

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«УФИМСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ НАУКИ И ТЕХНОЛОГИЙ»

На правах рукописи



Барабанов Кирилл Андреевич

**РАЗРАБОТКА МОДУЛЬНОГО БЕЗРЕДУКТОРНОГО ЭЛЕКТРОПРИВОДА
ДЛЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО САМОЛЕТА**

Специальность 2.4.2. Электротехнические комплексы и системы

Диссертация
на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук,
профессор Исмагилов Ф. Р.

Уфа - 2024

Оглавление

Список сокращений	4
ВВЕДЕНИЕ	5
Глава 1. Обзор текущего состояния привода воздушного винта в легкой авиации	14
1.1. Обзор летательных аппаратов легкой авиации и двигателей внутреннего сгорания для привода воздушного винта	14
1.2. Обзор поршневых двигателей внутреннего сгорания, применяемых в качестве привода воздушного винта	19
1.3. Обзор разработок, направленных на реализацию концепции полностью электрического самолета	23
1.4. Обзор решений, направленных на обеспечение отказоустойчивости ЭД.....	27
1.5. Обзор решений, связанных с применением нескольких двигателей на одном валу	35
Выводы к первой главе и постановка задач исследования	41
Глава 2. Математическое моделирование модульного электропривода	43
2.1 Проектирование СДПМ для привода воздушного винта и определение влияния диаметрального размера ЭД на лобовое сопротивление, длительность и дальность полета ЛА.....	43
2.2 Конструкция модульного безредукторного электропривода на основе СДПМ	56
2.3 Модификация координатных преобразований для модулирования момента, изменяющегося по гармоническому закону	64
2.4 Определение гармонических составляющих фазных токов в модульной СДПМ	68
2.5 Проектирование макетного образца модуля СДПМ.....	71
2.6 Влияние пульсаций СДПМ и возможных отказов	81
Выводы ко второй главе.....	93
Глава 3. Имитационное моделирование модульного электропривода и системы управления	95
3.1 Составление имитационной модели модульного привода на основе системы уравнений для СДПМ	95
3.2 Составление имитационной модели привода на основе векторной системы управления	104
Выводы к третьей главе	114

Глава 4. Разработка макетного образца модульного безредукторного электропривода	115
4.1 Конструкция макетного образца модульного безредукторного электропривода	115
4.2 Механический анализ конструкции вала модульного электропривода	118
4.3 Описание системы управления модульным приводом	126
4.4 Особенности реализации алгоритма управления	129
4.5 Экспериментальная верификация модульного привода	130
Выводы к четвертой главе	135
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	136
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	138
Приложение А	150
Приложение Б	155
Приложение В	156

Список сокращений

БЭС – более электрический самолет

ПЭС – полностью электрический самолет

ЛА – летательный аппарат

ДВС – двигатель внутреннего сгорания

КПД – коэффициент полезного действия

ЭД – электродвигатель

КЗ – короткое замыкание

СДПМ – синхронный двигатель с постоянными магнитами

ШИМ – широтно-импульсная модуляция

МК – микроконтроллер

ПО – программное обеспечение

ПМ – постоянные магниты

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность исследования. Авиационная промышленность находится в непрерывном развитии и совершенствовании, чтобы удовлетворить растущие требования к надежности, энергоэффективности и сокращению выбросов загрязняющих веществ в окружающую среду. Наблюдается значительный рост количества разработок направленных на интегрирование электрических силовых установок и значительной электрификации летательных аппаратов (ЛА). В особенности увеличивается область применения электроприводов на борту ЛА. Эта тенденция вызвана прогрессом в области концепций самолетов с повышенным уровнем электрической интеграции (БЭС) и полностью электрических самолетов (ПЭС) [1-7].

Одно из направлений, где возможна реализация концепции ПЭС - легкая авиация, в частности ЛА, где тяга создается воздушным винтом. Традиционные системы привода винтов реализованы на двигателях внутреннего сгорания (ДВС) [8-11]. Данный подход имеет ряд недостатков:

- ДВС имеют довольно низкий коэффициент полезного действия (КПД). При этом удельная мощность может достигать 1–1,5 кВт/кг.
- При работе ДВС происходит выброс выхлопных газов (двуокись углерода CO_2 , оксиды азота NO_x).
- ДВС создают значительный шум во время работы, что способствует шумовому загрязнению, особенно во время взлета и посадки.
- ДВС требуют регулярного технического обслуживания и проверок для обеспечения их надлежащего функционирования.
- ДВС, как правило, тяжелые и громоздкие, что отрицательно сказывается на полезном объеме пространства внутри ЛА.
- ДВС требуют дополнительных систем, таких как топливные насосы, системы охлаждения и выхлопные системы, редукторы, трансмиссия которые усложняют общую силовую установку.

В связи с этим растет количество разработок направленных на применение электрических силовых установок и электропривода на борту ЛА, в том числе и в качестве основного привода воздушного винта для ЛА [12-18].

Однако и у такого подхода есть ряд трудностей. Рабочий диапазон частот вращения воздушных винтов ЛА находится в пределах 3–5 тысяч оборотов в минуту. Для достижения высоких мощностей электродвигателей (ЭД) их проектируют на более высокое число оборотов, что ведет к применению редуктора, увеличению массы и снижению полезного пространства. Существуют так называемые тихоходные ЭД (частота вращения менее 3000 об/мин) обеспечивающие высокий момент, однако для таких двигателей характерен большой внешний диаметр и меньшее значение удельной мощности по сравнению с высокоскоростными ЭД.

Кроме того, к ЭД применяемым в авиации предъявляются повышенные требования к надежности, эффективности и отказоустойчивости, так как их работоспособность обеспечивает безопасность полета [19-21].

В данной работе предложена модульная безредукторная конструкция электропривода с алгоритмом управления, которые совместно обеспечивают высокий момент на валу при низкой частоте вращения за счет увеличения числа модулей и увеличения продольного размера привода. Модульность привода способствует повышению его отказоустойчивости, поскольку при возникновении отказа можно исключить из работы неисправный модуль или продолжить работу в аварийном режиме с применением компенсирующих техник.

Степень разработанности темы исследования. Анализ исследований в данной области [12, 22, 23] продемонстрировал, что применение электропривода без использования редуктора обеспечивает повышенную эффективность и надежность в различных инженерных системах. Поэтому исследование и разработка таких приводных систем является актуальной задачей.

Исследования и разработки в области высокомоментных электрических машин значительно продвинулись благодаря вкладу как российских, так и

зарубежных ученых. В числе ведущих специалистов в этой области выделяются А.Н. Ледовский, Д.А. Бут, А. В. Иванов-Смоленский, Ю. Б. Казаков, а также международные исследователи *P. Wheeler, B. Mecrow, A. Boglietti, X. Zhang, P. Arumugam, T. Hamiti, C. Gerada* и другие, чьи работы способствовали значительному прогрессу в этой сфере.

Объектом исследования является электропривод воздушного винта ЛА легкой авиации на основе синхронного двигателя с постоянными магнитами (СДПМ) и системы управления.

Предметом исследования является модульная конструкция электропривода и способ управления, которые совместно обеспечивают высокий крутящий момент при низкой частоте вращения. При возникновении отказа одного из модулей система может продолжать работу за счет исключения из работы неисправного модуля или за счет компенсирующих техник, что позволяет минимизировать негативное влияние отказов и повысить отказоустойчивость системы.

Целью диссертационной работы является разработка и исследование модульного электропривода воздушного винта для электрического самолета. В частности, реализация способа управления модульным электроприводом и анализ работы электропривода при возникновении отказов.

Задачи, решаемые в диссертации.

Для достижения поставленной цели в исследовании решаются следующие ключевые задачи:

1. Разработка конструкции модульного безредукторного электропривода на основе СДПМ и системы управления.
2. Разработка способа управления модульным приводом, на основе изменения моментов модулей по модифицированному гармоническому закону, выраженному функцией квадрата косинуса. Разработка математической модели модульного электропривода для реализации управления.

3. Исследование электромагнитных процессов, протекающих в электроприводе при воздействии фазного тока, имеющего гармонические составляющие.

4. Разработка имитационной модели модульного электропривода для анализа работоспособности и получения его характеристик с учетом высших гармоник в форме фазных токов СДПМ, вызванных способом управления; с учетом вентиляторной нагрузки на валу.

5. Разработка макетного образца модульного электропривода для экспериментальной верификации предложенной конструкции и способа управления. Программная реализация предложенного алгоритма и его экспериментальная верификация в составе макетного образца. Анализ работы привода при исключении из работы неисправного модуля.

Научная новизна работы:

1. Предложена конструкция модульного безредукторного электропривода. Преимущество предложенной конструкции модульного привода заключается в уменьшении внешнего диаметра по сравнению с традиционными тихоходными электроприводами за счет увеличения числа модулей и суммарной длины привода. При этом привод способен выдавать высокий момент при относительно низкой частоте вращения без использования механического редуктора.

2. Впервые предложен способ управления модульным безредукторным электроприводом, основанном на гармоническом изменении момента каждого модуля, при постоянном суммарном моменте на валу.

3. Разработана математическая модель, описывающая формы фазных токов при изменении момента по модифицированному гармоническому закону, выраженному функцией квадрата косинуса.

4. Разработана имитационная модель позволяющая анализировать режимы работы и характеристики модульного электропривода с учетом вентиляторной нагрузки.

Теоретическая и практическая значимость работы:

1. Конструкция модульного электропривода, реализующая привод воздушного винта без использования редуктора с уменьшенным внешним диаметром.
2. Способ управления позволяющий реализовать предложенную конструкцию модульного электропривода.
3. Компьютерная имитационная модель модульного электропривода, позволяющая исследовать поведение электропривода в различных режимах и условиях.
4. Макетный образец модульного электропривода и программное обеспечение (ПО), реализующее предложенный способ управления модульным электроприводом.
5. Практическая ценность полученных результатов работы подтверждается актом внедрения результатов диссертационной работы в учебный процесс ПИШ «Моторы будущего» УУНиТ (приложение Б) и в производственный процесс ООО «ЭТК» (приложение В).

Положения, выносимые на защиту

1. Конструкция модульного безредукторного электропривода.
2. Способ управления модульным электроприводом на основе изменения момента каждого модуля по модифицированному гармоническому закону, выраженной функцией косинуса в квадрате при постоянстве суммарного момента.
3. Результаты исследования электромагнитных процессов в модульном электроприводе.
4. Способ обеспечения отказоустойчивости за счет модульной конструкции электропривода и снижение пульсаций электромагнитного момента, вызванных отказом, за счет предложенного способа управления.
5. Результаты экспериментального исследования макетного образца при предложенном способе управления.

Методы и средства исследования.

Для достижения цели и выполнения задач исследования были применены различные подходы, включая использование методов математического анализа, принципов теории электроприводов и численного моделирования с помощью специализированного ПО. Расчет ЭД входящего в состав модульного привода и оценка влияния высших гармонических составляющих фазных токов проводились с использованием ПО *Ansys Motor-CAD*. Для верификации численных компьютерных моделей были использованы методы виртуально-имитационного компьютерного моделирования с использованием ПО *MATLAB/Simulink*. Для проверки работоспособности был использован метод экспериментальной верификации.

Обоснованность и достоверность

Обоснованность и достоверность полученных результатов подтверждены применением математических методов, компьютерного моделирования, а также проведением экспериментальной проверки на макетном образце.

Внедрение результатов работы

Макетный образец, являющийся воплощением теоретических разработок и экспериментальных исследований, будет активно использоваться в учебном процессе на кафедре, что позволит студентам наглядно изучать и анализировать особенности конструкции и работы устройства, развивать практические навыки в реальных условиях эксплуатации. Применение макетного образца в образовательных целях не только углубит теоретические знания студентов, но и способствует развитию инженерного мышления, дает возможность для проведения лабораторных и курсовых работ, а также может стать основой для дальнейших научных исследований и разработок в данной области. Таким образом, созданный макетный образец становится ценным активом кафедры, способствующим повышению качества образовательного процесса и формированию практической компетентности будущих специалистов. В будущем планируется реализация

опытного образца с использованием наработок, полученных в данной работе. Внедрение результатов работы подтверждается актами внедрения.

Степень достоверности и апробация результатов.

Достоверность полученных результатов обеспечена применением строгих математических методов и методов компьютерного моделирования, подкрепленных данными экспериментальных исследований. Результаты исследования были представлены и активно обсуждены на научно-практической конференции «Электротехнические комплексы и системы в Уфе (2020–2021 г.), научно-технической конференции «Пром–Инжиниринг» в Сочи (2020 г.), а также на 15-й международной научно-технической конференции «Динамика систем, механизмов и машин» в Омске (2021 г.).

Публикации:

Основные результаты исследования и положения диссертационной работы опубликованы в 15 печатных изданиях [24-38]. Среди них 2 статьи опубликованы в журналах из перечня ВАК, 7 публикаций индексируются в базе данных *Scopus*. Получен 1 патент на изобретение.

Структура и объем работы.

Диссертационная работа состоит из введения, четырёх основных глав, заключения и библиографический список. Текст диссертации занимает 156 страниц и содержит 107 иллюстраций, 26 таблиц и 3 приложения. Библиографический список содержит 101 источник.

Содержание работы

Во введении описаны текущие тенденции и актуальность выбранной темы исследования. Изложены цели, задачи и методы решения поставленных задач. Представлены новизна и практическая значимость полученных результатов, а также приведена структура диссертационной работы.

В первой главе приведен обзор ЛА, предлагаемых различными зарубежными и российскими компаниями. Рассмотрены силовые установки на основе ДВС, применяемые в данных ЛА. На ряду с ЛА с ДВС рассмотрены наработки различных

компаний по реализации концепций БЭС и ПЭС путем применения в качестве силовой установки электропривода. Рассмотрены способы обеспечения отказоустойчивости для ЭД, применяемых в электроприводе. Также рассмотрены решения по применению сборки из нескольких ЭД для повышения мощности электропривода. На основании проведенного обзора сделан вывод о целесообразности использования электропривода в качестве силовой установки для привода воздушного винта летательных аппаратов, а также выявлены проблемы, связанные с достижением отказоустойчивости и обеспечением высокой мощности данной силовой установки.

Во второй главе предложена конструкция модульного электропривода и способ управления основанная на изменении момента каждого из модулей по модифицированному гармоническому закону, выраженном функцией косинуса в квадрате. Представлена математическая модель, описывающая формы фазных токов и токов, описанных в DQ координатах, которые необходимо модулировать с помощью системы управления для достижения момента, изменяющегося по модифицированному гармоническому закону, выраженному функцией косинуса в квадрате. Описан гармонический состав для фазного тока. Также приведено проектирование ЭД для применения в составе модульного электропривода и проведен учет дополнительных потерь, связанных с гармоническим составом фазного тока.

В третьей главе представлена виртуально-имитационная компьютерная модель на основе системы уравнений для СДПМ для проверки возможности реализации предложенного способа управления. Составлена виртуально-имитационная компьютерная модель с применением векторного алгоритма управления для исследования модульного электропривода при различных нагрузках.

В четвертой главе представлено описание конструкции макетного образца модульного электропривода, а также описан процесс сборки. Рассмотрены проблемы, связанные с модельной конструкции, а также возможные пути решения

данных проблем. Приведены результаты механического анализа конструкции вала модульного электропривода. Приведено описание системы управления, реализация предложенного способа управления. Также приведены результаты испытаний макетного образца под различными нагрузками с использованием предложенного способа управления и с использованием стандартного способа управления.

В заключении приводится обобщение выводов и результатов, приведенных в каждой главе, а также приведены вопросы по дальнейшему и разработке темы исследования.

Глава 1. Обзор текущего состояния привода воздушного винта в легкой авиации

1.1. Обзор летательных аппаратов легкой авиации и двигателей внутреннего сгорания для привода воздушного винта

Легкая авиация играет важную роль в воздушном транспорте, предоставляя доступ к местам, куда не достигают коммерческие авиалинии. Она включает в себя широкий спектр ЛА, предназначенных для личного использования, деловой авиации, спорта и обучения. Легкие ЛА обладают рядом характеристик, связанных со сферой использования, которые отличают их от коммерческой авиации, в частности дальность полета, количество мест, максимальная скорость и перевозимая масса.

В легкой авиации существует несколько типов ЛА, имеющих определенные особенности:

- Одномоторные ЛА являются наиболее распространенным типом в легкой авиации и оснащены единственным приводом воздушного винта, зачастую расположенном в носовой части ЛА.
- Многомоторные ЛА включают в себя модели с двумя или более приводами воздушного винта. Многомоторные ЛА обеспечивают дополнительный уровень безопасности, так как они способны продолжать полет в аварийном режиме при поломке одного из двигателей.

Существует множество зарубежных компаний, которые занимаются разработкой, производством и коммерциализацией легких ЛА, среди них: *Cessna Aircraft Company*, *Beechcraft*, *Piper Aircraft*, *Diamond Aircraft Industries*, *Tecnam Aircraft*, *Zenith*, *Elector*.

Среди отечественных производителей можно выделить: *Seregin Aircraft*, НПО «Аэроvolга», ООО самолетостроительная компания «ЧАЙКА», ООО «Орион-Авиа», ООО «Серебряные крылья», Компания «АКМ-Авиа», ПАО Корпорация «Иркут».

Далее представлены сводные характеристики моделей ЛА зарубежных и российских компаний с указанием силовой установки привода воздушного винта.

Cessna Aircraft Company - дочерняя компания *Textron Aviation*, производит широкий спектр ЛА легкой авиации, включая модели с воздушным винтом [39]. Характеристики данных ЛА приведены в таблице 1.

Таблица 1 – ЛА компании *Cessna Aircraft Company*

Наименование ЛА	<i>Turbo Stationair HD</i>	<i>Turbo Skylane</i>	<i>Skylane</i>	<i>Skyhawk</i>
Дальность полета, км	1,302	1,798	1,695	1,185
Максимальная скорость, км/ч	298	306	269	230
Количество пассажиров	6	4	4	4
Силовая установка	<i>Lycoming TIO-540-A1A</i>	<i>Lycoming TIO-540-AK1A</i>	<i>Lycoming IO-540-AB1A5</i>	<i>Lycoming IO-360-L2A</i>
Выходная мощность, л.с. (кВт)	310 (228)	235 (172)	230 (169)	180 (132)
Внешний вид				

Beech Aircraft Corporation - предлагает широкий выбор ЛА, предназначенных для различных целей, включая личное и коммерческое использование [40]. Характеристики данных ЛА приведены в таблице 2.

Таблица 2 -ЛА компании *Beech Aircraft Corporation*

Наименование ЛА	<i>Baron G58</i>	<i>Bonanza G36</i>
Дальность полета, км	2741	1704
Максимальная скорость, км/ч	374	322
Количество пассажиров	6	6
Силовая установка	<i>Continental Aerospace technologies IO-550-C</i>	<i>IO-550-B</i>
Выходная мощность, л.с. (кВт)	300 (220)	300 (220)
Внешний вид		

Piper Aircraft зарекомендовала себя в производстве одномоторных ЛА, в том числе моделями с воздушным винтом [41]. Характеристики данных ЛА приведены в таблице 3.

Таблица 3 -ЛА компании *Piper Aircraft*

Наименование ЛА	<i>M350</i>	<i>M600</i>	<i>Archer® DLX</i>	<i>Archer® LX</i>	<i>Pilot 100i</i>
Дальность полета, км	2,487	3,071	1,570	967	967
Максимальная скорость, км/ч	395	507	228	237	237
Количество пассажиров	4	4	4	4	3
Силовая установка	<i>Lycoming TIO-540-AE2A</i>	<i>Pratt & Whitney PT6A-42A</i>	<i>Continental CD-155</i>	<i>Lycoming IO-360-B4A</i>	<i>Lycoming IO-360-B4A</i>
Выходная мощность, л.с. (кВт)	350 (257)	600 (441)	155 (114)	180 (132)	180 (132)
Внешний вид					

Diamond Aircraft Industries - является австрийской компанией, специализирующейся на разработке и производстве легких ЛА [42]. Характеристики данных ЛА приведены в таблице 4.

Таблица 4 -ЛА компании *Diamond Aircraft Industries*

Наименование ЛА	<i>DA62</i>	<i>DA42</i>	<i>DA50 RG</i>	<i>DA40 Series</i>	<i>DA20 Series</i>
Дальность полета, км	2,385	2,269	1,520	1,730	1,302
Максимальная скорость, км/ч	356	365	335	285	226
Количество пассажиров	7	4	5	4	2
Силовая установка	<i>Austro Engine AE330</i>	<i>Austro Engine AE 300</i>	<i>Continental CD-300</i>	<i>Lycoming IO-360 M1-A</i>	<i>Rotax 912 iSc3 Sport</i>
Выходная мощность, л.с. (кВт)	180 (132)	168 (123)	272 (200)	168 (123)	100 (73)
Внешний вид					

Среди прочих зарубежных производителей также выделяются компании *Zenith Aircraft*, *Elector*, *Tecnam Aircraft* [43-45]. Характеристики продукции данных компаний схожи: дальность полета находится в диапазоне 1100–1300 км, скорость

полета находится в пределах 210–230 км/ч, в качестве силовой установки используются модификация двигателя *Rotax* 912 мощностью 73 кВт.

Среди отечественных производителей ЛА легкой авиации можно выделить следующие компании:

- АО «Селина Эйркрафтс» [46] — компания, занимающаяся разработкой и подготовкой к серийному производству гидросамолета АСК-62, характеристики ЛА приведены в таблице 5. Старое название ООО "Серегин".
- ООО самолетостроительная компания «ЧАЙКА» [47] — компания занимается производством самолетов-амфибий, характеристики ЛА приведены в таблице 5. Расположена в Приволжском Федеральном Округе, город Самара.
- ООО «Орион-Авиа» [48] — компания занимается производством ЛА СК-12 «Орион», характеристики ЛА приведены в таблице 5.
- ООО «АКМ-Авиа» (АвиаКонструкторская Мастерская) [49] — компания занимается производством двухместного ЛА АКМ-5 и его сборочных комплектов характеристики ЛА приведены в таблице 5.
- ПАО «Научно-производственная корпорация «Иркут» — компания занимается производством учебно-тренировочного ЛА первоначальной летной подготовки Як-152, характеристики ЛА приведены в таблице 5.
- Компания НПО «Аэроvolга» [50] — компания занимается производством, проектированием и ремонтом авиационной техники. Также компания занимается разработкой и производством ЛА легкой авиации, характеристики ЛА приведены в таблице 6.
- ООО «Серебряные крылья» является одним из ведущих предприятий в России в области разработки и производства легких самолетов. Характеристики ЛА, выпускаемых данной компанией, приведены в таблице 7.

Таблица 5 – ЛА российских производителей

Наименование ЛА	<i>АСК-62</i>	Л-65	СК-12 «Орион»	АКМ-5	Як-152
Наименование компании	АО «Селина Эйркрафтс»	ООО «ЧАЙКА»	ООО «Орион-Авиа»	ООО «АКМ Авиа»	ПАО «Иркут»
Дальность полета, км	2000	2500	1300	1000	1500
Максимальная скорость ЛА, км/ч	250	260	220	200	500
Количество пассажиров	6	4	4	2	
Силовая установка	<i>Higgs Diesel E330</i> , 2 шт.	<i>Rotax-915iS-3</i>	<i>Rotax-912ULS</i>	<i>Rotax912</i>	<i>RED A03T</i>
Выходная мощность ЛА, л.с (кВт)	360 (265)	141 (104)	100 (73,5)	100 (73,5)	500 (368)
Внешний вид					

Таблица 6 – ЛА компании НПО «АЭРОВОЛГА»

Наименование ЛА	<i>LA-8</i>	<i>Borey</i>
Дальность полета, км	1000	900
Максимальная скорость ЛА, км/ч	280	154
Количество пассажиров	8	2
Силовая установка	<i>Lom Praha M337C-A V</i>	<i>Rotax 912UL</i>
Выходная мощность ЛА, л.с. (кВт)	235 (172)	80 (59)
Внешний вид		

Таблица 7 – ЛА компании ООО «Серебряные крылья»

Наименование ЛА	Корвет	Цикада	СК-01	СК-04
Дальность полета, км	500	700	500	800
Максимальная скорость ЛА, км/ч	170	170	150	190
Количество пассажиров	2	2	1	4
Силовая установка	<i>Rotax-582</i>	<i>Jabiru – 2210</i>	<i>Rotax-912 ULS</i>	<i>Jabiru – 2210</i>
Выходная мощность ЛА, л.с. (кВт)	64 (47)	85 (62)	100 (73)	85 (62)
Внешний вид				

Кроме представленных выше моделей ЛА от различных отечественных компаний, также имеется ряд моделей и от других разработчиков и производителей, среди которых АэроСамара, Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С. А. Чаплыгина, АО «Концерн КЭМЗ» [51-53]. Характеристики ЛА данных компаний схожи с характеристиками представленных выше моделей ЛА, и в качестве силовых установок используются поршневые ДВС модификаций *Rotax* 912.

В рамках проведенного анализа серийно выпускаемых ЛА данные свидетельствуют о том, что, несмотря на прогресс в области разработки ЭД и интеграции инновационных технологий в сфере ДВС, последние продолжают находить широкое применение. Ожидается, что с дальнейшим развитием электроприводов и их адаптацией для использования в авиастроении, электрификация ЛА будет постепенно усиливаться, оказывая значительное влияние на тенденции в авиационной области.

1.2. Обзор поршневых двигателей внутреннего сгорания, применяемых в качестве привода воздушного винта

Среди производителей авиационных поршневых двигателей можно выделить следующие компании:

- *Lycoming Engines* - американская компания, основанная в 1907 году в Уильямспорте, Пенсильвания, специализирующаяся на производстве авиационных поршневых двигателей [54]. Наиболее известные модели поршневых двигателей данной компании: *O-320*, *IO-360*, *IO-540* и *TIO-540*. Характеристики данных двигателей приведены в таблице 8.

- *Continental Motors Group* - американская компания, основанная в 1905 года в Мускегоне, Мичиган, специализируется в производстве поршневых авиационных двигателей [55]. Наиболее известные модели поршневых двигателей данной компании: *IO-240*, *IO-360*, *IO-550* и *TSIO-550*. Характеристики данных двигателей приведены в таблице 8.

• *Rotax* - австрийская компания, основанная в 1920 году, поршневые двигатели данной компании широко распространены в легкой авиации [56]. Характеристики поршневых двигателей данной компании приведены в таблице 8.

На рынке существует также несколько компаний занимающихся производством двигателей для легкой авиации. Наиболее известные среди них: *Jabiru*, *RED Aircraft GmbH*, *AC Aero Engines*, *Lom Praha* и т. д. [57-59].

Таблица 8 – Основные характеристики поршневых двигателей применяемых в ЛА

Наименование	Мощность, кВт	Масса, кг	Удельная мощность, кВт/кг	Внешний вид
<i>Lycoming TIO-540-A1A</i>	231	241	0,96	
<i>Lycoming TIO-540-AK1A</i>	175	210	0,83	
<i>Lycoming IO-540-AB1A5</i>	172	169	1,02	
<i>Lycoming TIO-540-AE2A</i>	172	169	1,02	
<i>Lycoming IO-360-B4A</i>	134	125	1,07	
<i>Lycoming IO-360-B4A</i>	134	125	1,07	
<i>Lycoming IO-360 M1-A</i>	134	127	1,05	
<i>Lycoming IO-360-L2A</i>	134	122	1,10	
<i>Continental IO-550-C</i>	209	206	1,01	
<i>Continental IO-550-B</i>	261	307	0,85	
<i>Continental CD 170</i>	125	156	0,80	
<i>Continental CD-155</i>	114	134	0,85	
<i>Continental CD-300</i>	200	265	0,75	
<i>Rotax 912 iSc3</i>	73,5	63,6	1,15	
<i>Rotax 912 ULS</i>	73,5	56,6	1,30	
<i>Rotax 912 iS</i>	73,5	63,6	1,15	
<i>Rotax 912 UL</i>	59,6	55,6	1,07	

<i>Rotax 582</i>	48	29	1,65	
<i>Jabiru – 2210</i>	63	61	1,03	
<i>RED A03T</i>	368	363	1,013	
<i>Higgs Diesel E330</i>	261	129	2,02	
<i>Lom Praha M337C-A V</i>	185	153	1,21	

Наиболее распространённым поршневым двигателем российского производства для легкой авиации является двигатель М-14 (АИ-14, М-9) [60], изображенный на рисунке 1, и его модификации, перечисленные в таблице 9. М-14 разработан в ОКБ-478 А.Г. Ивченко для многоцелевого самолёта Ан-14. На текущее время производство данной модели поршневого двигателя и его модификаций приостановлено.



Рисунок 1 – Внешний вид поршневого двигателя М-14

Таблица 9 – Модификации поршневого двигателя М-14

Наименование	Мощность л.с (кВт)	Сфера применения
АИ-14	240 (176,5)	Ан-14
АИ-14В	240 (176,5)	Ка-15
АИ-14ВФ	280 (205,9)	Ка-15М, Ка-18
АИ-14Р	240 (176,5)	Як-12Р
АИ-14Р2	260 (191,3)	Ан-14
АИ-14РА	240 (176,5)	«Вильга-35»
АИ-14РФ (М-14)	300 (220,6)	Ан-14А, Як-12Б, Як-18А
М-14В26	325 (239,0)	Ка-15, Ка-18, Ка-26
М-14В26В	370 (272,1)	Ми-34
М-14П	370 (272,1)	
М-14ПТ	355 (261,1)	Су-29
М-14ПФ	400 (294,2)	Су-31
М-14Х	400(294,2)	Як-54, Як-52М
М-14Р	450 (330,0)	Су-31
М-9Ф	420 (308,9)	Су-26МЗ

13 июля 2021 года эксперты Центрального института авиационного моторостроения (ЦИАМ) завершили установку авиационного поршневого двигателя АПД-500, изображенного на рисунке 2, на ЛА Як-18Т [61]. Этот двигатель, с мощностью 500 л.с., создан на основе автомобильного мотора модели Единой модульной платформы ФГУП «НАМИ». Проект направлен на доказательство возможности адаптации серийного автомобильного двигателя для авиации, а также на оценку преимуществ в сроках и стоимости. Для этой авиационной версии двигателя были разработаны новые системы и узлы, включая стартер-генератор, редуктор для воздушных винтов с изменяемым шагом, двухканальную систему управления, систему наддува с приводным нагнетателем и др. Демонстратор успешно прошел наземные и воздушные испытания. Этот двигатель будет способствовать усовершенствованию российских поршневых двигателей для малой авиации, обеспечивая их модернизацию и стимулируя разработку новых ЛА.



