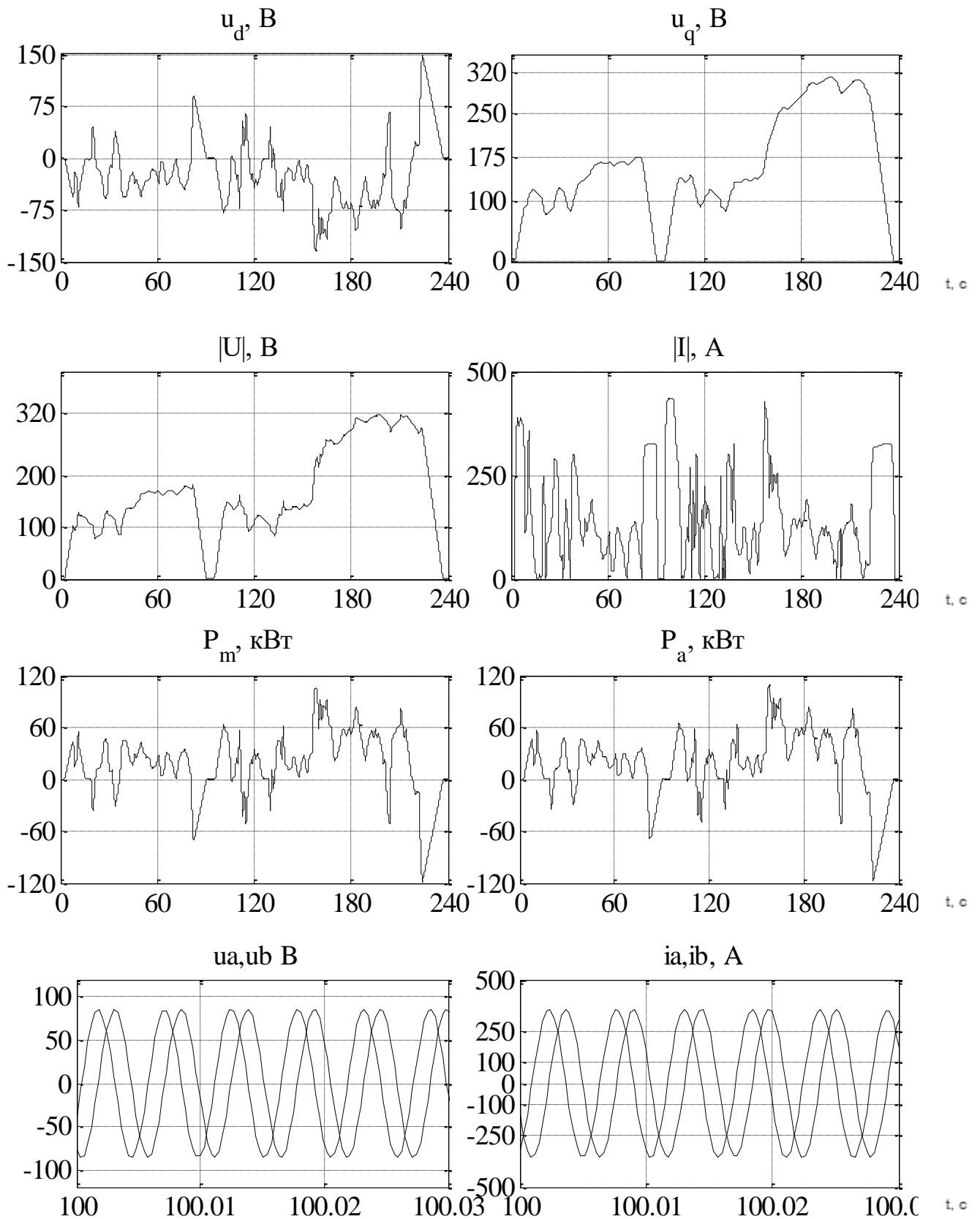


Рисунок 6.2 – Графіки перехідних процесів системи векторного керування

На рис. 6.1 - рис. 6.2 зображені графіки перехідних процесів векторного керування СДПМ, з похибки відпрацювання заданого моменту встановлюємо асимптотичність відпрацювання моменту, з похибок регулювання струму статора по осях (d-q) встановлюємо асимптотичне регулювання струму статора.

### **Висновки до розділу 6**

1. З перехідних процесів системи векторного керування моментом встановлено асимптотичність відпрацювання заданого моменту двигуна, струмів статора по осях (d-q).

2. При відпрацюванні заданої тахограми руху ТЗ амплітуда напруги статора не перевищує номінального значення, тому система не попадає в обмеження.

