

Хмельницький національний університет
Факультет інженерії, транспорту та архітектури
Кафедра машин і апаратів, електромеханічних та енергетичних систем

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА БАКАЛАВРА

Розробка електроприводу безпілотного
літального апарату

Галузь знань 14 Електрична інженерія
Спеціальність 141 Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка
Освітня програма Енергетичний менеджмент

Шифр БРМА 25.00.00.000 ПЗ

Виконав студент
4 курсу група ЕМ-21-1


Підпис

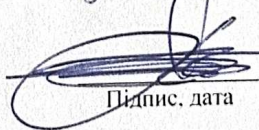
І.М. Рибак
Ініціали, прізвище

Керівник


Підпис, дата

к.т.н., доц. П.С. Майдан
Ініціали, прізвище

Нормоконтролер


Підпис, дата

к.т.н., доц. О.Г. Тимошук
Ініціали, прізвище

До захисту допускаю:
Зав. кафедри МАЕЕС


Підпис, дата

к.т.н., доц. В.С. Неймак
Ініціали, прізвище

2 06 2025 р.

Хмельницький 2025

ХМЕЛЬНИЦЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет інженерії, транспорту та архітектури

Кафедра машин і апаратів, електромеханічних та енергетичних систем

Освітній рівень бакалавр

Галузь знань 14 Електрична інженерія

Шифр і назва

Спеціальність 141 Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка

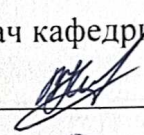
Шифр і назва

Спеціалізація _____

Освітня програма Енергетичний менеджмент

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри МАЕЕС


2.06.2025

ЗАВДАННЯ
НА БАКАЛАВРСЬКУ КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Рибак Іван Максимович

Прізвище, ім'я, по батькові студента

1. Тема роботи Розробка електроприводу безпілотного літального апарату

керівник роботи Майдан Павло Сергійович, к.т.н., доцент

Прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання

Затверджено наказом ректора університету від 7 02 2025 р. № 23

2. Строк подання студентом роботи на кафедру 2.06.25

3. Вихідні дані до роботи енергетичні та механічні характеристики силового обладнання т

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити)

Вступ. 1 Огляд та аналіз існуючих технічних та технологічних рішень електроприводів в безпілотних літальних апаратах. 2. Проектування системи керування електроприводом безпілотного літального апарату. 3. Моделювання систем керування електроприводу безпілотного літального апарату. Загальні висновки. Перелік джерел посилань.

5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслень)

1. Використання електроприводів в БПЛА (ДО, А1). 2. Проектування системи керування електроприводом БПЛА (РР, А1). 3 Моделювання векторної системи керування ВЕД (ДД, А1). 4. Моделювання фазової системи керування на максимум електромагнітного моменту (ДД, А1). 5. Моделювання фазової системи керування на максимум ККД (ДД, А1).

6. Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

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

7. Дата видачі завдання _____

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

Назва етапів (розділів) кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1. Огляд та аналіз існуючих технічних та технологічних рішень електроприводів в безпілотних літальних апаратах		
2. Проектування системи керування електроприводом безпілотного літального апарату		
3. Моделювання систем керування електроприводу безпілотного літального апарату		
4. Оформлення пояснювальної записки та графічного матеріалу		

Студент

Підпис

І.М. Рибак
Ініціали, прізвище

Керівник роботи

Підпис

П.С. Майдан
Ініціали, прізвище

Факультет інженерії, транспорту та архітектури
Кафедра машин і апаратів, електромеханічних та енергетичних систем
Рівень вищої освіти перший (бакалаврський)
Галузь знань 14 Електрична інженерія
Спеціальність 141 Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка
Освітня програма Енергетичний менеджмент

АНОТАЦІЯ НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Рибак Іван Максимович

Прізвище, ім'я, по батькові студента

Тема роботи Розробка електроприводу безпілотного літального апарату

1. Прізвище, ініціали, вчена ступінь та звання рецензента _____

2. Обсяг бакалаврської роботи: креслень 5 арк, сторінок записки 55

3. Характеристика розділів пояснювальної записки:

В першому розділі виконано огляд та аналіз існуючих технічних та технологічних рішень електроприводів в безпілотних літальних апаратах. Описано проблематику використання електроприводів в БПЛА. Розглянуто особливості використання вентильних двигунів в БПЛА. В другому розділі Виконано проєктування системи керування електроприводом БПЛА. Підбрано можливі схеми системи керування електродвигуном для БПЛА, проведено проєктування векторної та фазової систем керування електроприводом в програмному середовищі Matlab/Simulink. В третьому розділі Виконано моделювання систем керування електроприводу БПЛА. А саме моделювання векторної системи керування та двох варіантів фазової системи керування, при налаштованих РКК на максимум електромагнітного моменту і максимум ККД, у програмному середовищі MatLab/Simulink.

Підпис студента 

" 2 " 06 20 25 р.

Р І Ш Е Н Н Я Е К ЗА М Е Н А Ц І Й Н О Ї К О М І С І Ї:

Протокол 4 від 20 06 2025 р.

Оцінка роботи ЕК 4,0 / 5

Рекомендації ЕК впровадження у виробництво

Особливі відмітки _____


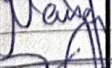

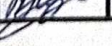
Технічний секретар 

Іван Рибак
Ім'я, ПРІЗВИЩЕ

" 20 " 06 20 25 р.

Зміст

	с.
Вступ	5
1 Огляд та аналіз існуючих технічних та технологічних рішень електроприводів в безпілотних літальних апаратах	7
1.1 Проблематика використання електроприводів в безпілотних літальних апаратах	7
1.2 Особливості використання вентильних двигунів	14
Висновки до першого розділу	18
2 Проєктування системи керування електроприводом безпілотного літального апарату	19
2.1 Підбір схеми системи керування електродвигуном	19
2.2 Проєктування векторної системи керування в програмному середовищі Matlab/Simulink	26
2.3 Проєктування фазової системи керування в програмному середовищі Matlab/Simulink	36
Висновки до другого розділу	38
3 Моделювання систем керування електроприводу безпілотного літального апарату	39
3.1 Моделювання векторної системи керування у програмному середовищі MatLab/Simulink	39
3.2 Моделювання фазової системи керування на максимум моменту в програмному середовищі MatLab/Simulink	42
3.3 Моделювання фазової системи керування на максимум ККД в програмному середовищі MatLab/Simulink	47

БРМА 25.00.00.000 ПЗ					
Зм.	Арк.	№докум.	Підпис	Дата	
Виконав		Рибак І.М.			Розробка електроприводу безпілотного літального апарату
Перевір.		Майдан П.С.			
Н.контр.		Гимошук О.І.			Літера
Затвер.		Неймак В.С.			Аркуш
					Аркушів
					у
					4
					55
					ХНУ гр. ЕМ-21-1

Висновки до третього розділу	51
Загальні висновки	52
Перелік джерел посилань	53

БРМА 25.00.00.000 ПЗ

						Арк.
						5
Зм.	Арк.	№докум.	Підпис	Дата		

ВСТУП

У сучасному світі безпілотні літальні апарати (БПЛА) використовують для розв'язання досить різноманітних завдань, від виконання аерознімання полів в аграрній галузі до отримання необхідних даних для військової галузі, які раніше вирішувалися із застосуванням пілотованої техніки. Використання БПЛА в порівнянні із пілотованими літальними апаратами дешевше, а собівартість і відсутність людей на борту надають можливість відправляти БПЛА в місця, де можлива втрата апарата.

Метою кваліфікаційної бакалавра роботи була розробка і дослідження електроприводу БПЛА з урахуванням технічного завдання, а також моделювання системи керування (СК) електродвигуном (ЕД).

У даній роботі використовувався трифазний вентильний ЕД зі збудженням від постійних магнітів. Наведено моделі з векторним керуванням і фазовим, які показують усі переваги даного типу ЕД.

СК розроблено векторним і фазовим способами керування ЕД, під час моделювання якої показано, що який спосіб керування відпрацьовує встановлені технічним завданням вимоги.

ВЕД розрахований і побудований у програмному забезпеченні Ansys, математичне моделювання процесів виконано в програмному середовищі MATLAB/Simulink.

1 ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ТЕХНІЧНИХ ТА ТЕХНОЛОГІЧНИХ РІШЕНЬ ЕЛЕКТРОПРИВОДІВ В БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТАХ

Загально відомо класифікацію БПЛА [1, 2]:

1. За типом керування:

- керовані оператором із землі;
- керовані автоматично;
- гібридна СК;

2. За призначенням:

- розвідувальні;
- ударні (здатні вести вогонь по противнику);

3. За максимальною злітною масою.

Використання БПЛА володіє цілою низкою переваг:

- для проведення одних і тих самих цілей, БПЛА обходяться набагато дешевше, ніж пілотовані літальні апарати;
- зліт і посадка БПЛА не вимагають наявності аеродрому, тому що БПЛА запускаються або з використанням катапульти, або руки;
- технічне обслуговування конструкцій БПЛА відбувається набагато рідше, ніж пілотованих літальних апаратів;
- норми контролю безпеки технічного персоналу набагато нижчі.

У наш час досить актуальним є питання керування БПЛА. СК повинна максимально оперативно давати змогу вирішувати будь-які труднощі, що виникають під час польоту.

1.1 Проблематика використання електроприводів в безпілотних літальних апаратах

У сучасних конструкціях БПЛА використовується досить велика кількість різноманітних двигунів. Наприклад, БПЛА може базуватись на використанні

двигуна внутрішнього згоряння (ДВЗ). Такі конструкції можуть показати більш велику тривалість польоту, як порівняти з БПЛА збудованими на ЕД [1, 2].

Це обумовлено тим, що під час згоряння рідкого палива виділяється більша кількість енергії, ніж може дати використання будь-якої сучасної акумуляторної батареї. Проте є один суттєвий недолік - БПЛА на базі ДВЗ складніші в конструюванні, транспортуванні та потребують певної кваліфікації від технологічного персоналу.

ДВЗ на БПЛА використовують, коли потрібно досягти досить тривалого безперервного польоту, тобто у випадку використання розвідувальними службами для тривалого моніторингу або забезпечення нагляду за певним об'єктом, який розташовано на суттєвій відстані від місця можливого запуску БПЛА.

На сьогоднішньому етапі розвитку набирає обертів застосування в якості тягового двигуна замість ДВЗ різних конструкцій електроприводів. Це пов'язано з тим, що хоч і ДВЗ забезпечує більшу високу тривалість польоту, ЕД побудований на використанні сучасних батарей уже може забезпечити тривалість польоту БПЛА понад 16 годин, така конструкція БПЛА простіша в обслуговуванні, легше можна транспортувати до точки відправлення, а заряджатися БПЛА може по дорозі від мережі транспорту, на якому транспортують.

Розберемося в використанні електроприводів в БПЛА більш конкретно [1, 2].

Використання ЕД у конструкції БПЛА забезпечує наступні переваги над використанням ДВЗ:

- вага БПЛА на базі ЕД суттєво нижча;
- більш високий ККД;
- можливості конструювання різних конструкцій крил, бо в них відсутні паливні трубопроводи;
- виявлення конструкції БПЛА на базі ЕД менш можливе через нижче

тепловипромінювання в процесі польоту.

Здебільшого БПЛА з різною метою використовують, не перевищуючи висоту 18 тисяч метрів над поверхнею так, як вище вже знаходяться літаки цивільної, і не тільки, авіації.

Наприклад, під час випробувань сучасної конструкції БПЛА компанія ARCA зіткнулася при конструюванні власних розробок - «AirStrato» [3].

Спочатку компанія ARCA хотіла оснастити свою розробку двома окремими електроприводами. Подальші випробування такої конструкції показали, що БПЛА не вистачає потужності даної конструкції силової установки. Надалі компанія ARCA збільшила кількість використовуваних ЕД до 4, але і це не дало змоги конструкції БПЛА впевнено транспортуватись на висоті 18 тис. метрів.

Один з останніх розробок компанія ARCA оснастила 6-ма ЕД. Наразі конструкції БПЛА компанії ARCA типу Explorer та Pioneer [3], практично готові до серійного виробництва, планується оснащувати 6-ма ЕД Robbe 8085/10 [4], які передбачено монтувати на задній кромці крила БПЛА, на ЕД будуть розміщені штовхаючі гвинти.

БПЛА Pioneer (рис. 1.1 та БРМА25.00.00.000 ДО) повинен бути запущений в виробництво, розмах крила даного БПЛА складає 12 метрів, запуск виконується за допомогою використання спеціальної катапульти. Вага БПЛА Pioneer дорівнює приблизно 170 кілограмам, а вага, яку конструкція здатна транспортувати на висоті 8 тис. м., дорівнює приблизно третині власної ваги, або 50 кілограмам.

Безперервний політ тривалістю в 16 годин забезпечує гібридна енергетична установка із використанням звичайних акумуляторів та сонячних батарей [1, 2, 5].

Після активних випробувань конструкцій БПЛА «AirStrato» [3-5] були виявлені певні проблеми.

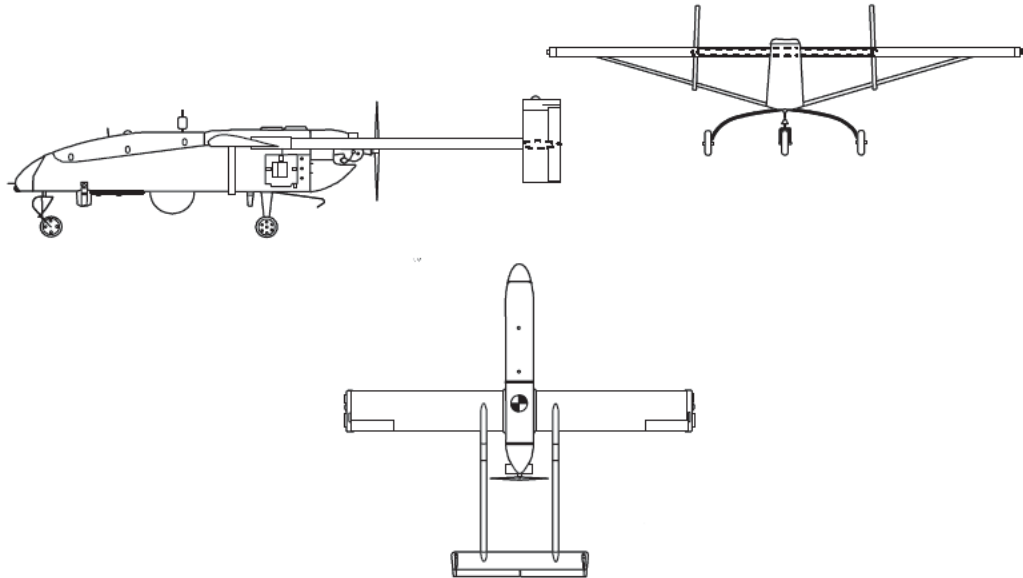


Рисунок 1.1 – Загальний вигляд Airstato Pioneer [3-5]

Головною проблемою стало те, що під час польоту БПЛА на висоті до 9 тис. м. розрахункові характеристики повністю відповідають експериментальним, тобто гвинти зберігають розраховану ефективність роботи. Після подолання БПЛА позначки в 9 кілометрів ефективність гвинтів починає знижуватись. Компанія ARCA дійшла наступного висновку, що для того, щоб зберегти ефективність використання гвинтів, для більш виконання польотів на більших висотах необхідно виконувати монтаж більшої кількості ЕД з штовхаючими гвинтами.

БПЛА з електроприводом також кращі для використання і в плані екології, оскільки у них відсутні будь-які негативні викиди в атмосферу.

Наступною перевагою використання даних конструкцій БПЛА є те, що на корпусі розміщено сонячні батареї. На даний момент у компанії «TIBER» [1-5] існує конструкції БПЛА «SOWA» із використанням даної технології. За допомогою сонячних батарей дальність польоту буде обмежуватися лише станом системи БПЛА та атмосферними умовами.

Варто звернути увагу на те, що якщо у конструкції БПЛА є ЕД змонтовані на крилах, можливе використання технології, яка носить назву «гнучке крило».

Особливістю даної технології є те, що на крилі відсутні стандартні механізми, що відповідають за контроль швидкості та зміну напрямку польоту БПЛА.

Маневрування і регулювання швидкості руху БПЛА (наприклад, під час посадки) виконується за рахунок зміни власної геометрії крила. Перевага даної технології полягає в тому, що під час виконання маневрів або регулювання швидкості крило зберігає власну обтічну форму. Використання технології «гнучке крило» важко виконується при встановленні ДВЗ, адже при монтажі ДВЗ на крилі необхідно забезпечити магістраль для підведення рідкого палива. У випадку використання технології «гнучкого крила» підвести рідке паливо до ДВЗ, змонтованого на крилі, практично неможливе завдання. Якщо в такому разі використовувати ЕД, що працює за рахунок того, що на нього по дротах подається електрична сила струму від акумуляторних батарей, труднощів для використання «гнучкого крила» не буде [1-3, 6, 7].

Вибір механізації «гнучкого крила»

Мехатронне крило - в основі даної конструкції лежить мехатронний вузол, для забезпечення встановленої величини кута між елементами в структурі «гнучкого крила», узгоджене керування якими дозволяє змінювати геометрію крила з урахуванням технологічних чи аеродинамічних вимог. Мехатронний вузол представляє собою послідовне з'єднання необхідної кількості циліндричних шарнірів подвійної дії, які вписані в контур крила (рис. 1.2 та БРМА25.00.00.000 ДО) з приводом [6, 7].

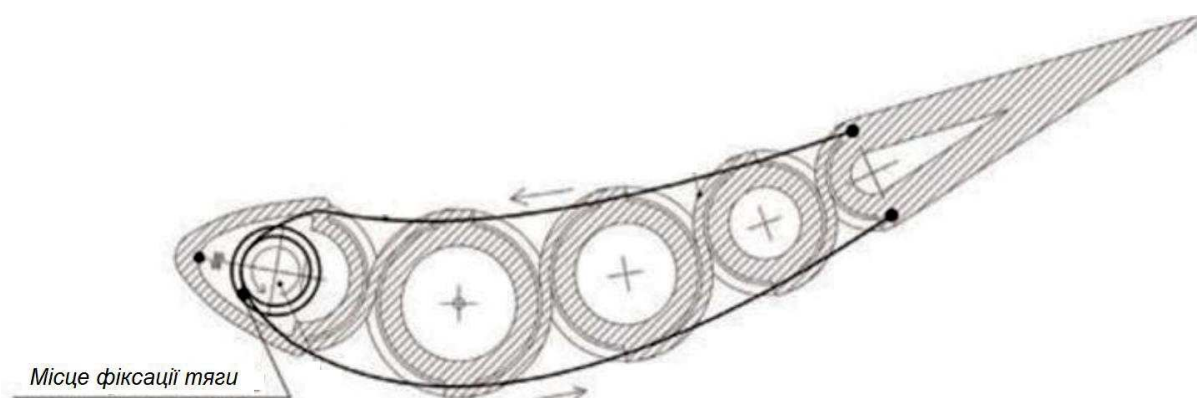


Рисунок 1.2 – Загальний вигляд мехатронного вузла «гнучкого крила»

Для конструкції такого мехатронного вузла характерні наявність пружних взаємообернених зв'язків і безперервно змінна вісь обертання. Керування мехатронним вузлом виконується шляхом натягу/ослаблення спеціальної тяги, перекинutoї через шків, пов'язаний з головним валом ЕД. Дана конструктивна схема (рис. 1.2) може бути змінена на варіанти з використанням п'єзо-, електромеханічних, гідравлічних чи пневматичних актуаторів, а також спеціальних «матеріалів з пам'яттю» (наприклад, нітінолових ниток).