Рисунок 2 – Внешний вид поршневого двигателя АПД-500

Таким образом, анализируя характеристики поршневых двигателей, применяемых для привода воздушного винта ЛА, можно сделать вывод что средний показатель удельной мощности составляет 1–1,2 кВт/кг, при этом наиболее высокая величина удельной мощности составляет 2,02 кВт/кг для двигателя *Higgs Diesel E330*.

1.3. Обзор разработок, направленных на реализацию концепции полностью электрического самолета

Как уже упоминалось ранее, поршневые двигатели имеют проблемы с эффективностью, массой и имеют отрицательное воздействие, вследствие выброса вредных веществ. Традиционно, эти двигатели характеризуются высоким уровнем потребления топлива, эмиссией вредных веществ в атмосферу, генерацией значительного уровня шума, а также необходимостью проведения периодического технического обслуживания.

Для решения этих проблем авиационная индустрия активно исследует альтернативные технологии привода, и электрические двигатели представляют собой многообещающее решение. Электроприводы, работающие на высокоемкостных аккумуляторах, обладают несколькими преимуществами по сравнению с традиционными ДВС. Они обеспечивают эффективное и экологически чистое преобразование энергии, что приводит к снижению выбросов, шума и повышению общей энергоэффективности. На сегодняшний день промышленность

способна производить ЭД с удельной мощностью в диапазоне 5–7 кВт/кг. Также активно ведутся работы по увеличению показателя удельной мощности до 13 кВт/кг. [62-69].

Существует ряд разработок по созданию ЛА, которые способны летать исключительно за счет энергии, накопленной в аккумуляторах и солнечных батареях, без использования топлива. Основной акцент этих разработок направлен на легкую авиацию, так как в этом сегменте техническая реализация полностью электрического ЛА представляется более простой задачей.

Airbus E-Fan — прототип двухместного электрического самолета, разрабатываемый *Airbus* [70]. Он был представлен в июле 2014 года. Производство самолета было отменено в апреле 2017 года.

Airbus/Rolls-Royce/Siemens E-Fan X [71] — гибридный электрический самолет, разрабатывался совместно *Airbus*, *Rolls-Royce* и *Siemens*. В испытательном самолете один из четырех реактивных двигателей планировалось заменить ЭД *Siemens SP2000D*, характеристики которого приведены в таблице 10. Производство самолета было отменено в апреле 2020 года.

Cessna eCaravan, самый крупный коммерческий электрический ЛА, рассчитанный на 9 пассажиров, имеет силовую установку *magni500*, характеристики которой приведены в таблице 10. Его отличительная особенность обмотка с конфигурацией 4 трехфазные звезды, обеспечивающие отказоустойчивость [73, 74].

В двухместном самолете *Yuneec International E 430* установлена силовая установка *Yuneec Power Drive 40* разработанная специально для ЛА [75], характеристики которой представлены в таблице 10.

Компания *Siemens* также разрабатывает ЛА на полностью электрической тяге. Среди разработок данной компании ЛА *Magnus eFusion, Extra 330LE* с силовой установкой *SP260D*, характеристики которой представлены в таблице 10.

Таблица 10 - Силовые установки применяемые в более электрических самолетах

Силовая установка	<i>Siemens SP2000D</i>	<i>Magni500</i>	<i>Yuneec Power Drive 40</i>	<i>Siemens SP260D</i>
ЛА	<i>Efan X</i>	<i>Cessna eCaravan</i>	<i>Yuneec International E 430</i>	<i>Magnus eFusion</i>
Номинальная мощность, кВт	2000	560	40	260
Номинальная скорость, об/мин	6500	1900	2400	2500
Номинальный момент, Нм	3000	2814	160	977
Напряжение питания, В	3000	540	133	580
Масса, кг	261	135	19	50
Тип охлаждения	Жидкостное охлаждение	Жидкостное охлаждение	Естественное охлаждение	Жидкостное охлаждение
Габариты, ДхШ, мм	589x520	558x652	163x240	300x418
Удельная мощность, кВт/кг	7,7	4,2	2,1	5,2

Из анализа представленной таблицы следует, что в ряде случаев используются ЭД с высокими показателями удельной мощности. Тем не менее, стоит отметить, что для некоторых моделей достижение высокой мощности является результатом увеличения частоты вращения. Это подчеркивает важность не только абсолютных значений мощности, но и способов их достижения, что влияет на характеристики и эффективность применения этих двигателей в различных условиях эксплуатации.

Существуют также отечественные разработки, направленные на реализацию полностью электрического самолета.

«Сигма-4» [76] - первый полностью электрический пилотируемый российский самолет, разработанный Центральным институтом авиационного моторостроения имени Баранова (ЦИАМ), изображенный на рисунке 3. Он развивает максимальную скорость до 100 км/ч и рассчитан на полеты дальностью 100 км.



Рисунок 3 – Полностью электрический самолет российского производства «Сигма-4»

На данном ЛА установлен электродвигатель ЭД-60 [77], разработанный коллективом сотрудников ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет». ЭД-60 представляет из себя СДПМ из сплава самарий кобальт и изображен на рисунке 4. Схема обмотки – зубцовая, охлаждение жидкостное полостное, статор отделен от ротора стеклопластиковым стаканом.

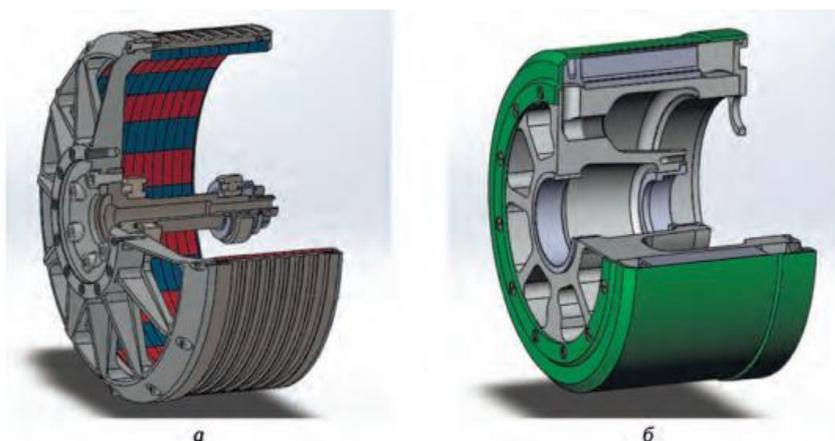


Рисунок 4 – 3Д модель ротора (а) и статора (б) электродвигателя ЭД-60

Як-40ЛЛ - летающая лаборатория, в носовой части которой установлен воздушный винт, который приводится в движение ЭД (рисунок 5). ЭД создан по уникальной технологии — на высокотемпературных сверхпроводниках. Данный подход позволяет увеличивать удельную мощность двигателя. Самолет совершил первую наземную "пробежку", разогнавшись до 140 километров в час [78].



Рисунок 5 – ЯК-40ЛЛ

Особенность ЭД заключается в применении в качестве обмоток статора высокотемпературных сверхпроводников второго поколения. Максимальная частота вращения ротора ЭД составляет 2500 об/мин, номинальное напряжение – 800 В. ЭД имеет диаметр 0,45 м, длину 0,4 м, его масса составляет 95 кг. По сообщению ЦИАМ, КПД ЭД составляет 98% [79].

Современные разработки в области реализации концепций БЭС и ПЭС свидетельствуют о значительном увеличении интереса к использованию электроприводов в качестве основных силовых агрегатов для воздушных винтов. Этот тренд подкрепляется растущим числом исследований и экспериментальных проектов, многие из которых уже достигли стадии летных испытаний и проходят процессы сертификации для внедрения на рынке. Важность и актуальность применения электроприводов в авиации обусловлена стремлением к повышению экологичности, эффективности и безопасности ЛА. Ожидается, что в ближайшем будущем использование таких технологий будет расти, ускоряя инновационные изменения в авиационной отрасли.

1.4. Обзор решений, направленных на обеспечение отказоустойчивости ЭД

Развитие концепций БЭС и ПЭС тесно связаны с исследованиями и разработками в области отказоустойчивости ЭД. При электрификации ЛА надежность изделий играет ключевую роль в обеспечении безопасности полета.

Общая стратегия отказоустойчивости включает все методы, направленные на поддержание работоспособности системы в условиях неисправностей. Другие

подходы, такие как предотвращение, устранение и прогнозирование отказов, сосредоточены на минимизации последствий неожиданных сбоев. Согласно работе [80], стратегия отказоустойчивости основывается на следующих принципах:

- обнаружение неисправности;
- изоляция неисправности;
- сдерживание неисправности;
- нейтрализация неисправностей;
- компенсация неисправностей.

На основе этих принципов формируется следующая стратегия обеспечения отказоустойчивости в электродвигателях (ЭД):

- Измерение фазных токов и напряжений ЭД, а также напряжений и токов источника питания для обнаружения отказов;
- Полная изоляция фазных обмоток ЭД, обеспечивающая электрическую, магнитную, термическую и физическую независимость фазных обмоток друг от друга;
- Применение подхода с резервированием основных узлов (использование многофазных двигателей, многофазных инверторов, резервирование источников питания, систем управления, алгоритмов управления, датчиков положения и скорости ротора).

В соответствии с данной стратегией можно также использовать следующие методы:

- Применение однослойной концентрической обмотки ЭД, обеспечивающей физическое разделение фаз и снижение магнитного взаимодействия между ними;
- Использование обмоток с повышенной индуктивностью фаз для снижения токов короткого замыкания (КЗ);
- Проектирование машины с запасом по характеристикам, что позволяет обеспечить заданную выходную мощность при возникновении отказа.

В авиационных системах используют различные типы электрических двигателей:

1. ЭД постоянного тока: выполняется с использованием щеточно-коллекторного узла, в прошлом наиболее распространенный тип ЭД применяемый в авиации. Обладает рядом недостатков, связанных с щеточно-коллекторным узлом, таких как износ и искрение контактов.

2. Асинхронные ЭД: применяются в авиационных системах, обладают отличными пусковыми характеристиками и могут функционировать без системы управления. Однако они характеризуются низким КПД при малом коэффициенте мощности и значительными габаритами.

3. Синхронные реактивные ЭД: имеют прочную конструкцию ротора, в которой не используются ни обмотки, ни ПМ и который способен выдерживать большие термические или механические нагрузки, однако имеют невысокий КПД и большие массогабаритные характеристики.

4. СДПМ [81,82], обладают следующими преимуществами:

- бесконтактность и минимальную потребность в обслуживании;
- высокую перегрузочную способность по моменту, позволяющую эффективную работу при низких температурах;
- высокую динамическую характеристику;
- высокий КПД (более 95%) и устойчивость при изменении нагрузки;
- минимальный ток холостого хода и компактные размеры;
- бесшумную работу.

В работе [83] приводится обзор и сравнение трех типов ЭД (асинхронные ЭД, синхронные реактивные ЭД, СДПМ) с точки зрения отказоустойчивости и возможности применения в качестве привода авиационных систем. Сравнение проводилось по следующим критериям: отказоустойчивость, удельная мощность, стоимость, диапазон частот вращения, пульсации момента и шум. В ходе сравнения было выявлено что наиболее предпочтительным типом ЭД является СДПМ.

Самым критическим видом отказа является межвитковое КЗ, поскольку замкнутые витки невозможно изолировать. Это может привести к таким последствиям, как возгорание. В исследованиях [84,85] рассматривается применение прямоугольных ленточных проводников (рисунок 6а), для повышения устойчивости машины к межвитковому КЗ. В обычных обмотках с круглым проводником величина тока КЗ зависит от локализации замыкания в пазах статора ЭД. Худший случай, если межвитковое КЗ происходит близко к открытой части паза. В этих исследованиях проводится моделирование машин с двумя типами обмоток с использованием метода конечных элементов. Обе машины имеют одинаковые параметры, размеры и количество витков. Сравнение проводится в нормальном режиме и в случае отказа. Сравняются следующие аспекты: 1) способность ограничивать ток межвиткового КЗ; 2) потери в обмотках; 3) тепловое поведение. Результаты моделирования показывают, что медная лента в обмотке существенно уменьшает зависимость величины тока КЗ от местоположения повреждения, а также значение тока КЗ (рисунок 6). Обмотки из круглого провода в свою очередь имеют преимущество, которое заключается в меньших потерях, возникающих в обмотке в процессе работы ЭД. С ростом частоты потери в обмотке с медной лентой увеличиваются быстрее, чем в обмотке с круглым проводом, из-за увеличения вихревых токов в проводниках обмотки. Это явление обусловлено скин-эффектом и эффектом близости. Графики потерь в обмотках при разных частотах приведены на рисунке 7.

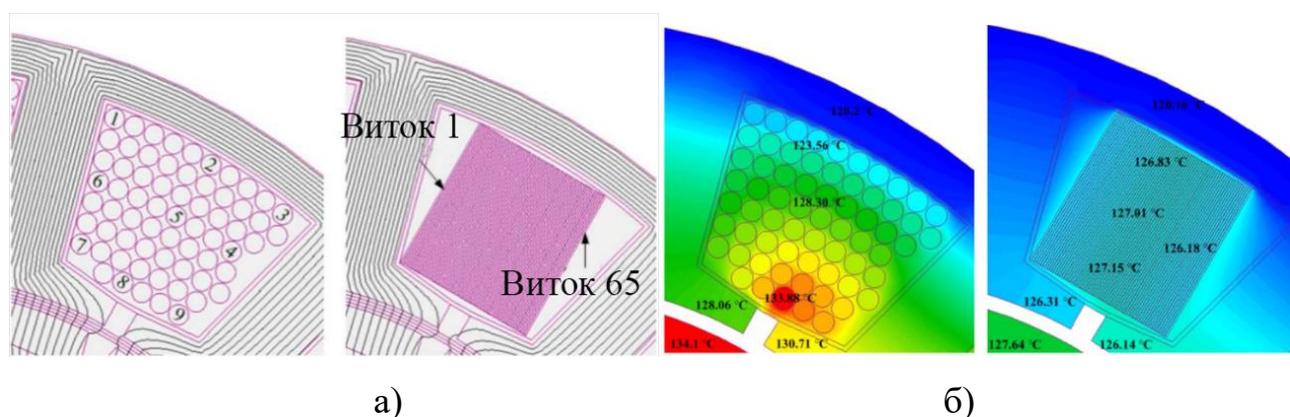


Рисунок 6 – Сечения пазов машин с различными видами обмоток

а) Конструкция обмоток; б) Температура обмоток при возникновении межвиткового КЗ

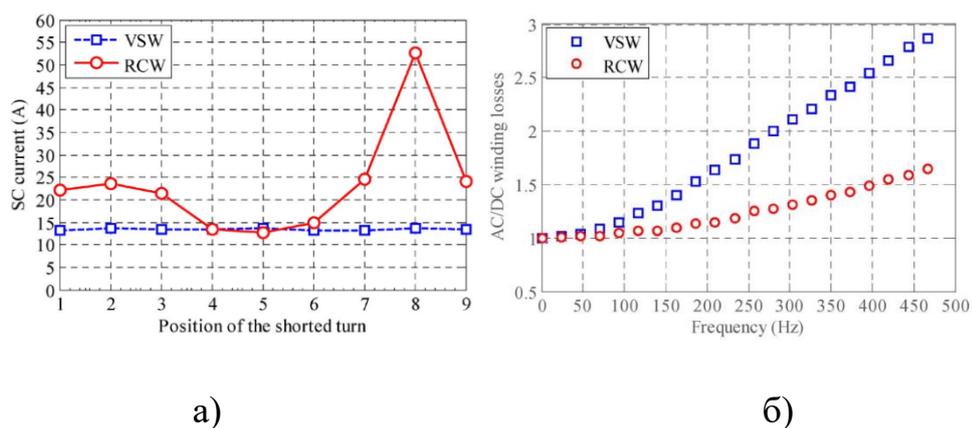


Рисунок 7 – Сравнение двух типов обмоток

а) зависимость тока межвиткового КЗ от локализации; б) зависимость потерь в обмотках от частоты

В статье [86] представлен пятифазный отказоустойчивый бесщеточный СДПМ для применения в аэрокосмической отрасли, в частности для электромеханического привода закрылков на ЛА средних размеров. В данной машине применяется независимое управление фазами ЭД. Исследования сосредоточены на анализе отказов в одной и двух фазах ЭД. Для повышения общей отказоустойчивости системы реализован бездатчиковый алгоритм управления. Моделирование проводилось с использованием метода конечных элементов. В ходе моделирования исследовались пульсации момента в случае появления отказа.

В работе [87] проводится сравнение методов снижения негативного влияния межвиткового КЗ в СДПМ:

- замыкание выводов обмотки фазы ЭД, выполненной из круглого провода;
- замыкание выводов обмотки фазы ЭД, выполненной из медной ленты;
- инъекция тока. Метод заключается в обнулении потока в замкнутом витке и подавлении тока КЗ подачей тока заданной формы и величины в исправные фазные обмотки ЭД;
- механическое шунтирование. При появлении отказа, пружинным механизмом в паз статора внедряются магнитные клинья и магнитный поток

замыкается через магнитные клинья. Ток КЗ снижается за счет снижения магнитной связи между обмоткой статора и ротором;

- электрическое шунтирование. Принцип данного метода схож с принципом механического шунтирования. Вместо магнитных клиньев используется шунтирующая обмотка, расположенная в открытой части паза статора.

В ходе сравнения методов оценивались амплитуда тока КЗ, вес машины, потери в обмотках, момент в исправном режиме и момент в случае возникновения отказа. Результаты данной оценки приведены в таблице 11.

Таблица 11 – Сравнение методов нейтрализации последствий межвиткового КЗ

Методы	Амплитуда тока КЗ, А	Вес, кг	Потери в обмотках, Вт	Момент, Нм	Момент в случае отказа, Нм
Закорачивание (круглый провод)	52,65	4,06	58,61	9,98	8,14
Закорачивание (прямоугольный провод)	12,37	4,06	72,09	9,98	8,25
Инжекция тока	8,12	4,06	60,29	9,98	8,42
Механическое шунтирование	10	4,92	104,75	7,35	6,73
Электрическое шунтирование	10	4,87	69,50	9,98	8,34

В исследовании [88] были проведены сравнительные анализы, в результате которых сделаны следующие выводы: Метод инъекции тока демонстрирует повышенную эффективность, но настройка величины и формы инжектируемого тока представляет собой сложную задачу. Необходимо учитывать, что любые ошибки в этом процессе могут привести к риску выхода системы из строя. В то же время, механическое шунтирование, являющийся эффективным методом, влечет за собой увеличение массогабаритных характеристик системы из-за внедрения дополнительных механизмов для установки клиньев в случае отказа. Среди недостатков этого подхода следует выделить продолжительность времени срабатывания и потенциальный риск заклинивания механизма. Электрическое

шунтирование, с другой стороны, представляет собой более эффективный метод минимизации последствий отказа по сравнению с механическим шунтированием. Однако его применение требует интеграции дополнительной системы управления для компенсирующей обмотки, что может негативно повлиять на КПД системы.

В работе [88] проводится сравнительное исследование влияния комбинаций пазов/полюсов на способность к отказоустойчивости и эффективность СДПМ. Исследуется восемь ЭД с различным числом пазов/полюсов: 6/4, 12/8, 12/10, 12/14, 18/12, 24/16, 24/20, 24/28. В ходе исследования оцениваются потери в железе, потери на перемагничивание, потери в обмотках, КПД машин, токи КЗ с учетом локализации замыкания в пазе. Для оценки термического воздействия каждой комбинации числа пазов и полюсов при межвитковом коротком замыкании был проведен термический анализ. Моделирование проводилось для машин со следующими параметрами: внешний диаметр статора - 120 мм, скорость вращения вала - 2000 об/мин, напряжение звена постоянного тока - 270 В; номинальный момент – 10 Нм. Основные параметры машины сведены в таблицу 12.

Таблица 12 – Параметры исследуемых ЭД

Число пазов/полюсов	Масса статора, кг	Масса машины, кг	КПД, %
6/4	2,20	6,41	90,15
12/8	1,98	5,12	93,41
12/10	2,61	6,28	93,55
12/14	3,06	7,52	94,05
18/12	3,31	7,85	94,37
24/16	2,13	4,60	93,89
24/20	2,30	5,26	95,70
24/28	2,50	5,57	93,17

Уровни потерь в ЭД изображены на рисунке 8. Из него видно, что с увеличением числа пазов/полюсов уменьшаются потери на перемагничивание и увеличиваются потери в стали (вихревые токи).

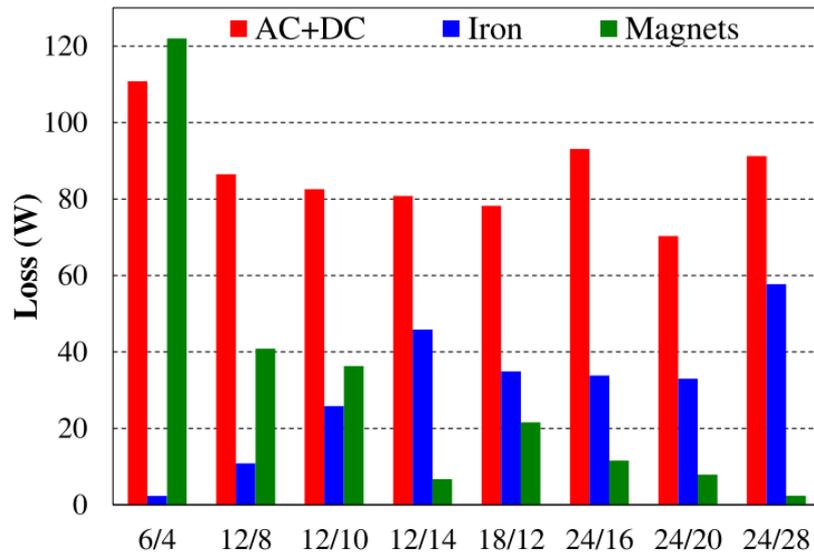


Рисунок 8 – Потери в машинах с различным числом пазов/полюсов

Величины токов КЗ с учетом локализации повреждения в пазах отображены на рисунке 9.

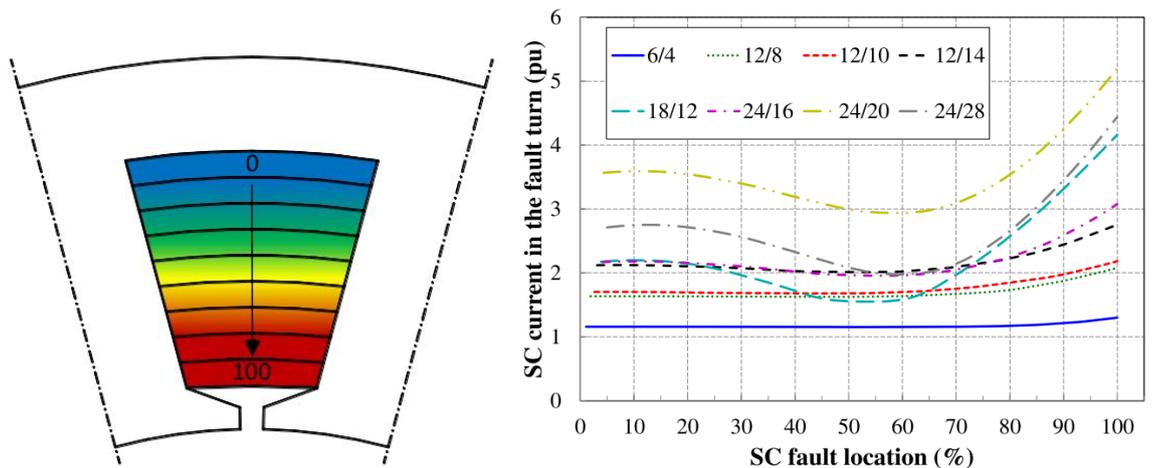


Рисунок 9 – Токи КЗ для машин с различным числом пазов/полюсов (0 и 100 обозначают местоположения, близкие к внутренней и внешней границе паза соответственно).

Результаты данной работы показывают, что машины с меньшим числом пазов/полюсов показывают лучшую способность к отказоустойчивости, однако при этом обладают меньшей величиной КПД. Машины с большим числом пазов/полюсов имеют большую величину КПД, однако величины токов КЗ выше, а, следовательно, и температура обмоток.

Таким образом обзор литературы показывает, что несмотря на разнообразие методов, предназначенных для снижения негативных последствий отказов в

СДПМ, основным и наиболее надежным подходом к обеспечению высокой надежности и отказоустойчивости остается резервирование и подход по обеспечению избыточности. Эти стратегии позволяют обеспечить непрерывную работу системы даже в случае возникновения отказов, увеличивая уровень общей надежности. Резервирование и избыточность остаются фундаментальными принципами в области обеспечения отказоустойчивости СДПМ.

1.5. Обзор решений, связанных с применением нескольких двигателей на одном валу

Исходя из анализа существующих работ [89-92], можно отметить, что применение двух двигателей на одном валу, подключенных к одному или двум независимым силовым преобразователям, представляет собой инновационный подход, такие разработки встречаются относительно редко. Это связано с повышенными требованиями к точности управления и сложностью интеграции компонентов системы. В области автомобильного электропривода эта технология особенно интересна благодаря своим преимуществам, включая повышение эффективности и надежности за счет распределения нагрузки. Однако, несмотря на значительные преимущества, разработки, связанные с применением двух ЭД, интегрированных через автоматизированную механическую коробку передач, все еще являются довольно редкими. Это объясняется сложностью конструкции и управления такими системами. Несмотря на это, такие решения обеспечивают улучшенное управление мощностью и крутящим моментом, что способствует улучшению динамических характеристик и энергоэффективности автомобилей.

В промышленной области существуют готовые решения по применению двух ЭД на одном валу. *EMRAX TWIN* [89] — это тип двигателей, производимых компанией *Enstroj*, представленные на рисунке 10. Эти двигатели представляют собой СДПМ, предназначенные для применения в электрических транспортных средствах и других технических системах. *EMRAX TWIN* представляют собой

парные (двойные) двигатели на одном валу, которые можно использовать для повышения общей мощности и улучшения производительности.

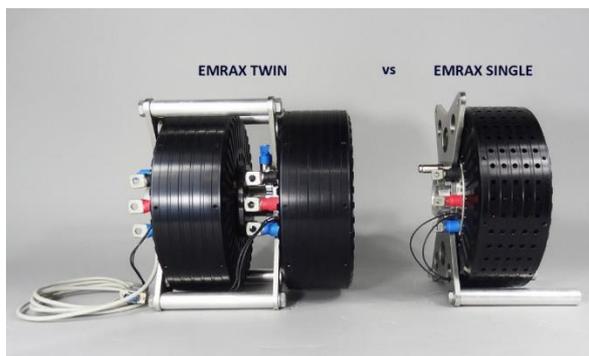


Рисунок 10 – *Emrax Twin*

В области радиоуправляемой авиации наблюдается активное развитие инновационных методов, целью которых является оптимизация производительности, маневренности и управляемости ЛА. Одно из ключевых направлений исследований касается создания макетных конструкций ЛА, интегрирующих двойные ЭД для привода воздушных винтов [90]. Этот подход не только способствует улучшению общей эффективности полета за счет более сбалансированного распределения тяги, но и открывает новые перспективы в области изменения динамики полета. Двойные двигатели обеспечивают повышенную отзывчивость и контролируемость ЛА, позволяя конструкторам и любителям радиоуправляемых моделей реализовывать новаторские проекты с улучшенными летными характеристиками, недостижимыми в рамках традиционных однодвигательных конструкций.



Рисунок 11 – Радиоуправляемый самолет с использованием двух ЭД воздушного винта

В статье [91] рассматривается применение многоскоростного редуктора в электроприводе электромобиля, позволяющее снизить энергопотребление. Предлагаемое решение представляет собой конструкцию привода (рисунок 12) с двумя двигателями и одним валом, где один двигатель подключен к входному валу коробки передач, а другой — к выходному валу. Это позволяет обеспечивать непрерывное движение во время переключения передач. По сравнению с классической структурой электропривода с многоскоростной трансмиссией мощность каждого двигателя может быть ограничена, что приводит к повышению эффективности и снижению потерь. В статье проанализировано влияние распределения крутящего момента на КПД и мощность аккумулятора в предлагаемой конструкции электропривода. Распределение крутящего момента должно осуществляться в условиях максимальной эффективности работы двигателя.

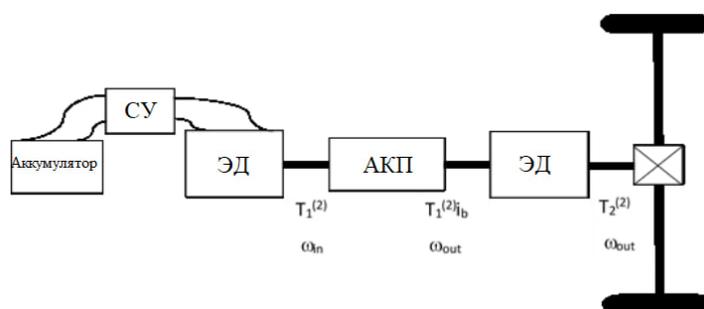


Рисунок 12 - Структурная схема привода с использованием двух ЭД

СУ – система управления; ЭД – электродвигатель; АКП – автоматическая коробка передач.

Конструкции приводов с двумя двигателями привлекательны для области, где требуется высокий показатель мощности из-за их механической простоты, тяги и управления рекуперативным торможением на поверхностях с низким коэффициентом трения. Такие конфигурации обычно требуют двух силовых инверторов со скоординированным управлением, что может быть дорогостоящим и иметь большие габариты, что делает их экономически менее конкурентоспособными. В статье [92] исследуется поведение приводов с двумя двигателями, питаемыми от одного инвертора, с использованием метода

усреднения, а именно метода среднего фазного тока. Моделирование проводится с использованием ПО *MATLAB/Simulink*, и результаты показывают значительные отклики на основе заданного опорного значения. Цель состоит в том, чтобы уменьшить размер и стоимость приводов с двумя двигателями по сравнению с приводами с одним двигателем как в промышленности, так и в тяговом оборудовании. Этот метод включает в себя усреднение фактического фазного тока для каждого двигателя и сравнение его со средним значением опорного фазного тока. В документе также обсуждается необходимость в приводах с двумя двигателями, питаемыми от одного инвертора, для уменьшения размера и стоимости, а также проблемы поддержания постоянства скорости и компенсации механических возмущений.