3. В системі використовується редуктор з передаточним числом 10, тому кутова швидкість двигуна буде зменшена в 10 раз, а момент збільшений у 10 разів, що дозволило отримати лінійну швидкість 11,4 м/с (40 км/год).

## ВИСНОВКИ

1. В даній роботі було досліджено електромеханічну систему шасі літака на основі безколекторного двигуна постійного струму. Об'єктом дослідження було обрано регіональній літак Sukhoi SuperJet 100-95В.

2. Для відпрацювання максимальної заданої швидкості 40 км/год розраховано потужність двигуна за середньоквадратичним еквівалентним моментом, визначеним за тахограмою руху по аеропорту. В якості приводних двигунів було обрано 2 синхронних двигуна Emrax 268 з загальною потужністю 180 кВт.

3. Розраховано необхідну потужність акумуляторної батареї, що визначено за тахограмою руху літака по аеропорту, значення заряду акумуляторної батареї. Було обрано тип акумуляторної батареї Panasonic NCR18650B Lithium Battery у кількості 1604 шт для розрахованої ємності 30,98 А\*год на дальність в 9км.

4. Розрахувавши потужність на колесі шасі регіонального літака Sukhoi SuperJet 100-95, було обрано два тягових інвертора ВАМОСАР-D3 потужністю до 140кВт. Для організації зворотнього зв'язку за швидкістю, в системі присутній енкодер.

5. Проведено моделювання в програмному середовищі MATLAB, отримано графіки перехідних процесів регіонального літака Sukhoi SuperJet 100-95. З перехідних процесів можна побачити, що відбувається асимптотичне відпрацювання заданого моменту, потокозчеплення, струмів статора.

6. Використання редуктора з передаточним числом 10 забезпечило зменшення номінальної кутової швидкості двигуна в 10 разів та збільшення вихідного моменту в 10 разів, що дозволило отримати максимальну лінійну швидкість літака по аеродрому 11.4м/с.

## ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ

1. Розробка електроприводу шасі URL: <http://www.technodinamika.ru/competencies/systems/shassi/> (дата звернення 25.03.20.)
2. Шасі літального апарату URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Шасси\\_летательного\\_апарата](https://ru.wikipedia.org/wiki/Шасси_летательного_апарата) (дата звернення 25.03.20)
3. Порівняння двигунів URL: <http://masters.donntu.org/2005/eltf/ostroukhov/diss/indexu.htm4>. (дата звернення 28.03.20)
4. Безколекторний двигун постійного струму URL: <https://sitemasters.com.ua/elektroobladnannja/bezkolektornij-dvigun-postijnogo-strumu-2/> (дата звернення 28.03.20).
5. Правила аеропорту URL: [https://www.frequentflyers.ru/2015/01/15/airport\\_traffic\\_rules/](https://www.frequentflyers.ru/2015/01/15/airport_traffic_rules/) (дата звернення 30.03.20).
6. Регіональний літак URL: [https://ru.qwe.wiki/wiki/Sukhoi\\_Superjet\\_100](https://ru.qwe.wiki/wiki/Sukhoi_Superjet_100) (дата звернення 2.04.20)
7. Другий закон Ньютона URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Второй\\_закон\\_Ньютона](https://ru.wikipedia.org/wiki/Второй_закон_Ньютона). (дата звернення 3.04.20)
8. Тертя кочення URL: [https://uk.wikipedia.org/wiki/Тертя\\_кочення](https://uk.wikipedia.org/wiki/Тертя_кочення) (дата звернення 3.03.20)
9. Розрахунок еквівалентного моменту URL: <http://jour.fea.kpi.ua/article/view/199178> (дата звернення 5.04.20)
10. Вибір двигуна URL: <https://emrax.com/e-motors/emrax-268/> (дата звернення 10.04.20)
11. Приведення маси літака URL: <https://epa.kpi.ua/wp-content/uploads/2018/06/131466-282254-1-PB.pdf> (дата звернення 12.04.20 )
12. Розрахунок момента інерції редуктора URL: [http://www.reduktor-mex.ru/files/bonfiglioli\\_f\\_02.pdf](http://www.reduktor-mex.ru/files/bonfiglioli_f_02.pdf) (дата звернення 15.04.20)