Розташування мехатронних вузлів в структурі крила БПЛА повинне наділяти крила властивостями, що дозволяють плавно відхиляти хвостову чи носову частини, змінюючи, таким чином, кривизну уздовж всього розмаху крила, в залежності від швидкості чи висоти польоту і можливого перевантаження, а також повністю змінювати форму всього крила.

Крило складається з не менше як двох мехатронних вузлів, об'єднаних в єдину конструкцію за допомогою використання пружних стрижневих елементів виготовлених, наприклад із вуглепластика і елемента для жорсткого з'єднання окремих мехатронних вузлів (рис. 1.3 та БРМА25.00.00.000 ДО).

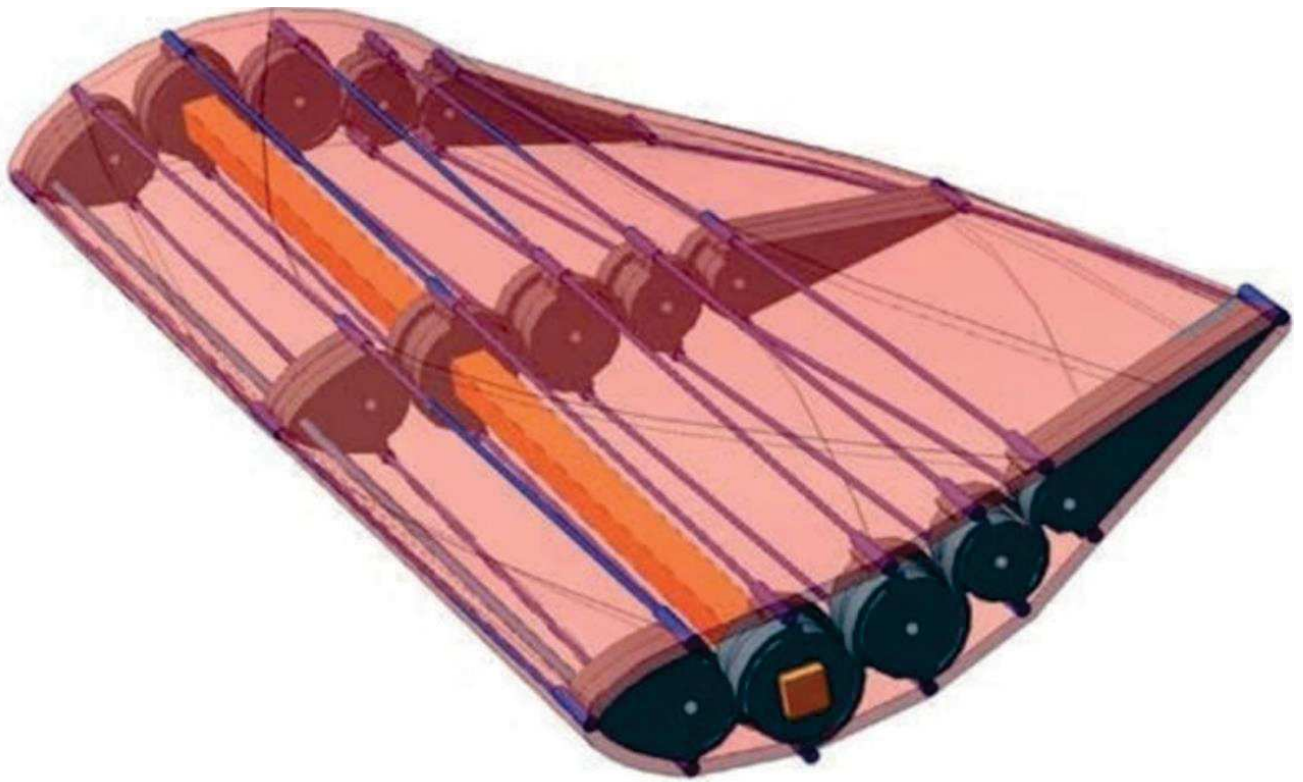


Рисунок 1.3 - Зовнішній вигляд моделі «гнучкого крила» з обшивкою

Керування встановленими приводами погоджено за допомогою використання спеціальної електронної СК.

«Гнучке крило» типу Flex-Foil – дана конструкція може плавно регулювати розвал, щоб мінімізувати опір повітря під час польоту. Якщо гнучка поверхня керування буде плавно прилягати до решти конструкції крила, дані регулювання не створюватимуть додаткового опору від можливих виступаючих петель чи спеціальних суглобів (рис. 1.4 та БРМА25.00.00.000 ДО) [6, 7].

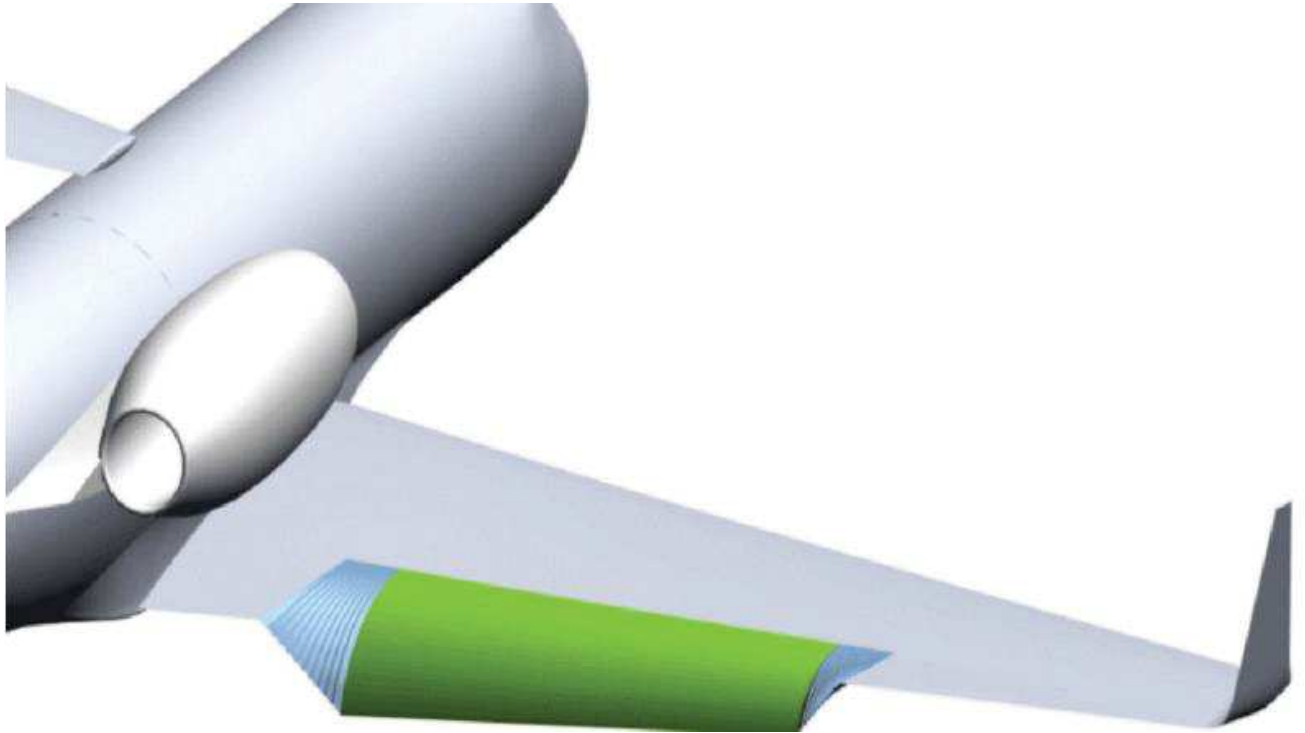


Рисунок 1.4 – Загальний вигляд роботи «гнучкого крила»

Отже, регулювання розвалу крил під час виконання польоту дозволяє мінімізувати опір залежно від висоти підйому БПЛА для конкретних умов. Наприклад, спалювання рідкого палива під час виконання польоту зменшує загальну масу рідкого палива, тому БПЛА поступово вимагає менше підйому. «Гнучке крило» може просто змінювати поверхню власної задньої кромки постійно протягом усієї тривалості виконання польоту, щоб досягти оптимального розвалу для поточної ваги рідкого палива [6, 7].

Крім того, дана конструкція крила може також пом'якшити тремтіння

фюзеляжу БПЛА через турбулентність. Необхідно правильно вкручуючи задні кромки крил, щоб зменшити навантаження, викликані турбулентністю, і тим самим мінімізувати рух, що передається всьому фюзеляжу, дане скручування буде виконуватись автоматично за допомогою вдосконаленої СК польотом БПЛА [6, 7].

1.2 Особливості використання вентильних двигунів

Переваги використання вентильного електродвигуна (ВЕД) – в БПЛА даний вид ЕД набув достатньо великого поширення [6, 7].

Сама конструкція ВЕД складається із ротора з постійними магнітами і статора з встановленими обмотками. Так як є певні конструкції ЕД із колектором в якого обмотки знаходяться на роторі. Ми ж розглядаємо лише конструкції в яких ротор - елемент ЕД з постійними магнітами, статор - елемент ЕД, на якому розміщено обмотки. Керування роботою ВЕД на БПЛА виконується за рахунок використання спеціального електронного регулятора.

ВЕД в конструкціях БПЛА використовується з цілого ряду наступних причин [8-11]:

- вага ВЕД нижча, відповідно питомі показники даного типу ЕД значно вищі за стандартні синхронні машини;
- в конструкції ВЕД відсутній колектор, завдяки чому конструкція ЕД істотно спрощується;
- у конструкції ВЕД вищий ККД;
- діапазон регулювання швидкостей, на яких ВЕД може адекватно працювати, вищий, що забезпечує ширші можливості для керування БПЛА і відповідно призводить до певного розширення характеристик БПЛА;
- ВЕД практично не створюють радіоперешкод і відповідно мають суттєвого впливу на функціонування бортового обладнання БПЛА;
- конструкції ВЕД менше схильні до нагрівання.

Менші габаритні розміри ВЕД обумовлені тим, що дозволяють використовувати сучасні потужні магніти, наприклад, на основі використання неодиму.

Також БПЛА з даним типом ЕД має більшу тривалість часу польоту, за рахунок великого ККД. А високі оберти самого ЕД дозволяють використовувати його безпосередньо з штовхаючими гвинтами без використання допоміжних редукторів, що також полегшує конструкцію БПЛА і дозволяє подолати більшу відстань для польоту.

Як було сказано раніше, безколекторні ЕД не мають в конструкції колектора, точніше цілого щітко-колекторного вузла, в якому щітки і пластини колектора безперервно розмикаються, що викликає виникнення іскріння, яке призводить до втрат потужності і створює певні радіоперешкоди. ККД використання безколекторних ЕД вищий, ніж при використанні ЕД з колектором, тому що в конструкції ЕД з колектором, змонтовані щітки постійно мають тертя із колектором, зношуються і підгорають, погіршуючи струмопровідність всього щітко-колекторного вузла, що в свою чергу, призводить до зменшення загальної потужності ЕД. Варто відзначити, що частина потужності електродвигуна з колектором витрачається на подолання тертя між щітками і колектором.

Відсутність щітко-колекторного вузла у безколекторного ЕД дозволяє на практиці досягти значення ККД на рівні в 95%. Відсутність щіток і колектора спрощують обслуговування всього ЕД, у зв'язку з тим, що відсутня необхідність періодично виконувати заміну щіток і чистити колектор ЕД. Ресурс безколекторного ЕД в основному залежить від зношування підшипників ротора, за рахунок такої конструкції досягається висока надійність ЕД [8-11].

На сучасному етапі розвитку використовується велика кількість різноманітних конструкцій ВЕД - від різних габаритних розмірів та мас до різних показників вихідної потужності, робочих обертів головного валу, а також питомих показників ВЕД. Саме на дані показники дивляться при конструюванні

та побудові БПЛА. Наступним кроком в виконанні поставленого завдання буде побудова конкретного ВЕД в програмному середовищі Ansys/Maxwell [12].

Тяговий електропривод БПЛА буде реалізовуватися на основі ВЕД зворотного типу. Даний тип ВЕД є перспективним і знаходить досить широке поширення в приводах БПЛА. Модель ВЕД, зібрана в програмному середовищі Ansys Maxwell [12], представлена на рисунку 1.5.

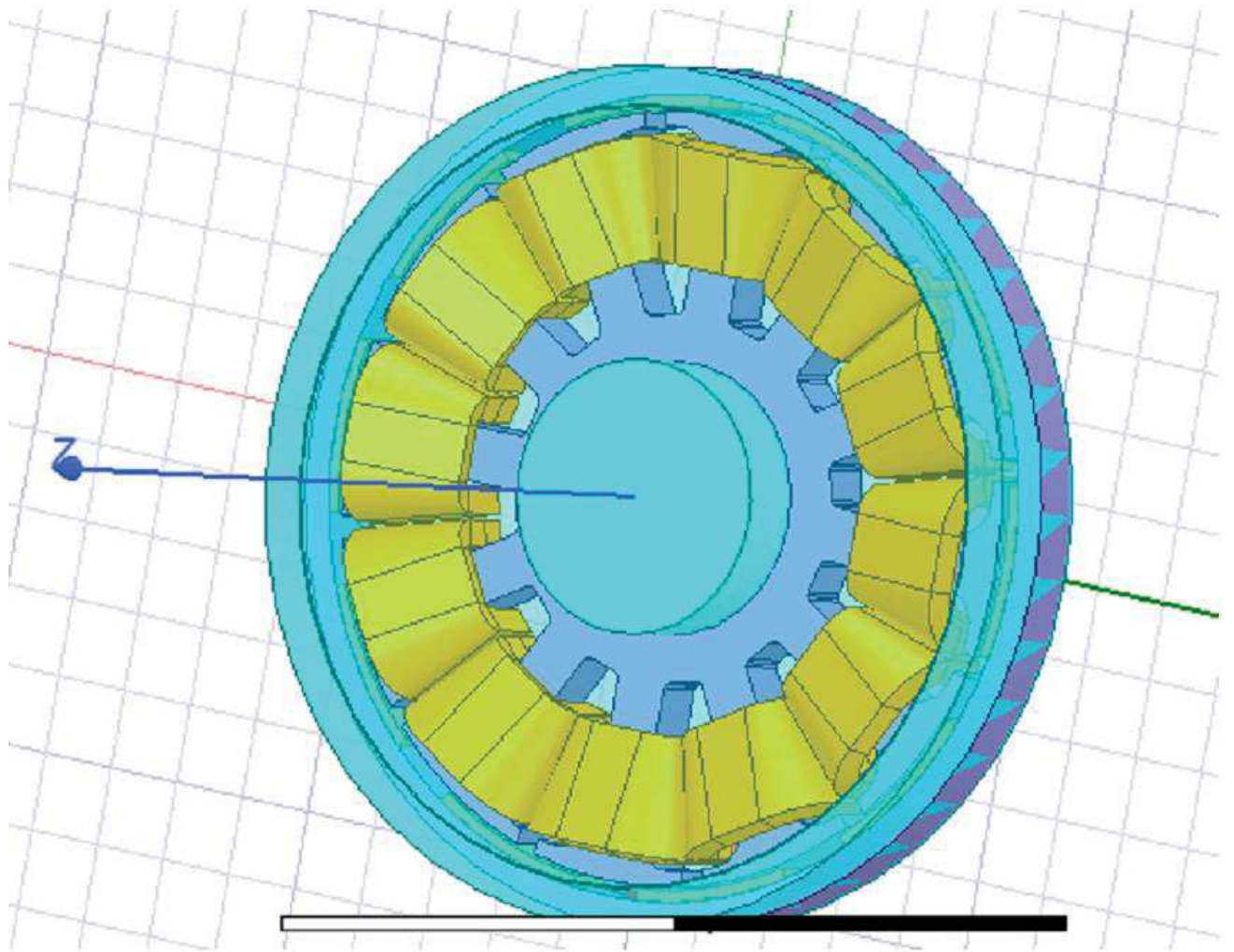


Рисунок 1.5 - Модель ВЕД виконана в програмі Ansys Maxwell [12]

Нижче наведено графічні залежності величини вихідної потужності від швидкості обертання головного валу ВЕД і залежності ККД від швидкості обертання головного валу ВЕД (рис. 1.6, 1.7).