Кроме анализа текущих работ по применению электропривода в качестве привода воздушного винта и анализа технической литературы, также была проведена патентная проработка решений, направленных на применение привода меньшего диаметра.

В работе [93] исследован высокомоментный двигатель с пониженной частотой вращения ротора. Особенностью данного привода является размещение зубцов на поверхности статора с шагом, совпадающим с шагом зубцов ротора. Зубцы на смежных магнитных полюсах расположены таким образом, что отклонение зубцов ротора составляет половину шага, а смежные полюса имеют противоположную полярность. Основным недостатком этого двигателя является его низкая мощность при довольно высоких массогабаритных характеристиках.

В работе [94] предложен многослойный шаговый электродвигатель. Его особенность заключается в наличии зубцов, которые имеют смещение относительно соседних полюсов. Данный подход позволяет улучшить взаимодействие между полем ротора и полем статора. Для обеспечения равномерности магнитного поля в данном ЭД применяются два типа цилиндров, из магнитного материала и немагнитного материала, которые чередуются между собой. Однако данный тип двигателя имеет существенный недостаток в плане

технологии сборки. В процессе изготовления сложно обеспечить правильное сопряжение всех компонентов. В связи с этим режимы, характеризующиеся повышенной вибрацией, могут привести к быстрому выходу из строя.

В работе [95] предложена конструкция бесщеточного двигателя, использующего структуру Вернье и представляющего собой инвертированную машину. Этот двигатель включает в себя ротор с полюсами, намагниченными чередующимися в направлении вращения, а также статор с множеством выступающих полюсов, оснащенных катушками. Недостатком такого двигателя является сложность конструкции, низкий коэффициент использования магнитного потока, высокая масса, открытые вращающиеся части, требующие дополнительного экранирования.

Поданная 31 мая 2020 года и опубликованная 3 декабря 2020 года, заявка на патент США № 16/888824, номер заявки 20200381984, носит название «Высокомоментный ЭД в сборе» [96]. Это изобретение, разработанное Мишель Д'Эрколе, Рои Ганзарски и Дэвидом Серкомбом и в настоящее время находящееся в ведении *MagniX USA, Inc.*, представляет собой новаторский узел ЭД, специально предназначенный для генерации высокого крутящего момента, состоящий из двух модулей статора и ротора, рисунок 13.

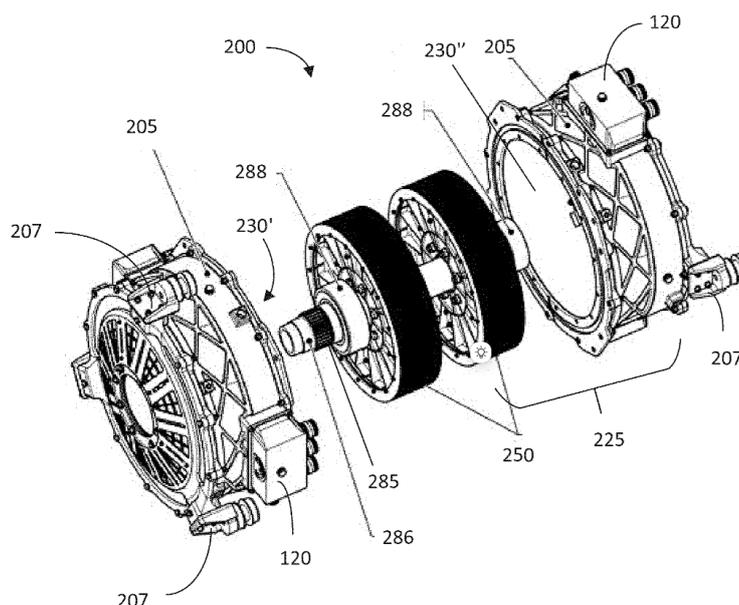


Рисунок 13 - Высокомоментный ЭД в сборе

ЭД способен обеспечивать крутящий момент до 3600 Нм при скоростях от 1000 до 3000 оборотов в минуту без использования редуктора.

Таким образом анализ работ по применению сборки из нескольких двигателей имеет место быть и получает широкое распространение.

Выводы к первой главе и постановка задач исследования

Выводы

В данной главе проведен обзор моделей ЛА аппаратов легкой авиации, представленных на рынке, а также силовых установок, используемых в данных ЛА. Были рассмотрены как зарубежные модели ЛА, так и отечественные. Анализ рассмотренных силовых установок показывает, что максимальное значение удельной мощности для представленных поршневых ДВС составляет 2,1 кВт/кг. В то же время удельная мощность для современных ЭД может достигать до 5–7 кВт/кг.

Показано, что в текущих работах, направленных на реализацию концепции ПЭС и привода воздушного винта, используются различные ЭД, в том числе ЭД с максимальным значением удельной мощности 7,7 кВт/кг. Для ДВС характерно снижение показателя удельной мощности при увеличении общей мощности установки. В случае применения ЭД картина противоположная, показатель удельной мощности увеличивается с повышением общей мощности силовой установки. Таким образом реализация привода воздушного винта высокой мощности более предпочтительна с использованием ЭД, нежели на ДВС.

Установлено, что основная стратегия обеспечения отказоустойчивости большинства решений заключается в изоляции места отказа и обеспечении резервирования для чего в основном и применяются многофазные ЭД. Одним из методов резервирования – использование нескольких ЭД на одном валу. Данный подход обеспечивает увеличение выходной мощности и работоспособность в случае возникновения отказа одного из ЭД, входящих в состав электропривода.

Постановка задач исследования

Таким образом исходя из обзора текущих разработок в области применения электропривода для воздушного винта самолета возникает ряд задач:

- разработка конструкции модульного безредукторного электропривода на основе СДПМ и системы управления;

- разработка способа управления модульным электроприводом, на основе изменения моментов модулей по модифицированному гармоническому закону, выраженному функцией квадрата косинуса. Разработка математической модели модульного электропривода для реализации управления;
- исследование электромагнитных процессов, протекающих в электроприводе при воздействии фазного тока, имеющего гармонические составляющие;
- разработка имитационной модели модульного электропривода для анализа работоспособности и получения его характеристик с учетом высших гармоник в форме фазных токов СДПМ, вызванных способом управления, с учетом вентиляторной нагрузки на валу;
- разработка макетного образца модульного электропривода для проведения экспериментальной проверки. Реализация предложенного способа управления в виде программного кода. Анализ работы привода при исключении из работы неисправного модуля.

Глава 2. Математическое моделирование модульного электропривода

2.1 Проектирование СДПМ для привода воздушного винта и определение влияния диаметрального размера ЭД на лобовое сопротивление, длительность и дальность полета ЛА.

Анализ текущих работ показал, что СДПМ находят широкое применение в современной авиации, в том числе в качестве привода воздушных винтов самолетов. Их высокая эффективность, надежность и точное управление оборотами делают их идеальным выбором для обеспечения необходимой мощности и стабильности полета. Однако при использовании СДПМ существуют некоторые ограничения. Воздушный винт самолета, частота вращения которого находится в широком диапазоне от 1000 до 5000 оборотов в минуту, обеспечивает оптимальное соотношение тяги и эффективности полета. Для СДПМ такой диапазон частот вращения является низким. Для его достижения проектируют так называемые тихоходные СДПМ с большим числом пар полюсов. Этот подход является следствием основных соотношений для электрических машин [97]:

$$P_e = M_e \cdot n_1, \quad (1)$$

$$P_e = (D_1^2 \cdot l_1 \cdot n_1) / C_A, \quad (2)$$

$$n_1 = \frac{60 \cdot f_1}{z_p}, \quad (3)$$

где P_e – электромагнитная мощность; M_e – электромагнитный момент; n_1 – частота вращения; D_1 – внешний диаметр активной части статора; l_1 – длина активной части статора; C_A – коэффициент Арнольда (коэффициент использования машины); f_1 – частота фазного тока статора; z_p – число пар полюсов.

Исходя из данных выражений следует, что для реализации ЭД повышенной мощности и работающего при низкой частоте вращения, необходимо большое число пар полюсов и большая величина внешнего диаметра.

С одной стороны, можно разработать многофазный ЭД с большим числом пар полюсов и соответственно с большим наружным диаметром. Этот вариант реализации возможен при размещении электропривода в передней (носовой) части воздушного судна. При таком подходе ЭД с большим внешним диаметров в составе силовой установки влияет на габариты ЛА в целом, что может существенно сказаться на лобовом сопротивлении снижая длительность и дальность полета. Кроме того, данный подход может быть затруднительным в случае наличия электропривода и винта на крыле воздушного судна, так как это приведет к значительному увеличению размеров моторного отсека и, следовательно, ухудшению аэродинамики ЛА.

Другим подходом является применение высокоскоростного ЭД и применение редуктора. Данный подход снижает удельную мощность привода, увеличивает массогабаритные характеристики силовой установки.

Особый интерес представляет разработка модуля СДПМ, параметры которого максимально соответствуют реальным условиям эксплуатации, особенно в контексте применения в системе электропривода воздушного винта ЛА. В этом направлении было выполнено проектирование модуля СДПМ мощностью 30 кВт, предназначенного для работы на частоте вращения 3000 оборотов в минуту. Исходные данные для проектирования данного модуля СДПМ представлены в таблице 13. Результаты данного проектирования, включая основные характеристики и геометрические параметры СДПМ, представлены на рисунках 14–18 и в таблице 14.

Таблица 13 - Исходные данные для проектирования модуля

Параметр	Значение
Габариты статора (диаметр x длина), мм	188x39
Размеры магнитов (длина x ширина x высота), мм	39x12x12
Число пар полюсов	8
Число фаз	3
Конфигурация обмоток	«Звезда»
Число пазов	18
Число витков	21
Материал стали	<i>Vacoflux 50</i>

Материал магнитов	<i>NdFe45</i>
Напряжение шины постоянного тока, В	540
Действующее значение фазного тока, А	150
Мощность, кВт	30

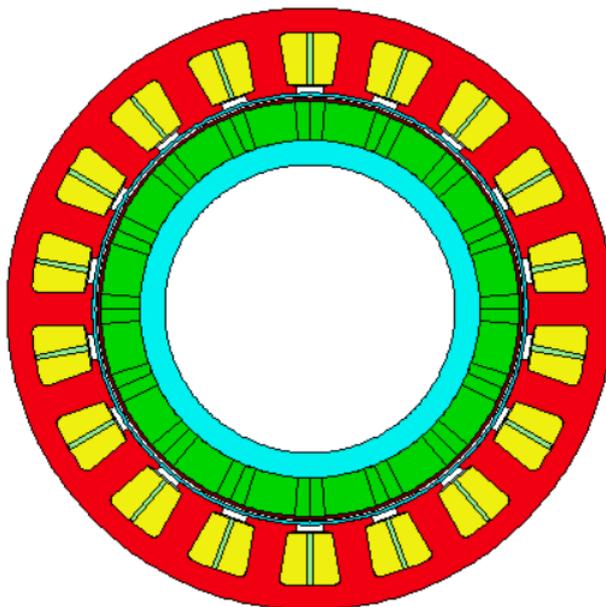


Рисунок 14 –Геометрия модуля СДПМ

Таблица 14 - Параметры полученные при расчете

Параметр	Значение
Момент на валу, Нм	95,034
Плотность тока, А/мм ²	23,87
Основная частота фазного тока, Гц	400
Потери в обмотке при 180 С, Вт	2659
Потери в магнитопроводе статора, Вт	114,7
Потери в магнитопроводе ротора, Вт	2,769
Потери в постоянных магнитах, Вт	22,07
Суммарные потери, Вт	2799
КПД электродвигателя, %	91,428
Максимальная магнитная индукция в зубце статора, Тл	2,274
Максимальная магнитная индукция, в спинке статора, Тл	1,484
Максимальная магнитная индукция в спинке ротора, Тл	0,574
Максимальная магнитная индукция в воздушном зазоре, Тл	1,266
Масса магнитопровода статора, кг	2,107
Масса магнитопровода ротора, кг	0,716
Масса обмотки, кг	1,460
Масса постоянных магнитов, кг	1,297
Масса активной части, кг	5,580

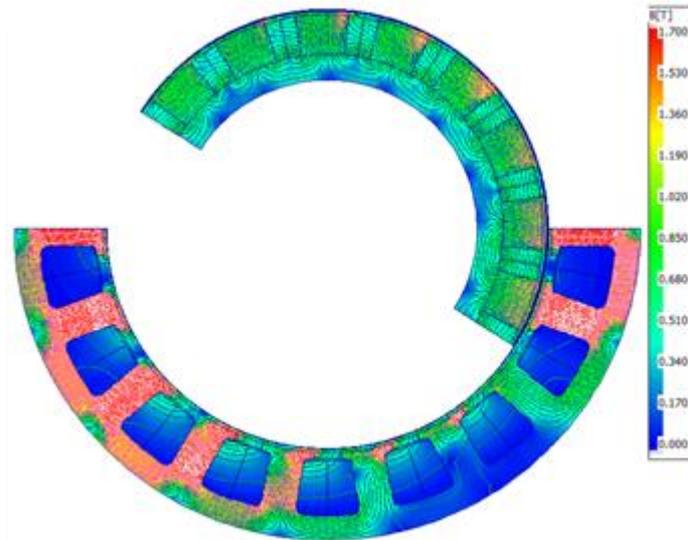


Рисунок 15 –Картина распределение магнитной индукции в поперечном сечении СДПМ

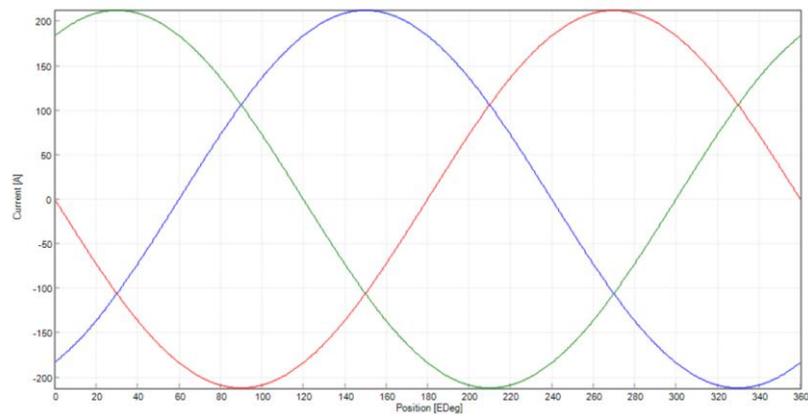


Рисунок 16 –Фазные токи СДПМ

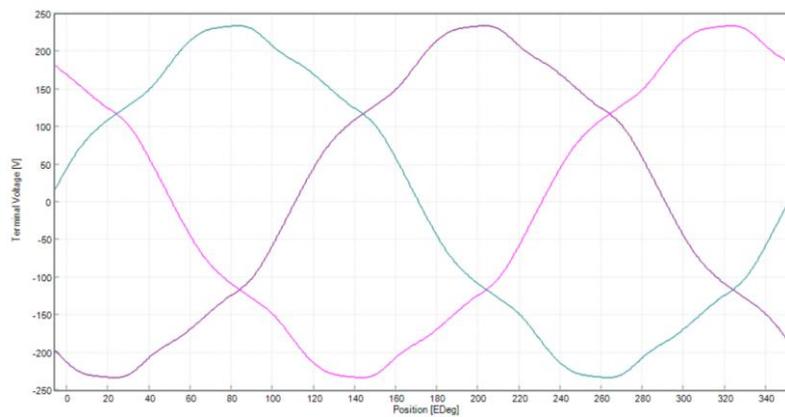


Рисунок 17 –Фазные напряжения СДПМ

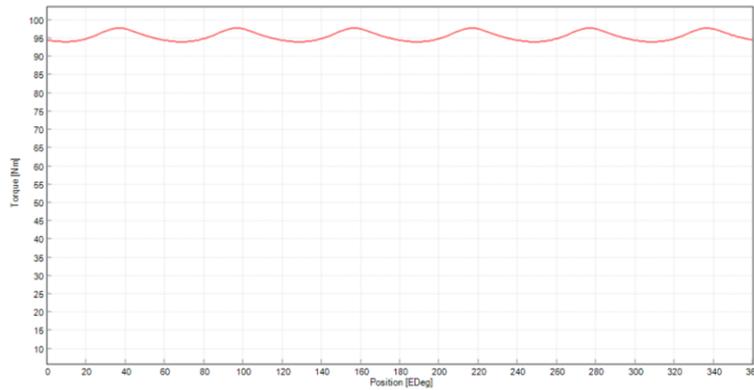


Рисунок 18 – Электромагнитный момент СДПМ

Одним из основных аспектов настоящего исследования является повышение топливной эффективности летательного аппарата посредством уменьшения габаритов силовой установки, в частности диаметра ЭД, и снижения лобового сопротивления ЛА при взаимодействии с набегающим потоком воздуха.

Чтобы разобраться, как внешний диаметр ЭД для воздушного винта ЛА влияет на дальность полета и топливную эффективность, нужно учитывать большое количество разнообразных факторов, среди которых:

- силы, воздействующие на ЛА во время полета (в частности, аэродинамическое сопротивление, силу тяги, подъемную силу и силу тяготения);
- массу ЛА, и изменение массы ЭД при снижении внешнего диаметра.

Также стоит учитывать массу системы управления и системы охлаждения;

- емкость аккумуляторной батареи;
- профиль полета ЛА (высота полета, удельное сопротивление воздуха).

Для начала стоит рассмотреть силы, воздействующие на ЛА во время полета, рисунок 19.

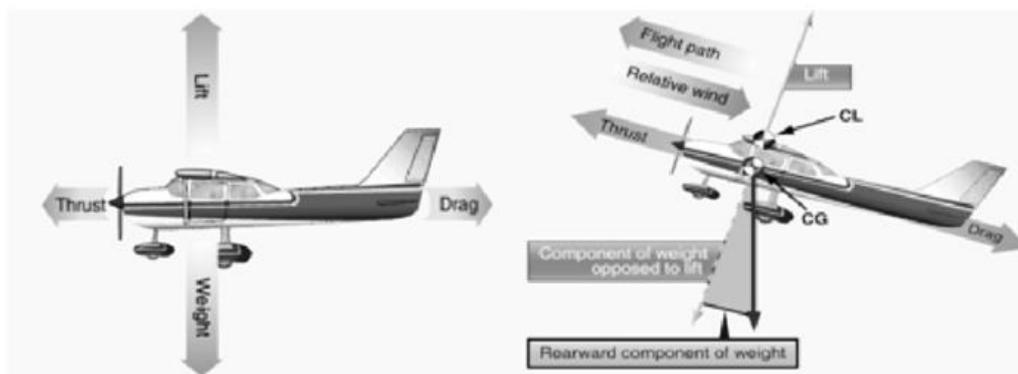


Рисунок 49 – Силы воздействующие на ЛА во время полета

Аэродинамическое сопротивление (также называемое лобовым сопротивлением или силой сопротивления воздуха) определяется выражением:

$$F_d = \frac{1}{2} \rho v^2 C_d A, \quad (4)$$

где F_d — сила сопротивления воздуха (в Ньютонах, N);

ρ — плотность воздуха (в кг/м³);

v — скорость полета (в м/с);

C_d — коэффициент лобового сопротивления (безразмерный);

A — фронтальная площадь (в м²).

Подъемная сила — это сила, направленная перпендикулярно к направлению движения самолета, создаваемая аэродинамическими поверхностями, в основном крыльями. Подъемная сила создается благодаря разнице давления на верхней и нижней поверхностях крыла. Эта разница возникает из-за формы крыла и угла атаки.

$$F_L = \frac{1}{2} \rho v^2 C_L S_w, \quad (5)$$

где C_L — коэффициент подъемной силы;

S_w — площадь крыла.

Сила тяготения — это сила тяжести, действующая на летательный аппарат, направленная вертикально вниз.

$$F_G = m \cdot g, \quad (6)$$

где m — масса ЛА,

g — ускорение свободного падения (приблизительно 9.81 м/с^2).

Для самолета с воздушным винтом тяга создается винтом, который преобразует механическую мощность двигателя в аэродинамическую тягу. Формула тяги может зависеть от параметров винта и мощности двигателя. Общий вид формулы для винта:

$$F_T = \eta_p \cdot \frac{P}{v}, \quad (7)$$

где η_p — пропеллерная эффективность (безразмерный коэффициент, отражающий эффективность винта),

P — мощность двигателя,

v — скорость полета.

Данные выражения характерны для горизонтального полета с постоянной скоростью, при котором силы уравновешивают друг друга. При полете с набором высоты возникает необходимость учета угла атаки и угла наклона траектории полета.

При моделировании динамики полета самолета часто используются уравнения для расчета силы тяги и ускорения (изменения скорости). Эти уравнения являются фундаментальными с точки зрения оценки динамики летательного аппарата. Для подобного случая выражение для силы тяги примет вид:

$$F_T = \frac{1}{\sin(\alpha)} \left(mg \cos(\gamma) - \frac{1}{2} \rho v^2 C_L S_w \right), \quad (8)$$

где α — угол атаки (угол между направлением скорости набегающего потока воздуха и продольной осью летательного аппарата);

γ — угол наклона траектории полета (угол между направлением скорости и горизонтом).

Выражение показывает, что тяга F_T , необходимая для поддержания полета, зависит от суммы двух компонентов:

- Горизонтальная составляющая силы тяжести: $mg \cos(\gamma)$
- Подъемная сила: $\frac{1}{2} \rho v^2 C_L S_w$

Эти два компонента должны быть сбалансированы для поддержания стабильного полета под углом атаки α и углом наклона траектории полета γ .

Для оценки динамики полета используют выражение для ускорения ЛА (изменения скорости):

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{1}{2} \frac{\rho v^2 C_{DA}}{m} - g \sin(\gamma) + \frac{F_T \cos(\alpha)}{m}, \quad (9)$$

Данное выражение описывает, как скорость самолета изменяется под воздействием приложенных сил. Оно учитывает аэродинамическое сопротивление, силу тяготения и тягу воздушного винта. Интегрируя это уравнение по времени, можно получить функцию скорости $v(t)$

Отдельный интерес представляет изменение фронтальной площади ЛА при использовании электропривода. Для этого предлагается рассмотреть два случая: применение ЭД высокой мощности и применение 3 ЭД в модульном исполнении с сопоставимой суммарной мощностью. Возможно проведение быстрой и грубой оценки изменения фронтальной площади используя величину размаха крыла и доступных чертежей ЛА.

Предлагается рассмотреть два варианта: 1) ЛА Сигма 4 с одним винтом (рисунок 20) 2) ЛА *Diamond DA42 Twinstar* с двумя винтами расположенными на крыльях ЛА (рисунок 21)

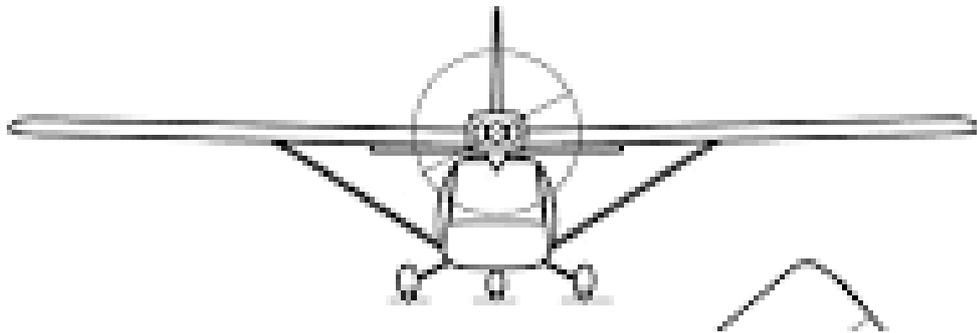
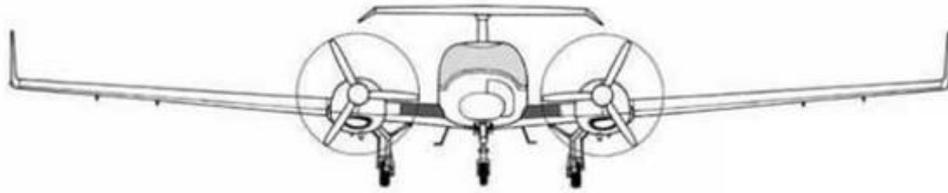


Рисунок 50 - Фронтальный вид ЛА Сигма-4

Рисунок 21 - Фронтальный вид ЛА *Diamond DA42 Twinstar*

Параметры ЛА представлены в таблице 15.

Таблица 15 - Параметры рассматриваемых ЛА

Параметры	Сигма-4	<i>Diamond DA42 Twinstar</i>
Размах крыла, м	9,8	13.55
Фронтальная площадь, м ²	3,2	4,94
Масса ЛА, кг	340	1251
Силовая установка	<i>ROTAX-912ULS</i>	<i>Austro Engine E4 x 2</i>
Мощность силовой установки, кВт	73,5	125 x2
Масса силовой установки, кг	56,6	186 x2
Габариты силовой установки, мм	581x522x576	738 x 855 x 574
Площадь крыла, м ²	11	16,29
Емкость топливного бака, л.	65	289

В качестве ЭД привода воздушного винта, предлагается также рассмотреть 2 варианта. Первый вариант использование ЭД с мощностью сопоставимой силовой установки на основе ДВС. Второй вариант – модульный подход, использование 3 ЭД с суммарной мощностью сопоставимой мощности силовой установки на основе ДВС. Для первого варианта будет рассматриваться ЭД Emrax 268. Для второго случая будет рассматривать предлагаемый вариант ЭД с меньшими габаритами и выходной мощности с использованием модульного подхода.

Характеристики электроприводов приведены в таблице 16.

Таблица 16 – Характеристики ЭД используемых в качестве привода воздушного винта

Параметр	<i>EMRAX 268</i>	Предлагаемый ЭД
Диаметр x Длина, мм	268 x 91	188 x 77
Масса, кг	21,4	7,1
Напряжение звена постоянного тока, В	850/650/250	540

Пиковая мощность, кВт	210	60
Номинальная мощность, кВт	117	30
Номинальный момент, Нм	250	95
КПД	92-98	92-98
Рекомендуемый силовой преобразователь	<i>RMS PM250DX</i>	<i>Unitek Bamocar D3 400</i>
Пиковая мощность преобразователя, кВт	300	70
Масса силового преобразователя, кг	20	6,7
Общая масса, кг	41,4	41

С учетом применяемых ЭД фронтальные площади ЛА, с учетом различных силовых установок будут следующие:

- Сигма 4 (Emrax 268) 3,11 м²
- Сигма 4 (Предлагаемый ЭД) 3,04 м²
- *Diamond DA42 Twinstar* (Emrax 268) 4,55 м²
- *Diamond DA42 Twinstar* (Предлагаемый ЭД) 4,32 м²

Исходя из предложенного подхода изменяется не только фронтальная площадь ЛА, но и масса силовой установки. Таким образом возникает необходимость оценки времени и дальности полета для рассматриваемых случаев.

Наиболее простым подходом решения данной задачи будет составление упрощенной имитационной модели ЛА, описывающей динамику полета с учетом выражений (8), (9). Кроме составления выражений для описания динамики полета, необходимо также заложить типовые параметры для ЛА. Данные параметры приведены в таблице 17.

Таблица 17 – Типовые параметры для моделирования ЛА

Параметры	Значение
Высота, м	1000
Емкость аккумуляторной батареи, Ач	100
Масса аккумуляторной батареи	40
Задание скорости вращения воздушного винта, об/мин	2000
Коэффициент лобового сопротивления	0,05
Коэффициент подъемной силы	0,5
Угол атаки	3
Угол подъема	1
КПД воздушного винта	0,9

Имитационная модель описывающая динамику ЛА составлена в ПО *MATLAB Simulink*. Блок вычисления требуемой тяги согласно выражению (8) представлен на рисунке 22. Блок вычисления скорости полета, согласно выражению (9) представлен ан рисунке 5.

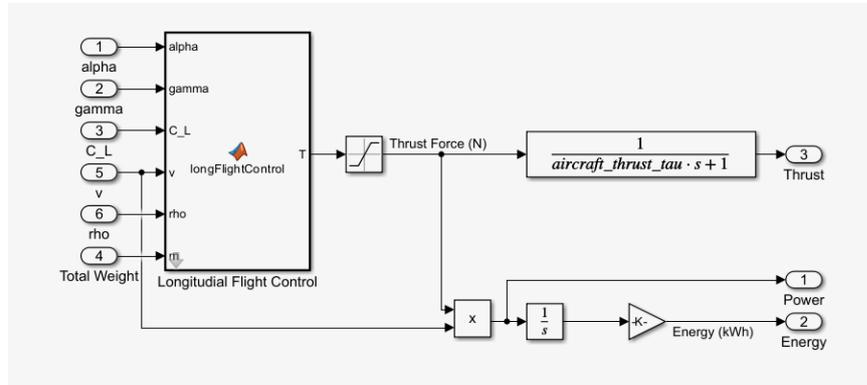


Рисунок 22 – Блок вычисления требуемой тяги

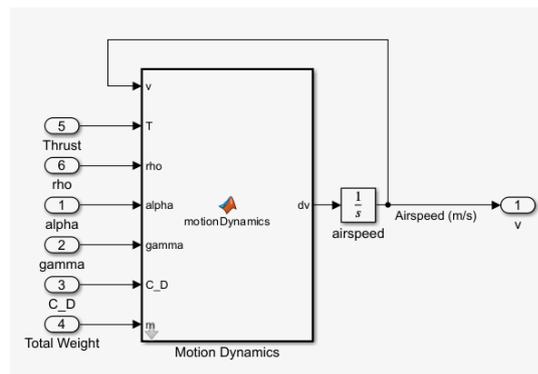


Рисунок 23 – Блок вычисления скорости полета

Для определения момента нагрузки электропривода сначала вычисляется мощность путем произведения силы тяги на скорость полета. Полученный результат умножается на КПД воздушного винта. Далее с учетом необходимой мощности и скорости вращения винта вычисляется момент нагрузки. Общая модель, описывающая динамику полета ЛА представлена на рисунке 24.