13. Розрахунок потужності акумуляторної батареї  
[URL:http://jour.fea.kpi.ua/article/viewFile/96131/91520](http://jour.fea.kpi.ua/article/viewFile/96131/91520) (дата звернення 17.04.20)
14. Вибір акумуляторної батареї URL: <https://www.batteryspace.com/prod-specs/NCR18650B.pdf> (дата звернення 17.04.20)
15. Компанія тягових інверторів URL: <https://www.unitek-industrie-elektronik.de> (дата звернення 1.05.20)
16. Тяговий інвертор BAMOCAR- D3 URL: <https://www.unitek-industrie-elektronik.de/bamocar-d3> (дата звернення 1.05.20)
17. BAMOCAR- D3 Datasheet URL: <https://www.unitek-industrie-elektronik.de/bamocar-d3.pdf> (дата звернення 1.05.20)
18. Енкодер URL:[https://emrax.com/wp-content/uploads/2018/08/Installation\\_guide\\_RM22\\_series\\_non-contact\\_rotary\\_encoder1.pdf](https://emrax.com/wp-content/uploads/2018/08/Installation_guide_RM22_series_non-contact_rotary_encoder1.pdf) (дата звернення 2.05.20)
19. Математичний опис безколекторного двигуна URL:  
<https://studopedia.org/10-121626.html> (дата звернення 4.05.20)
20. Leonhard W. Control of Electrical Drives. Berlin: Springer-Verlag, 2001 р. 29–32.