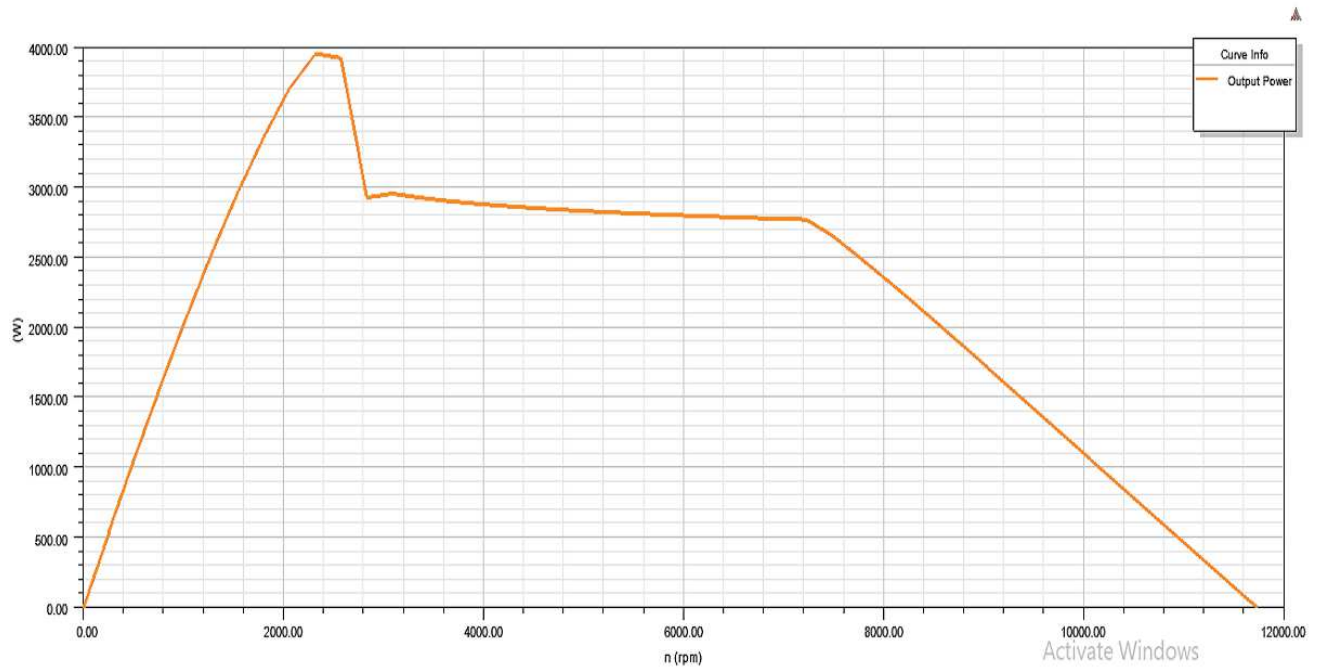


Рисунок 1.6 – Графічна залежність величини вихідної потужності від швидкості обертання головного валу ВЕД

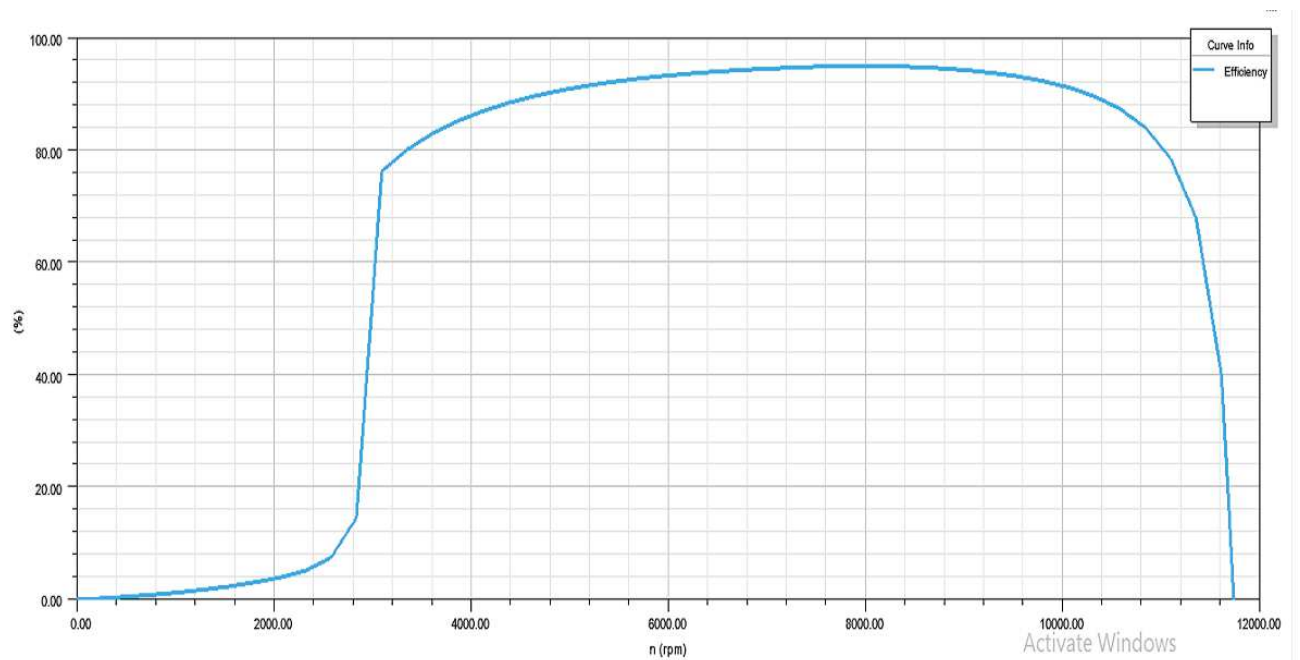


Рисунок 1.7 – Графічна залежність величини ККД від швидкості обертання головного валу ВЕД

На наведених графічних залежностях механічних характеристик спостерігається, що ВЕД відпрацьовує необхідні нам параметри. Представимо основні параметри і показники ВЕД в табличному вигляді.

Таблиця 1.1 - Параметри конструкції обраного ВЕД [8-11]

Назва показника	Значення показника
Рівень напруги живлення, В	48
Величина корисної потужності на головному валу, Вт	2630
Кількість фаз	3
Величина моменту на головному валу, Н*м	3,5
Паспортна частота обертання, об/хв	7185
Діюча сила струму фази, А	97
Середня сила струму споживання, А	97,5
Кількість пар полюсів	5
Кількість зубців статора	12
Момент інерції ротора, кг*м ²	
ККД, %	91

Моделювання та розрахунки роботи ВЕД будуть виконані з урахуванням параметрів, представленими у таблиці 1.1.

Висновки до першого розділу

Виконано огляд та аналіз існуючих технічних та технологічних рішень електроприводів в безпілотних літальних апаратах. Описано проблематику використання електроприводів в БПЛА. Розглянуто особливості використання вентильних двигунів в БПЛА.

2 ПРОЄКТУВАННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ЕЛЕКТРОПРИВОДОМ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

2.1 Підбір схеми системи керування електродвигуном

Метод керування ЕД змінної сили струму, який носить назву «векторне керування», з'явився в кінці 70-х – на початку 80-х років двадцятого століття [13-15].

Теоретичні принципи даного методу керування були практично одночасно розроблені в Німеччині та Японії.

У широкому сенсі векторним керуванням можна назвати всі існуючі способи керування ЕД змінної сили струму, що використовують для опису процесів, які мають місце в ЕД, векторну математику.

Можна навести і більш вузьке визначення даного методу: векторним керуванням називається керування швидкістю обертання, крутним моментом або положенням, засноване на рівняннях динаміки ЕД і взаємопов'язаній зміні миттєвої фази і амплітуди сили струму, або рівня напруги статора, при якому за вказаним законом змінюється миттєва величина і просторове положення магнітного поля в ЕД [8-11].

При векторному керуванні перетворюється значення сил струмів статора в обертову систему координат, яка в свою чергу пов'язана з ротором (d, q) . Сила струм i_d в даній системі координат буде рівною нулю, щоб підтримувати потокозчеплення по осі d на сталому рівні. Тоді сила струму i_q , яка задається за допомогою використання СК, буде пропорційною електромагнітному моменту ЕД.

Фазове керування ВЕД істотно простіше векторного керування ВЕД, оскільки в ньому не використовується перетворення, а наявність давача положення ротора дозволяє обійтися без вимірювань фазних сил струмів. У даному способі для отримання потрібних параметрів використовується зміна

величини амплітуди, фази напруги і величини частоти.

Параметри вхідних/вихідних сигналів для уніфікованого промислового ПД-регулятора були задані в технічному завданні. Максимальні рівні амплітуди сигналів спостерігаються при номінальному рівні навантаження і ступінчастому реверсивному керуванні ЕД. Відомо, що коефіцієнти підсилення між модулями СК розподілені правильно і СК не потребує переналаштування.

Ланка обмеження сигналу розташована на вході ПД-регулятора істотно покращує динамічні робочі характеристики ВЕД. Рівні обмеження встановили рівними максимальним рівням амплітуди вхідного сигналу для уніфікованого промислового ПД-регулятора.

Загально відомо, що широтно-імпульсна модуляція (ШІМ) – це спосіб реалізації вектора рівня напруги статора, що використовується в переважній більшості систем векторного керування для ЕД.

Апаратно ШІМ реалізується за допомогою використання трифазного мостового інвертора, система якого представлена на рисунку 2.1 [13-15].

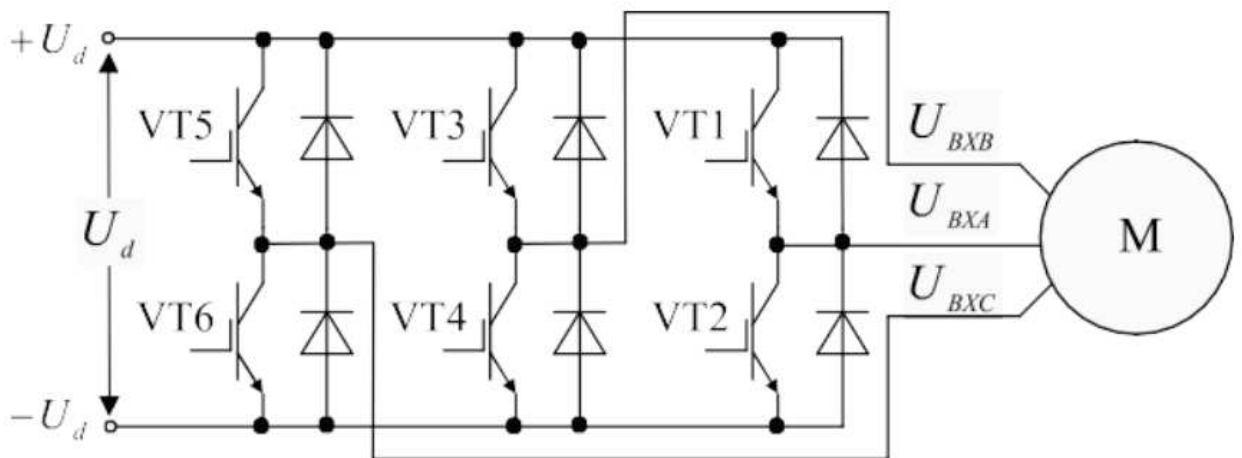


Рисунок 2.1 – Загальний вигляд трифазного мостового інвертору

Дана схема дозволяє виконати підключення входу будь-якої з обмоток статора ЕД до позитивного або негативного полюса пристрою постійної сили струму. Нехай $T_{ШІМ}$ – період модуляції, тривалість якого набагато нижча за L/R сталої часу статорної обмотки ЕД. Всередині періоду ШІМ формується дві сталі

часу:

t_+ - стала часу підключення фазної статорної обмотки до $+U_d$;

t_- - стала часу підключення фазної статорної обмотки до $-U_d$.

За рахунок зміни сталої часу підключення всередині періоду ШІМ можна змінювати рівень середньої напруги, що подається до обмотки. Статорні обмотки володіють активно-індуктивним характером опору і є спеціальними фільтрами, що згладжують силу струму. Середнє значення сили струму буде залежати від середнього значення прикладеного рівня напруги, тобто від співвідношення тривалостей часу періоду ШІМ.

Змінюючи t_+, t_- в кожній фазі, можна змінювати середній рівень напруги, що прикладається до обмоток, зокрема, і за синусоїдальним законом, з урахуванням зсувів фази. Тобто за допомогою використання ШІМ можливе формування трифазної системи статорних сил струмів і середніх рівнів напруги різної амплітуди та частоти.

Надалі під рівнем напруги, що формується за допомогою використання ШІМ, розуміється рівень напруги, усереднений на кожному періоді часу ШІМ [13-15].

Синусоїдальна ШІМ - формування лінійних рівнів напруг трифазного ланцюга постійної сили струму за допомогою використання ШІМ за синусоїдальним законом передбачає, що амплітуда рівнів напруги вийде нижчою, ніж у ланцюзі постійної сили струму (рис 2.2).

На графічній залежності зображені трифазні рівні напруги ЕД, які формуються з одиничного рівня напруги ланки постійної сили струму відносно нуля згідно наступної формули [8-15]:

$$\begin{cases} U_{BXA} = 0,5 + 0,5 \sin \omega t; \\ U_{BXB} = 0,5 + 0,5 \sin(\omega t - 120); \\ U_{BXC} = 0,5 + 0,5 \sin(\omega t + 120). \end{cases} \quad (2.1)$$

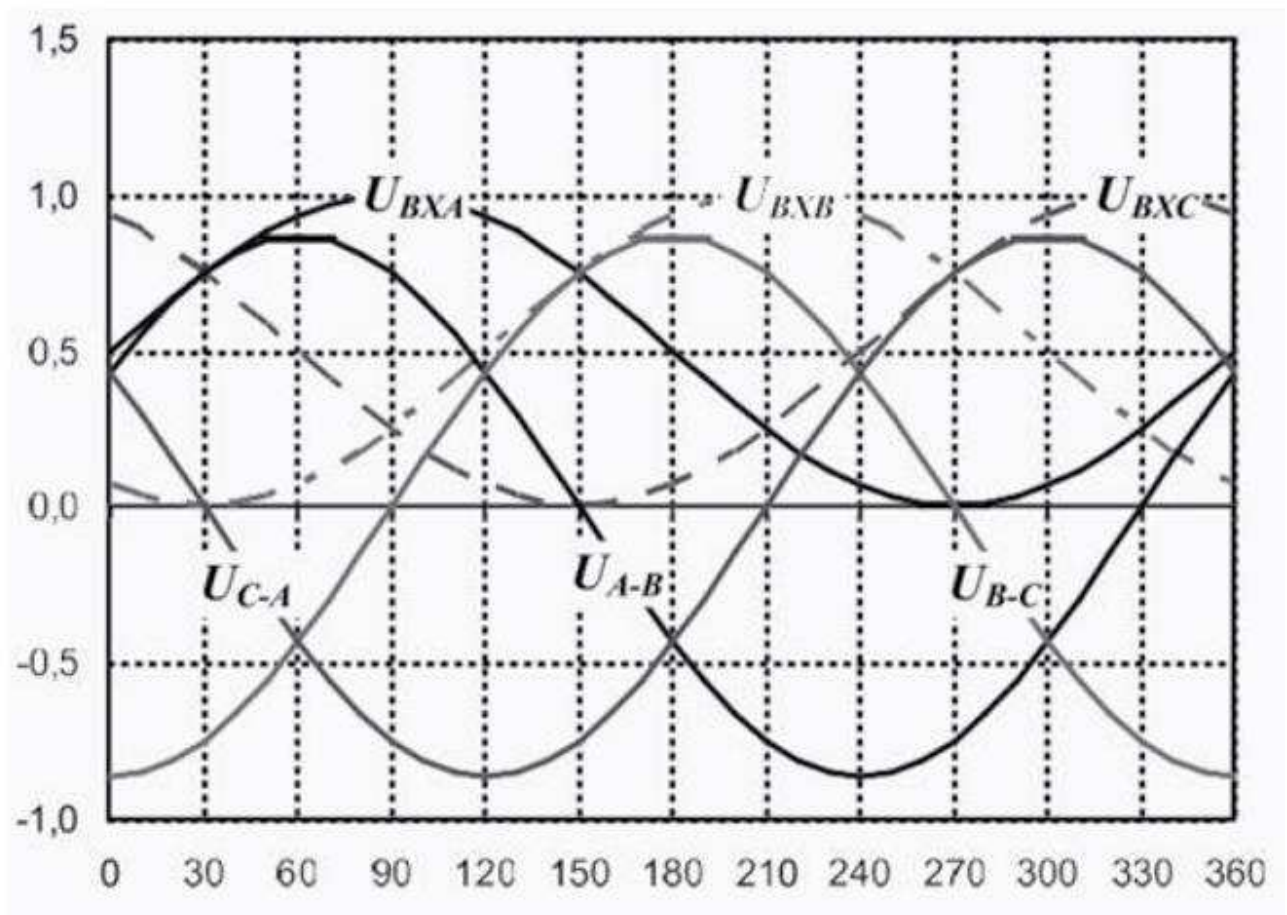


Рисунок 2.2 – Графічні залежності трифазних рівнів напруги ЕД

Тоді лінійні рівні напруги, що отримуються як різниця вхідних рівнів напруги згідно наступної формули [8-15]:

$$\begin{cases} U_{A-B} = U_{BXA} - U_{BXB}; \\ U_{B-C} = U_{BXB} - U_{BXC}; \\ U_{C-A} = U_{BXC} - U_{BXA}. \end{cases} \quad (2.2)$$

При одиничному значенні рівня напруги постійної сили струму амплітуда лінійних рівнів напруги становить 0,866, тобто недовикористання встановленої ланки приблизно рівне 14% [13-15].

Це явище призводить до втрати моменту ЕД, розрахованого на повний рівень напруги мережі, і неоптимального використання встановлених силових елементів. Також існують різні способи виправлення даного явища, що

дозволяють використовувати рівень напруги встановленої ланки повністю. Наприклад, спосіб передмодуляції третьою гармонікою або векторне керування ШІМ. Основна мета – додавання до вхідних рівнів напруги деякого рівня сигналу з періодом третьої гармоніки для формування лінійних рівнів напруги.

При векторному керуванні ШІМ реалізація вектора рівня напруги здійснюється за допомогою використання базових векторів у трифазній системі координат. Кожен базовий вектор буде характеризуватись певним положенням ключів інвертора, представленого на рисунку 2.3.

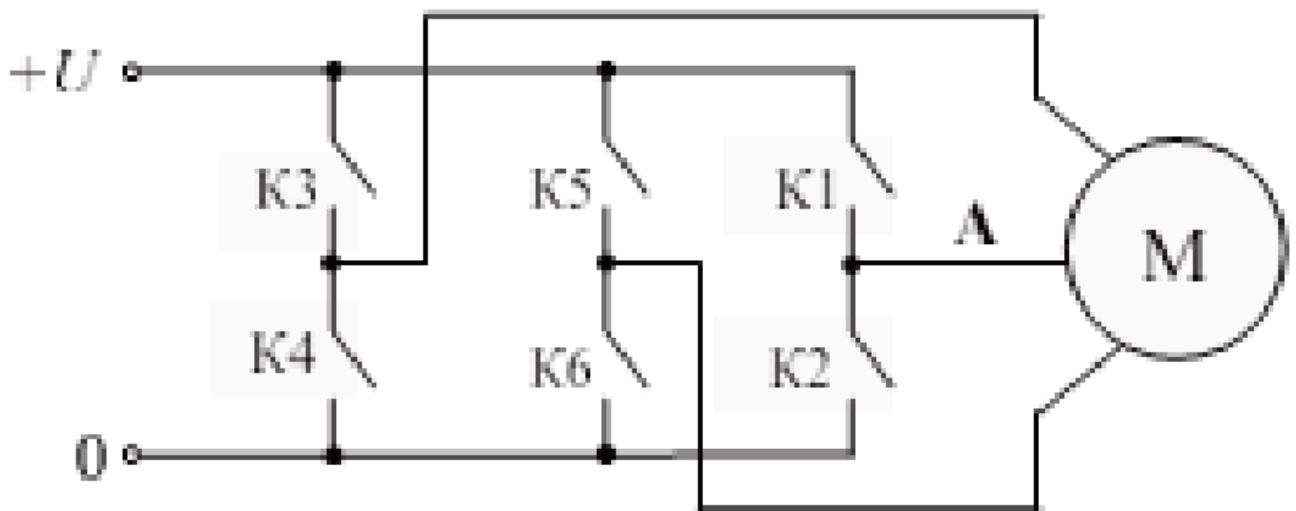


Рисунок 2.3 – Електрична схема інвертору для векторного керування ШІМ

Для трифазної симетричної системи, якою можна вважати ЕД, фазні навантаження будуть рівними, отже, величина амплітуду всіх ненульових базових векторів складає - $2U_d/3$.