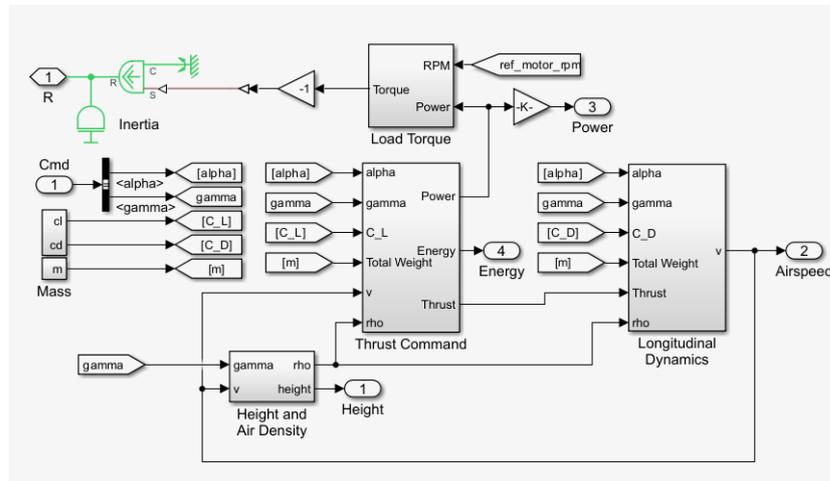


Рисунок 24 – Модель описывающая динамику ЛА

Упрощенная модель электропривода представлена на рисунке 25.

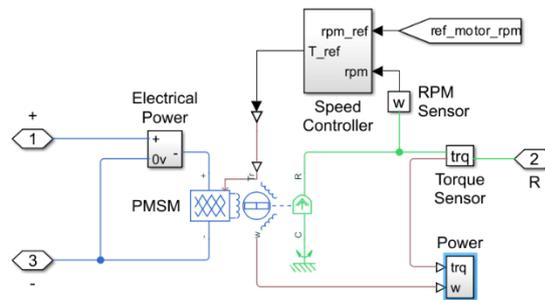


Рисунок 25 – Упрощенная модель электропривода воздушного винта

Питание ЭД осуществляется от аккумуляторной батареи и DC/DC преобразователя (рисунок 26).

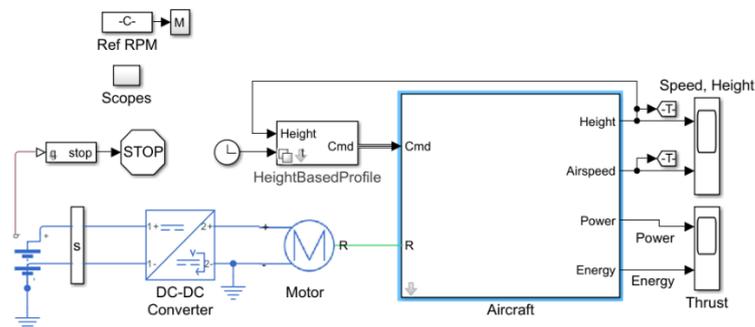


Рисунок 26 – Общий вид имитационной модели ЛА

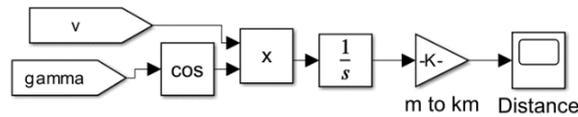


Рисунок 27 - Блок определения дальности полета

В таблице 18 представлены результаты моделирования для двух типов ЛА, с различными подходами в плане реализации электропривода. Основным интересом данного моделирования является изменение дальности и длительности полета в зависимости от фронтальной площади ЛА, которая влияет на величину лобового сопротивления.

Таблица 18 – Результаты имитационного моделирования длительности и дальности полета ЛА

Параметр	Сигма 4 (Emrax 268)	Сигма 4 (Предлагаемый ЭД)	<i>Diamond DA42 Twinstar</i> (Emrax 268)	<i>Diamond DA42 Twinstar</i> (Предлагаемый ЭД)
Фронтальная площадь, м ²	3,111590	3,045739	4,554876	4,327932
Дальность полета, км	250	259	94	100
Длительность полета, мин	116	120,8	33	35

Для ЛА Сигма 4 подход с модульным электроприводом со сниженным значением внешнего диаметра позволяет снизить фронтальную площадь ЛА на 2,1%, по сравнению с электроприводом с одним ЭД. При этом дальность полета увеличивается на 3,6%, а продолжительность на 4,1%.

Для ЛА *Diamond DA42 Twinstar* подход с модульным электроприводом со сниженным значением внешнего диаметра позволяет снизить фронтальную площадь ЛА на 5%, по сравнению с электроприводом с одним ЭД. При этом дальность полета увеличивается на 6,4%, а продолжительность на 6,06%.

Таким образом снижение внешнего диаметра электропривода ведет к снижению фронтальной площади ЛА и тем самым увеличивает дальность и продолжительность полета ЛА, тем самым обеспечивая лучшую топливную эффективность. Кроме того, за счет модульного подхода и использования большего

количества ЭД появляется резервирование и обеспечение отказоустойчивости системы электропривода.

Однако стоит отметить, что снижение фронтальной площади сильно зависит от конструктивной конфигурации ЛА и от того каким образом силовая установка расположена на ЛА.

2.2 Конструкция модульного безредукторного электропривода на основе СДПМ

Предложена оригинальная конструкция модульного безредукторного электропривода. Предложенная конструкция электропривода без использования редуктора включает в себя несколько однотипных ЭД переменного тока, называемых модулями, которые объединены общим валом. Для иллюстрации данной конструкции рассматриваются модульные машины, в которых каждый модуль представляет собой СДПМ. В отличие от каскадных машин, эффективность которых была низкой как в теоретических, так и в экспериментальных исследованиях [98, 99], модули в данной конструкции соединены параллельно. У каждой машины обмотки подключены к своему собственному силовому преобразователю, что обеспечивает временной сдвиг фаз. Для достижения снижения частоты вращения необходимо, чтобы все модули в составе электротехнического комплекса работали как одна многополюсная машина. Принцип работы модульной машины заключается в постоянстве суммы вращающих моментов модулей, при том, что моменты отдельных модулей изменяются по модифицированному гармоническому закону, выраженному функцией косинуса в квадрате.

Для достижения цели генерации момента, меняющегося в соответствии с модифицированным гармоническим законом, можно применить СДПМ. Для крутящего момента на валу СДПМ характерно следующее выражение:

$$M_e = \frac{3}{2} z_p (\Psi_{PM} i_q + (L_d - L_q) i_d i_q), \quad (10)$$

где Ψ_{PM} – потокосцепление ПМ;

i_d – ток статора по продольной оси;

i_q – ток статора по поперечной оси;

L_d , L_q – продольная и поперечная составляющие индуктивности фазной обмотки статора, вызванные основным магнитным потоком.

При применении ротора с неявными полюсами индуктивности в продольной и поперечной составляющей становятся близкими по значению. Учитывая допущение о равенности индуктивностей продольной и поперечной составляющей уравнение (10) приобретает следующий вид:

$$M_e = \frac{3}{2} z_p \Psi_{PM} i_q. \quad (11)$$

Для достижения поставленной цели модулирования момента определенной формы, требуется воздействие на токи, в частности, на ток поперечной составляющей и фазные токи.

Фазные токи в обмотках ЭД могут быть представлены как обобщенный вектор тока, который вращается вокруг начала координат. Для управления данным процессом предусматривается переход на комплексную плоскость, а затем изменение системы координат на вращающуюся (преобразования Парка-Кларк). Следовательно, матрица преобразования, используемая для конвертации трехфазных переменных в стационарной системе в координаты dq , имеет следующий вид:

$$K_{abc \rightarrow dq} = \frac{2}{3} \begin{pmatrix} \cos\theta & \cos(\theta - 2\pi/3) & \cos(\theta + 2\pi/3) \\ -\sin\theta & -\sin(\theta - 2\pi/3) & -\sin(\theta + 2\pi/3) \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} \end{pmatrix}. \quad (12)$$

При симметричных токах в обмотках ЭД возникает круговое магнитное поле. Амплитуда обобщенного вектора тока остается постоянной, что означает, что ток i_q и вращающий момент также остаются постоянными, как показано на рисунке 28.

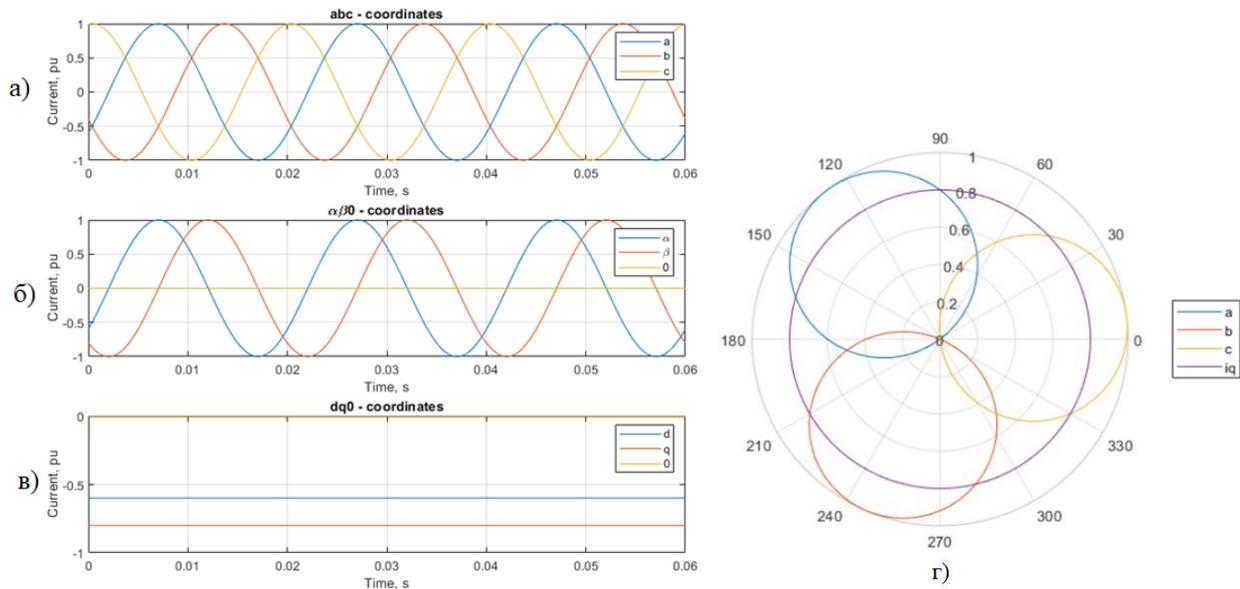


Рисунок 28 – Зависимости токов в разных координатных плоскостях

а) в трехфазной системе координат б) в двухфазной системе координат в) во вращающейся системе координат г) вид в полярной плоскости

Модифицированный гармонический закон изменения вращающего момента i -го модуля:

$$m = M \cos^2(z_p N \omega t + (i - 1)\varphi), \quad (13)$$

где M – амплитуда момента;

ω – частота вращения;

N – количество модулей;

φ – сдвиг фаз между модулями.

Сдвиг фаз между модулями равен:

$$\varphi = \frac{2\pi}{N}. \quad (14)$$

Структурная схема предлагаемого привода воздушного винта самолета на основе модульной конструкции двигателя представлена на рисунке 29.

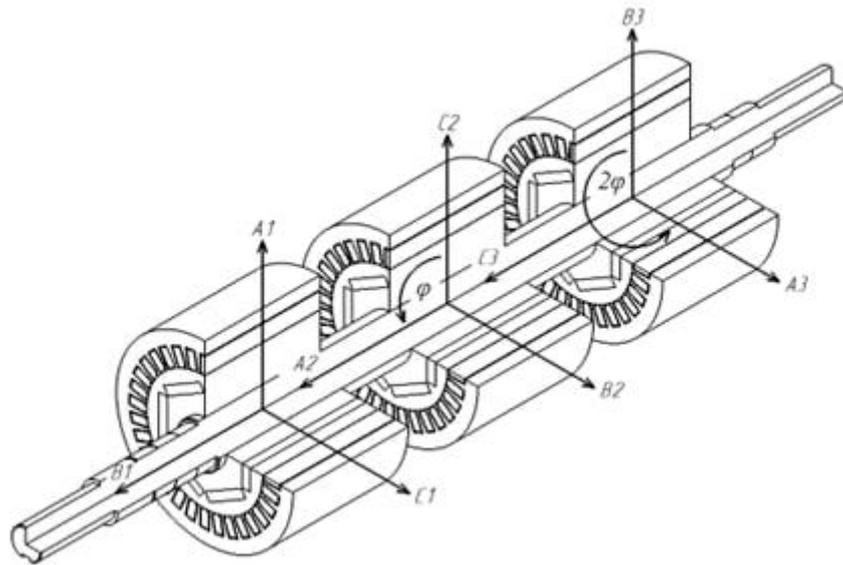
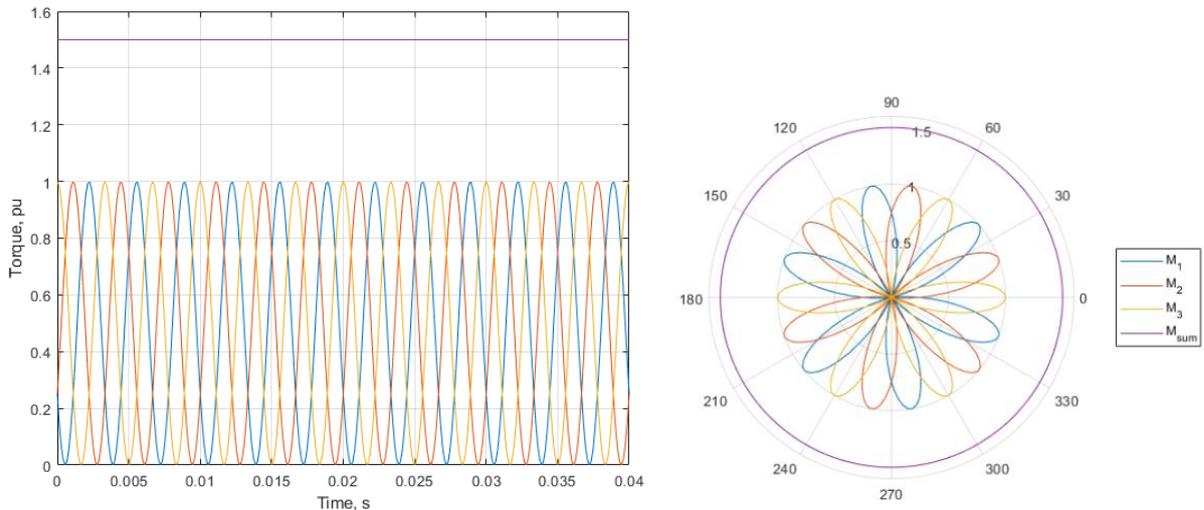


Рисунок 29 – Структурная схема привода

Для модульного привода с числом модулей равным 3, получаем следующие графики моментов, представленные на рисунке 30.



а)

б)

Рисунок 30 – Зависимости моментов

а) во временной области б) в полярных координатах

Следовательно, при изменении моментов отдельных модулей по модифицированному гармоническому закону, общий момент остается постоянным.

Основной целью обеспечения работоспособности модульной конструкции является модулирование токов в обмотках модулей таким образом, чтобы достичь

изменения момента модуля по модифицированному гармоническому закону. Для достижения этой динамики момента существуют два метода:

1. Внесение несимметричности в подачу электропитания обмоткам модулей.
2. Повышение частоты питающего тока и выполнение синхронного управления с помощью системы управления и частотных преобразователей.

Для получения графиков токов в трехфазной системе координат необходимо выполнить обратное преобразование из $dq0$ координат в координаты abc . В первом случае это приводит к созданию эллиптического поля в зазоре машины, при этом обмотки подвергаются неравномерной нагрузке, что может вызвать неравномерный нагрев, как показано на рисунке 31. Во втором случае различные модули создают токи с разными формами из-за фазовых сдвигов между ними. Зависимости фазных токов для модулей во втором случае представлены на рисунках 32–34.

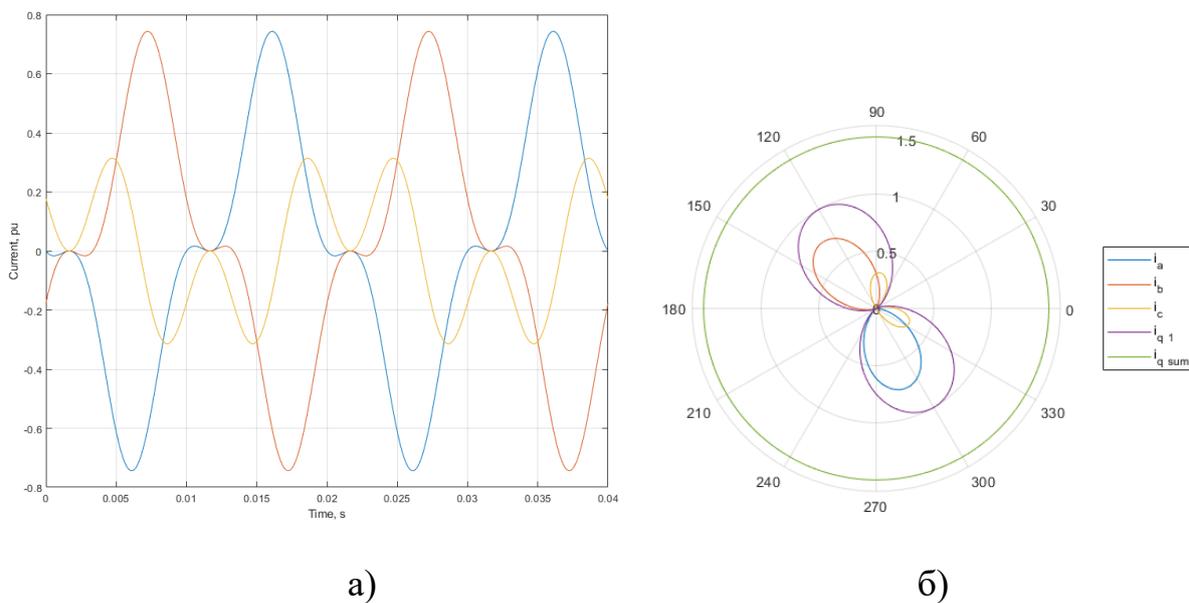
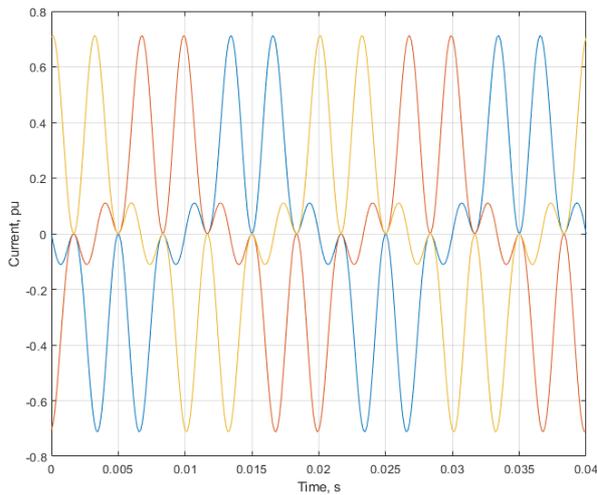
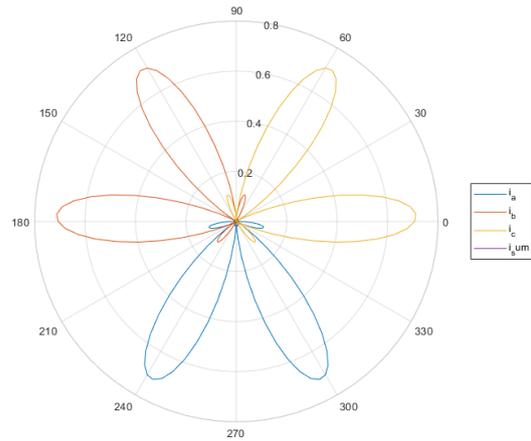


Рисунок 31 – Зависимости фазных токов от времени, ток i_q модуля и ток i_q машины в целом в случае несимметричного питания обмоток

а) во временной области б) в полярных координатах



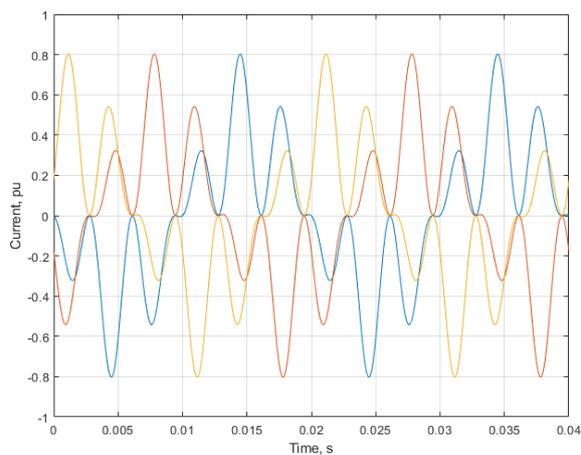
а)



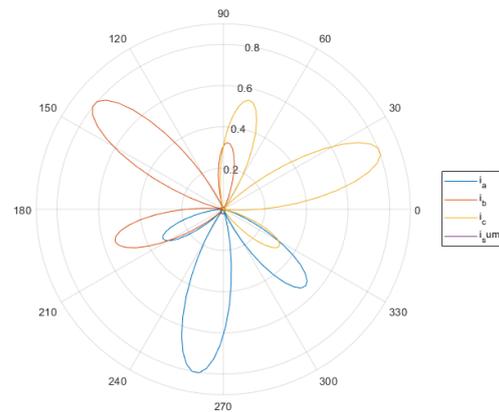
б)

Рисунок 32 – Фазные токи, ток i_q модуля и ток i_q машины в целом в случае увеличенной частоты питающего тока

а) во временной области б) в полярных координатах



а)



б)

Рисунок 33 – Фазные токи, ток i_q модуля и ток i_q машины в целом в случае увеличенной частоты питающего тока

а) во временной области б) в полярных координатах

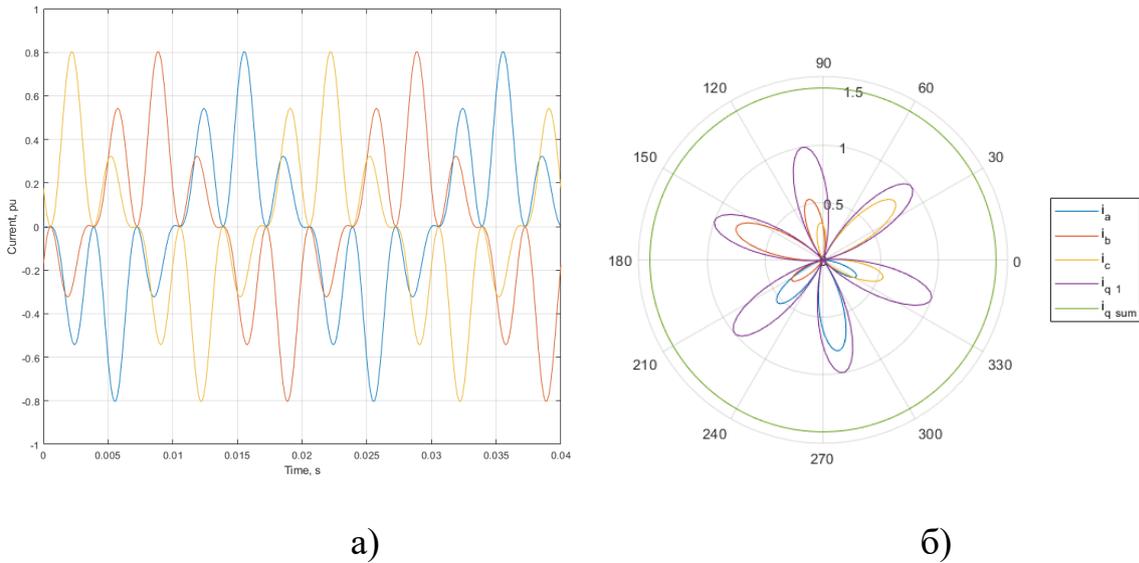


Рисунок 34 – Фазные токи, ток i_q модуля и ток i_q машины в целом в случае увеличенной частоты питающего тока

а) во временной области б) в полярных координатах

Таким образом при питании фазных обмоток с током с увеличенной частотой питающей сети уравнения фазных токов будут иметь вид:

$$\begin{bmatrix} i_a \\ i_b \\ i_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\omega t) & -\sin(\omega t) & 1 \\ \cos(\omega t - 2\pi/3) & -\sin(\omega t - 2\pi/3) & 1 \\ \cos(\omega t + 2\pi/3) & -\sin(\omega t + 2\pi/3) & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} i_d \\ i_q \\ i_0 \end{bmatrix}. \quad (15)$$

Ток i_q для первого случая:

$$i_q = I_m \cos^2(\omega t + \varphi). \quad (16)$$

Ток i_q для второго случая:

$$i_q = I_m \cos^2(N \cdot \omega t + \varphi). \quad (17)$$

Система уравнений для трехмодульной машины:

$$\begin{cases} i_{q1} = I_m \cos^2(N \cdot \omega t) \\ i_{q2} = I_m \cos^2(N \cdot \omega t + \varphi) \\ i_{q3} = I_m \cos^2(N \cdot \omega t + 2\varphi) \end{cases} \quad (18)$$

Следует отметить особенность модульной машины. При сравнении модульной машины с тремя модулями и обычной, увеличение момента всего лишь в 1,5 раза. Это происходит из-за того, что действующее значение фазных токов

модульной машины меньше, чем действующее значение фазных токов обычной машины. Следовательно, обмотки модульной машины при данной амплитуде фазных токов оказываются недогруженными, и для достижения максимального момента необходимо увеличить амплитуду фазных токов модулей.

Для обеспечения увеличения момента модульной машины кратно моменту модуля необходимо произвести (форсировку) увеличение амплитуды фазного тока модульной машины, что бы действующее значение тока модульной машины было равно действующему значению тока стандартной машины. Иначе модуль СДПМ становится недогруженным. Увеличение амплитуды тока, для равенности действующих значений тока приведено на рисунке 35.

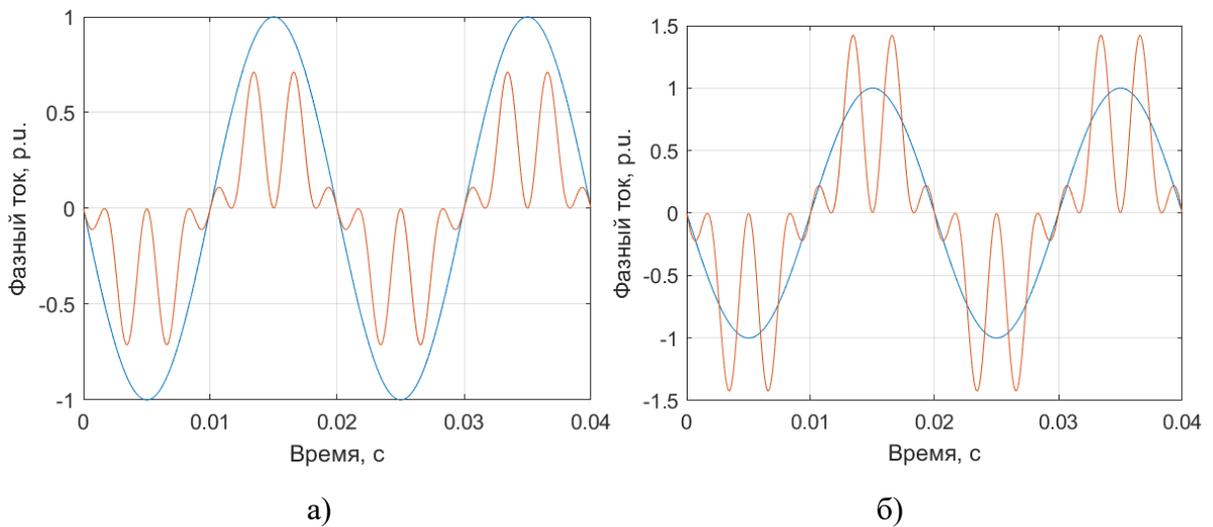


Рисунок 35 – Зависимости фазных токов обмоток стандартного СДПМ и модульного СДПМ от времени

а) до увеличения амплитуды фазного тока; б) после увеличения амплитуды

В относительных единицах амплитуда тока выше в 1,42 раза.

Для второго и третьего модуля формы фазных токов приведены на рисунке 36.

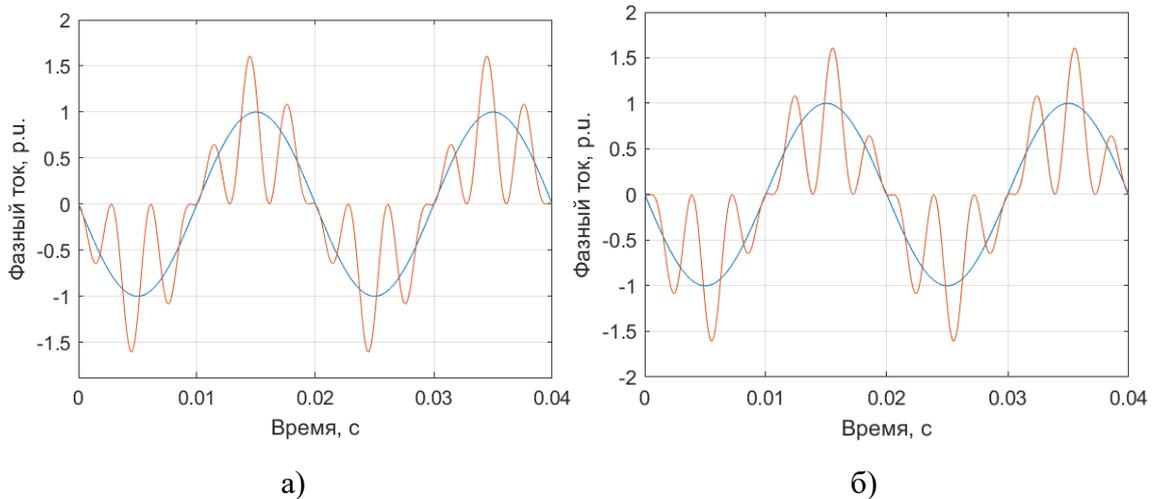


Рисунок 36 – Зависимость фазных токов обмоток 2 и 3 модуля модульного СДПМ от времени

а) до увеличения амплитуды фазного тока; б) после увеличения амплитуды

Для второго и третьего модуля амплитуда фазного тока больше в 1,6 раз.

Таким образом в данном разделе предложена модульная конструкция электропривода и предложен способ управления, основанный на изменении моментов каждого модуля по модифицированному гармоническому закону, выраженного функцией косинуса в квадрате при постоянстве суммарного момента. В ходе анализа получены уравнения для токов в $dq0$ координатах для реализации предложенного способа. Полученные формы фазных токов отличаются от синусоидальной формы и как следствие имеют высшие гармоники, которые также необходимо учитывать при расчетах и моделировании ЭД.