# ДОДАТОК А1

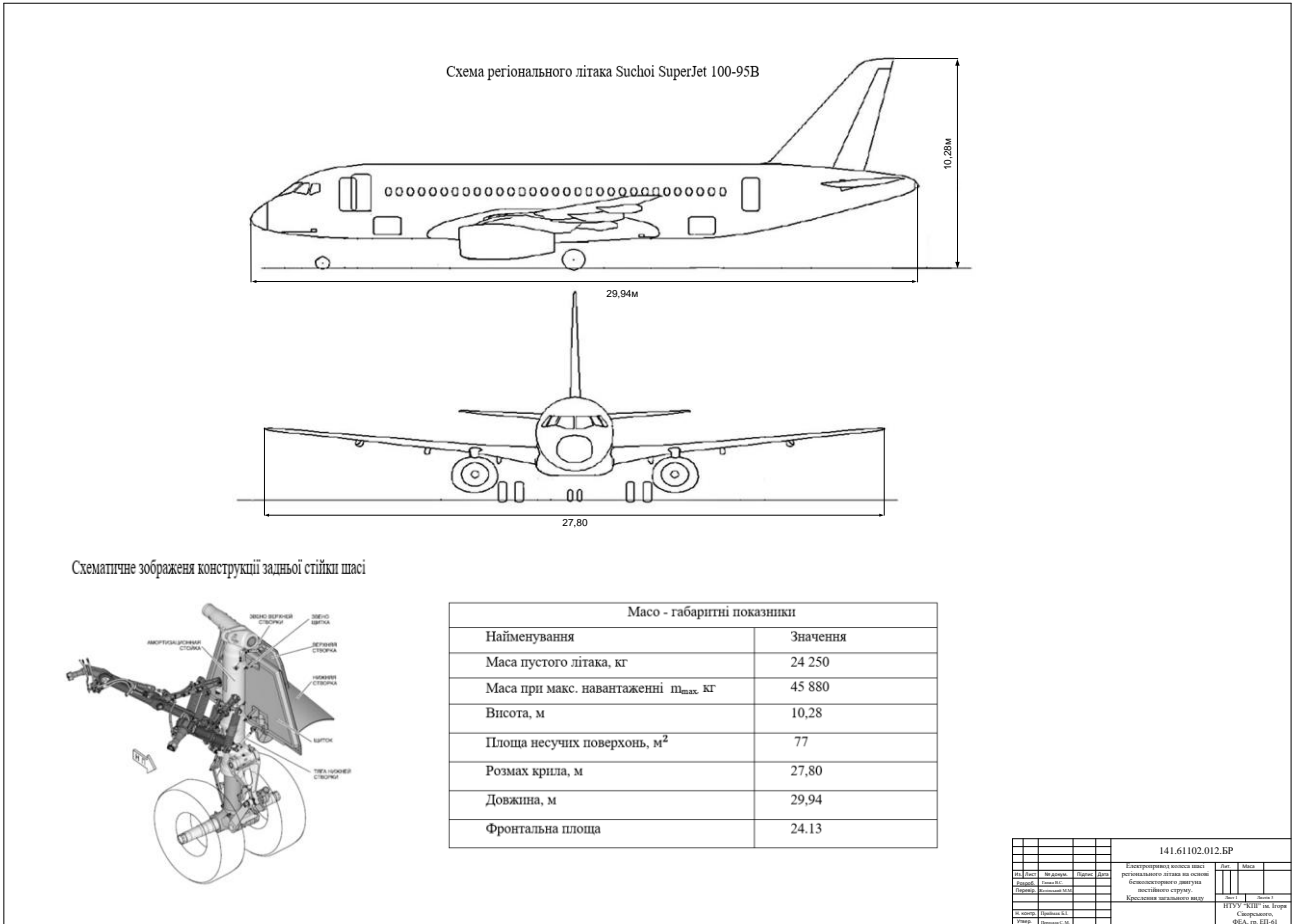


Рисунок А.1 – Загальний вигляд

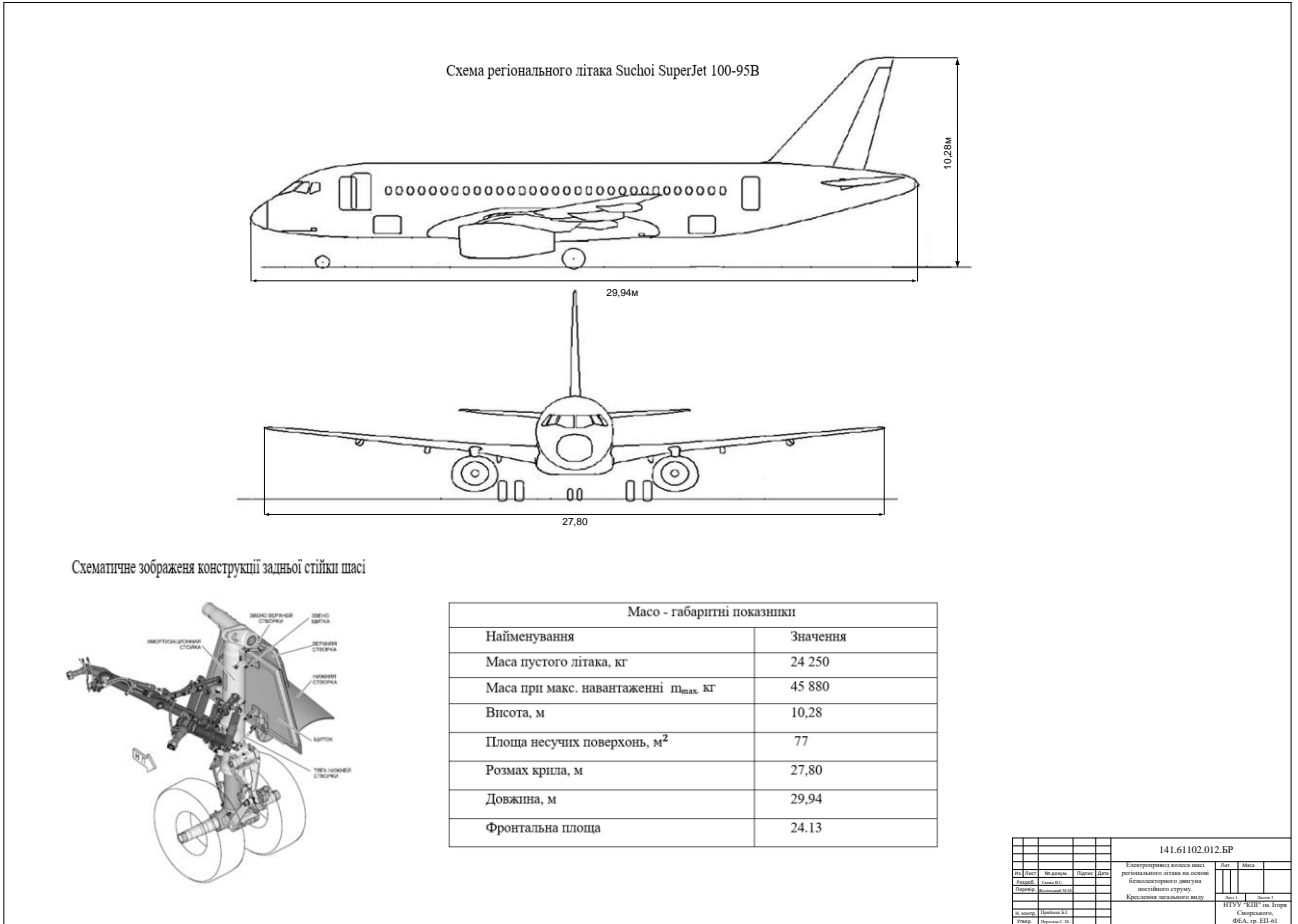


Рисунок А.2 – Функціональна схема