Ненульові базові вектори в нерухомій системі координат представлені на рисунку 2.4.

Вектор рівня напруги статора можна бути реалізованого за допомогою формування розрахункових часу тривалості базових векторів всередині періоду ШІМ. Набір використовуваних базових векторів буде залежати від сектора кута, в якому буде лежати реалізований вектор [13-15].

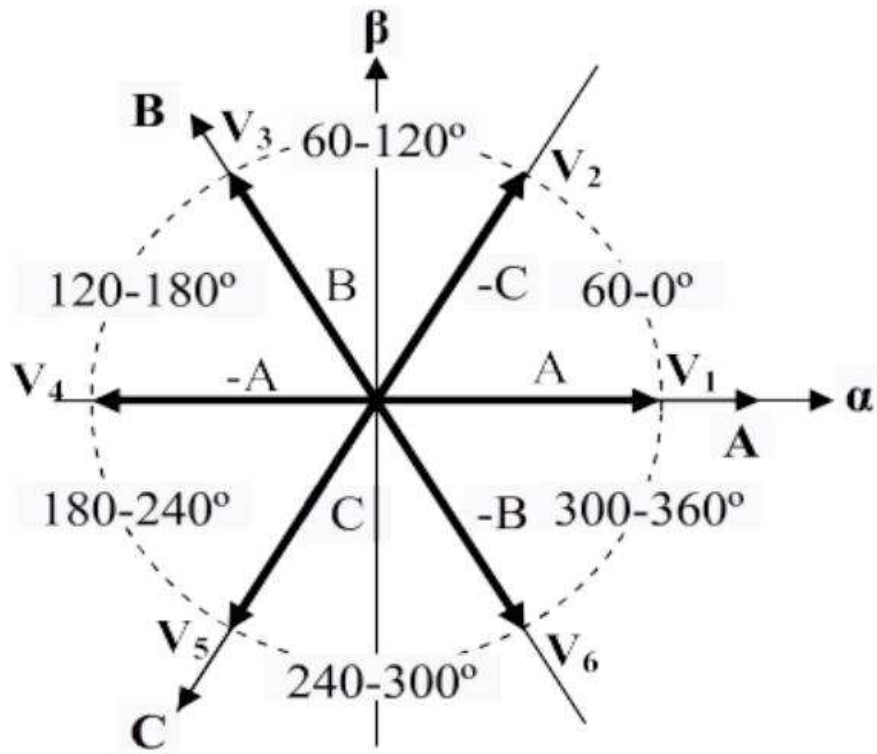


Рисунок 2.4 – Загальний вигляд ненульових базових векторів в нерухомій системі координат

Заданий вектор рівня напруги в будь-якому з секторів розкладається на базові вектори (рис. 2.5) [13-15].

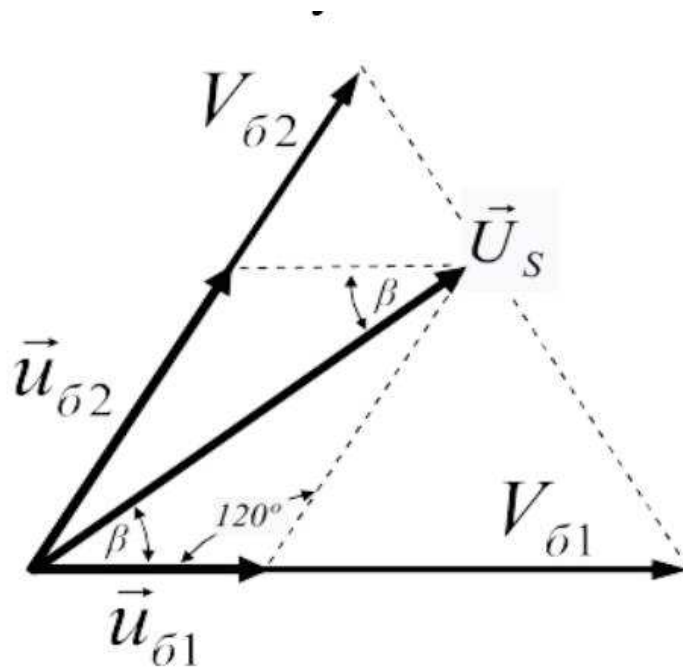


Рисунок 2.5 – Розкладання на базові вектори

Величини базових складових вектору легко знаходяться за теоремою синусів згідно формули [13-15]:

$$\begin{cases} |\vec{u}_{b1}| = \frac{2}{\sqrt{3}} |\vec{U}_s| \sin(60 - \beta); \\ |\vec{u}_{b2}| = \frac{2}{\sqrt{3}} |\vec{U}_s| \sin(\beta). \end{cases} \quad (2.3)$$

При цьому максимальний рівень амплітуди вектору U_s має мінімум, рівний $U_d/\sqrt{3}$, розташований в середині сектора (при $\beta = 30^\circ$). У трифазній системі при з'єднанні навантаження «зіркою» фазний рівень напруги відрізняється від лінійного рівня напруги саме на величину - $\sqrt{3}$.

Отже, можна стверджувати, що рівень напруги ланки постійної сили струму буде використовуватися повністю під час виконання процесу.

З огляду на те, що рівень амплітуди базових векторів дорівнює $2U_d/3$, перейдемо від модулів базових складових до тривалості часу періоду ШІМ і на основі стандартних співвідношень напишемо нові співвідношення згідно формул [13-15]:

$$\begin{cases} t_{b1} = \frac{2}{\sqrt{3}} \cdot \frac{3t_{ШІМ}}{2U_d} \cdot |\vec{U}_s| \sin(60 - \beta) = \frac{\sqrt{3} |\vec{U}_s|}{U_d} t_{ШІМ} \sin(60 - \beta); \\ t_{b2} = \frac{2}{\sqrt{3}} \cdot \frac{3t_{ШІМ}}{2U_d} \cdot |\vec{U}_s| \sin(\beta) = \frac{\sqrt{3} |\vec{U}_s|}{U_d} t_{ШІМ} \sin(\beta); \\ t_0 = t_{ШІМ} - t_{b1} - t_{b2}. \end{cases} \quad (2.4)$$

де $t_{ШІМ}$ – період часу ШІМ в секундах; t_{b1}, t_{b2}, t_0 - інтервали часу, під час яких відбувається перемикання базових векторів.

Враховуючи, що максимальне значення рівня амплітуди вектору U_s рівне $U_d/\sqrt{3}$, можна переписати вирази (2.4) у відносних одиницях [13-15]:

$$\begin{cases} T_{b1} = U_s \sin(60 - \beta); \\ T_{b2} = U_s \sin(\beta); \\ T_0 = 1 - T_{b1} - T_{b2}. \end{cases} \quad (2.5)$$

де $U_s = \sqrt{3}|\vec{U}_s|/U_d$ – рівень амплітуди заданого вектору у відносних одиницях; T_{b1}, T_{b2}, T_0 - частини часу періоду ШІМ, під час яких відбувається ввімкнення нульового, першого або другого базових векторів.

Послідовність вмикання базових векторів всередині періоду часу ШІМ може бути різною. Наприклад, представлено в табличному вигляді.

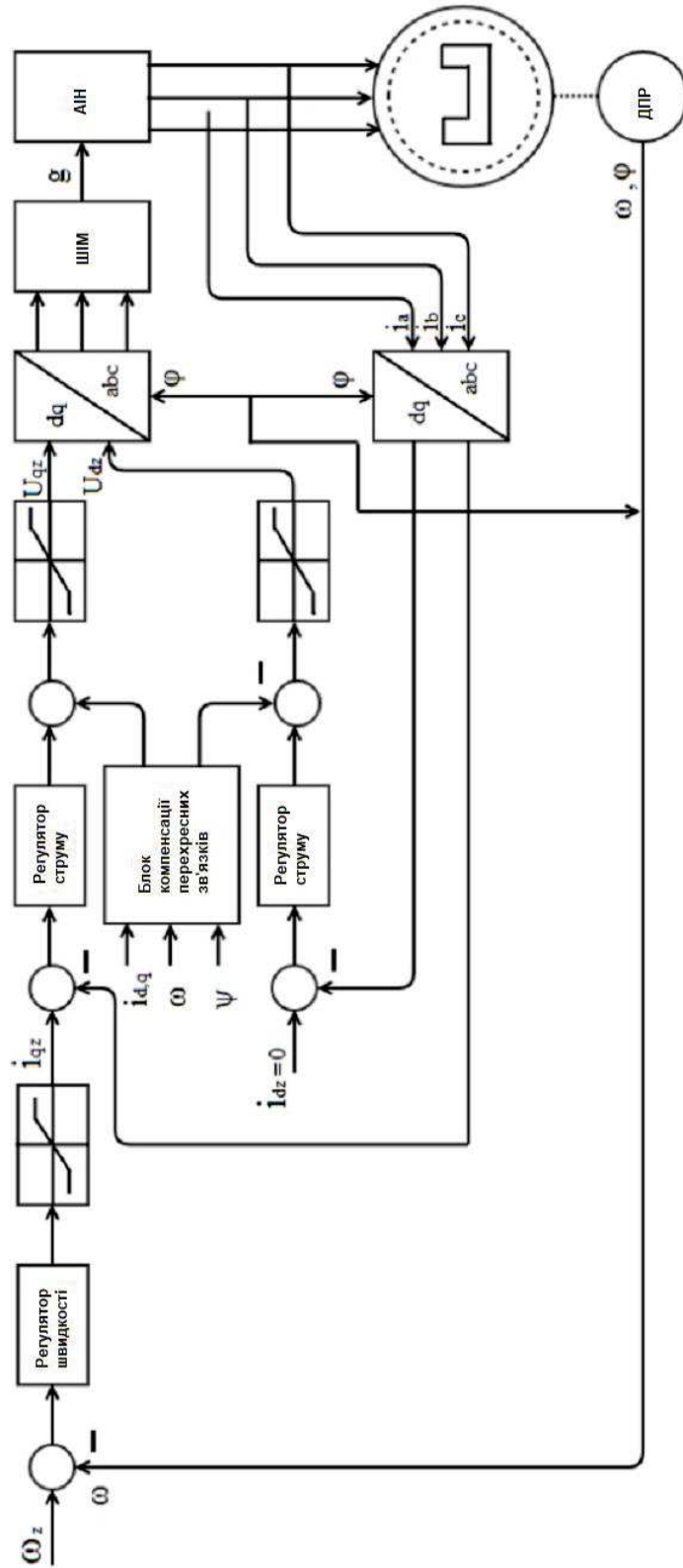
Таблиця 2.1 – Послідовність вмикання базових векторів всередині періоду ШІМ [13-15]

0	U_{b1}	U_{b2}	0	U_{b2}	U_{b1}	0
$\frac{T_0}{4}$	$\frac{T_{b1}}{2}$	$\frac{T_{b2}}{2}$	$\frac{T_0}{2}$	$\frac{T_{b2}}{2}$	$\frac{T_{b1}}{2}$	$\frac{T_0}{4}$
При $T_{ШІМ} = 1$						

Векторне керування ШІМ з такою послідовністю включення базових векторів всередині періоду часу застосовується в переважній більшості сучасних частотних перетворювачів.

2.2 Проектування векторної системи керування в програмному середовищі Matlab/Simulink

Функціональна схема векторної СК представлена на рис. 2.6 та БРМА 25.00.00.000РР.



i_a, i_b, i_c – сили струмів фаз статора; $\omega_z, i_{dz}, i_{qz}, U_{dz}, U_{qz}$ – завдання швидкості сил струмів та рівнів напруги; g – ШІМ сигнал керування автономного інвертору напруги (АІН)

Рисунок 2.6 - Функціональна схема моделі векторного керування [13-15]:

Далі розглянемо базові елементи, що входять до складу СК ВЕД з ДПР (рис. 2.6) [16-19].

Регулятори швидкості та сили струму.

Класична система векторного керування зібрана за підпорядкованою схемою керування з 2-ма контурами сили струму та одним контуром швидкості, кожен з контурів регулювання оснащено власним ПІ- або ПІД-регулятором.

Даний принцип керування має 2 головні переваги:

- обмеження певним значенням вихідних сигналів регулятора зовнішнього контуру дозволяє обмежити граничні значення проміжних координат системи;
- досить легкий розрахунок і налаштування схеми керування. Налаштування всіх контурів починається з внутрішнього контуру. У кожному контурі встановлено регулятори, чий коефіцієнти та структура забезпечують кожному контуру стандартну динаміку. Так само найбільше значення сталої часу компенсується в кожному окремому контурі.

Для реалізації регулятора сили струму слід скористатися функціональною схемою, яка представлена на рисунку 2.7. На рисунку 2.7 позначено наступне:

$\frac{k_d}{T_d + 1}$ – передаточна функція ланцюга статора по осі d , де $k_d = \frac{1}{R_s}$, $T_d = \frac{L_{sd}}{R_s}$, R_s

– активний опір обмотки статора; L_{sd} – індуктивність обмоток статора;

$U_{kd} = -\frac{1}{k_{nc}} \cdot \omega_0 \cdot L_{sd} \cdot I_{sq}$, $\frac{k_{nc}}{T_{nc}p + 1}$ – передаточна функція ЧП, який представлений

аперіодичною ланкою 1-го порядку; k_{dm} – коефіцієнт передачі сили струму; ω_{pm}

– передаточна функція регулятора сили струму [16-19].

Прийнявши, що вплив перехресних зв'язків компенсовано, проведемо налаштування контуру сили струму на оптимальне значення за модулем з малою сталою часу контуру $T_{km} = T_{nc}$. В результаті отримаємо передаточну функцію розімкнутої СК згідно наступної формули [20-23]:

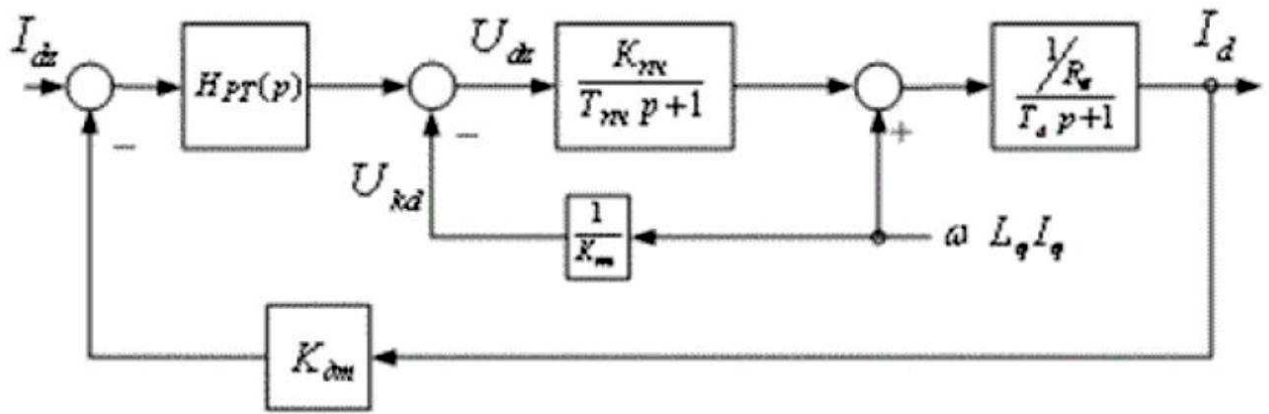


Рисунок 2.7 – Структурна схема контуру сили струму по осі d

$$W(p) = W_{pm}(p) \cdot \frac{k_{nu} \cdot k_{dm} \cdot k_d}{(T_{nu} \cdot p + 1) \cdot (T_d \cdot p + 1)} = \frac{1}{2 \cdot T_{km} \cdot p \cdot (T_{km} \cdot p + 1)}; \quad (2.6)$$

$$W_{pm}(p) = \frac{T_d \cdot p + 1}{2 \cdot k_{nu} \cdot k_{dm} \cdot k_d \cdot T_{km} \cdot p} = \frac{L_{sd}}{2 \cdot k_{nu} \cdot k_d \cdot T_{km}} + \frac{R_s}{2 \cdot k_{nu} \cdot k_{dm} \cdot T_{km}} \cdot \frac{1}{p}. \quad (2.7)$$

Тому, коефіцієнти пропорційної та інтегральної складових ПІ – регулятора сили струму по осі d визначаються з наступних формул [20-23]:

$$k_{pd} = \frac{L_{sd}}{2k_{nu} \cdot k_{dm} \cdot T_{km}}; \quad (2.8)$$

$$k_{iq} = \frac{R_s}{2k_{nu} \cdot k_{dm} \cdot T_{km}}. \quad (2.9)$$

Визначимо передаточну функцію замкнутого контуру сили струму згідно формули [20-23]:

$$W_{km}(p) = \frac{\frac{1}{k_{dm}}}{2T_{km}^2 \cdot p^2 + 2T_{km} \cdot p + 1}. \quad (2.10)$$

Синтез регулятора сили струму по осі q виконується аналогічно з урахуванням наступних умов: $\frac{k_q}{T_q + 1}$ – передаточна функція статорного контуру

по осі q , де $k_q = \frac{1}{R_q}$, $T_q = \frac{L_{sq}}{R_s}$, R_s – активний опір обмотки статора; L_{sq} – індуктивність обмоток статора по осі q .

Сигнал перехресного зв'язку збурення, що підлягає компенсації, має наступний вигляд $U_{kq} = \frac{1}{k_{nc}} \cdot \omega_0 \cdot (L_{sq} \cdot I_{sq} \cdot \psi_f)$.

Коефіцієнти пропорційної та інтегральної складових ПІ-регулятора сили струму по осі q матимуть наступний вигляд [20-23]:

$$k_{pq} = \frac{L_{sd}}{2k_{nc} \cdot k_{dm} \cdot T_{km}}; \quad (2.11)$$

$$k_{iq} = \frac{R_s}{2k_{nc} \cdot k_{dm} \cdot T_{km}}. \quad (2.12)$$

Підсумковий вигляд ПІ-регуляторів сили струму [20-23] в програмному середовищі Simulink представлений на рисунку 2.8.