2.3 Модификация координатных преобразований для модулирования момента, изменяющегося по гармоническому закону

В системе координат $dq0$ переменные (токи и напряжения) становятся стационарными, что упрощает управление в части реализации цифровой системы управления. Например, управление токами в обмотках становится независимым от вращающейся системы и сводится к стабилизации тока по осям d и q . Это упрощает проектирование регуляторов и алгоритмов управления.

Для проведения подобных преобразований предпочтительно пользоваться матрицами преобразования Кларк – Парка.

Матрица преобразования Кларк (K_C) для фазных преобразований токов:

$$K_C = \frac{\sqrt{3}}{2} \cdot \begin{bmatrix} \frac{2}{3} & -\frac{1}{3} & -\frac{1}{3} \\ 0 & \frac{\sqrt{3}}{3} & -\frac{\sqrt{3}}{3} \\ \frac{1}{3} & \frac{1}{3} & \frac{1}{3} \end{bmatrix}. \quad (19)$$

Обратная матрица преобразования Кларк (K_C) для фазных преобразований токов:

$$K_C^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 \\ -\frac{1}{2} & \frac{\sqrt{3}}{2} & 1 \\ -\frac{1}{2} & -\frac{\sqrt{3}}{2} & 1 \end{bmatrix}. \quad (20)$$

Матрица преобразования Парка (K_P) для координатных преобразований токов:

$$K_P = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & \sin(\theta) & 0 \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (21)$$

Обратная матрица преобразования Парка (K_P) для координатных преобразований токов:

$$K_P^{-1} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & -\sin(\theta) & 0 \\ \sin(\theta) & \cos(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (22)$$

Однако в случае управление модульной машиной момент должен изменяться в соответствие с выражением (13), следовательно токи поперечной составляющей i_q модулей будут изменяться согласно выражению (18). Таким образом переменные токов перестают быть стационарными. Стационарные переменные упрощают алгоритмы управления, так как они позволяют рассматривать динамические процессы как статические. Это позволяет уменьшить вычислительную нагрузку на цифровую систему управления, и сокращает время на обработку, что критически важно для динамических систем.

Таким образом возникает необходимость отображения квадратурных токов i_q (18), изменяющихся по модифицированному гармоническому закону, в виде стационарных переменных. Для выполнения данной задачи необходимо учесть модифицированный гармонический закон изменения тока в матрицах координатных преобразований.

Для упрощения рассмотрим координатные преобразования для первого модуля в модульном приводе, который не имеет сдвига фаз:

$$\begin{cases} I_d = I_d' \\ I_q = I_q' \cdot \cos^2(\omega t + \varphi). \\ I_0 = I_0' \end{cases} \quad (23)$$

В данном случае приведены переменные I_d', I_q', I_0' которые являются стационарными переменными. Переход от стационарных переменных к нестационарным, для учета изменения тока по модифицированному гармоническому закону:

$$i'_{dq0} = \begin{bmatrix} I_d' \\ I_q' \\ I_0' \end{bmatrix} \rightarrow i'_{dq0} = \begin{bmatrix} I_d \\ I_q \\ I_0 \end{bmatrix} \rightarrow i_{dq0} = \begin{bmatrix} I_d' \\ I_q' \cdot \cos^2(N \cdot \omega t) \\ I_0' \end{bmatrix}. \quad (24)$$

Переход к комплексной системе координат:

$$\begin{aligned} i_{\alpha\beta 0} &= K_P^{-1} \cdot i_{dq0} = \begin{bmatrix} \cos(\omega t) & -\sin(\omega t) & 0 \\ \sin(\omega t) & \cos(\omega t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} I_d' \\ I_q' \cdot \cos^2(N \cdot \omega t) \\ I_0' \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} I_d' \cdot \cos(\omega t) - I_q' \cdot \sin(\omega t) \cdot \cos^2(N \cdot \omega t) \\ I_d' \cdot \sin(\omega t) + I_q' \cdot \cos(\omega t) \cdot \cos^2(N \cdot \omega t) \\ I_0' \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (25)$$

Переход к трехфазной системе координат:

$$\begin{aligned} i_{ABC} &= K_C^{-1} \cdot i_{\alpha\beta 0} = \\ &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 \\ -\frac{1}{2} & \frac{\sqrt{3}}{2} & 1 \\ -\frac{1}{2} & -\frac{\sqrt{3}}{2} & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} I_d' \cdot \cos(\omega t) - I_q' \cdot \sin(\omega t) \cdot \cos^2(N \cdot \omega t) \\ I_d' \cdot \sin(\omega t) + I_q' \cdot \cos(\omega t) \cdot \cos^2(N \cdot \omega t) \\ I_0' \end{bmatrix} = \end{aligned} \quad (26)$$

$$= \begin{bmatrix} I_d' \cdot \cos(\omega t) - I_q' \cdot \sin(\omega t) \cdot \cos^2(N \cdot \omega t) + I_0' \\ \frac{-I_d' \cdot \cos(\omega t)}{2} + \frac{I_q' \cdot \sin(\omega t) \cdot \cos^2(N \cdot \omega t)}{2} + \frac{\sqrt{3} \cdot (I_d' \cdot \sin(\omega t) + I_q' \cdot \cos(\omega t) \cdot \cos^2(N \cdot \omega t))}{2} + I_0' \\ \frac{-I_d' \cdot \cos(\omega t)}{2} + \frac{I_q' \cdot \sin(\omega t) \cdot \cos^2(N \cdot \omega t)}{2} - \frac{\sqrt{3} \cdot (I_d' \cdot \sin(\omega t) + I_q' \cdot \cos(\omega t) \cdot \cos^2(N \cdot \omega t))}{2} + I_0' \end{bmatrix}$$

Для достижения цели максимизации крутящего момента на валу двигателя и минимизации потерь мощности при векторном управлении обнуляют продольную составляющую тока I_d и ток нулевой последовательности I_0 . При таком допущении выражения для фазных токов будут иметь вид:

$$i_{ABC} = \begin{bmatrix} -I_q' \cdot \sin(\omega t) \cdot \cos^2(N \cdot \omega t) \\ \frac{I_q' \cdot \sin(\omega t) \cdot \cos^2(N \cdot \omega t)}{2} + \frac{\sqrt{3} \cdot I_q' \cdot \cos(\omega t) \cdot \cos^2(N \cdot \omega t)}{2} \\ \frac{I_q' \cdot \sin(\omega t) \cdot \cos^2(N \cdot \omega t)}{2} - \frac{\sqrt{3} \cdot I_q' \cdot \cos(\omega t) \cdot \cos^2(N \cdot \omega t)}{2} \end{bmatrix}. \quad (27)$$

В приведенных выше выражениях представлено обратное координатное преобразование из вращающейся системы координат $dq0$ в трехфазную систему координат ABC .

Прямое преобразование координат из трехфазной системы ABC во вращающуюся систему координат $dq0$ с учетом изменения поперечной составляющей тока I_q по модифицированному гармоническому закону, будет иметь следующий вид:

$$i'_{dq0} = \begin{bmatrix} \left(\frac{2 \cdot I_A}{3} - \frac{I_B}{3} - \frac{I_C}{3} \right) \cdot \cos(\omega t) + \left(\frac{\sqrt{3} \cdot I_B}{3} - \frac{\sqrt{3} \cdot I_C}{3} \right) \cdot \sin(\omega t) \\ - \frac{\left(\frac{2 \cdot I_A}{3} - \frac{I_B}{3} - \frac{I_C}{3} \right) \cdot \sin(\omega t)}{\cos^2(N \cdot \omega t)} + \frac{\left(\frac{\sqrt{3} \cdot I_B}{3} - \frac{\sqrt{3} \cdot I_C}{3} \right) \cdot \cos(\omega t)}{\cos^2(N \cdot \omega t)} \\ \frac{I_A}{3} + \frac{I_B}{3} + \frac{I_C}{3} \end{bmatrix}. \quad (28)$$

В данных выражениях не был учтен инвариант мощности, при котором мощность в системе остается неизменной при переходе из одной системы координат в другую. Для учета инварианта мощности необходимо ввести поправочный коэффициент $\sqrt{\frac{2}{3}}$.

В данном разделе были сформулированы и представлены аналитические выражения для вычисления величин фазных токов в обмотках, выраженных в фазовых координатах abc . Эти формулы предоставляют возможность эффективного анализа характеристик фазных токов при их управлении на основе модифицированного гармонического закона, изменяющего момент.

2.4 Определение гармонических составляющих фазных токов в модульной СДПМ

В рамках исследования модульной электрической машины было выявлено, что фазные токи характеризуются наличием гармонических составляющих. Для аналитической оценки этих гармонических компонентов применялось преобразование Фурье с использованием программного обеспечения *MATLAB*. В процессе анализа были определены амплитуды и фазы гармонических составляющих. Анализ формы фазных токов осуществлялся на основе выражения (16), с учетом основной гармоники частотой 50 Гц. Ток поперечной составляющей I_q был представлен в относительных единицах, при этом количество модулей составило 3. Разработанное ПО, предназначенное для вычисления спектра частот гармонических составляющих, демонстрируется на рисунке 37.

```

Iq = 1
i = 3
IA = -(cos(N_mod*w*t - i*2*pi/N_mod).^2).*sin(w*t)*sqrt(2/3)
IB = ((cos(N_mod*w*t - i*2*pi/N_mod).^2).*sin(w*t)+ ...
      (cos(N_mod*w*t - i*2*pi/N_mod).^2).*cos(w*t)*sqrt(3)/2)*sqrt(2/3)
IC = ((cos(N_mod*w*t - i*2*pi/N_mod).^2).*sin(w*t)- ...
      (cos(N_mod*w*t - i*2*pi/N_mod).^2).*cos(w*t)*sqrt(3)/2)*sqrt(2/3)

Y = fft(IA);
Fs = 1/h;
N = length(IA);
frequencies = Fs*(0:(N-1))/N;
amplitudes = abs(Y) / N;
phases = angle(Y);
indices = [];
plot(t, IA)
legend('i_A')
grid on
xlabel('Время, с')
ylabel('Фазный ток, p.u.')

P2 = abs(Y/N);
P1 = P2(1:N/2+1);
P1(2:end-1) = 2*P1(2:end-1);
f = Fs*(0:(N/2))/N;
plot(f,P1)
grid on
xlim([0, 1000]);
ylim([0, 0.7]);
title('Амплитудный спектр')
xlabel('Частота, Гц')
ylabel('Амплитуда')
[peaks, locations] = findpeaks(P1, 'MinPeakHeight', 0.1);
harmonic_freqs = f(locations);
numHarmonics = length(harmonic_freqs) - 1;
disp(['Number of Harmonics: ', num2str(numHarmonics)])

```

Рисунок 37 –Листинг программы в ПО *MATLAB* для нахождения спектра гармоник

Создаются три сигнала *Ia*, *Ib*, и *Ic* на основе заданных формул. Для сигнала *Ia* выполняется быстрое преобразование Фурье (*FFT*). После этого определяются частоты, амплитуды и фазы для каждого компонента сигнала *Ia* в частотной области. Следующим шагом строится зависимость сигнала *Ia* от времени, (рисунок 38), и односторонний амплитудный спектр, (рисунок 39). После построения амплитудного спектра ПО находит порядок гармоник в спектре. В данном случае используется функция *findpeaks* для поиска локальных максимумов (пиков) в амплитудном спектре, что соответствует гармоникам сигнала. Параметр '*MinPeakHeight*', 0.1 в функции *findpeaks* используется для того, чтобы найти только те пики, которые имеют амплитуду больше 0.1, исключая тем самым ложные пики, которые могут быть вызваны шумом. После нахождения пиков ПО определяет

частоты этих гармоник и их количество. Количество гармоник выводится в консоль *MATLAB*.

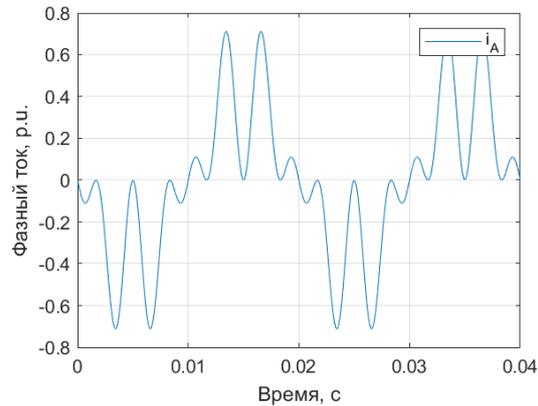


Рисунок 38 – Зависимость фазного тока I_a первого модуля от времени

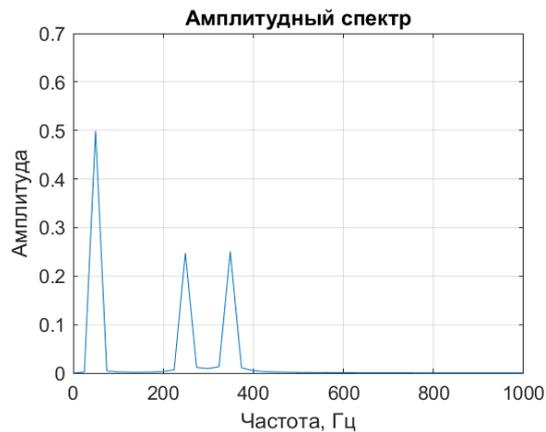


Рисунок 39 – Зависимость амплитуды сигнала от частоты гармоники

В результате данного преобразования было определено, что в спектре фазного тока I_a , кроме первой гармоники, также в равной степени присутствуют пятая и седьмая гармоники.

Таким образом выражение для фазного тока первого модуля можно выразить в форме ряда Фурье:

$$i_{A1} = -0,5 \cdot I_m \sin(\omega t) + 0,25 \cdot I_m \sin(5 \cdot \omega t) - 0,25 \cdot I_m \sin(7 \cdot \omega t). \quad (29)$$

Тот же подход был проделан для фазных токов других модулей, имеющих сдвиг фазы относительно первого модуля.

Остальные модули имеют тот же самый набор гармоник, отличие заключается в фазах 5 и 7 гармоник. Для фазных токов I_a других модулей также можно записать выражения в виде ряда Фурье:

$$i_{A2} = -0,5 \cdot I_m \sin(\omega t) + 0,25 \cdot I_m \sin(5 \cdot \omega t + \varphi) - 0,25 \cdot I_m \sin(7 \cdot \omega t + \varphi). \quad (30)$$

$$i_{A3} = -0,5 \cdot I_m \sin(\omega t) + 0,25 \cdot I_m \sin(5 \cdot \omega t + 2 \cdot \varphi) - 0,25 \cdot I_m \sin(7 \cdot \omega t + 2 \cdot \varphi). \quad (31)$$

В результате анализа, проведенного в данной секции, были сформулированы выражения для фазных токов, включающие в себя анализ их гармонических компонентов. Исследование гармонических составляющих фазного тока в обмотках модуля электропривода позволило идентифицировать наличие пятой и седьмой гармоник, что свидетельствует о сложности спектрального состава тока в таких системах.

2.5 Проектирование макетного образца модуля СДПМ

Для оценки применимости подхода с изменением момента по модифицированному гармоническому закону, выраженном функцией косинуса в квадрате, в ходе работы был спроектирован СДПМ, являющийся одним из модулем безредукторного электропривода. Данный СДПМ имеет внешний ротор так как конструкция с внешним ротором часто используются в ситуациях, где требуется высокий крутящий момент при низких скоростях вращения, что соответствует требованиям привода для воздушного винта ЛА. Внешний ротор обеспечивает больший радиус для магнитного поля, что позволяет достигать большего крутящего момента по сравнению с двигателями с внутренним ротором при аналогичных размерах. Исходные данные для проектирования модуля СДПМ представлены в таблице 19.

Таблица 19 – Исходные данные для проектирования модуля СДПМ

Параметр	Значение
Габариты модуля (диаметр x длина), мм	125,8 x 37
Габариты статора (диаметр x длина), мм	105 x 18,2

Размеры магнитов (длина x ширина x высота), мм	20 x 11 x 2,5
Число пар полюсов	15
Число фаз	3
Конфигурация обмоток	«Звезда»
Число пазов	27
Число витков	19
Материал стали	2421
Материал магнитов	<i>NdFe35</i>
Напряжение питания шины постоянного тока	36 В
Максимальный потребляемый ток	10 А
Максимальная мощность	360 Вт

Модуль СДПМ проектировался с учетом возможности реализации макетного образца, в небольших габаритах и мощностях на основе типовых серийно выпускаемых двигателей. Также модуль спроектирован с невысоким числом оборотов на выходном валу для обеспечения работы с более высоким крутящим моментом. Геометрия модуля СДПМ представлена на рисунке 40.

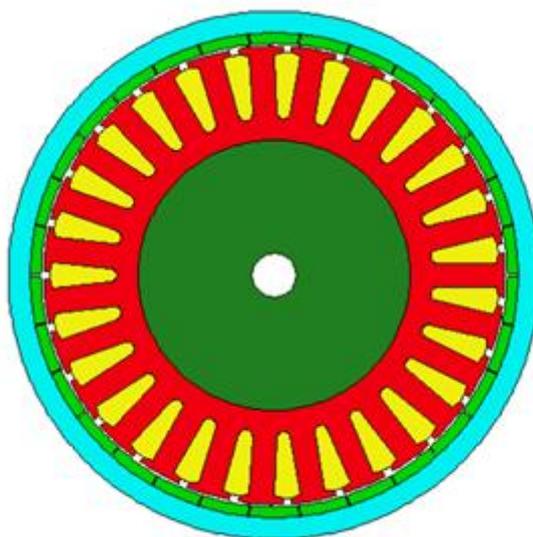


Рисунок 40 –Геометрия модуля СДПМ

Motor-CAD обладает расширенными возможностями для задания фазных токов в ЭД, что позволяет точно моделировать и анализировать работу двигателя в различных условиях эксплуатации. Одной из ключевых функций является

возможность задавать фазные токи как в зависимости от угла поворота ротора, так и по их гармоническому составу. Данный подход был применен при расчете модуля СДПМ в ПО *Motor-CAD*. Гармонический состав фазных токов, полученный в разделе 2.3 данной работы был использован при проведении расчета, рисунок 41.

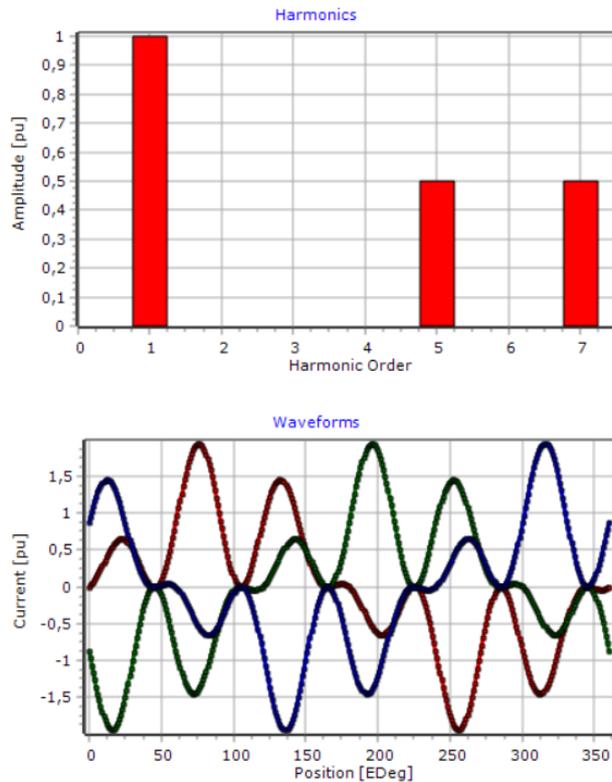


Рисунок 41 –Гармонический состав и форма фазных токов, задаваемая в ПО *Motor-CAD*

Получена картина распределения магнитной индукции, рисунок 42.

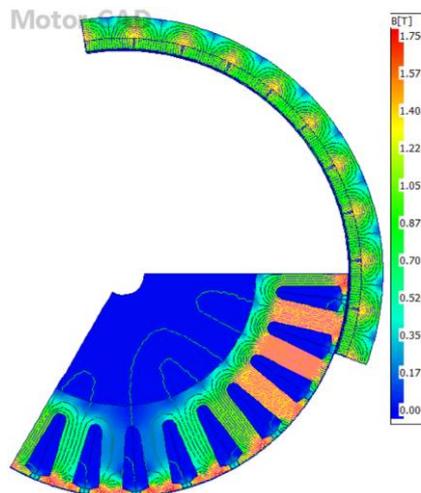


Рисунок 42 –Картина распределение магнитной индукции в поперечном сечении СДПМ

В ходе проектирования модуля СДПМ основное внимание уделялось аналитическому сравнению характеристик при применении двух различных способов управления. Первый способ основывался на традиционной модели управления с фиксированным значением электромагнитного момента, обеспечивающим стабильность работы при заданных условиях. Второй подход предполагал использование предложенного подхода, заключающейся в динамическом изменении электромагнитного момента в соответствии с модифицированным гармоническим законом.

Для оценки этих способов управления было выполнено исследование, результаты которого представлены на рисунках 43–46 и обобщены в таблице 20. Анализ позволил идентифицировать основные отличия между двумя подходами к управлению, выявив особенности предложенного способа.

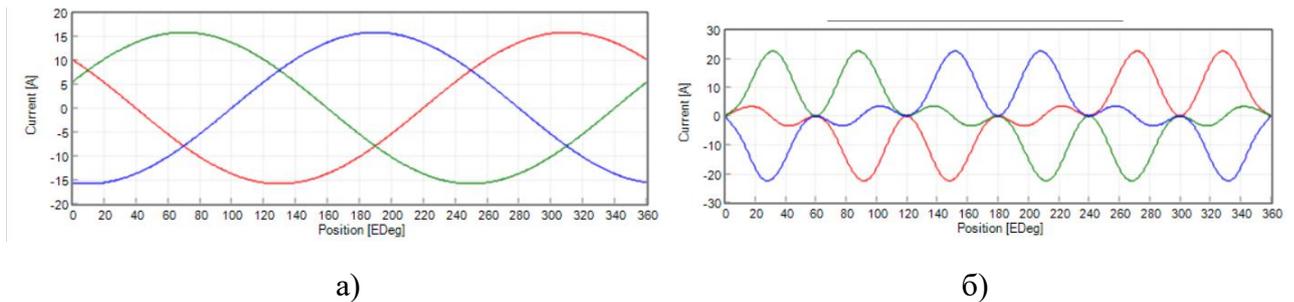


Рисунок 43 – Зависимости фазных токов обмоток СДПМ от электрического угла

а) стандартный способ управления; б) предложенный способ управления

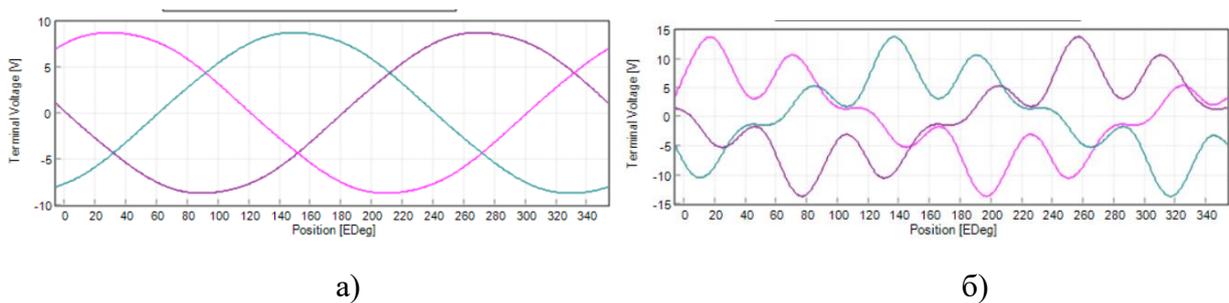
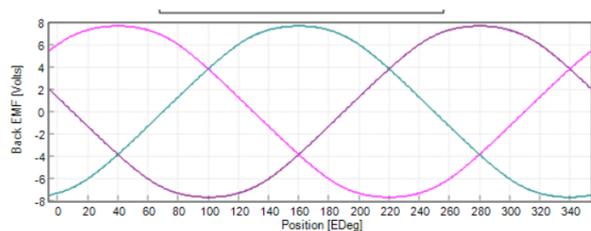
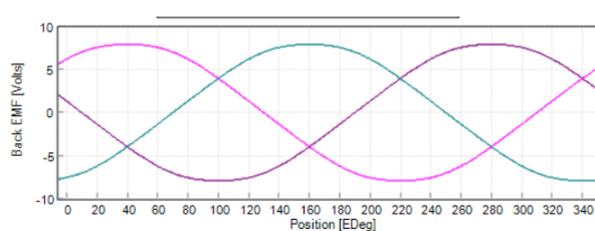


Рисунок 44 – Зависимости фазных напряжений СДПМ от электрического угла

а) стандартный способ управления; б) предложенный способ управления



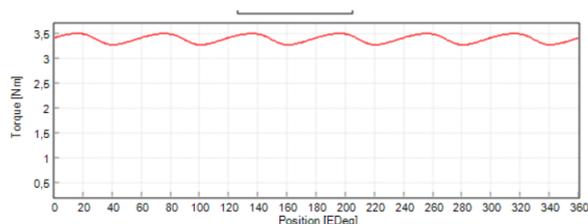
а)



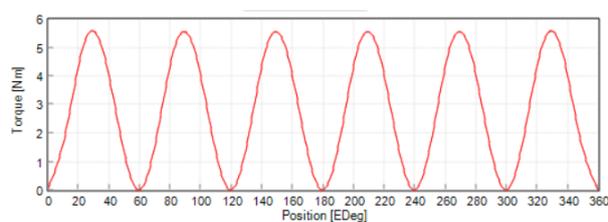
б)

Рисунок 45 – Зависимости противоЭДС фаз СДПМ от электрического угла

а) стандартный способ управления; б) предложенный способ управления



а)



б)

Рисунок 46 – Зависимости электромагнитных моментов СДПМ от электрического угла

а) стандартный способ управления; б) предложенный способ управления

Таблица 20 – Параметры СДПМ

Параметр	Значение	
Тип управления	Управление с постоянным моментом	Управление с моментом изменяющимся по модифицированному гармоническому закону (\cos^2)
Частота перемагничивания, Гц	75	75
Действующее значение фазного тока, А	11,2	11,2
Пиковое значение фазного тока, А	15,83	22,12
Количество витков в фазе	162	162
Количество параллельных проводников	5	5
Диаметр проводника, мм	0,5	0,5
Обмоточный коэффициент	0,6	0,6
Плотность тока, А/мм ²	4,078	4,078
Активное сопротивление обмотки при 20 С, Ом	0,0298	0,0298
Индуктивность общая по dq -осям, мкГн	99,35	94,17
Магнитная индукция в зубце статора, Тл	1,683	1,783

Магнитная индукция в воздушном зазоре, Тл	1,203	1,247
Магнитная индукция в спинке статора, Тл	0,942	0,990
Магнитная индукция в спинке ротора, Тл	1,352	1,406
Потери в обмотке, Вт	12,46	12,46
Потери в магнитопроводе статора, Вт	2,89	3,558
Потери в магнитопроводе ротора, Вт	0,050	0,013
Потери в постоянных магнитах, Вт	0,043	0,11
Общие потери, Вт	15,51	16,17
Потребляемая мощность, Вт	112,7	93,316
Выходная мощность, Вт	96,76	77,14
Электромагнитный момент, Нм	3,38	2,79
КПД (без учета механических потерь), %	86,1	82,66
Масса активной части, кг	1,37	1,37
Длина воздушного зазора, мм	0,6	0,6

На основании проведенного сравнения можно констатировать, что при использовании управления моментом, модифицированным по закону, представленному в виде функции квадрата косинуса, и при сопоставимом эффективном значении фазного тока, эффективность работы машины оказывается ниже, чем при применении управления с фиксированной величиной момента. Важно подчеркнуть, что обнаруженное снижение эффективности не обусловлено увеличением электродинамических потерь, поскольку в обоих рассматриваемых случаях потери остаются на одинаковом уровне. Наблюдаемое уменьшение эффективности машины обусловлено сокращением общей потребляемой мощности при использовании модифицированного метода управления. Кроме того, детальный анализ электромагнитного момента выявил присутствие шестой гармоники, что демонстрируется на рисунках 47 и 48.

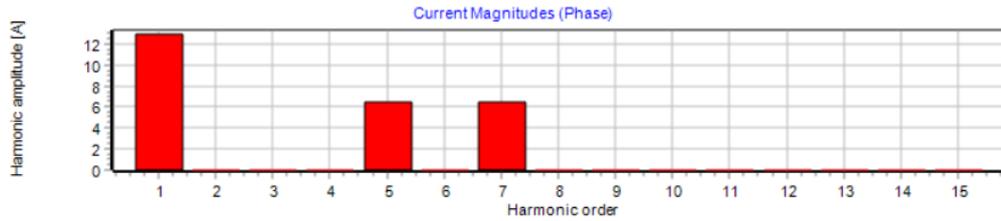


Рисунок 47 – Гармонический состав фазных токов

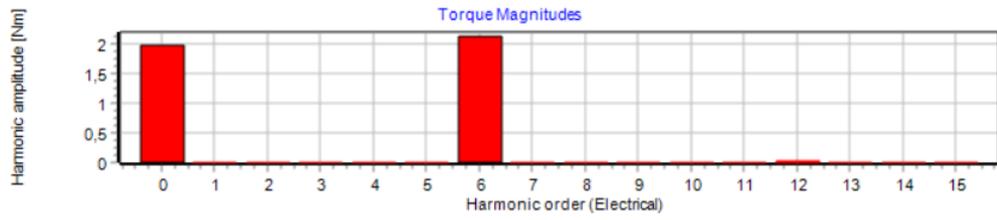


Рисунок 48 – Гармонический состав электромагнитного момента

Результаты разработки, представленные в данном исследовании, находят взаимное подтверждение в ряде научных публикаций [100-101], где освещаются стратегии минимизации пульсаций момента. Указанные источники подробно анализируют явление шестой гармоники в спектре момента, вызванное наличием пятой и седьмой гармоник фазного тока.

В контексте борьбы с указанными пульсациями, исследование [101] предлагает применение СДПМ, оснащенных расщепленными обмотками, функциональная схема представлена на рисунке 49. Такая конфигурация позволяет осуществлять независимое управление по фазам, значительно улучшая тем самым характеристики момента. Экспериментальное применение предложенной технологии демонстрирует возможность увеличения величины момента на 7,7%.