Регулятор швидкості реалізується відповідно до структурної схеми контуру швидкості представленої на рисунку 2.9. На даній схемі регулятора швидкості позначено k_{dc} – коефіцієнт передачі швидкості, W_{pc} – передаточна функція регулятора швидкості [20-23].

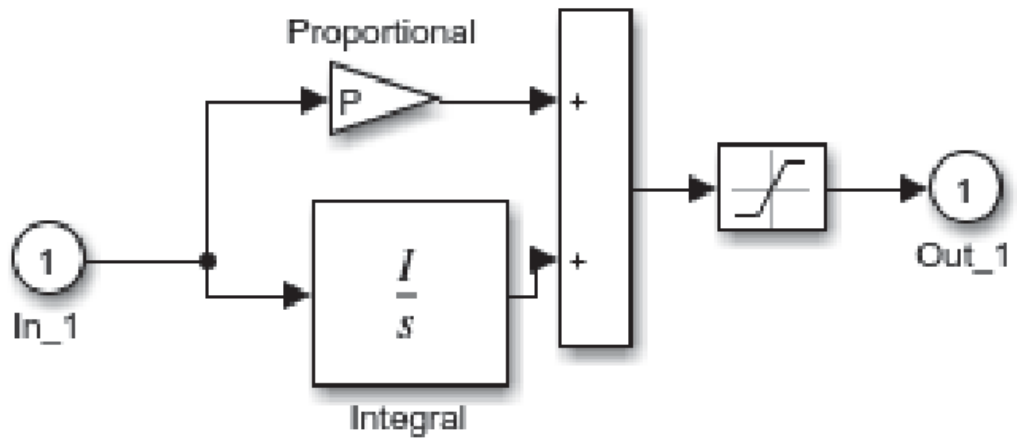


Рисунок 2.8 – Загальний вигляд ПІ-регулятор в програмному середовищі Simulink [16-19]

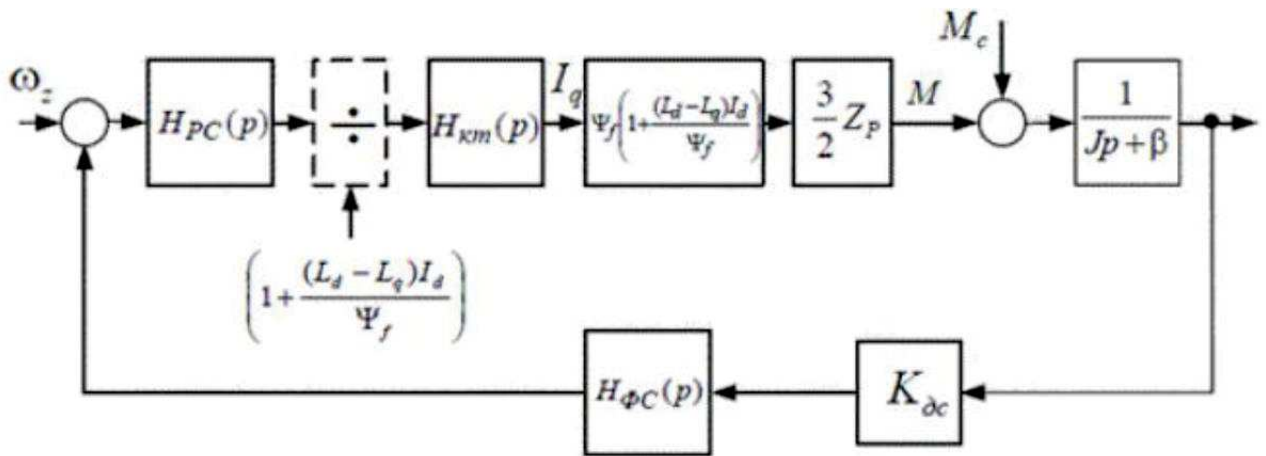


Рисунок 2.9 – Загальний вигляд структурної схеми контуру швидкості

У випадку $\beta = 0$ налаштування виконується на симетричний оптимум. Тоді передаточна функція розімкненої системи знаходиться із формули [20-23]:

$$W(p) = W_{pc}(p) \cdot W_{pm}(p) \cdot \psi_f \cdot \frac{3}{2} p_n \cdot \frac{1}{J_p} \cdot k_{dc} = \frac{4T_{kc}}{8T_{pc}^2 \cdot p^2 \cdot (T_{pc} \cdot p + 1)}. \quad (2.13)$$

Визначимо коефіцієнти інтегральної та пропорційної складової регулятора швидкості згідно формули [20-23]:

$$k_{p\omega} = \frac{k_{dm} \cdot J}{3T_{kc} \cdot \psi_f \cdot p_n \cdot k_{dc}}; \quad (2.14)$$

$$k_{i\omega} = \frac{k_{dm} \cdot J}{12T_{kc}^2 \cdot \psi_f \cdot p_n \cdot k_{dc}}. \quad (2.15)$$

Модель регулятора швидкості в програмному середовищі Simulink представлений на рисунку 2.10.

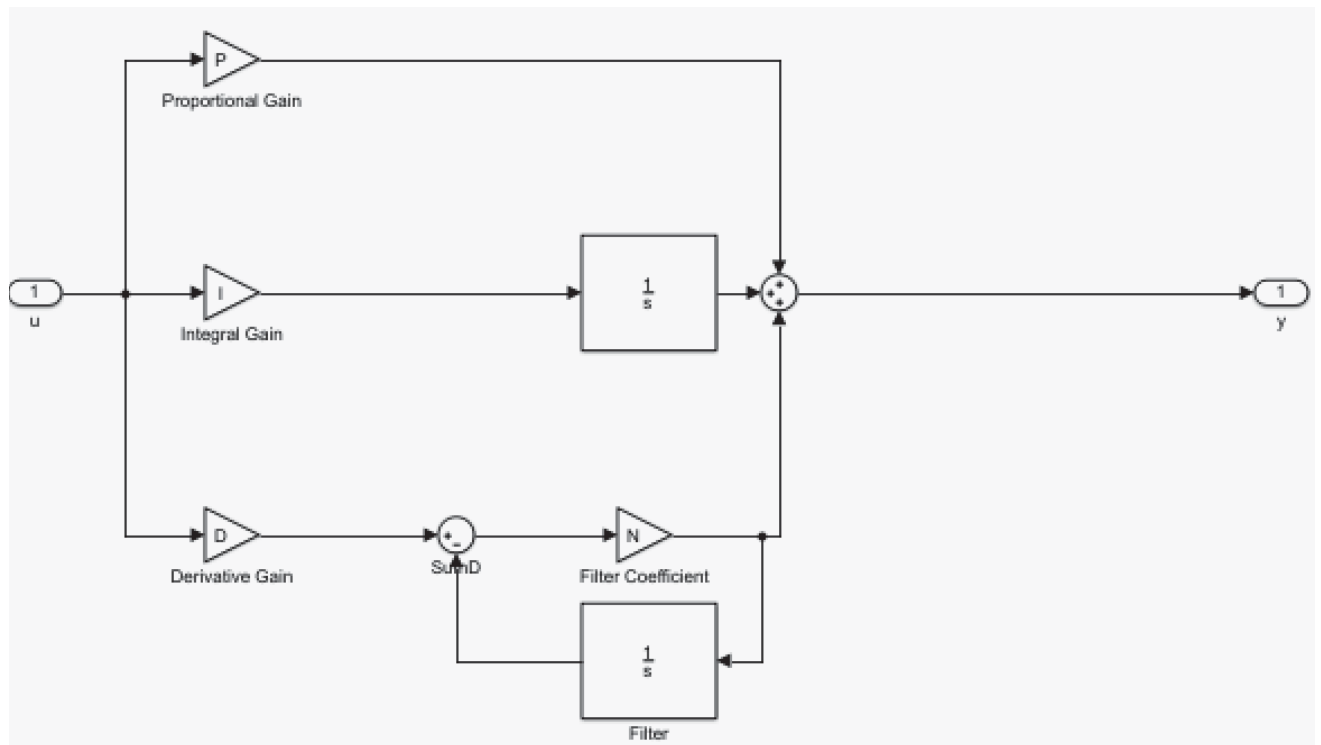


Рисунок 2.10 – Загальний вигляд моделі регулятора швидкості в програмному середовищі Simulink [16-19]

Перетворювач Парка – перетворює рівень напруги статора з трифазної системи координат (a, b, c) в двофазну (d, q) згідно формули [20-23]:

$$\begin{bmatrix} I_d \\ I_q \end{bmatrix} = \frac{2}{3} \begin{bmatrix} \sin \varphi & \sin(\varphi - \frac{2\pi}{3}) & \sin(\varphi + \frac{2\pi}{3}) \\ \cos \varphi & \cos(\varphi - \frac{2\pi}{3}) & \cos(\varphi + \frac{2\pi}{3}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} I_a \\ I_b \\ I_c \end{bmatrix}, \quad (2.16)$$

де φ – величина кутового положення ротора в просторі.

Даний блок в програмному середовищі Simulink виконана за допомогою використання блоку SubSystem і представлений на рисунку 2.11.

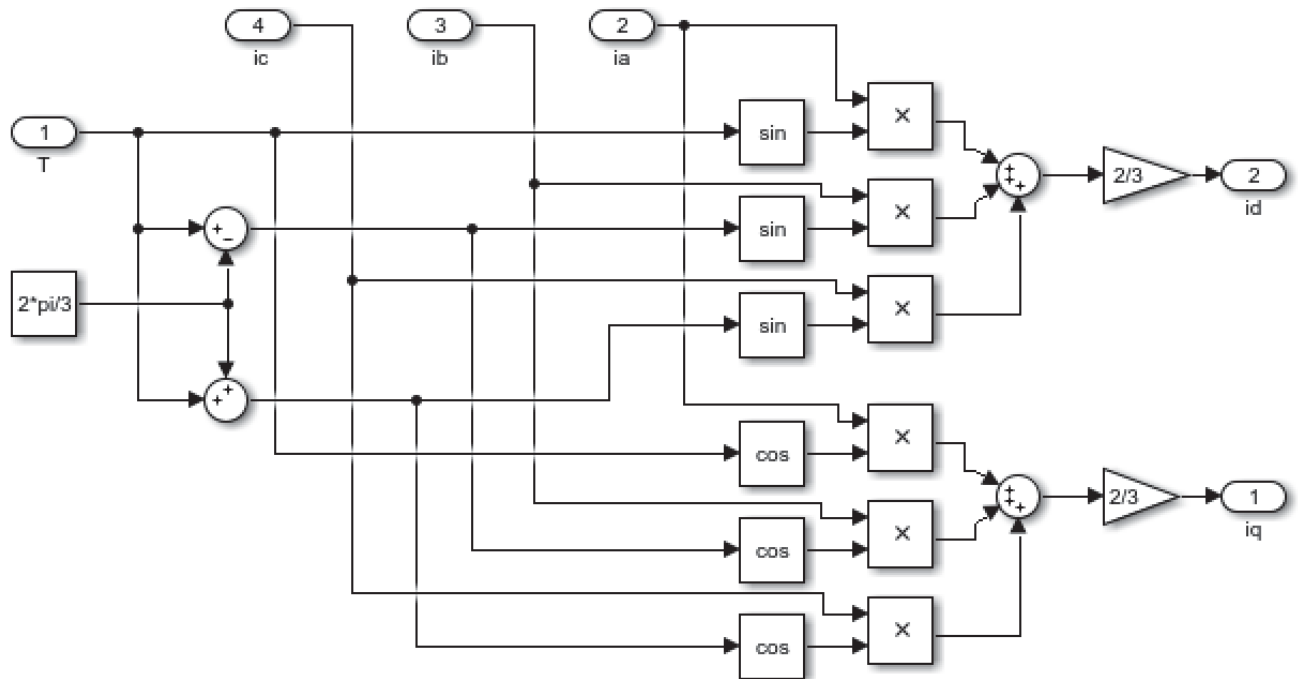


Рисунок 2.11 – Загальний вигляд перетворювача Парка в програмному середовищі Simulink [16-19]

Блок компенсації перехресних зв'язків – в програмному середовищі використовується блок SubSystem, який описується наступними рівняннями:

- компенсація каналу I_d

$$U_{kd} = L_{sq} \cdot \omega \cdot p \cdot I_q; \quad (2.17)$$

- компенсація каналу I_q

$$U_{kq} = \omega \cdot p \cdot (I_d \cdot L_{sd} + \psi). \quad (2.18)$$

Для компенсації перехресних зв'язків компенсаційні складові необхідно

підсумувати з отриманими на виході регуляторів сили струму складовими векторів статорного рівня напруги.

Блок SubSystem з програмного середовища Simulink, який використовується для моделювання роботи блоку компенсації перехресних зв'язків представлений на рисунку 2.12.

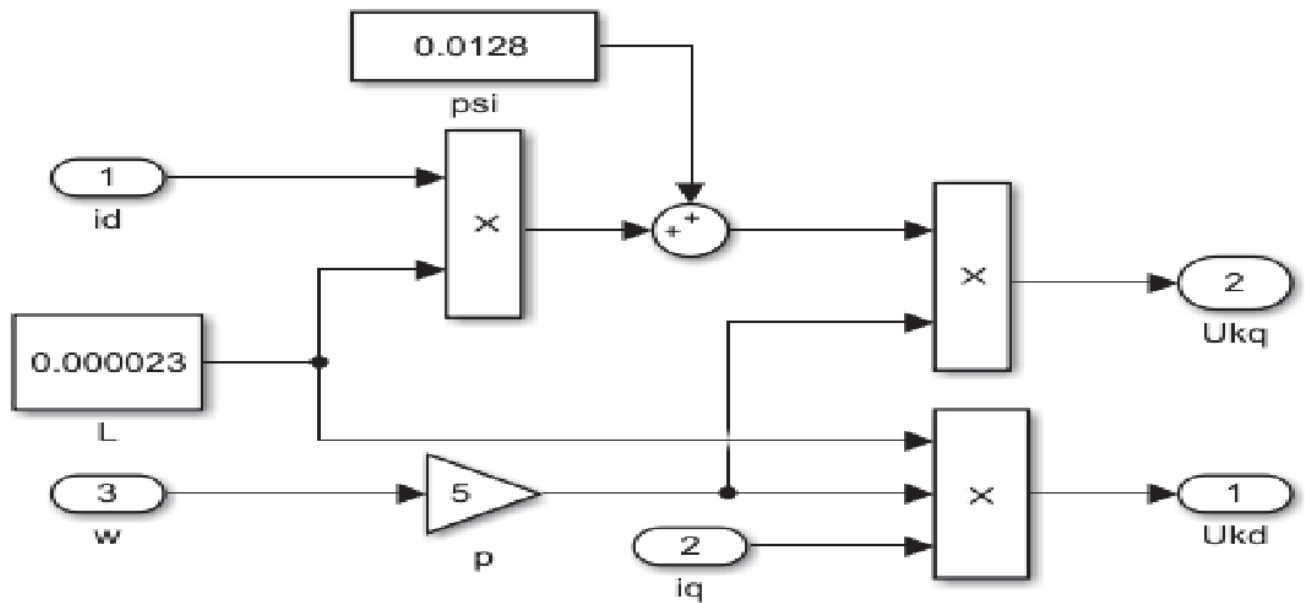


Рисунок 2.12 – Блок компенсації перехресних зв'язків в програмному середовищі Simulink [16-19]

Моделювання роботи АІН, АІН виконаний на IGBT-транзисторах з підключеними до них зворотними діодами, електрична схема наведена на рисунку 2.13

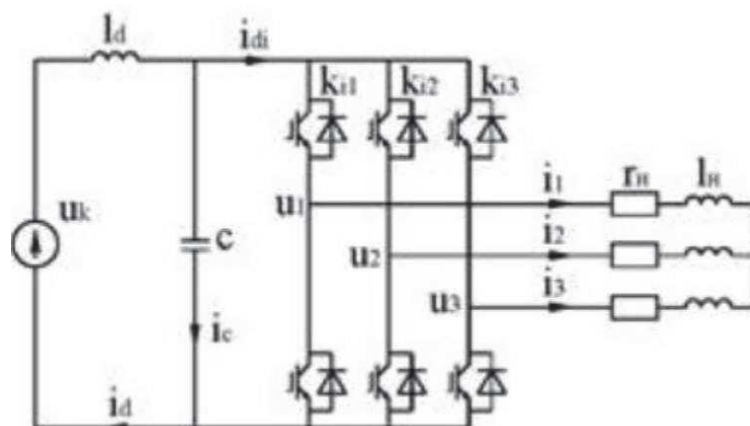


Рисунок 2.13 – Електрична схема з АІН

Живлення АІН виконується від джерела постійного рівня напруги U_k . На вході АІН встановлено дросель для згладжування з індуктивністю L_d та силою струму i_d . У ланцюзі випрямленого рівня напруги АІН встановлено конденсатор з ємністю C і силою струму I_c . Трифазний мостовий АІН містить 6 встановлених транзисторів, кожен з яких зашунтований за допомогою зворотного діоду. Транзистори підключені до фаз навантаження, а також до позитивного і негативного полюсів конденсатора. Трифазне навантаження представлено індуктивностями L_n і активними опорами r_n . Загальний вигляд АІН в програмному середовищі Simulink представлено на рисунку 2.14.