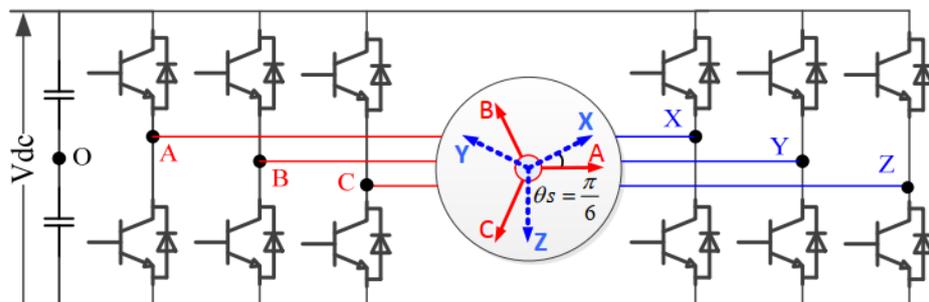


Рисунок 49 – СДПМ с расщепленными обмотками [122]

Предложенный в данной работе способ управления, основанный на гармоническом изменении момента в данном случае, использует 6 гармонику электромагнитного момента. Подход по устранению 6 гармоники, представленный в [110] в данном случае является не подходящим. Однако способ, по которому происходит управление – умножение тока по оси q на функцию квадрата косинуса, которое привносит 5 и 7 гармонику в фазный ток, можно модифицировать для устранения пульсаций момента. Вместо умножения тока по оси q на функцию квадрата косинуса можно использовать сложение с поправочным коэффициентом. Данный подход может упростить систему управления в плане устранения пульсаций момента. Дополнительно, снижение амплитуды пульсаций момента может быть достигнуто путем фазового сдвига шестой гармоники таким образом, чтобы гармоники от различных модулей взаимно компенсировались при их суммировании.

В рамках данного исследования осуществлено детальное сравнение между модульным электроприводом, состоящим из трех СДПМ, и одиночным СДПМ большего диаметра. Цель сравнения заключалась в анализе изменений массы и габаритных размеров электропривода в зависимости от выбранной конфигурации. В таблице 21 представлены результаты проектирования, отражающие ключевые параметры модульного привода и сравнение его характеристик с характеристиками электропривода, оснащенного СДПМ большего диаметра.

Это сравнение позволяет оценить потенциальные преимущества и недостатки каждого подхода с точки зрения интеграции в различные применения. Анализ массы и габаритов является критически важным для определения эффективности использования пространства и общей производительности системы, особенно в приложениях, где эти факторы ограничены. Результаты проектирования подчеркивают значимость выбора оптимальной конфигурации электропривода для достижения желаемого баланса между мощностью, массой и габаритами, влияющего на общую эффективность и применимость в конкретных инженерных решениях.

Таблица 21 – Результаты сравнения модульного электропривода и СДПМ большого диаметра

Параметр	Значение	
Тип привода	Модульная привод (сборка из 3 СДПМ)	СДПМ с увеличенным диаметром
Внешний диаметр	125,8	205
Частота перемагничивания, Гц	75	75
Действующее значение фазного тока, А	11,2	11,2
Пиковое значение фазного тока, А	15,83	15,83
Число витков в фазе	162	288
Число жил в проводнике	5	5
Диаметр жилы, мм	0,5	0,5
Обмоточный коэффициент	0,6	0,5
Плотность ток, А/мм ²	4,078	4,078
Линейная токовая нагрузка, кА/м	10,99	11,41
Активное сопротивление фазы при 20 С, Ом	0,0298	0,065
Индуктивность фазы общая по dq -осям, мкГн	99,35	305,4
Магнитная индукция зубца статора, Тл	1,683	1,455
Магнитная индукция в воздушном зазоре, Тл	1,203	0,998
Магнитная индукция в спинке статора, Тл	0,942	0,909
Магнитная индукция в спинке ротора, Тл	1,352	1,391
Потери в обмотке, Вт	37,38	24,46
Потери в магнитопроводе статора, Вт	8,67	11,04
Потери в магнитопроводе ротора, Вт	0,150	0,1259
Потери в постоянных магнитах, Вт	0,129	0,0813
Обще потери, Вт	46,329	35,71
Потребляемая мощность, Вт	338,1	261,33
Выходная мощность, Вт	290,28	223,62
Электромагнитный момент, Нм	10,14	7,11
КПД (без учета механических потерь), %	86,1	85,3
Масса активной части, кг	4,11	3,5661
Длина воздушного зазора, мм	0,6	1
Объем, занимаемый активной частью, м ³	0,0009908	0,0009819

Анализируя представленные данные, можно прийти к заключению, что при равенстве основных эксплуатационных параметров, таких как частота вращения, величина питающего напряжения и выходная мощность, масса активной части модульного электропривода показывает увеличение на 15,1% по сравнению с аналогичными показателями электропривода на базе СДПМ большего диаметра, при этом диаметр привода снижается на 38,6%. При этом коэффициент полезного действия (КПД) СДПМ большего диаметра оказывается на 0,8% ниже.

Тем не менее, в рассмотренных расчетах не была учтена масса корпусных деталей, которая может быть сравнима с массой активной части. Этот аспект открывает перспективы для снижения общего веса модульного привода за счет тщательной оптимизации его конструкции. В частности, модификация конструкции может способствовать значительному уменьшению массы корпусных деталей, что, в свою очередь, улучшает общие показатели массы и эффективности системы.

Кроме того, выявлено, что объем активной части модульного привода превышает аналогичный показатель для СДПМ большего диаметра на 0,91%. Это указывает на потенциальную возможность дополнительной оптимизации объемных характеристик модульного привода для достижения лучшего баланса между массой, объемом и эффективностью в различных применениях.

Изучение представленных выше СДПМ создало основу для разработки макетного образца, целью которого является верификация предложенной конструкции и способа управления и проведение экспериментальных исследований.

Это свидетельствует о значительном потенциале модульных конструкций в повышении эффективности и снижении массы электроприводов, что особенно важно для приложений, требующих легкости и компактности устройств при сохранении высоких мощностных характеристик. Таким образом, модульные СДПМ представляют собой перспективное направление в развитии электромеханических систем, обеспечивая улучшенные показатели массы и мощности.

2.6 Влияние пульсаций СДПМ и возможных отказов

Несмотря на преимущества СДПМ, они также подвержены определенным проблемам, среди которых выделяется наличие пульсаций момента на валу. Пульсации момента на валу могут возникать из-за различных факторов, включая геометрические особенности самого СДПМ, такие как форма и размеры магнитов, расположение обмоток и другие параметры конструкции. Кроме того, зубцовый момент, который является результатом взаимодействия магнитного поля с зубцами статора, может также вносить значительный вклад в общую динамику момента на валу. Дополнительно, система управления играет важную роль в формировании пульсаций момента. Например, задержки в системе управления (*dead time*) могут приводить к неоднородности в управлении током и, следовательно, в моменте на валу. Пульсации момента на валу не только снижают эффективность работы двигателя, но также могут вызывать вибрации и шум, износ подшипников.

Работа посвящена анализу применения модульного электропривода в сочетании с методом управления, основанным на изменении электромагнитных моментов модулей в соответствии с модифицированным гармоническим законом, выраженным с функцией квадрата косинуса. Этот подход обеспечивает сохранение суммарного момента при изменении отдельных моментов модулей.

В ходе анализа выявлено, что для изменения электромагнитного момента модуля в соответствии с модифицированным гармоническим законом необходимо осуществлять модуляцию тока в оси q . Такой подход приводит к появлению дополнительных гармоник в спектре фазных токов, а именно 5-й и 7-й гармоник, которые, в свою очередь, обуславливают появление 6-й гармоники электромагнитного момента.

При первичном анализе возникла гипотеза о том, что гармоническое изменение момента может исключить пульсации момента СДПМ. Для проверки этой гипотезы был разработан модуль СДПМ и проанализирован с использованием программного комплекса ANSYS Motor CAD. Моделирование проводилось для трех модулей, чьи моменты были смещены по фазе на 120 градусов. Графики

электромагнитных моментов модулей и суммарного электромагнитного момента приведены на рисунке 50. Из анализа данных графиков следует, что модуляция момента не обеспечивает полного устранения пульсаций момента, связанных с особенностями геометрии СДПМ.

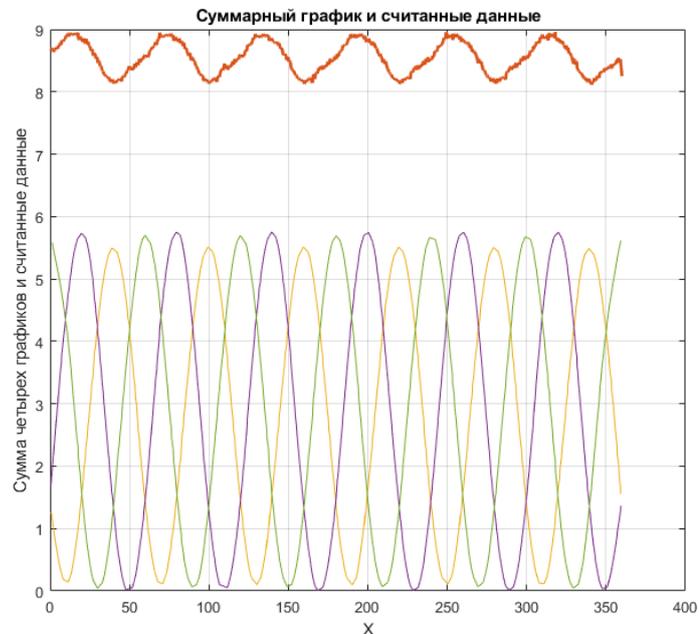


Рисунок 50- Электромагнитные моменты модулей и суммарный момент

Эти пульсации связаны с использованием прямоугольных магнитов без зазора между ними, что приводит к изменению индуктивностей в осях $dq0$ при повороте ротора в зависимости от угла поворота. В результате этого предположение о равенстве индуктивностей в осях $dq0$ становится некорректным. Кроме того, анализ показал, что пульсации момента, обусловленные геометрией синхронного двигателя постоянного тока, включают в себя 6-ю и 12-ю гармоники момента.

Для снижения пульсаций момента в синхронных двигателях постоянного тока (СДПМ) обычно применяют магниты с округлой геометрией или с угловым скосом. Однако использование магнитов нестандартной формы значительно увеличивает стоимость производства СДПМ. Реализация углового скоса магнитов требует значительной длины СДПМ, что также приводит к увеличению стоимости производства и усложнению технологических процессов.

Однако существует возможность применения модифицированного гармонического закона с целью снижения уровня пульсаций. В рамках данной работы предлагается метод изменения электромагнитного момента в соответствии с модифицированным гармоническим законом путем модуляции тока по оси q , выраженным уравнением (32). Для успешного применения данного подхода к снижению пульсаций момента возможно использование формулы (33). Для использования данной формулы необходимо определить коэффициент амплитуды 6-й гармоники момента СДПМ k_6 и сдвиг фазы 6-ой гармоники момента γ .

$$i_q = I_m \cos^2(N\omega t + \varphi). \quad (32)$$

где I_m – амплитуда тока в оси q ;

ω – частота вращения;

N – количество модулей;

φ – сдвиг фаз между модулями.

$$i_q = I_m + k_6 \cdot I_m \cdot \cos^2(N\omega t + \gamma). \quad (33)$$

где k_6 – коэффициент амплитуды 6 гармоники момента СДПМ;

γ – сдвиг фазы 6 гармоники момента.

На рисунке 51 представлен график электромагнитного момента модуля без компенсации пульсаций момента, а также спектр гармоник электромагнитного момента.

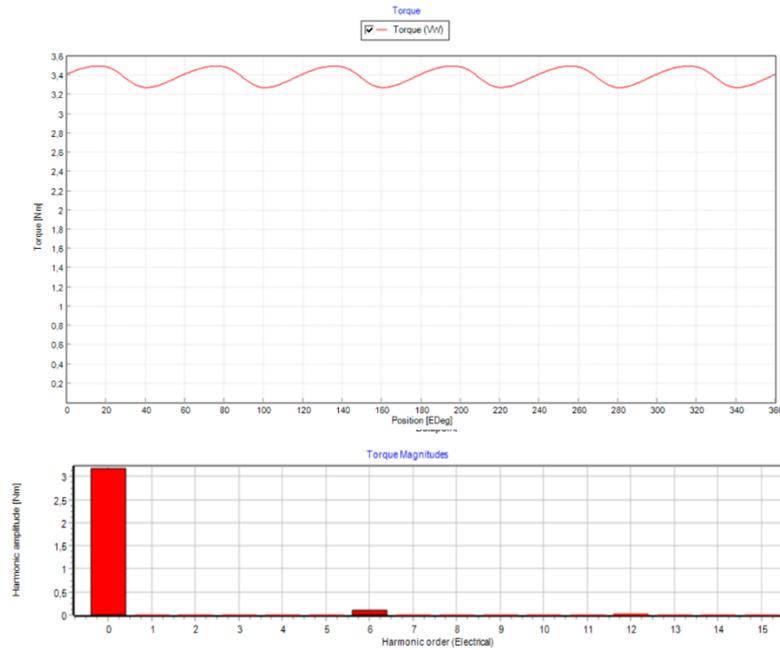


Рисунок 51 – График электромагнитного момента модуля СДПМ и спектр гармоник

Пример компенсации пульсаций момента иллюстрируется на рисунках 3 и 4. На рисунке 52 представлена переменная составляющая пульсаций электромагнитного момента модуля, пульсация момента, вызванная компенсирующей составляющей, представленной в выражении 2, а также результирующая пульсация момента. В данном случае была компенсирована лишь 6-я гармоника момента. Однако в спектре момента осталась также 12-я гармоника, которую также возможно компенсировать, используя предложенный подход. Результат применения данного подхода показан на рисунке 53. Численные значения представлены в таблице 22.

Таблица 22 – Результаты моделирования модуля СДПМ в Ansys Motor CAD

Параметр	Без компенсации пульсаций	С компенсацией пульсаций (6 гармоника)	С компенсацией пульсаций (6+12 гармоника)
Выходной момент, Нм	3,38	3,5	3,5
Пульсации момента, %	6,65	2.52	1,5688
Пульсации момента, Нм	0,211	0.0822	0,0511

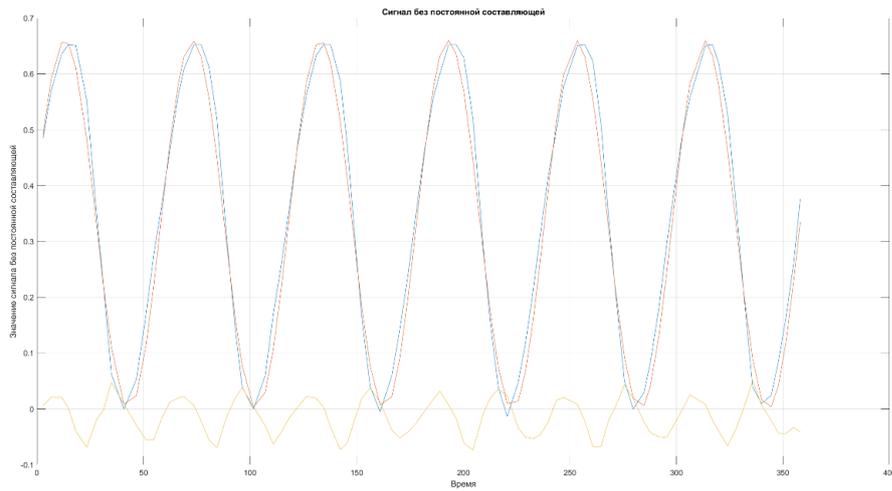


Рисунок 52 Компенсация пульсаций электромагнитного момента

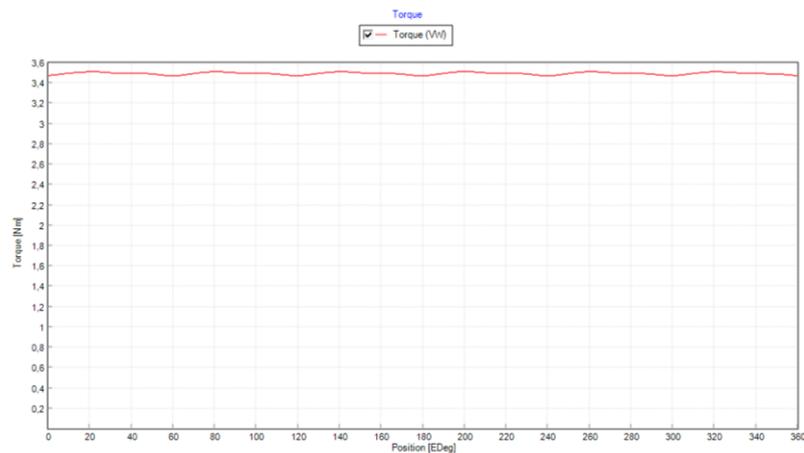


Рисунок 53 – Момент модуля при компенсации с использованием модифицированного гармонического закона

Таким образом, при использовании компонента, основанного на модифицированном гармоническом законе, выраженном функцией квадрата косинуса, для компенсации пульсаций электромагнитного момента, вызванных особенностями геометрии синхронного двигателя постоянного тока (СДПМ), возможно снижение уровня этих пульсаций на 67% при компенсации только 6-ой гармоники, на 76% при компенсации как 6-ой, так и 12-ой гармоник, а также увеличение величины электромагнитного момента на 3%. График фазных токов представлен на рисунке 54.

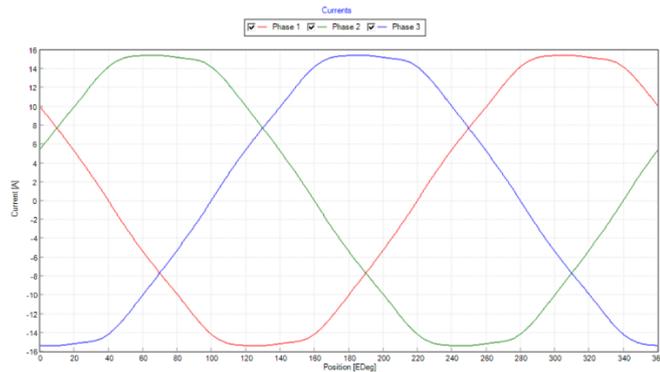


Рисунок 64 – График фазных токов СДПМ при компенсации пульсаций

Отдельным интересом является поведение СДПМ при возникновении отказа.

При изучении системы синхронного двигателя с постоянными магнитами (СДПМ) традиционно принято рассматривать каждую обмотку как единое целое, обладающее соответствующей индуктивностью и наведенной обратной электродвижущей силой (ЭДС), а также взаимодействующее с соседними обмотками через явление взаимной индуктивной связи. Однако, когда возникают неисправности в обмотке, это предположение о целостности объекта нарушается. Для более точного учета динамических процессов необходимо моделировать двигатель на уровне отдельных пазов обмотки, включая в рассмотрение магнитные аспекты данного процесса.

На рисунке 55 представлена имитационная модель СДПМ на основе магнитной системы. Данная модель построена на основе СДПМ, содержащей 9 пазов, 10 полюсов и позволяет оценить фазные токи и электромагнитный момент в случае появления следующих отказов: обрыв фазы, замыкание обмотки на корпус, межвитковое замыкание, размагничивание магнитов.

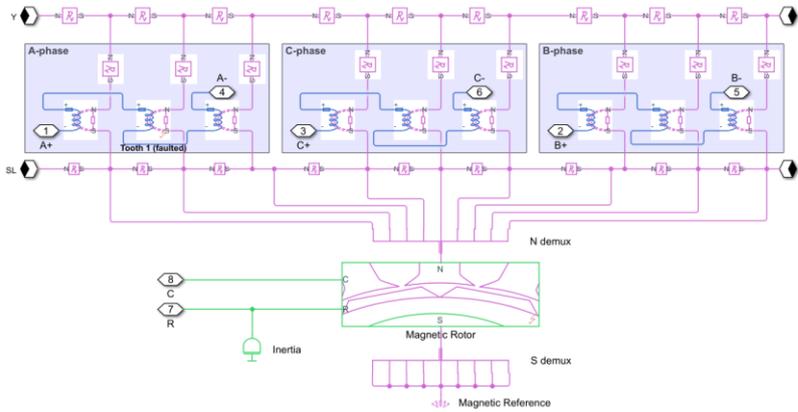


Рисунок 55 – Имитационная модель для анализа отказов в СДПМ

На рисунке 56 представлены графики фазных токов и электромагнитного момента в случае обрыва фазы А, а также амплитудный и фазный спектр графика электромагнитного момента.

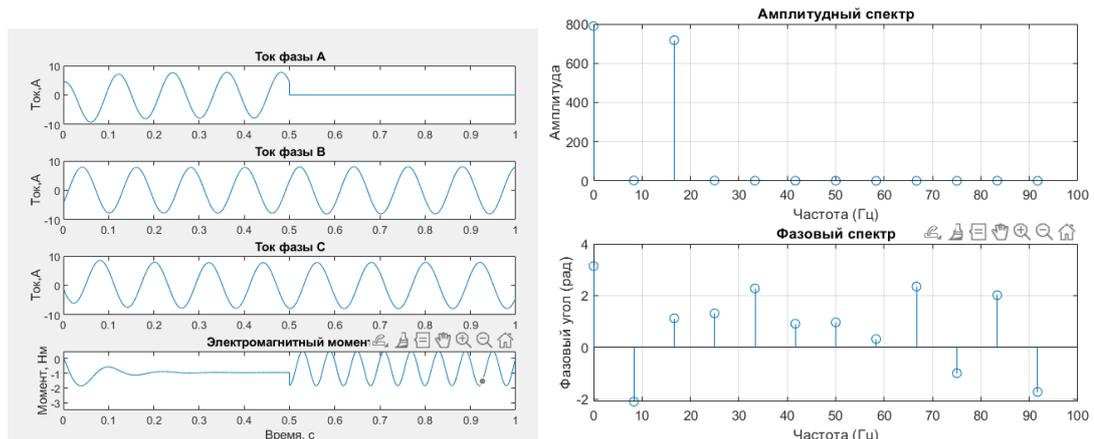


Рисунок 56 – Графики фазных токов обмоток СДПМ и электромагнитного момента при обрыве фазы А

На рисунке 57 представлены графики фазных токов и электромагнитного момента в случае замыкания обмотки на корпус, а также амплитудный и фазный спектр графика электромагнитного момента.

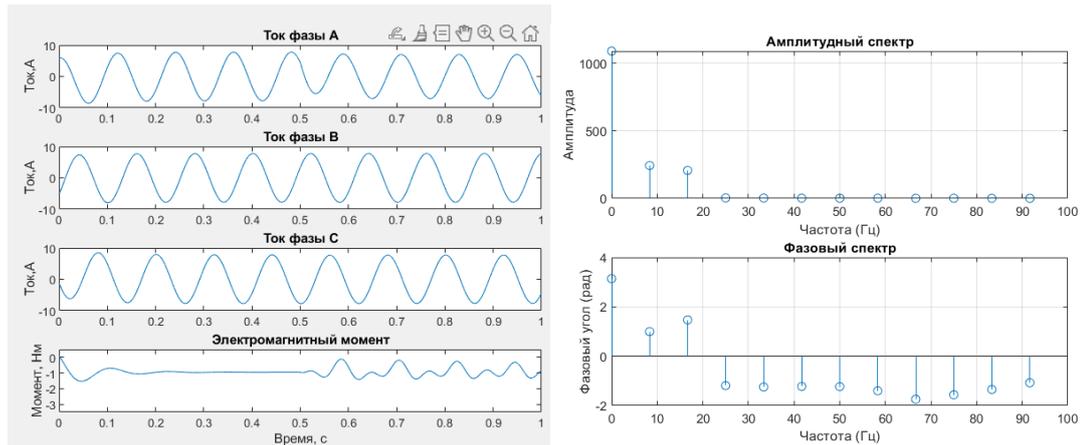


Рисунок 57 – Графики фазных токов обмоток СДПМ и электромагнитного момента при замыкании обмотки на корпус

На рисунке 58 представлены графики фазных токов и электромагнитного момента в случае межвиткового замыкания в обмотке фазы А, а также амплитудный и фазный спектр графика электромагнитного момента.

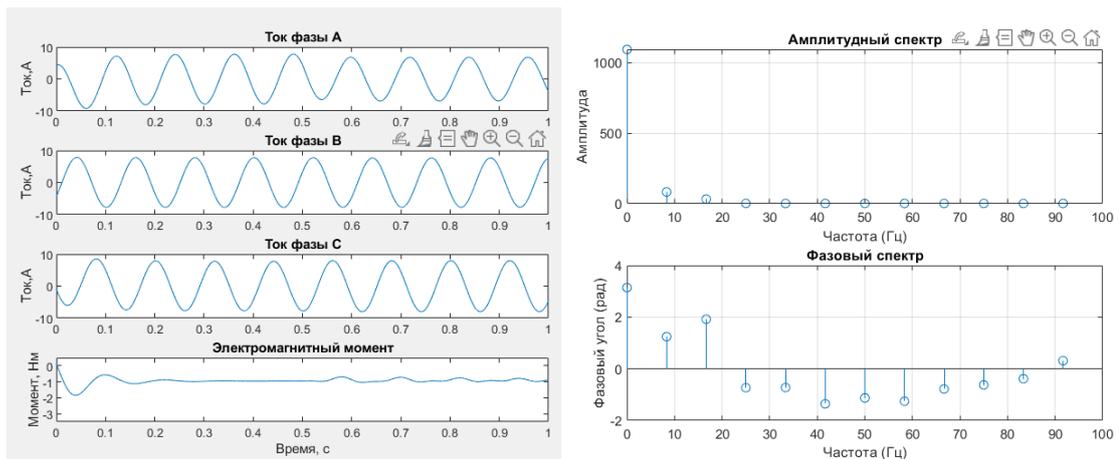


Рисунок 58 – Графики фазных токов обмоток СДПМ и электромагнитного момента при межвитковом коротком замыкании в обмотке фазы А

На рисунке 59 представлены графики фазных токов и электромагнитного момента в случае размагничивания магнитов, а также амплитудный и фазный спектр графика электромагнитного момента.

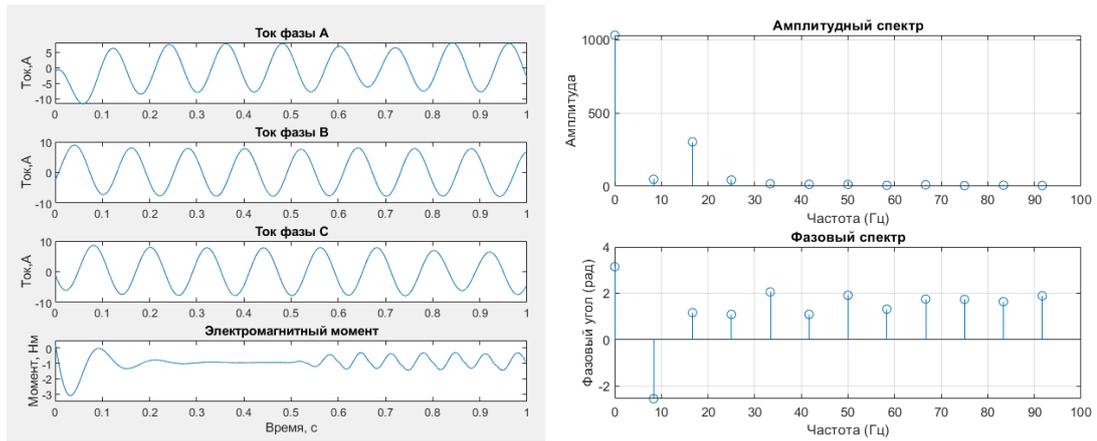


Рисунок 59 – Графики фазных токов обмоток СДПМ и электромагнитного момента при размагничивании магнитов

Исходя из представленных графика можно отметить, что в СДПМ возникают пульсации момента, и данные пульсации в своем спектре имеют 2 гармонику момента для случаев обрыва фазы и размагничивания магнитов. Наличие подобной пульсации момента в одном из модулей внесет пульсацию в суммарный момент.

Такие пульсации могут быть объяснены тем, что поле в СДПМ становится эллиптическим. На сечении СДПМ можно наблюдать участки с существенно ослабленным полем, что иллюстрируется на рисунке 60.

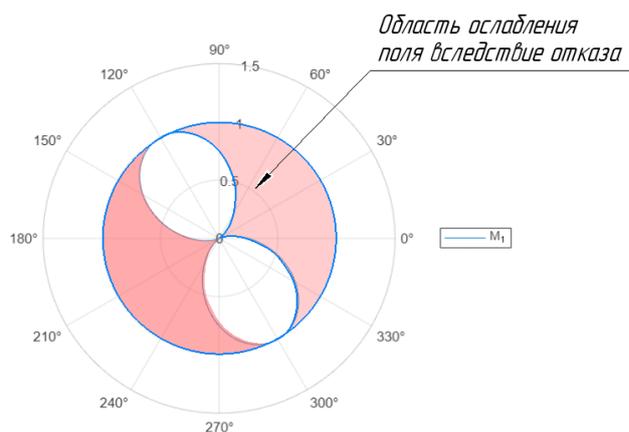


Рисунок 60 – Круговая диаграмма электромагнитного момента СДПМ при возникновении отказа

В работе предлагается способ управления, основанный на изменении моментов модулей по модифицированному гармоническому закону, выраженному функцией квадрата косинуса. При рассмотрении работы отдельного модуля

изменение электромагнитного момента по данному методу напоминает изменение момента при возникновении отказа, когда величина момента изменяется по гармоническому закону. Это приводит к формированию эллиптического магнитного поля в зазоре СДПМ.

Однако ключевая особенность предложенного способа управления заключается в поддержании постоянного суммарного электромагнитного момента. Если в модуле возникает отказ, вызывающий появление второй гармоники момента, пульсация момента будет отражаться на суммарной величине момента.

Для компенсации эффекта отказа можно использовать фазовый сдвиг (рисунок 61). В предложенной системе управления каждый модуль имеет электромагнитный момент, который сдвинут по фазе на 120 градусов относительно других модулей. Этот фазовый сдвиг остается постоянным.

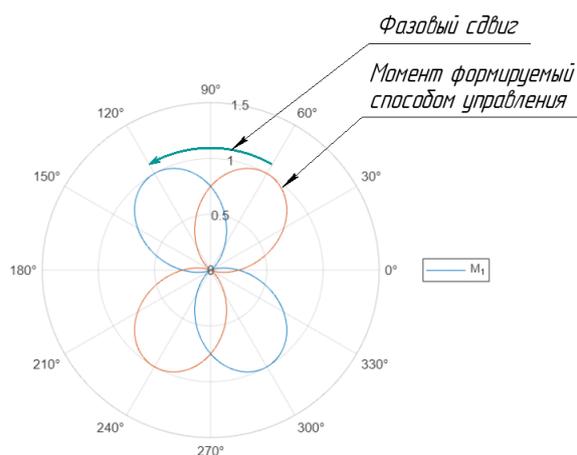


Рисунок 61 – Круговая диаграмма электромагнитного момента модуля СДПМ с использованием фазового сдвига

Когда один из модулей выходит из строя, это приводит к появлению нежелательных пульсаций момента. Однако благодаря тому, что моменты других модулей сдвинуты по фазе на 120 градусов, появляется возможность скорректировать моменты работающих модулей таким образом, чтобы компенсировать пульсации, вызванные отказом.

При этом важно сохранить исходный фазовый сдвиг между моментами модулей (120 градусов), чтобы система продолжала функционировать стабильно.

Таким образом, даже если один модуль выходит из строя, корректировка фазового сдвига моментов оставшихся модулей позволяет уменьшить влияние пульсаций и поддерживать постоянный суммарный электромагнитный момент (рисунок 62). Это обеспечивает стабильность и надежность всей системы.

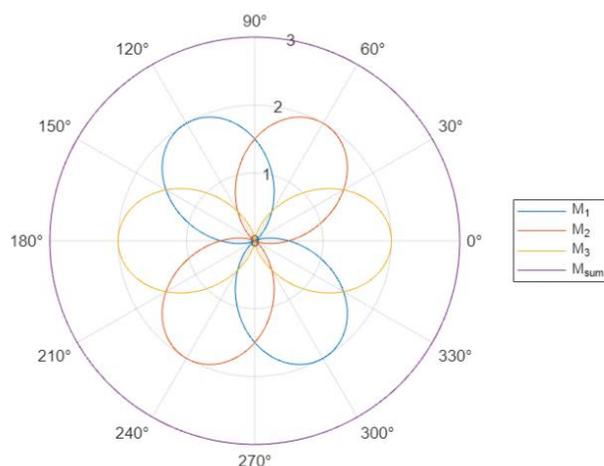


Рисунок 62 – Круговая диаграмма электромагнитных моментов модулей СДПМ и суммарный момент модульного электропривода

Преимущества модульного привода и предложенного способа управления включают:

Повышенную надежность: при возникновении отказа в одном из модулей система может продолжать работать с минимальным снижением эффективности, поскольку предложенный способ управления позволяет компенсировать негативные воздействия.

Снижение вибраций и шума: Поддержание постоянного суммарного момента способствует уменьшению механических вибраций и шума.

Случаи отказа, связанные с замыканием на корпус и межвитковым замыканием являются более сложными так как в спектре гармоник электромагнитного момента возникают 1 и 2 гармоники. Для такого случая выражение (34) можно модифицировать что бы получить компенсирующие пульсации в исправных модулях:

$$i_q = I_m + k_1 \cdot I_m \cdot \cos(\omega t + \gamma_1) + k_2 \cdot I_m \cdot \cos^2(\omega t + \gamma_2). \quad (34)$$

Таким образом предложенный в работе способ управления, основанный на изменении электромагнитного момента отдельного модуля по модифицированному гармоническому закону, выраженному функцией квадрата косинуса, можно модифицировать чтобы компенсировать пульсации момента обусловленные геометрией СДПМ. Также появляется возможность снижать пульсации момента в случае возникновения отказов в СДПМ (обрыв обмотки фазы, короткое замыкание на корпус, межвитковое короткое замыкание, размагничивание магнитов) путем добавления компенсирующей пульсации в исправные модули модульного привода. Представленные в работе выражения представляют собой относительно простой метод обеспечения компенсации пульсаций, который не требует усложнения системы управления и высоконагруженных вычислений для аппаратного обеспечения.

Тем не менее, возникает трудность в определении коэффициента амплитуды выявленной гармоники пульсаций электромагнитного момента и угла сдвига фазы данной гармоники. При компенсации пульсаций, обусловленных геометрией синхронного двигателя с постоянными магнитами (СДПМ), можно прибегать к использованию значений, полученных в процессе проектирования и моделирования, либо определять эти параметры на этапе отладки с использованием динамометрического стенда, способного регистрировать пульсации момента.

Однако, при компенсации пульсаций, вызванных отказами, определение данных параметров становится более сложным. Это связано с тем, что в системах электропривода часто не используются датчики момента, особенно в авиационной области, где важно минимизировать массу оборудования. Таким образом, определение пульсаций момента на основе косвенных признаков представляет собой комплексную задачу, требующую отдельного рассмотрения.

Выводы ко второй главе

В данной главе была предложена модульная конструкция безредукторного привода. Предложен способ управления модульным приводом, который заключен в изменении момента каждого модуля по модифицированному гармоническому закону, выраженному функцией косинуса в квадрате.

Проведено проектирование модуля СДПМ, параметры которого максимально соответствуют реальным условиям эксплуатации, мощностью 30 кВт, предназначенного для работы на частоте вращения 3000 оборотов в минуту. КПД данного модуля СДПМ составляет 91,428%. При оптимизации корпусных элементов возможно добиться показателя удельной мощности для модульного привода, состоящего из 3 СДПМ в 3,5–4 кВт/кг.

Проведена оценка влияния внешнего диаметра ЭД на длительность и дальность полета ЛА, при которой рассматривались 2 вида ЛА и два варианта реализации ЭП. Для ЛА Сигма 4 подход с модульным электроприводом со сниженным значением внешнего диаметра позволяет снизить фронтальную площадь ЛА на 2,1%, по сравнению с электроприводом с одним ЭД. При этом дальность полета увеличивается на 3,6%, а продолжительность на 4,1%. Для ЛА *Diamond DA42 Twinstar* подход с модульным электроприводом со сниженным значением внешнего диаметра позволяет снизить фронтальную площадь ЛА на 5%, по сравнению с электроприводом с одним ЭД. При этом дальность полета увеличивается на 6,4%, а продолжительность на 6,06%.

Разработана математическая модель модульного электропривода. Для гармонического изменения момента необходимо чтобы ток поперечной составляющей I_q , также изменялся по модифицированному гармоническому закону.

Были приведены выражения для перехода из трехфазной системы координат к вращающейся системе координат $dq0$ и далее приведение нестационарной поперечной составляющей тока I_q к стационарному виду. Приведены выражения для проведения пространственного и координатного преобразования величин в

трехфазной системе к стационарным величинам, с учетом изменяющегося по гармоническому закону тока по оси q , а также обратные преобразования. В качестве модуля рассматривался СДПМ. Основная задача при управлении модулем СДПМ – модуляция фазных токов.

В ходе анализа было определено, что в спектре гармоник фазного тока в равной степени присутствуют 5 и 7 гармоники. При проектировании СДПМ стараются минимизировать гармонические составляющие, однако в данном случае 5 и 7 гармоники обеспечивают реализацию предложенного способа управления основанном на изменении момента по модифицированному гармоническому закону, выраженному функцией квадрата косинуса.

Проведено проектирование модуля СДПМ для макетного образца и проверка возможности модуляции момента по модифицированному гармоническому закону. В ходе проектирования было выявлено, что при питании обмоток фаз модуля СДПМ фазными токами, имеющими гармонические составляющие, возникает 6 гармоника электромагнитного момента, вследствие чего снижается эффективность машины на 3% и снижается потребляемая и выходная мощность.

Описан подход позволяющий компенсировать негативное влияние отказов вызывающих появление 2 гармоники электромагнитного момента с помощью предложенного способа управления, при котором моменты модулей изменяются по модифицированному гармоническому закону, выраженному функцией квадрата косинуса. В данном случае вместо 6 гармоники электромагнитного момента формируется 2 гармоника, а компенсация негативного влияния отказа реализуется через корректировку фазового сдвига моментов.

Глава 3. Имитационное моделирование модульного электропривода и системы управления

3.1 Составление имитационной модели модульного привода на основе системы уравнений для СДПМ

Для проверки предложенной конструкции и способа управления модульным приводом по модифицированному гармоническому закону требуется составление имитационной модели для анализа характеристик модулей. Имитационное моделирование в данной работе реализовано несколькими моделями: от обобщенной к более комплексной, основанной на векторном управлении.

Для составления обобщенной модели требуется представить модель на основе системы уравнений для модуля СДПМ. Трехфазная СДПМ с, входящая в состав привода, описывается следующими уравнениями в dq -координатах [127]:

$$\begin{cases} u_d = R_S i_d + L_d \frac{di_d}{dt} - \omega L_q i_q \\ u_q = R_S i_q + L_q \frac{di_q}{dt} + \omega L_d i_d + \omega \Psi_{PM} \\ M_e = \frac{3}{2} z_p (\Psi_{PM} i_q + (L_d - L_q) i_d i_q) \\ z_p J \frac{d\omega}{dt} = M_e - M_H \end{cases} \quad (35)$$

где u_d – напряжение генератора по продольной оси;

u_q – напряжение генератора по поперечной оси;

i_d – ток статора по продольной оси;

i_q – ток статора по поперечной оси;

R_S – активное сопротивление фазной обмотки статора;

L_d , L_q – продольная и поперечная составляющие индуктивности фазной обмотки статора, обусловленной главным потокосцеплением;

ω – круговая частота магнитного поля;

Ψ_{PM} – потокосцепление ПМ;

M_e – электромагнитный момент модуля;

J – момент инерции, приведенный к валу привода;

M_H – момент сопротивления нагрузки.

При заданных значениях токов в d и q осях, соответствующие токи в a , b и c осях могут быть определены через координатные и обратные фазные преобразования.

Реализация модели, характеризующей систему уравнений (27), представлена на рисунке 63.

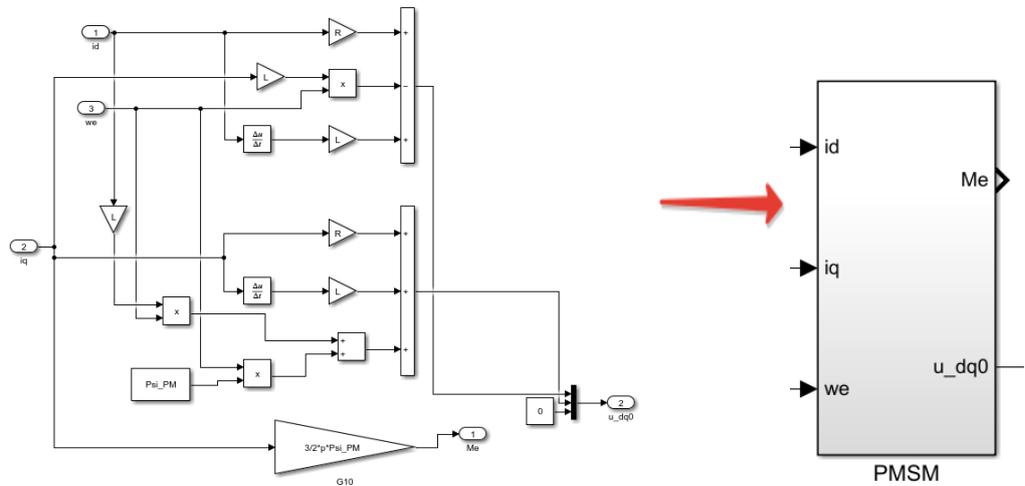


Рисунок 63 – Имитационная модель блока двигателя

Для реализации изменения момента по модифицированному гармоническому закону введен блок коррекции квадратурного тока iq , рисунок 64.

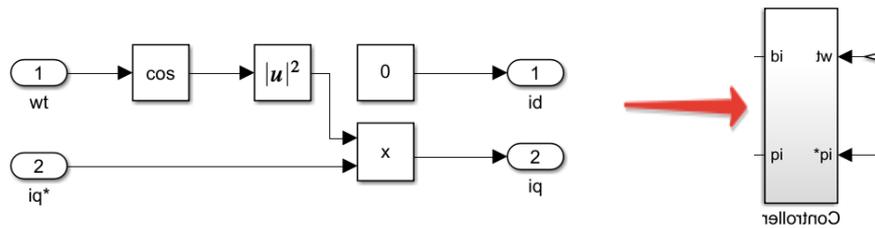


Рисунок 64 – Блок коррекции квадратурного тока

Управление модулем СДПМ реализовано по регулированию контура скорости, рисунок 65.

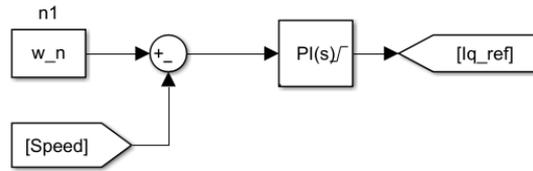


Рисунок 65 – Регулятор частоты вращения

Полученные напряжения в $dq0$ координатах преобразуются в фазные напряжения с помощью блока координатных преобразований.

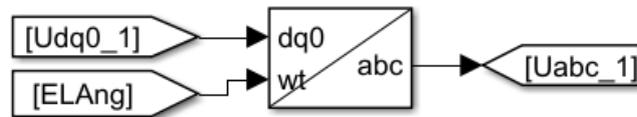


Рисунок 66 – Преобразование координат

Модель двигателя реализована с использованием стандартного блока библиотеки *MATLAB*. Управление двигателем осуществляется блоком *Behavioral voltage source*, реализующему управление не по фиксированной величине, а по пользовательским данным.

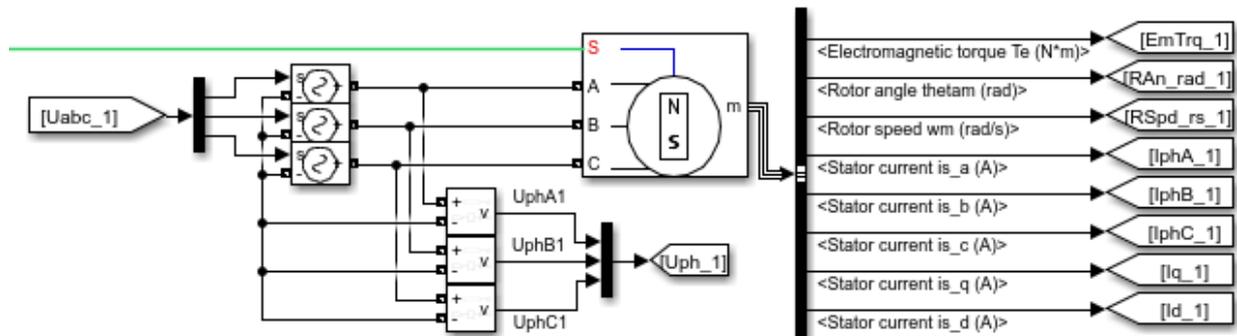


Рисунок 67 – Блок двигателя

Блок механической нагрузки реализован с помощью выражения для вентиляторной нагрузки:

$$M_l = C_k \cdot \omega^2 \tag{36}$$

где M_l – момент нагрузки;

ω – частота вращения;

C_k – коэффициент момента нагрузки.

Для оценки скорости вращения и углового положения ротора блок нагрузки реализован с применением датчика положения и скорости, рисунок 68. В данной модели блок нагрузки подобран таким образом что бы при частоте вращения вала 300 об/мин, момент нагрузки составлял 10 Нм. Таким образом действующий момент каждого модуля должен составлять 3,33 Нм.

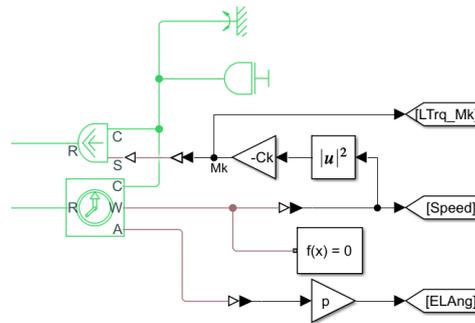


Рисунок 68 – Блок механической нагрузки и датчика скорости и положения ротора

Общий вид имитационной модели модульного привода представлен на рисунке 69.

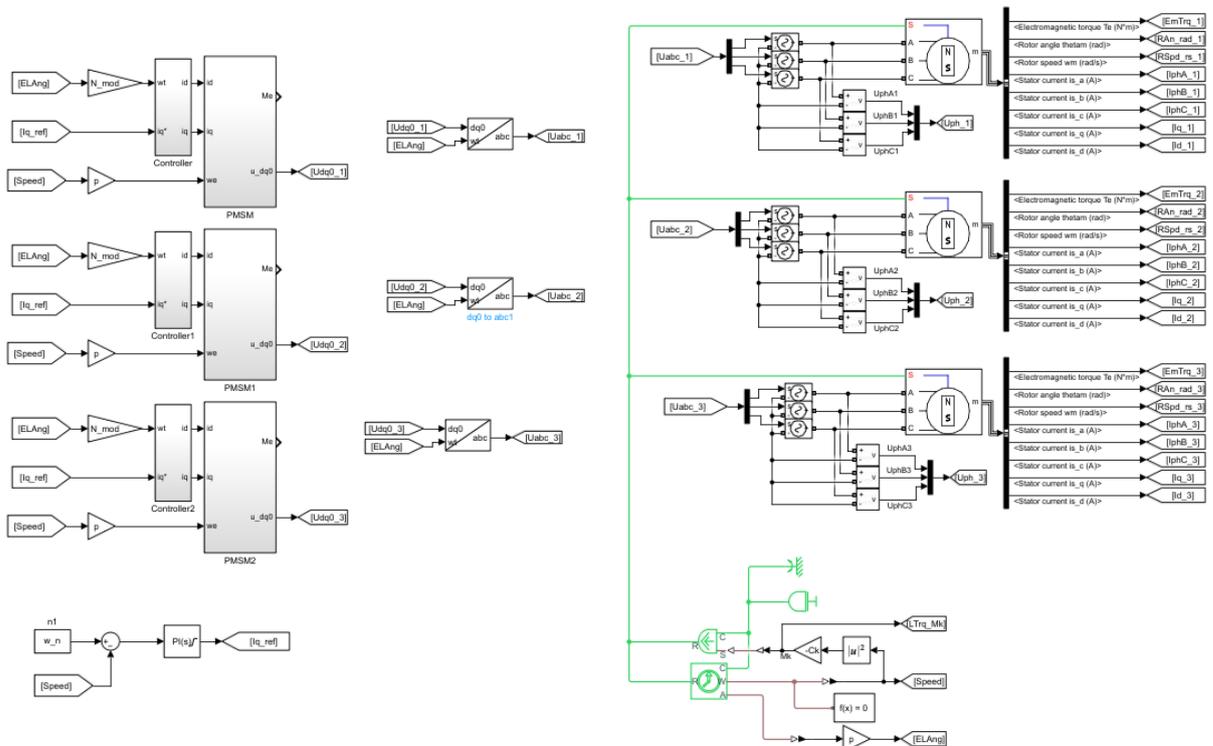


Рисунок 69 – Имитационная модель модульного привода на основе системы уравнений для СДПМ

На рисунке 70 приведены графики зависимости для 1 модуля в составе модульного привода. На графике отображены электромагнитный момент модуля, скорость вращения, угол и фазные токи в обмотках.

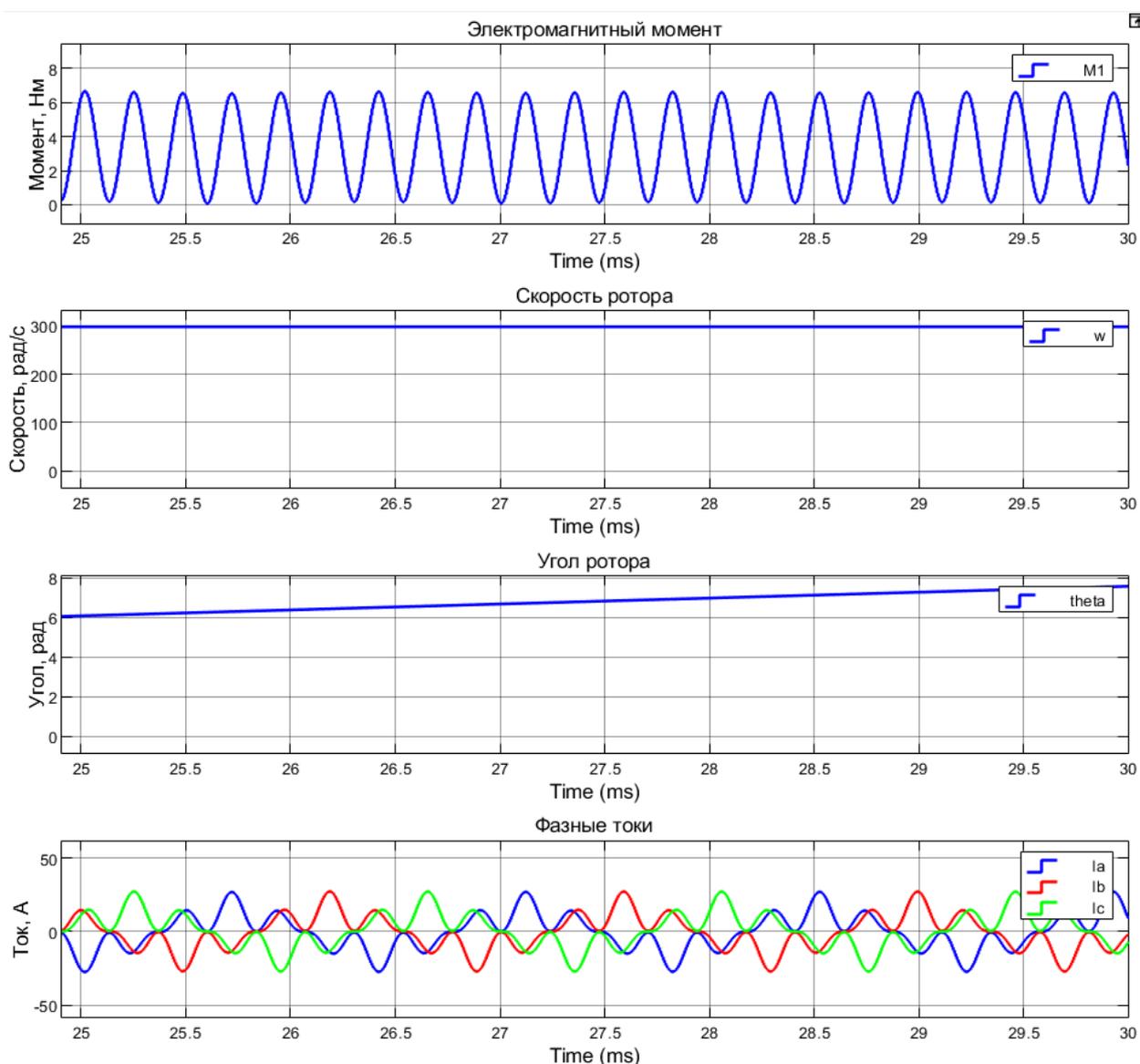


Рисунок 70 – Характеристики первого модуля

Исходя из полученных графиков, можно отметить, что электромагнитный момент модуля изменяется соответственно модифицированному гармоническому закону, скорость вращения ротора составляет 300 об/мин. Формы фазных токов соответствуют формам тока, представленным во второй главе. Действующее значение электромагнитного момента модуля составляет 3,32 Нм.

Аналогичные характеристики для второго и третьего модуля приведены на рисунках 71, 72. Исходя из данных графиков также видно изменение

электромагнитных моментов по модифицированному гармоническому закону и соответствующие формы токов фазных обмоток.

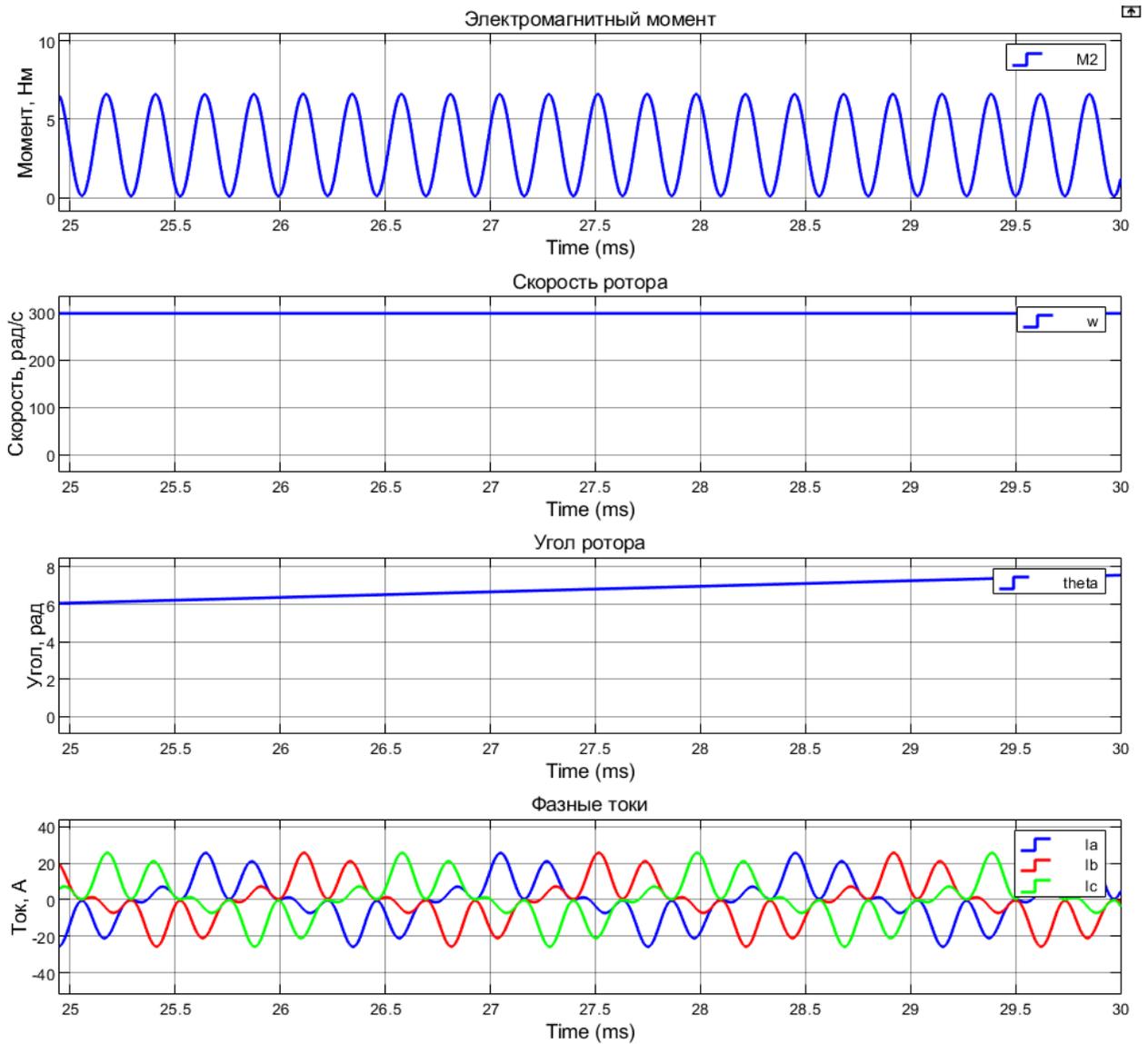


Рисунок 71 – Характеристики второго модуля

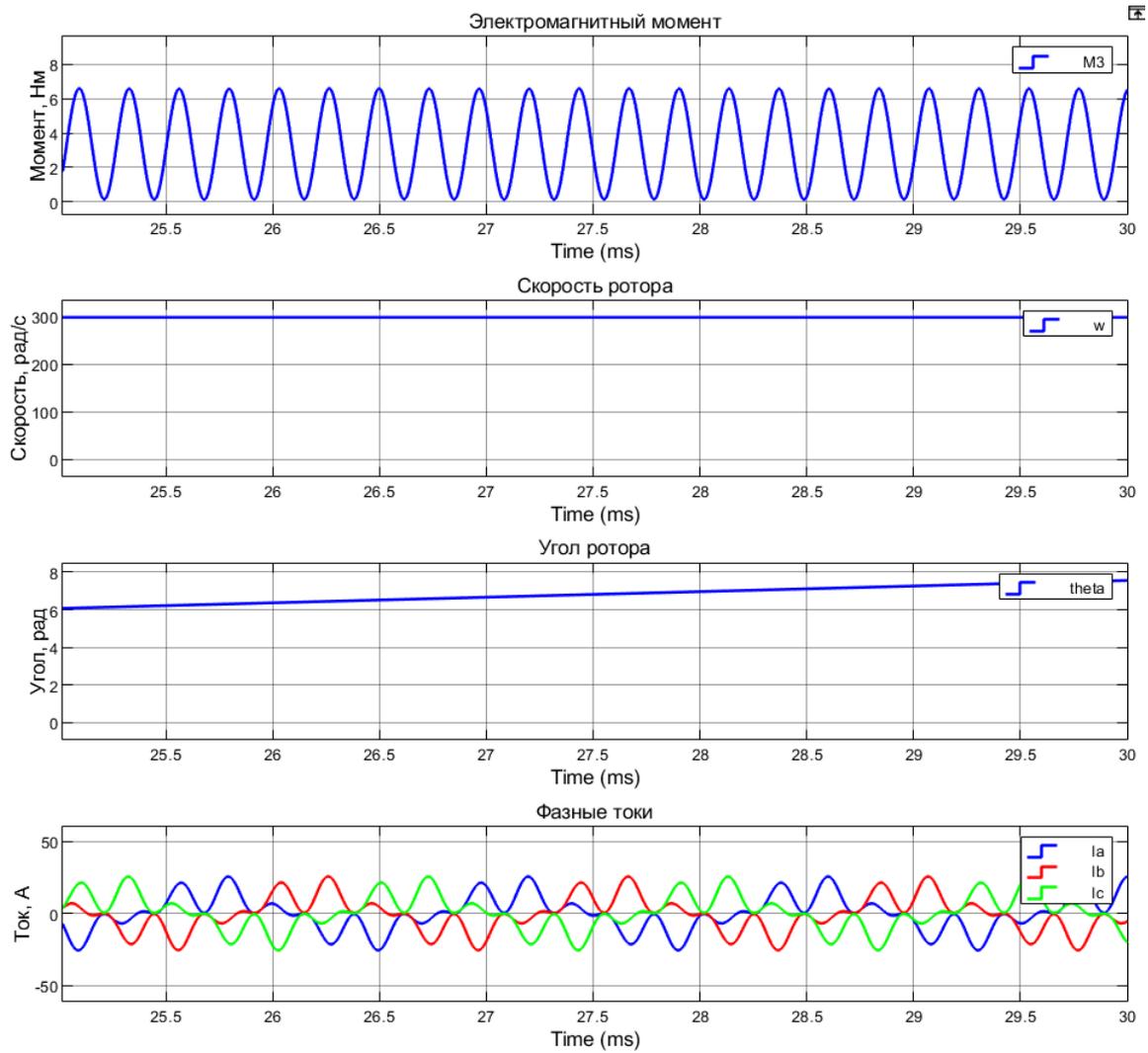


Рисунок 72 – Характеристики третьего модуля

На рисунке 73 приведены графики электромагнитных модулей, суммарный момент, а также момент нагрузки.