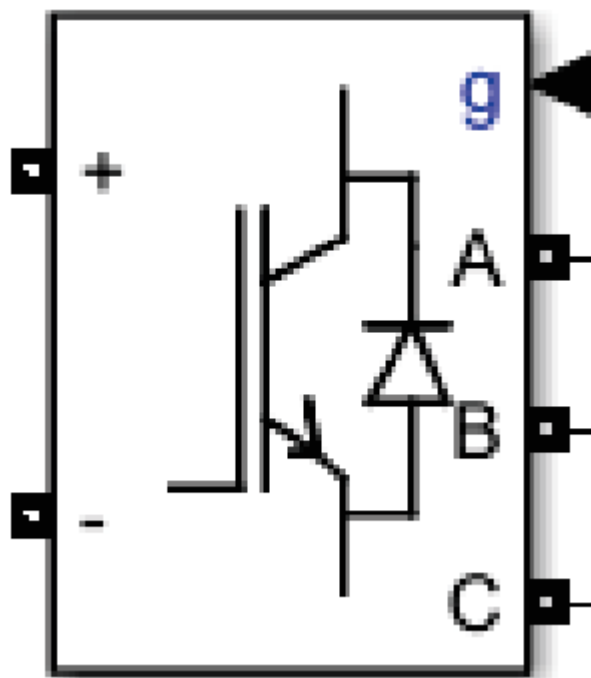
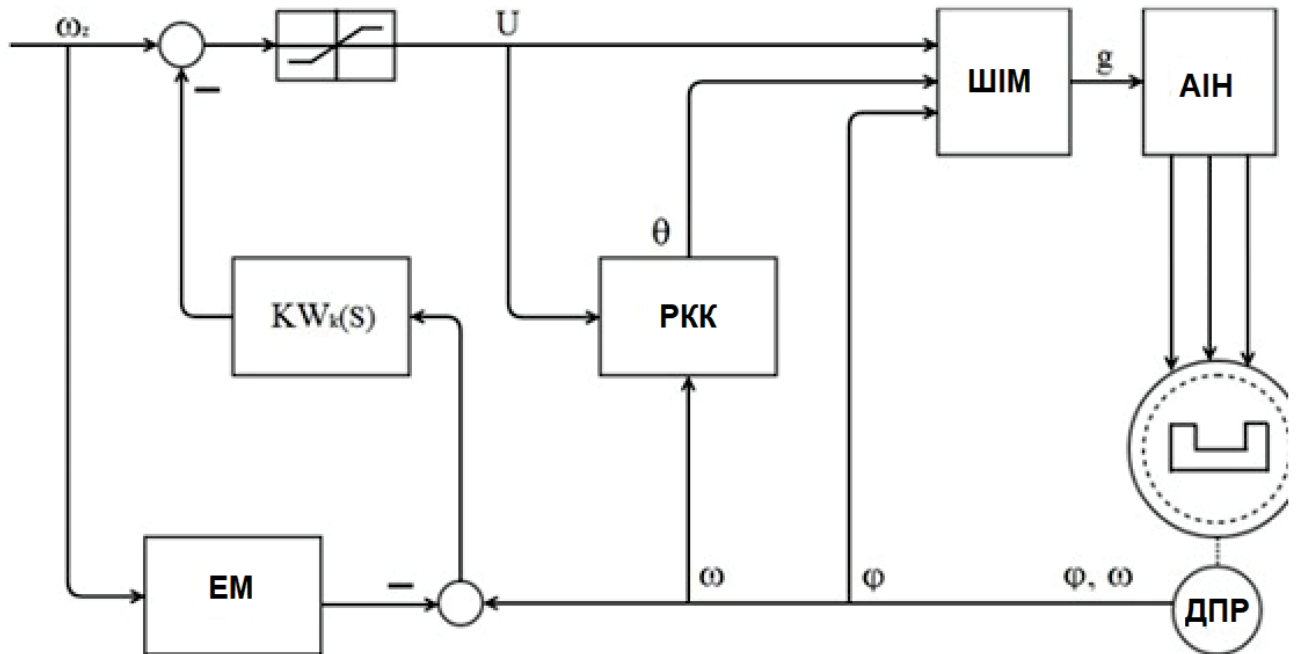


Рисунок 2.14 – Загальний вигляд АІН в програмному середовищі Simulink [16-19]

В якості давача положення ротора може використовуватися резольвер, енкодер чи редуктосин. Його завдання полягає в тому, щоб вимірювати кут повороту ротора в діапазоні від 0° до 360° . Вимірювання, що отримуються з ДПР, передаються на спеціальний перетворювач, який видає миттєве значення кута повороту ротора в цифровій формі.

2.3 Проектування фазової системи керування в програмному середовищі Matlab/Simulink

Структурна модель фазового керування наведена на рисунку 2.15.



PKK – регулятор кута комутації; EM – еталонна модель; $KW_k(S)$ – передаточна функція коригуючої ланки; θ – кут комутації; ω – частота обертання ротора; φ – кутове положення ротора; U – рівень напруги живлення

Рисунок 2.15 - Структурна схема фазового керування [20-23]:

Еталонна модель (EM, рис. 2.15 та БРМА 25.00.00.000PP) – використовується для отримання об'єктивної картини якості регулювання швидкості ВЕД. Це досягається шляхом порівняння вихідної координати електроприводу з виходом EM, для подальшого формування впливу керування.

Передаточна функція даної замкнутої СК незалежно від зміни параметрів об'єкта прагне до передаточної функції EM, тому перехідний процес за впливом керування буде оптимальним і стабілізованим, тобто не буде змінюватися при зміні параметрів об'єкта.

EM являє собою передаточну функцію [20-23]:

$$W_i(p) = \frac{\omega_0}{s^2 + 2\omega_0 \cdot s + \omega_0^2}, \quad (2.19)$$

де ω_0 – власна частота ЕМ.

Визначимо передаточну функцію ланцюга коригування згідно формули [20-23]:

$$KW_k(s) = K \cdot \frac{\tau_\varphi \cdot s + 1}{10^{-4} + s}, \quad (2.20)$$

де τ_φ – стала часу ланцюга коригування; K – коефіцієнт посилення.

Регулятор кута комутації (РКК, рис. 2.15) - реалізує потрібний кут комутації в залежності від встановленого закону регулювання. За допомогою РКК можна виконати завдання забезпечення максимального електромагнітного ККД або максимального електромагнітного моменту. Для цього використовуються наступні функції.

- функція на максимум електромагнітного моменту згідно формули [20-23]:

$$\theta = \arctan(\omega_m \cdot p \cdot \frac{L_s}{R_s}), \quad (2.21)$$

де ω_m – частота обертання ВЕД; p – число пар полюсів; L_s – індуктивність системи; R_s – величина активного опору.

- функція максимального електромагнітного ККД згідно наступної формули [20-23]:

$$\theta = \arcsin\left(\frac{p \cdot \omega \cdot L}{\sqrt{R^2 + p^2 \cdot \omega^2 \cdot L^2}}\right) - \arcsin\left(\frac{p^2 \cdot \omega^2 \cdot L \cdot \psi_m}{U \cdot \sqrt{R^2 + p^2 \cdot \omega^2 \cdot L^2}}\right). \quad (2.22)$$

У програмному середовищі Simulink даний блок представлений за допомогою використання підсистеми SubSystem, яка зображена на рисунку 2.16.

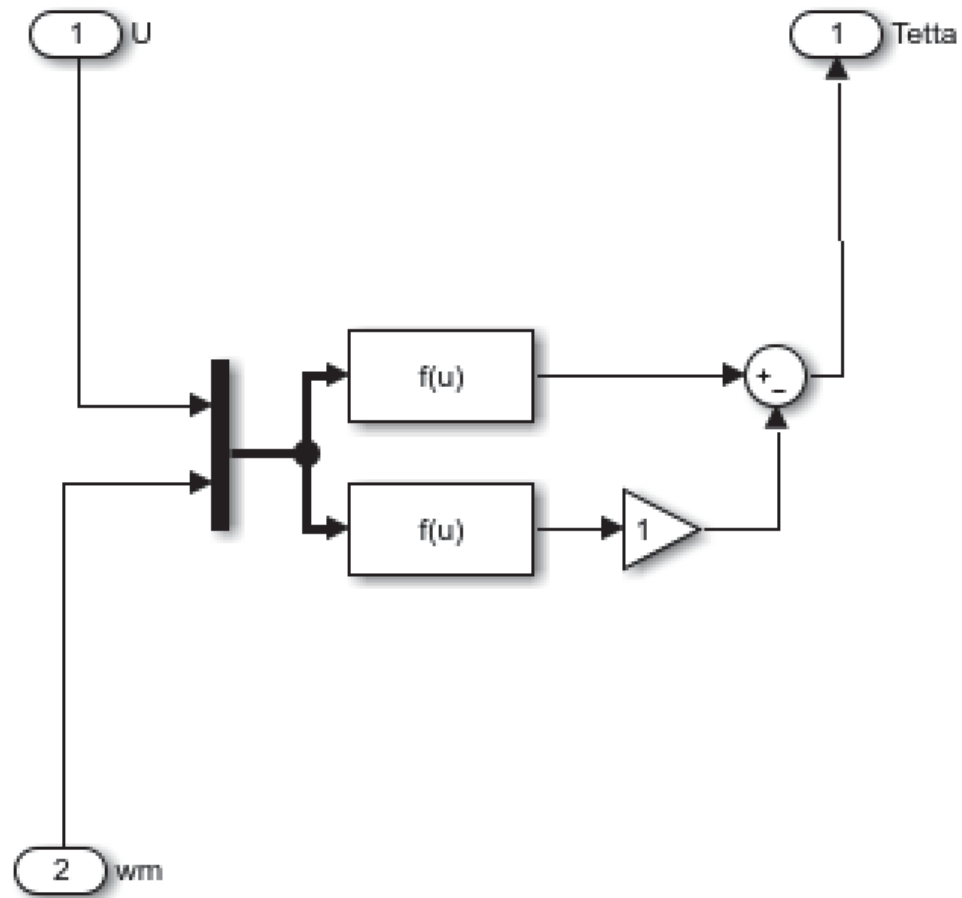


Рисунок 2.16 – Загальний вигляд блоку РКК в програмному середовищі Simulink [16-19]

Висновки до другого розділу

Виконано проектування системи керування електроприводом БПЛА. Підібрано можливі схеми системи керування електродвигуном для БПЛА, проведено проектування векторної та фазової систем керування електроприводом в програмному середовищі Matlab/Simulink.

3 МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ЕЛЕКТРОПРИВОДУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

3.1 Моделювання векторної системи керування у програмному середовищі MatLab/Simulink

На основі вище написаного та функціональної схеми (див. рис. 2.6) збирається векторна модель СК ВЕД у програмному середовищі MatLab/Simulink, яка представлена на рисунку 3.1 та БРМА 25.01.00.000 ДД [16-19].

В якості вихідних даних для розрахунку СК виберемо робочу точку, при якій кутова швидкість буде рівною 750 рад/с і крутний момент рівний $3,5H \cdot м$.

Перехідний процес швидкості обертання і крутного моменту в СК, а також сила струму статора (i_d) представлені на рисунку 3.2 та БРМА 25.01.00.000 ДД.

За даними графічними залежностями перехідних процесів спостерігається, що СК вийшла на робоче положення.

ВЕД плавно розігнав частоту обертання до робочого значення і при підключенні навантаження практично не змінив швидкість обертання, і вийшов на необхідний крутний момент, на рівень в $3,5H \cdot м$, також спостерігається, що сила струму поздовжньої складової буде рівною нулю в заданому діапазоні частот.

Більш детальна картина по силах струму поздовжньої і поперечної складових представлена на рисунку 3.3 та БРМА 25.01.00.000 ДД.

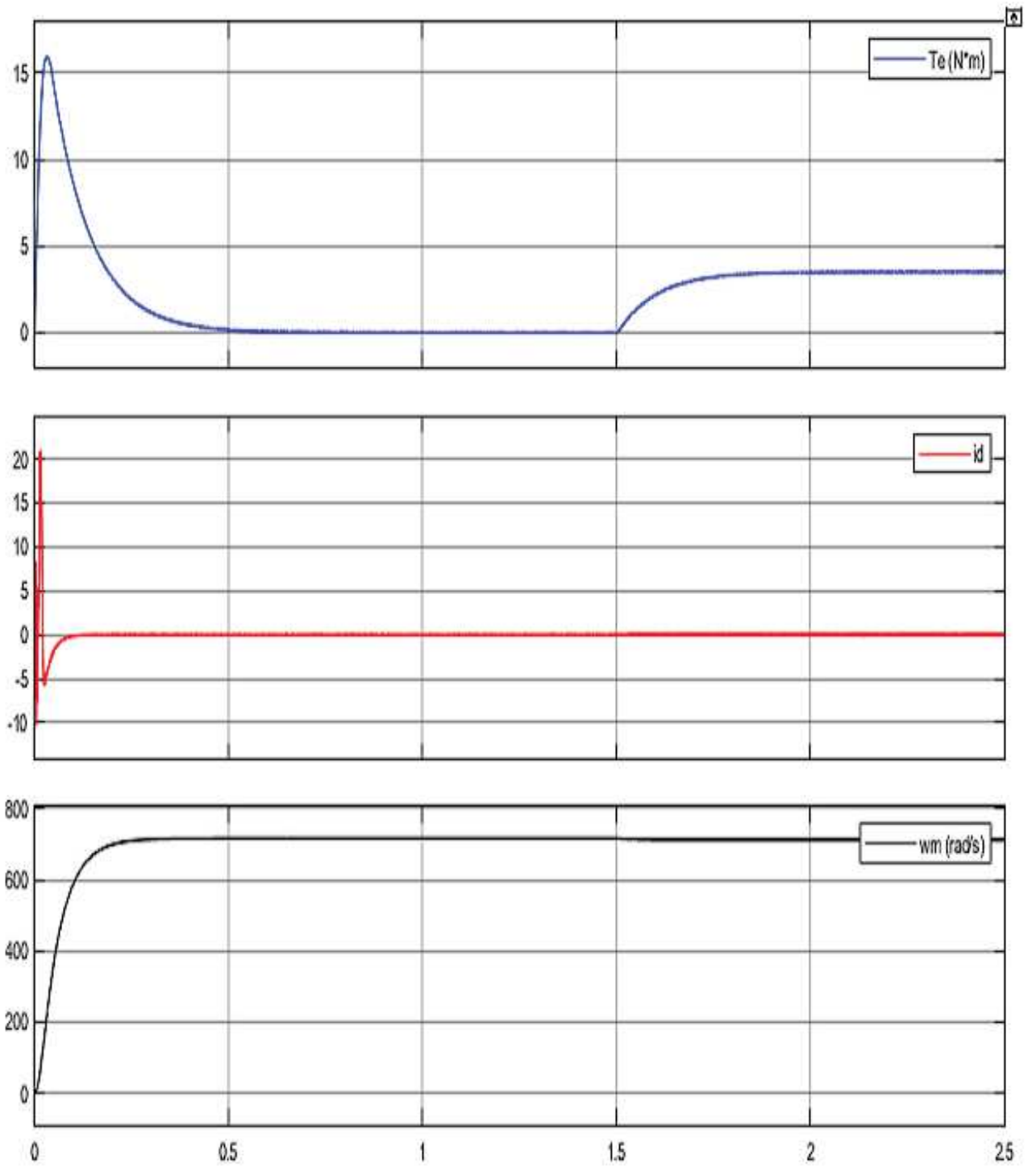


Рисунок 3.2 – Графічні залежності перехідного процесу швидкості обертання та крутного моменту, при силі струму i_d

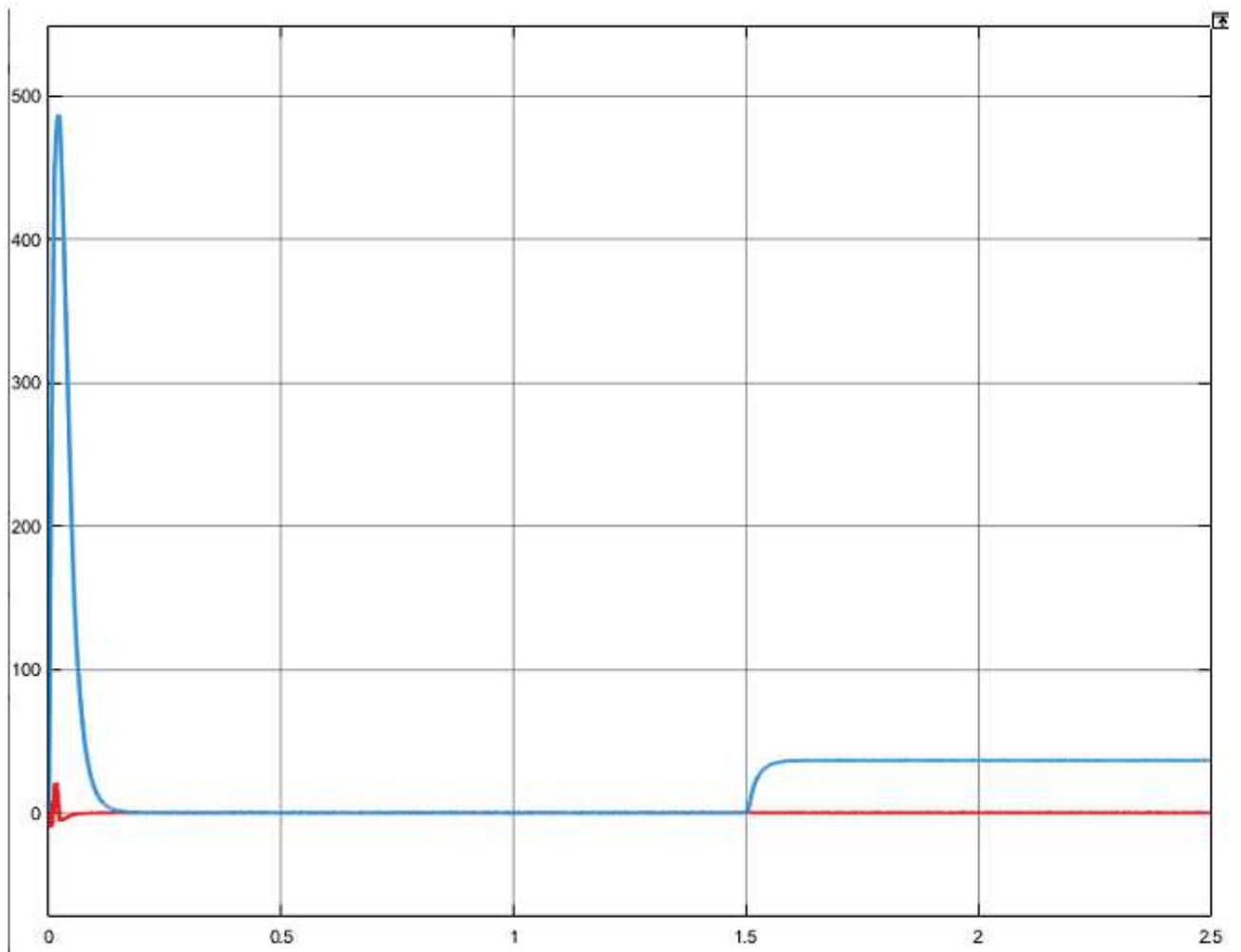


Рисунок 3.3 – Графічні залежності сил струмів поздовжньої та поперечної складових

Виходячи з графічних залежностей (рис. 3.3 та БРМА 25.01.00.000 ДД) спостерігається, що сила струму статора по поперечній складовій буде пропорційною електромагнітному моменту, а сила струму поздовжньої складової буде рівною нулю в вказаному діапазоні частот.

3.2 Моделювання фазової системи керування на максимум моменту в програмному середовищі MatLab/Simulink

На основі описаного вище та функції на максимум крутного моменту розроблено модель фазової СК ВЕД в програмному середовищі MatLab/Simulink,

Моделювання фазової СК ВЕД виконувалось на основі робочої точки в 750 рад/с і електромагнітним моментом 3,5 Н*м. Перехідний процес швидкості обертання і електромагнітного моменту представлений на графічних залежностях (рис. 3.5 та БРМА 25.02.00.000 ДД).

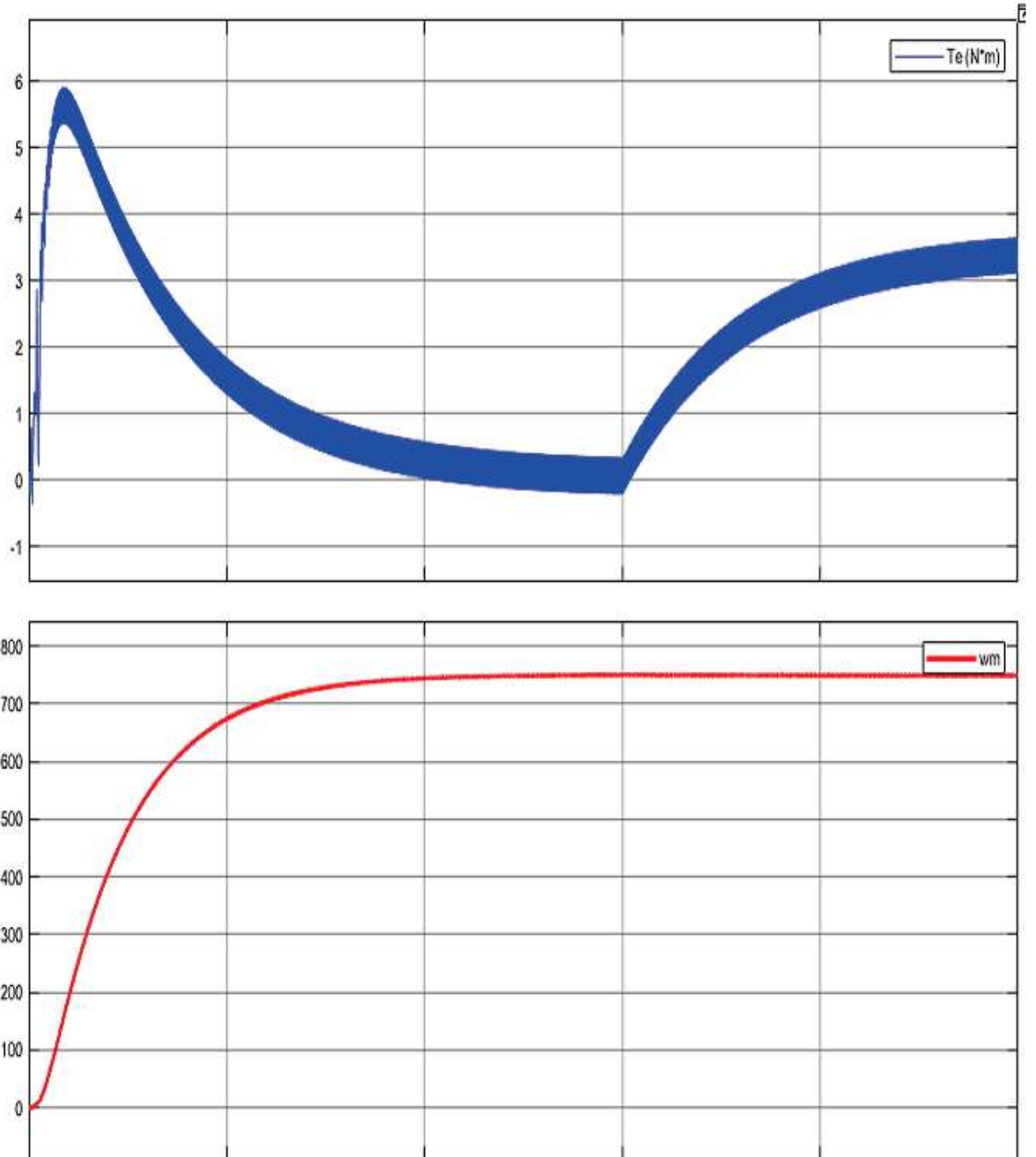


Рисунок 3.5 – Графічні залежності перехідного процесу швидкості обертання і електромагнітного моменту

Графічні залежності перехідних процесів швидкості обертання ВЕД і електромагнітний момент представлені на рисунку 3.6 та БРМА 25.02.00.000 ДД.

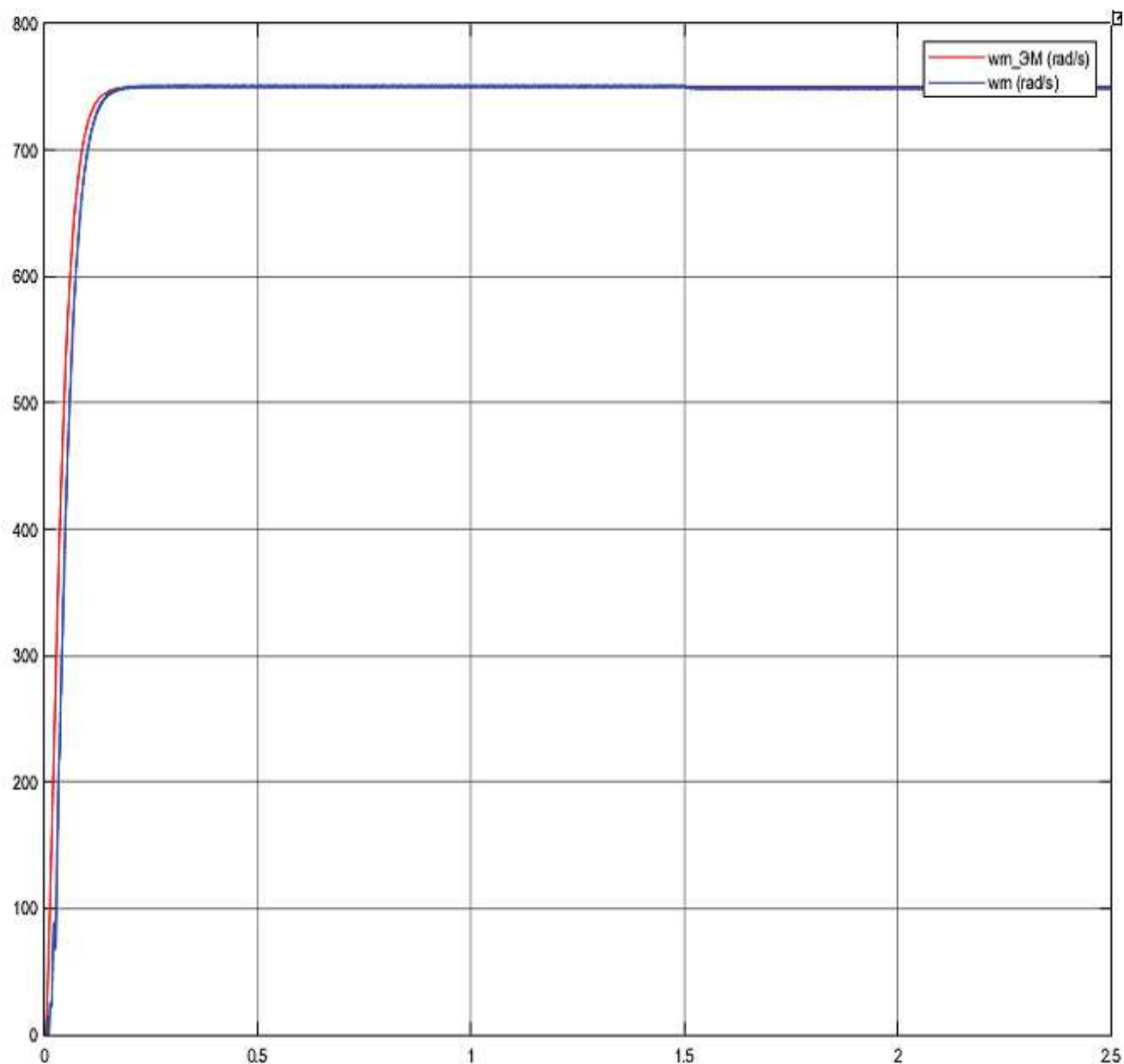


Рисунок 3.6 – Графічні залежності перехідних процесів швидкості обертання ВЕД і електромагнітного моменту

Графічна залежність перехідних процесів амплітуди рівня напруги ВЕД та кута комутації представлені на рисунках 3.7, 3.8 та БРМА 25.02.00.000 ДД.

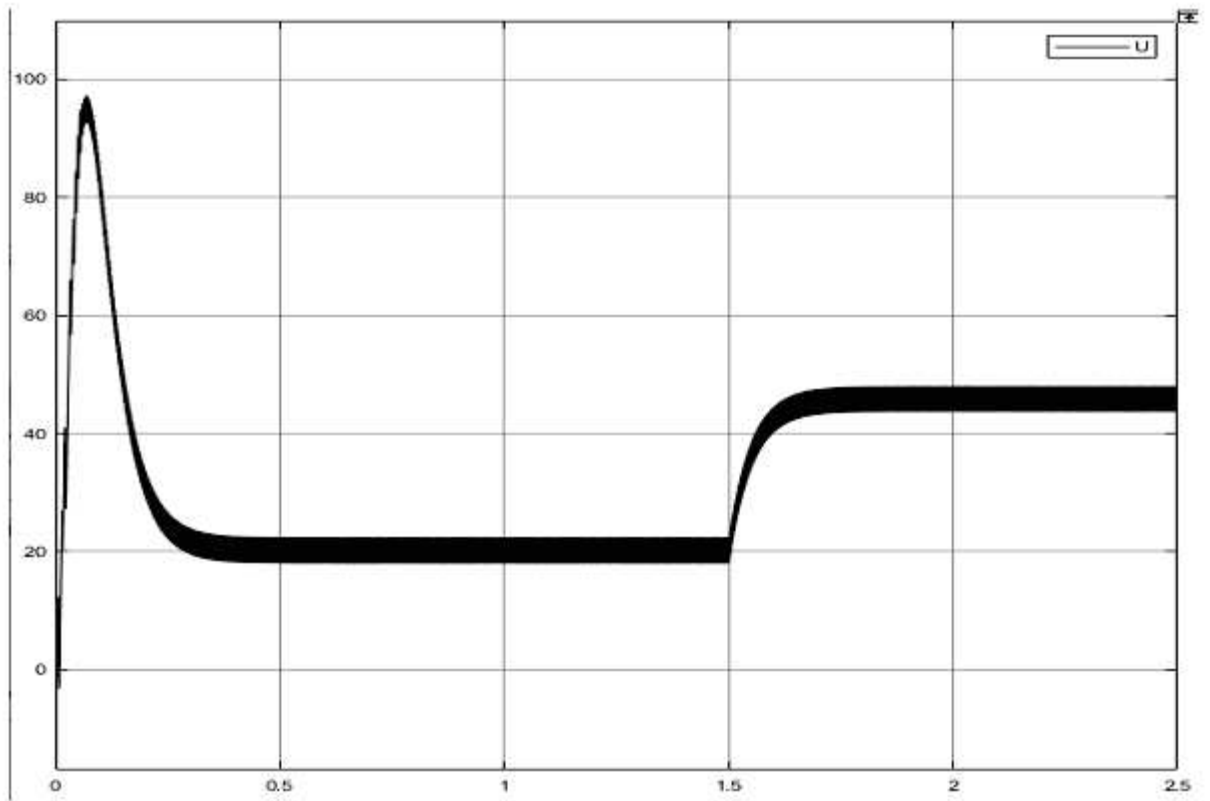


Рисунок 3.7 – Графічна залежність перехідного процесу амплітуди рівня напруги ВЕД

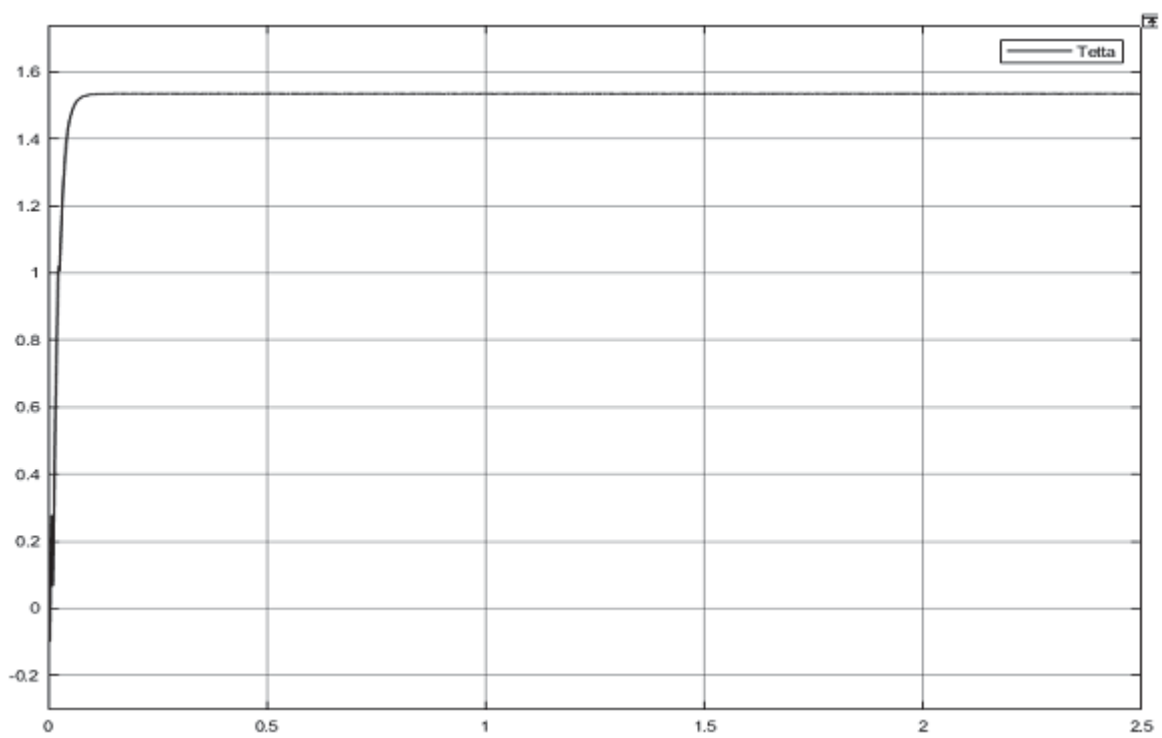


Рисунок 3.8 – Графічна залежність зміни кут комутації

Графічні залежності перехідних процесів за швидкістю обертання та електромагнітним моментом представлені на рисунку 3.10 та БРМА 25.03.00.000 ДД.

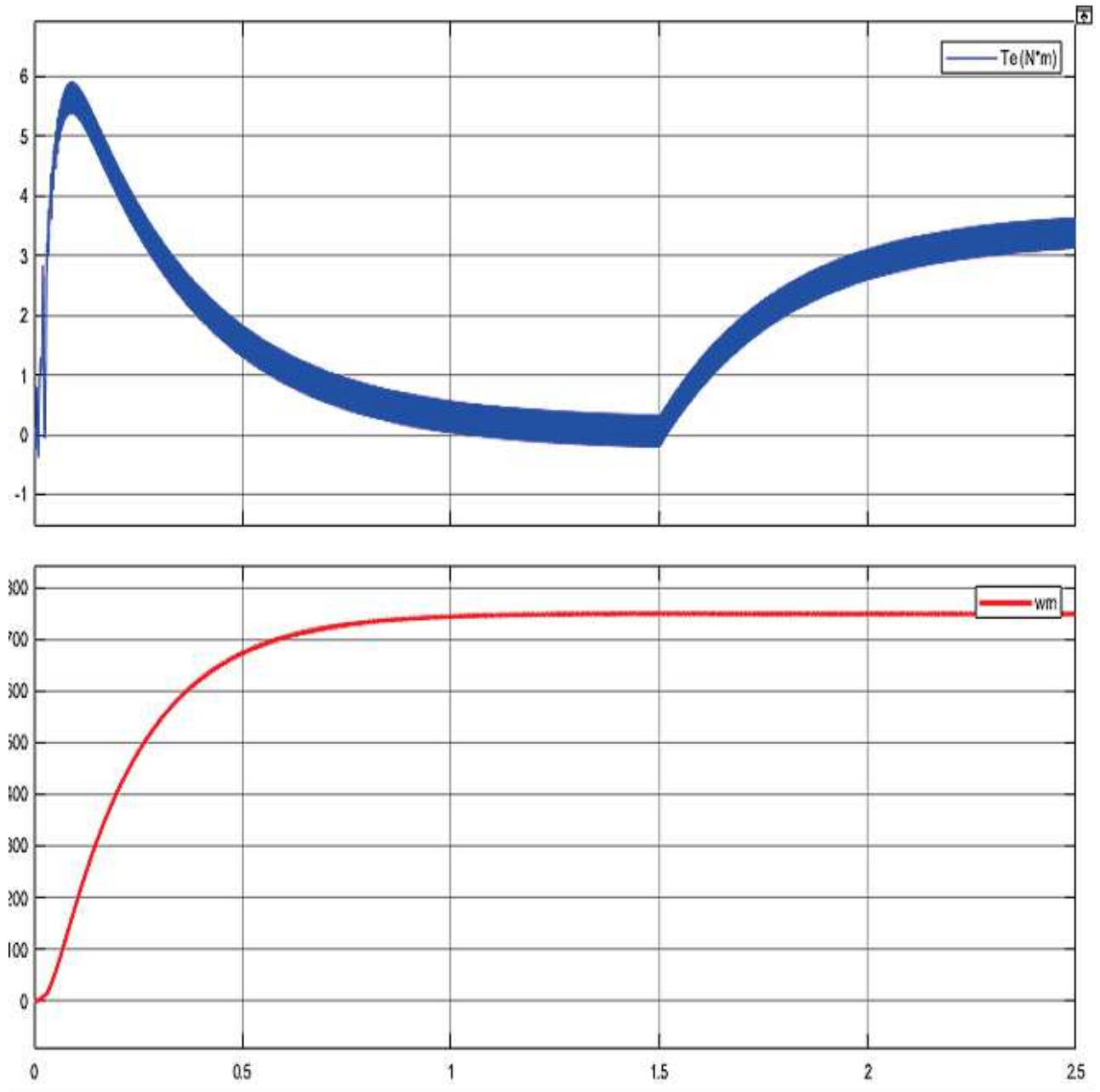


Рисунок 3.10 – Графічні залежності перехідних процесів за швидкістю обертання і електромагнітним моментом

Графічні залежності перехідних процесів швидкості обертання АЕД і електромагнітного моменту та зміна амплітуди рівня напруги представлені на рисунках 3.11, 3.12 та БРМА 25.03.00.000 ДД.

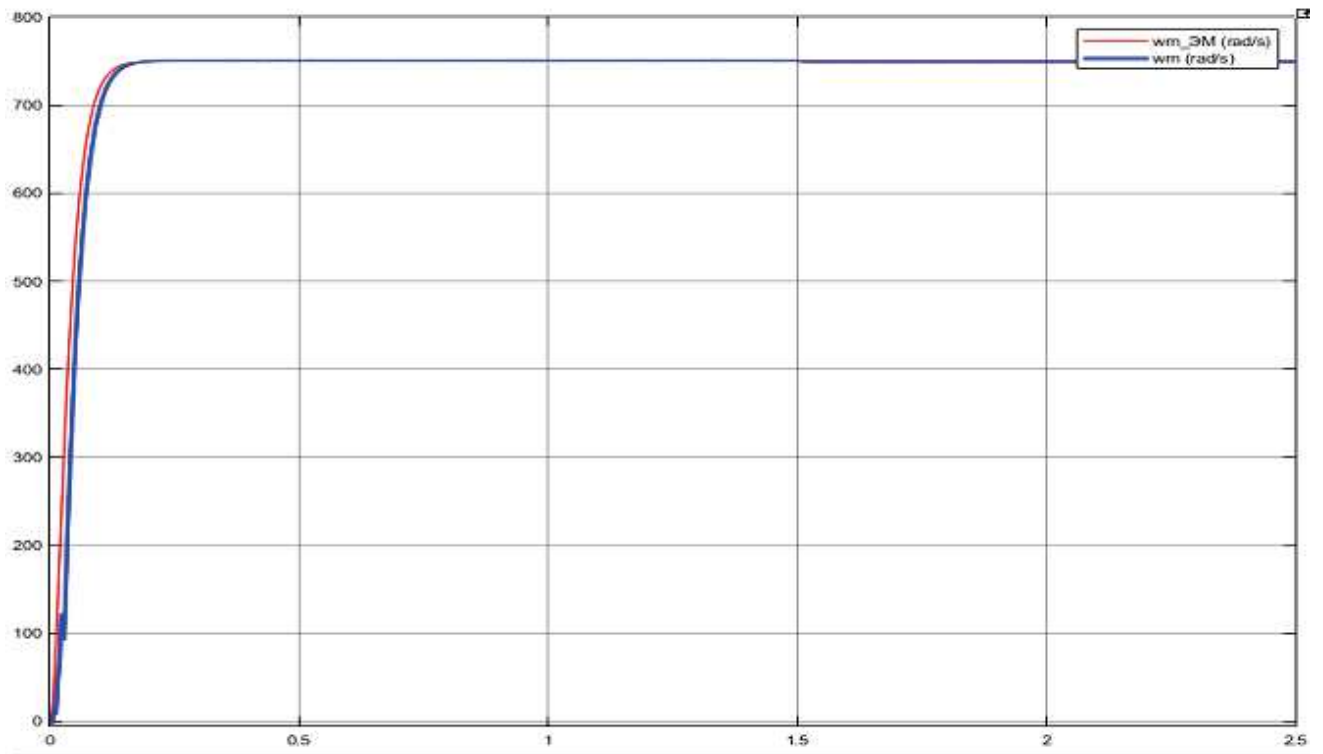


Рисунок 3.11 – Графічні залежності перехідних процесів швидкості обертання АЕД та електромагнітного моменту

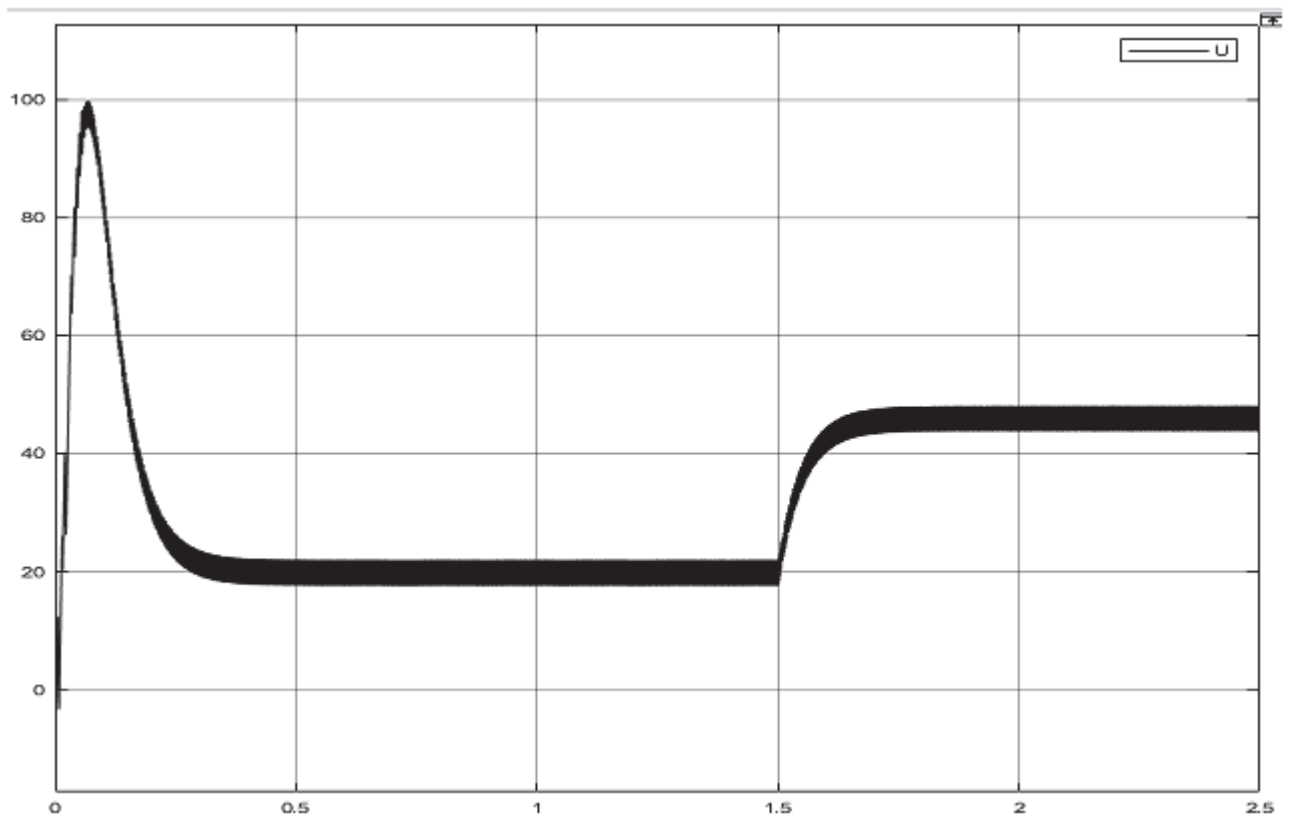


Рисунок 3.12 – Графічні залежності зміни амплітуди рівня напруги ВЕД

Графічна залежність зміни кута комутації представлені на рисунку 3.13.

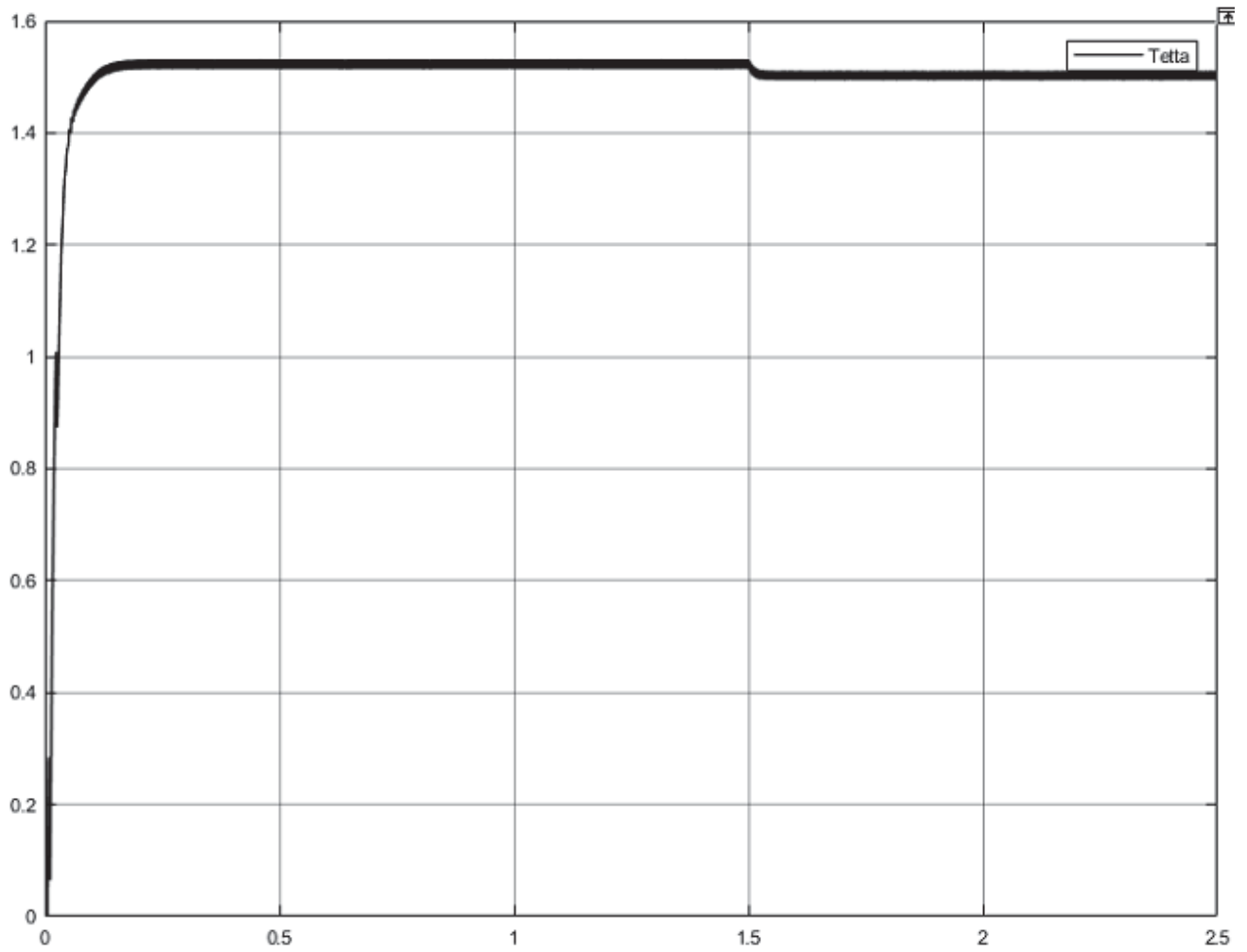


Рисунок 3.13 – Графічна залежність зміни кута комутації

Після моделювання фазової СК за допомогою різних РКК спостерігається, що фазова СК піддається більш тонкому налаштуванню, ніж векторна СК. Також, виходячи з перехідних процесів по швидкості обертання і електромагнітного моменту при налаштованих РКК на максимум електромагнітного моменту і максимум ККД, представлена на рисунках 3.5 і 3.10 відповідно, спостерігається, що СК, незалежно від налаштування, швидко виходить на необхідну робочу точку.

Різниця в цих двох налаштуваннях видна в амплітуді рівня напруги ВЕД (рис. 3.7 та 3.12). Під час запуску ВЕД буде витратиться на 5% вище рівня напруги. І в куті комутації (рис. 3.8 та 3.13), в момент часу $t = 1,5c$, коли ВЕД

починає виходити на робочий електромагнітний момент, рівний $3,5H \cdot m$, при налаштуванні на максимум ККД ВЕД кут комутації буде змінюватись, а в моделі СК налаштованій на максимум електромагнітного моменту кут комутації буде не змінений.

Висновки до третього розділу

Виконано моделювання систем керування електроприводу БПЛА. А саме моделювання векторної системи керування та двох варіантів фазової системи керування, при налаштованих РКК на максимум електромагнітного моменту і максимум ККД, у програмному середовищі MatLab/Simulink.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

У процесі виконання кваліфікаційної роботи бакалавра були виконані наступні завдання:

- досліджено тяговий електропривод БПЛА;
- побудовано механічні характеристики ВЕД.

Виконано огляд та аналіз існуючих технічних та технологічних рішень електроприводів в безпілотних літальних апаратах. Описано проблематику використання електроприводів в БПЛА. Розглянуто особливості використання вентильних двигунів в БПЛА.

Виконано проєктування системи керування електроприводом БПЛА. Підібрано можливі схеми системи керування електродвигуном для БПЛА, проведено проєктування векторної та фазової систем керування електроприводом в програмному середовищі Matlab/Simulink.

Виконано моделювання систем керування електроприводу БПЛА. А саме моделювання векторної системи керування та двох варіантів фазової системи керування, при налаштованих РКК на максимум електромагнітного моменту і максимум ККД, у програмному середовищі MatLab/Simulink.

Різниця в налаштуваннях двох варіантів фазової системи керування видна в амплітуді рівня напруги ВЕД (рис. 3.7 та 3.12). Під час запуску ВЕД буде витрачатись на 5% вище рівня напруги. І в куті комутації (рис. 3.8 та 3.13), в момент часу $t = 1,5c$, коли ВЕД починає виходити на робочий електромагнітний момент, рівний $3,5H \cdot m$, при налаштуванні на максимум ККД ВЕД кут комутації буде змінюватись, а в моделі СК налаштованій на максимум електромагнітного моменту кут комутації буде не змінений.

ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАНЬ

1. Теорія і практика застосування безпілотних літальних апаратів (дронів) / посібник створений ветеранами бойових дій. - UA Dynamics, 2022. – 127 с.
2. Військові дрони. Безпілотні літальні апарати (БПЛА) / Александер Стілвелл ; пер. з англ. Андрія Сарікова. — К. : Знання, 2025. — 144 с.
3. AIRSTRATO [Електронний ресурс]. – Режим доступу:
<https://www.arcaspace.com/airstrato>
4. ARCA AirStrato Unmanned Aerial Vehicle (UAV). [Електронний ресурс]. – Режим доступу:
https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.php?aircraft_id=1300
5. The Airstrato Pioneer gives you your moneys worth // Spectral aviation. [Електронний ресурс]. – Режим доступу:
<http://spectralaviation.com/en/theairstato-pioneer-gives-you-your-moneys-worth/>
6. Механізація крила. [Електронний ресурс]. – Режим доступу:
https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%9C%D0%B5%D1%85%D0%B0%D0%BD%D1%96%D0%B7%D0%B0%D1%86%D1%96%D1%8F_%D0%BA%D1%80%D0%B8%D0%BB%D0%B0
7. Прикладна гідроаеромеханіка і механотроніка : підручник / О. М. Яхно, О. В. Узунов, О. Ф. Луговський та ін. ; за ред. О. М. Яхна. – Вінниця: ВНТУ, 2017. – 711 с. ISBN 978-966-641-687-5
8. Автоматизовані електромеханічні системи : конспект лекцій / укладачі : Черв'яков В. Д., Леонтьєв П. В., Соколов С. В. – Суми : Сумський державний університет, 2022. – 253 с.
9. Основи електропривода виробничих машин та комплексів [текст]: навч. посіб. / В.Е. Воскобойник, В.А. Бородай, Р.О. Боровик, О.Ю. Нестерова – Д.: Національний ТУ «Дніпровська політехніка», 2021. – 254 с.
10. Моделювання електромеханічних систем : підручник / О. П. Чорний та

ін. – Кременчук, 2001. – 376 с.

11. Теорія та синтез вентильних двигунів постійного струму / Ткачук В.І. - Львівська політехніка, 2011. – 288 с.

12. Ansys Maxwell. Low Frequency EM Field Simulation. [Електронний ресурс]. – Режим доступу:

<https://www.ansys.com/products/electronics/ansys-maxwell>

13. Системи керування електроприводами. Видання 2: Навч. посібник з дисципліни «Системи керування електроприводами» (для студентів спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології» денної і заочної форми навчання)/ – Краматорськ: ДДМА, 2018. – 225 с.

14. Електропривод: Навч. посіб. / О.М. Закладний, В.В. Прокопенко, О.О. Закладний – К.: НТУУ «КПІ», 2008. - 316 с.: іл..

15. Автоматизований електропривод ч. 2 [Електронний ресурс]: навчальний посібник для студентів освітньої програми «Електромеханічні системи автоматизації, електропривод та електромобільність» спеціальності 141 «Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка» / В.І. Теряєв. – Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2022. – 204 с

16. Гераїмчук, М. Д. Моделювання систем у середовищі MATLAB-SIMULINK [Електронний ресурс] : комп'ютерний практикум / М. Д. Гераїмчук, Ю. Ф. Лазарєв, Т. О. Толочко ; НТУУ «КПІ». – Електронні текстові дані (1 файл: 3,57 Мбайт). – Київ : НТУУ «КПІ», 2006. – 175 с. – Назва з екрана.

17. Довідник з MATLAB / Електронний навчальний посібник з курсового і дипломного проектування / Лазарєв Ю. Ф. – К.: НТУУ "КПІ", 2013. – 132 с.

18. Моделювання систем керування в пакеті MATLAB SIMULINK, методичні вказівки до виконання лабораторної роботи по курсу «Комп'ютерні методи дослідження систем автоматичного управління», для студентів 4 курсу спеціальності 6.050201 «Системна інженерія» / укл. : І.Р. Козбур , Г.В. Козбур , Р.І. Михайлишин. – Тернопіль : ТНТУ, 2019. - 23 с.

19. Моделювання динамічних систем у Matlab. Електронний навчальний

посібник / Лазарєв Ю. Ф. – Київ: НТУУ "КПІ", 2011. – 421 с.

20. Теорія автоматичного керування : навчальний посібник / П. В. Леонтєв та ін. ; за заг. ред. П. В. Леонтєва. – Суми : Сумський державний університет, 2024. – 296 с. ISBN 978-966-657-987-7

21. Теорія автоматичного керування. Частина 1: комп'ютерний практикум [Електронний ресурс]: навч. посіб. для студ. Спеціальності 141 «Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка», освітньої програми «Управління, захист та автоматизація енергосистем» / КПІ ім. Ігоря Сікорського ; уклад.: А.А. Марченко, В.С. Гулий. – Електронні текстові данні (1 файл: 3,32 Мбайт). – Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2022. – 54 с.

22. Теорія автоматичного керування : навчальний посібник / О. К. Аблесімов – К. : «Освіта України», 2019. – 270 с.

23. Лістровий С. В., Мірошник М. А., Клименко Л. А. Теорія автоматичного керування, штучний інтелект і автоматизація процесу прийняття рішення: Навч. посібник. – Харків: УкрДУЗТ, 2019. – 120 с., рис. 24, табл. 1.