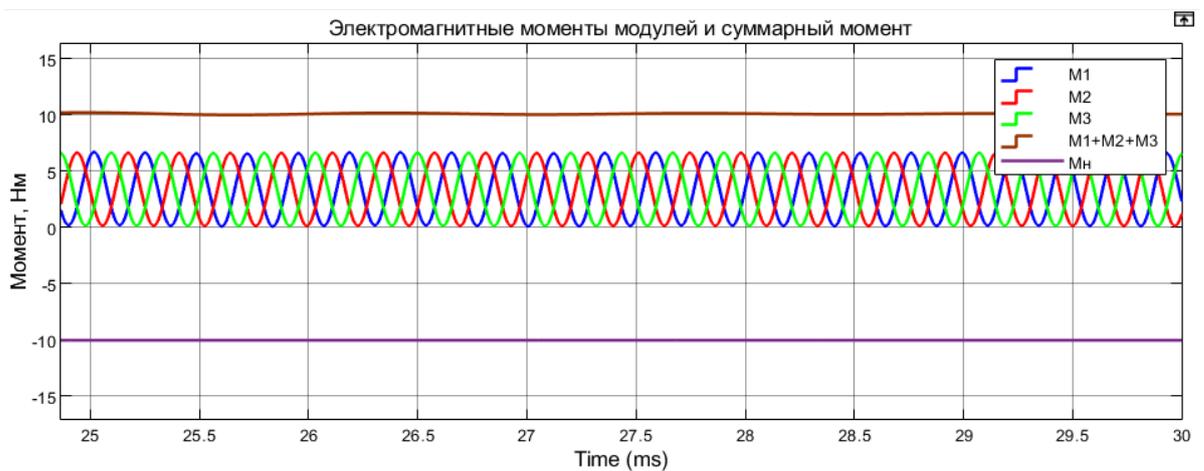


Рисунок 73 – Графики моментов модулей, суммарный момент и момент нагрузки

На рисунке 74 приведены графики фазных напряжений модулей.

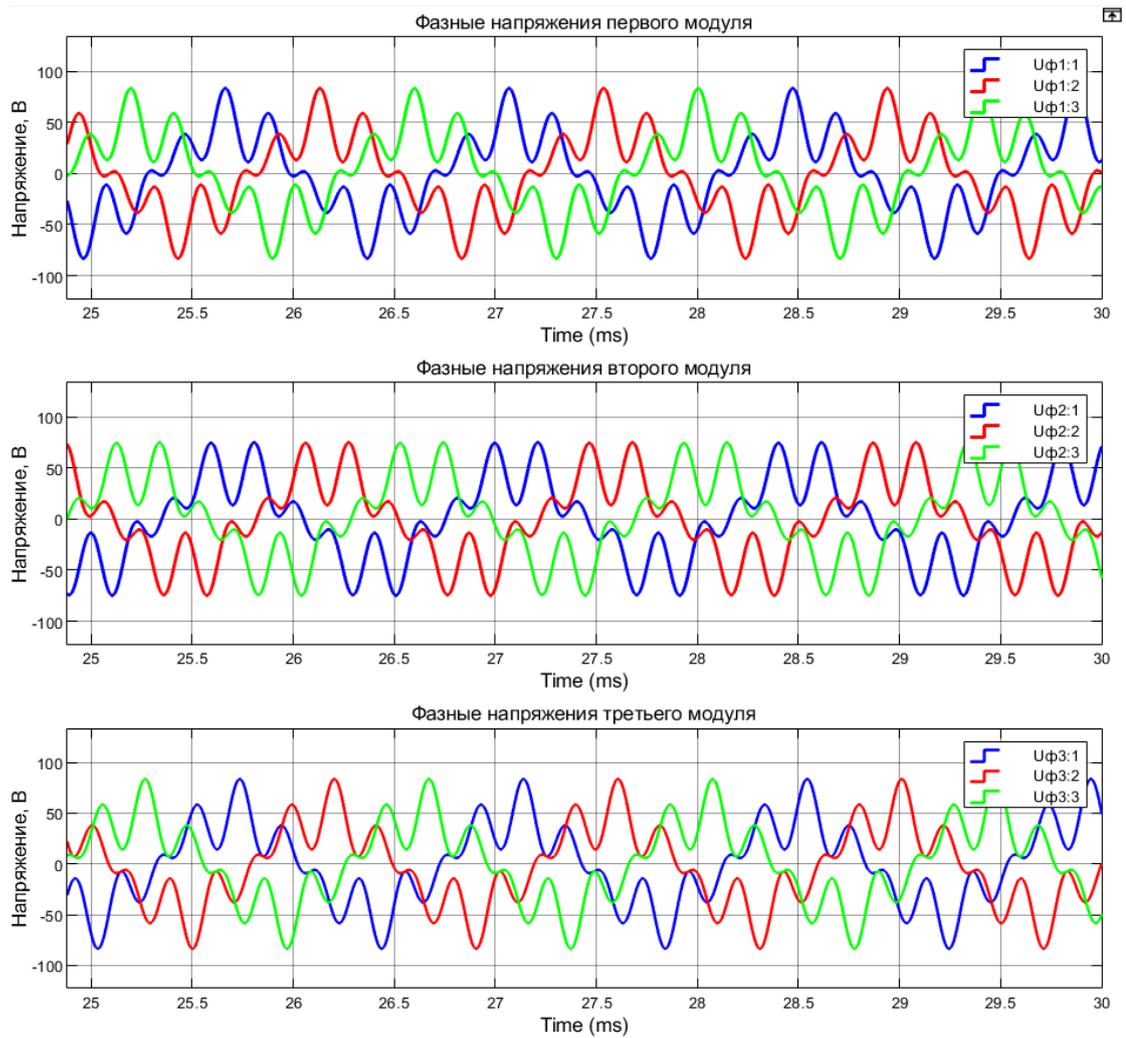
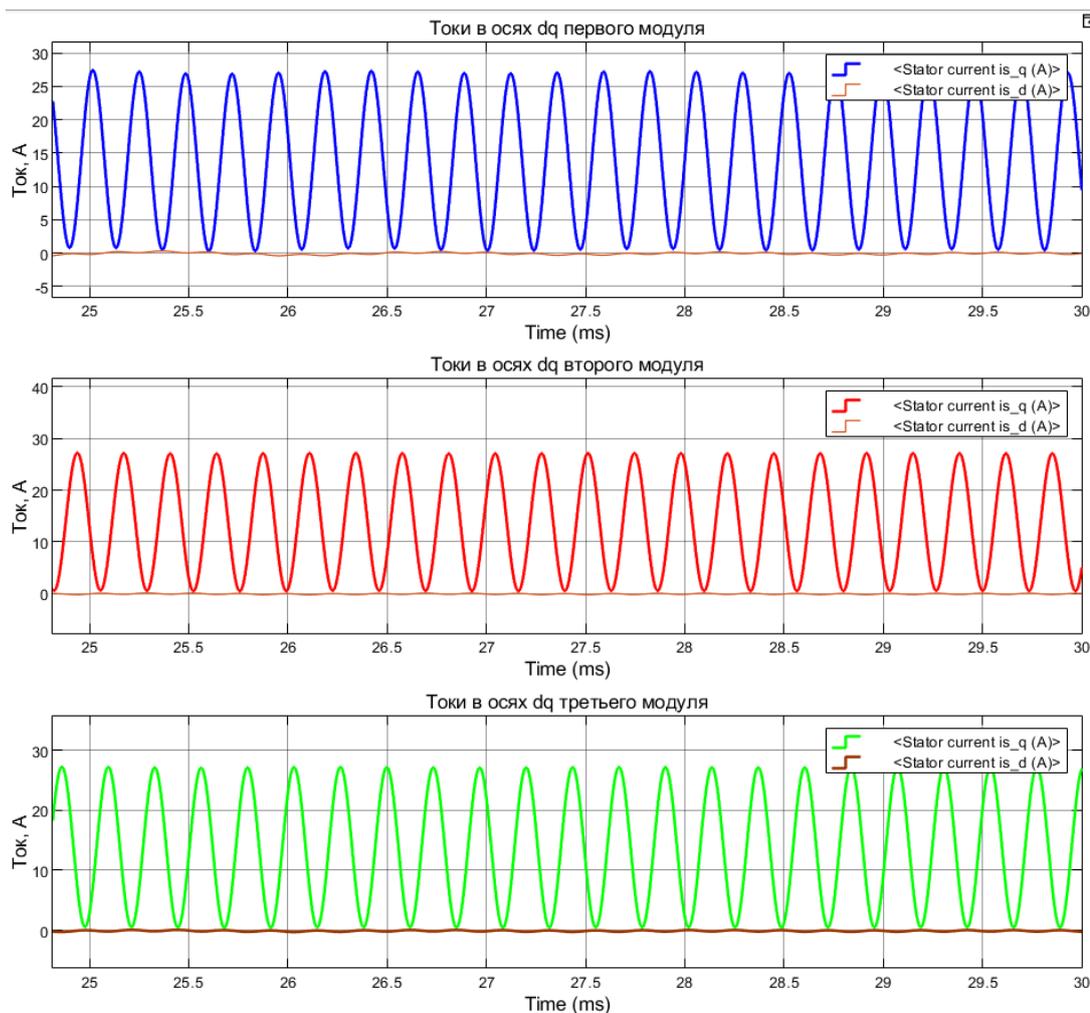


Рисунок 74 – Графики фазных напряжений модулей

Токи в осях dq представлены на рисунке 75.

Рисунок 75 – Графики токов в осях dq для модулей

Исходя из полученных результатов можно сделать вывод, что управление по предложенному подходу возможно осуществить. Электромагнитные моменты модулей изменяются по модифицированному гармоническому закону, суммарный момент модулей представляет собой постоянную величину и равен моменту нагрузки. Численные значения, полученные в ходе моделирования представлены в таблице 23.

Таблица 23 - Параметры полученные при имитационном моделировании

Параметр	Значение	Отклонение от результатов проектирования в разделе 2.4
Пиковый электромагнитный момент модуля, Нм	6,67	20% (5,54 Нм)
Действующее значение электромагнитного момента модуля, Нм	4,084	20,4% (3,39 Нм)

Среднее значение электромагнитного момента, Нм	3,384	21,3% (2,79 Нм)
Пиковое значение фазного тока модуля, А	27,08	22,4% (22,12 А)
Действующее значение фазного тока модуля, А	12,14	8,4% (11,2 А)
Суммарный момент модулей, Нм	10,07	-
Момент нагрузки, Нм	10,06	-
Частота вращения, об/мин	300	-

Полученные результаты моделирования показывают, что между результатами моделирования и результатами проектирования модуля наблюдаются довольно сильное расхождение в плане пикового фазного тока, протекающего в обмотке модуля ЭД. Данное расхождение влияет на величину электромагнитного момента развиваемого модулем. За счет большей величины пикового фазного тока в имитационной модели привод способен выдавать момент сопоставимый моменты при стандартном управлении с поддержанием постоянной величины момента.

3.2 Составление имитационной модели привода на основе векторной системы управления

Гораздо больший интерес представляет поведение привода при реализации векторного алгоритма широтно-импульсной модуляции (ШИМ). Функциональная схема системы управления с использованием векторного алгоритма ШИМ представлена на рисунке 76.

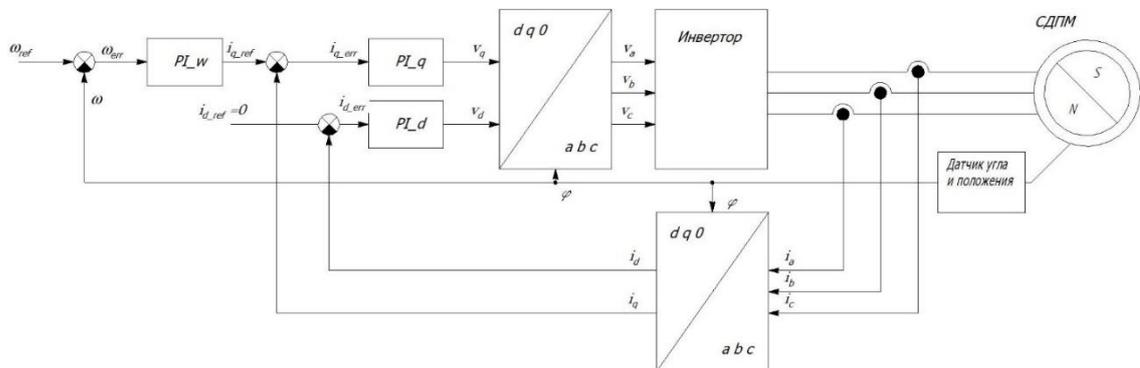


Рисунок 76– Функциональная схема системы управления с векторным регулированием токов

В случае применения модульного привода функциональная схема системы управления примет вид, представленный на рисунке 77. Для реализации изменения момента по модифицированному гармоническому закону вводится блок коррекции для задания квадратурного тока i_q на основе выражения (6).

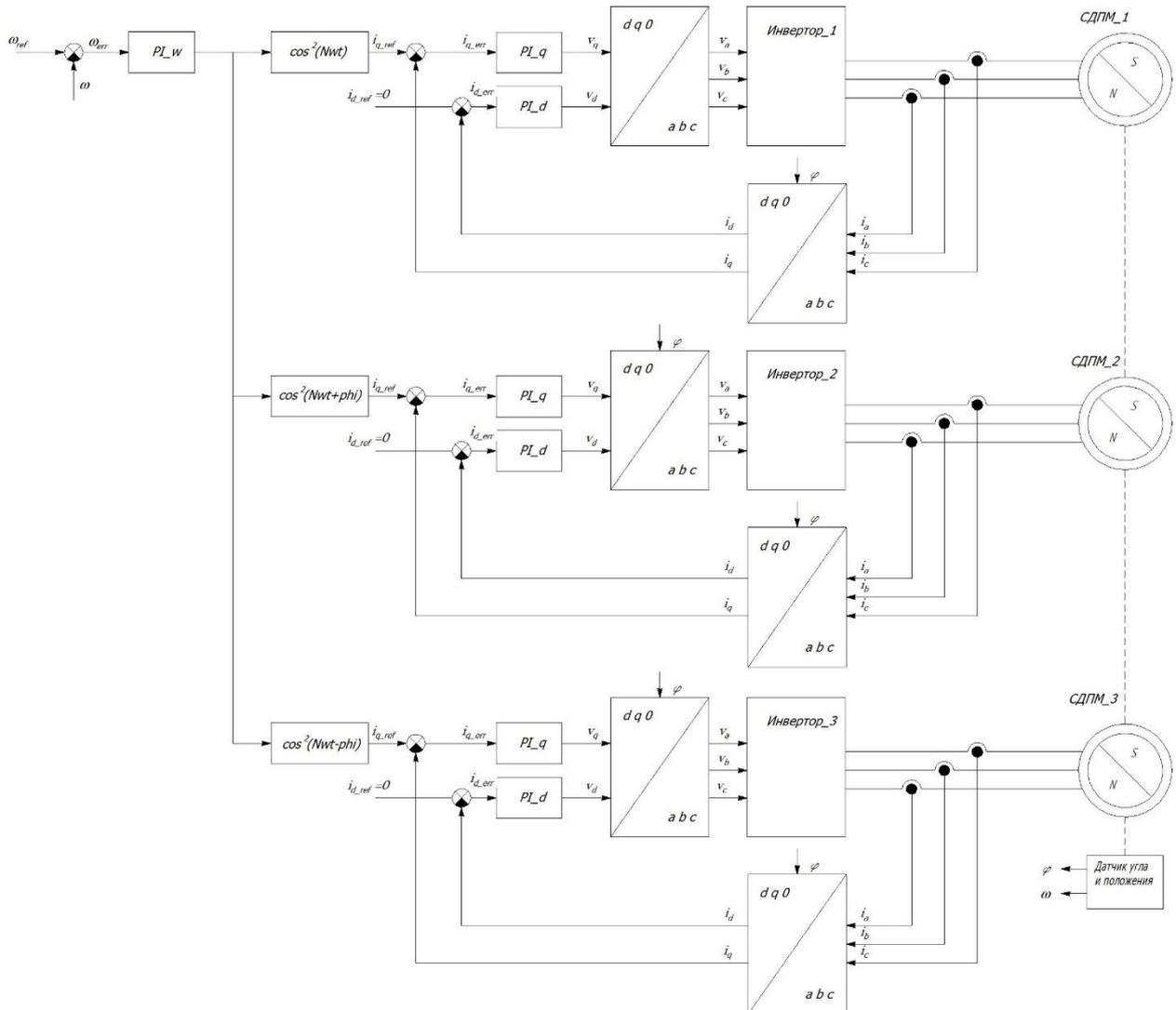


Рисунок 77– Функциональная схема системы управления с векторным регулированием токов для модульного привода

Имитационная модель данной структуры управления также реализована в ПО *MATLAB*. Внешний вид модели инвертора и СДПМ представлен на рисунке 78.

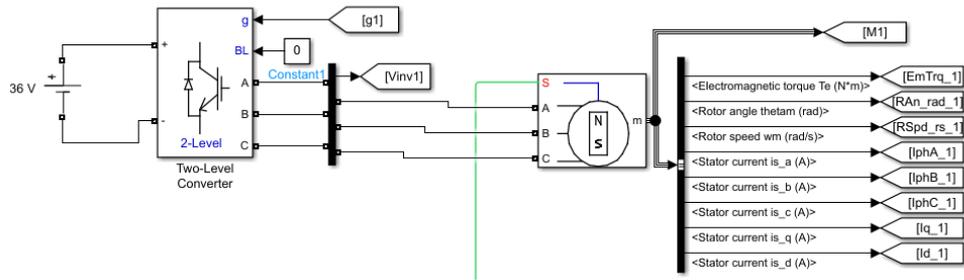


Рисунок 78 – Блок двигателя и инвертора

Для данной модели блок регулятора частоты вращения имеет отличие. В данном случае применяется ограничение интегральной составляющей регулятора. Когда выход регулятора достигает своего максимального или минимального значения из-за ограничений (например, физических ограничений оборудования), интегральная составляющая может продолжать накапливаться. Это может привести к тому, что после устранения причины насыщения выход регулятора будет долго "задерживаться" из-за большого значения интегральной составляющей, что нежелательно для многих процессов. Данный механизм, называемый в англоязычной литературе «*Antiwindup*» (предотвращение интегрального насыщения), обычно включает в себя обратную связь от выхода регулятора к интегральной составляющей, чтобы ограничить ее накопление при достижении насыщения.

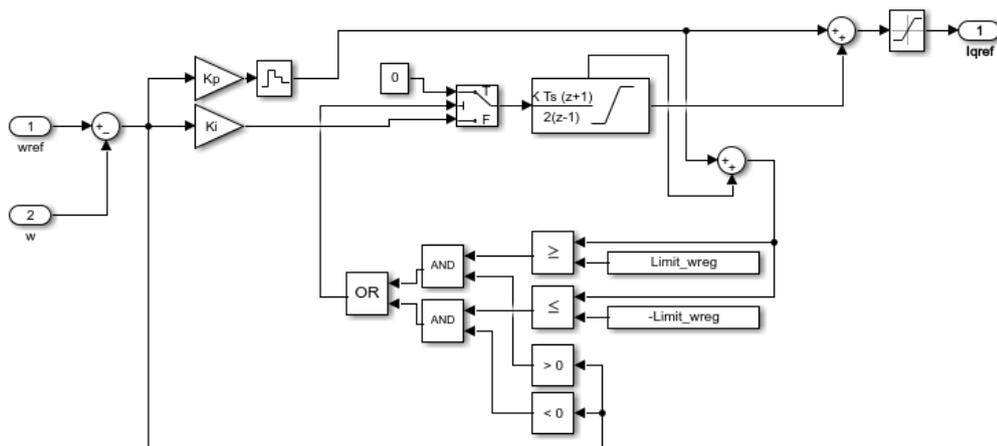


Рисунок 79 – Блок регулятора скорости

В предыдущей модели напряжения продольной и поперечной составляющей пересчитывались по системе уравнений для СДПМ с использованием параметров машины, таких как сопротивление фазных обмоток и индуктивность. В данном случае для определения заданий напряжений продольной и поперечной составляющей используются регуляторы тока рисунок 80.

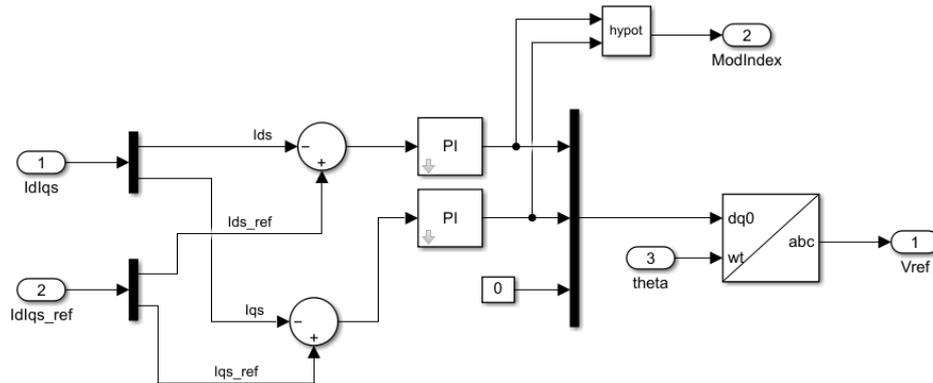


Рисунок 80 – Блок регулятора токов продольной и поперечной составляющей

Для формирования управляющих импульсов на силовые ключи инвертора используется блок «*SVPWM Modulator*» реализующий функцию векторного алгоритма ШИМ, рисунок 81. На вход блока поступают задания фазных напряжений, на выходе блока формируются импульсы для силовых ключей определенной длительности.

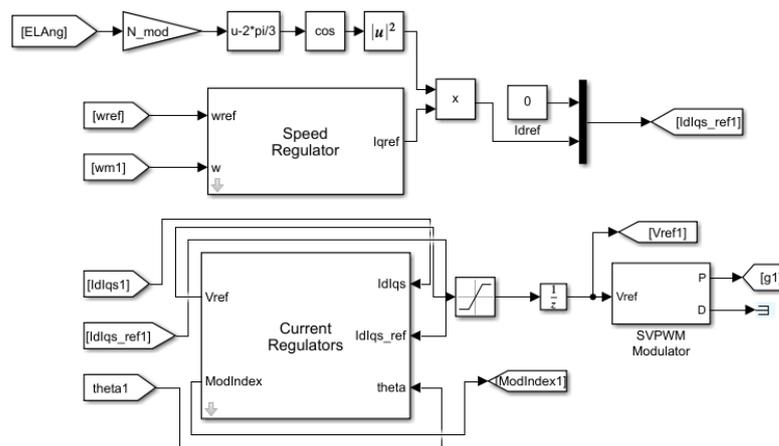


Рисунок 81 – Блок регуляторов и векторной ШИМ

Общий вид модели модульного привода представлен на рисунке 82.

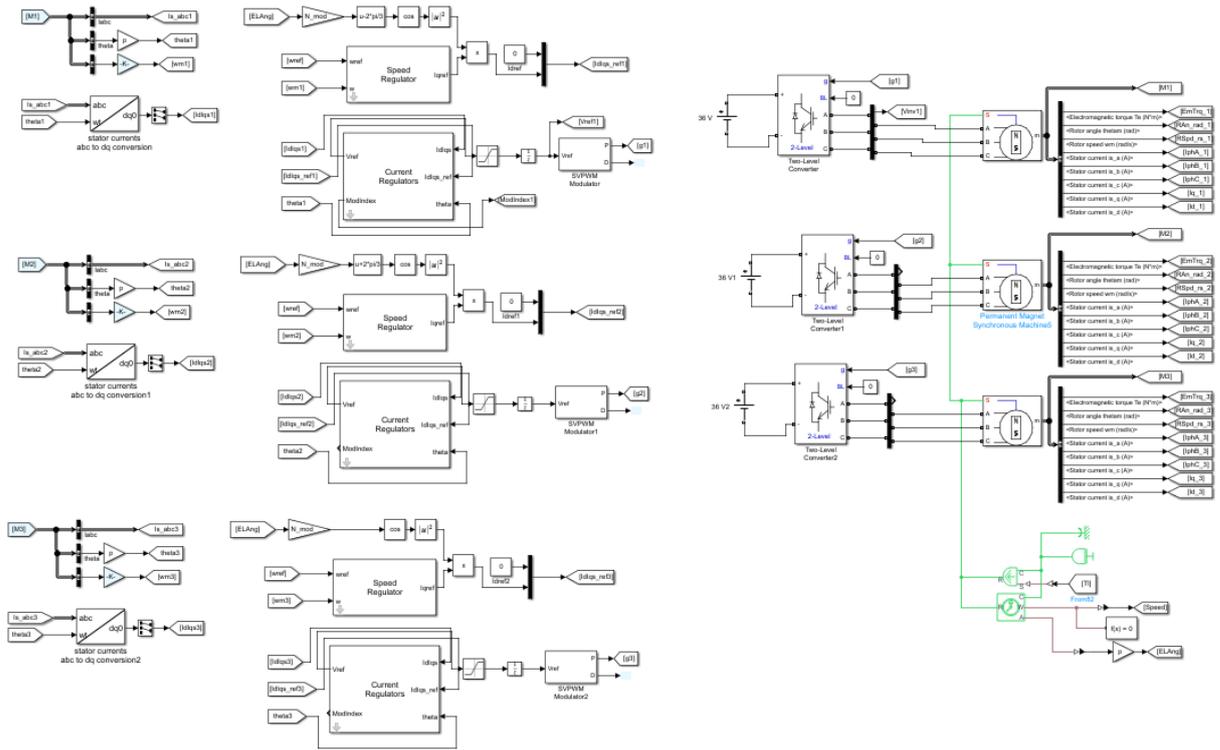


Рисунок 82 – Общий вид модели

На рисунках 83–85 представлены характеристики электромагнитных моментов модулей, скорость вращения, угол и фазные токи в обмотках.

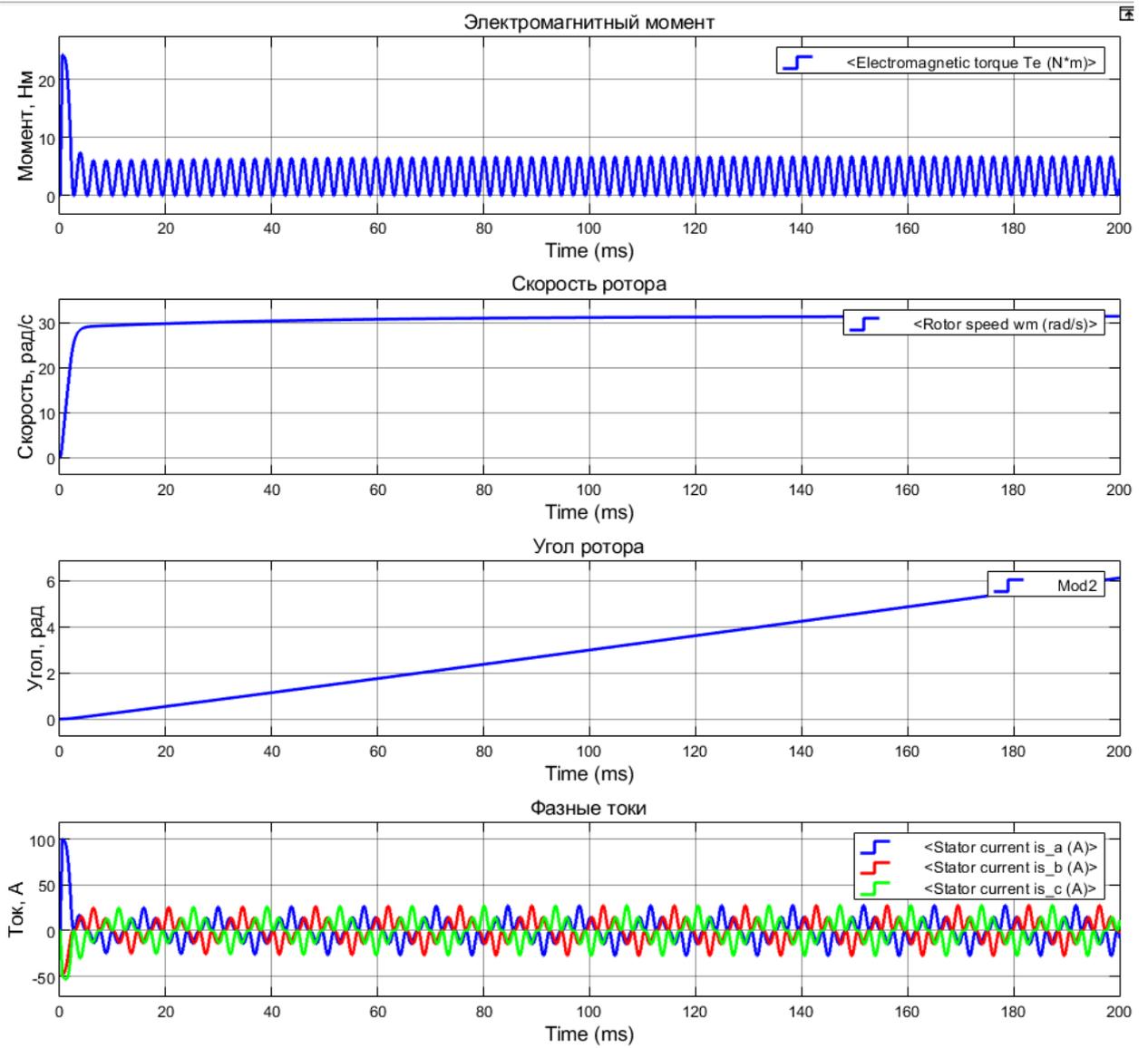


Рисунок 83 – Графики характеристик первого модуля

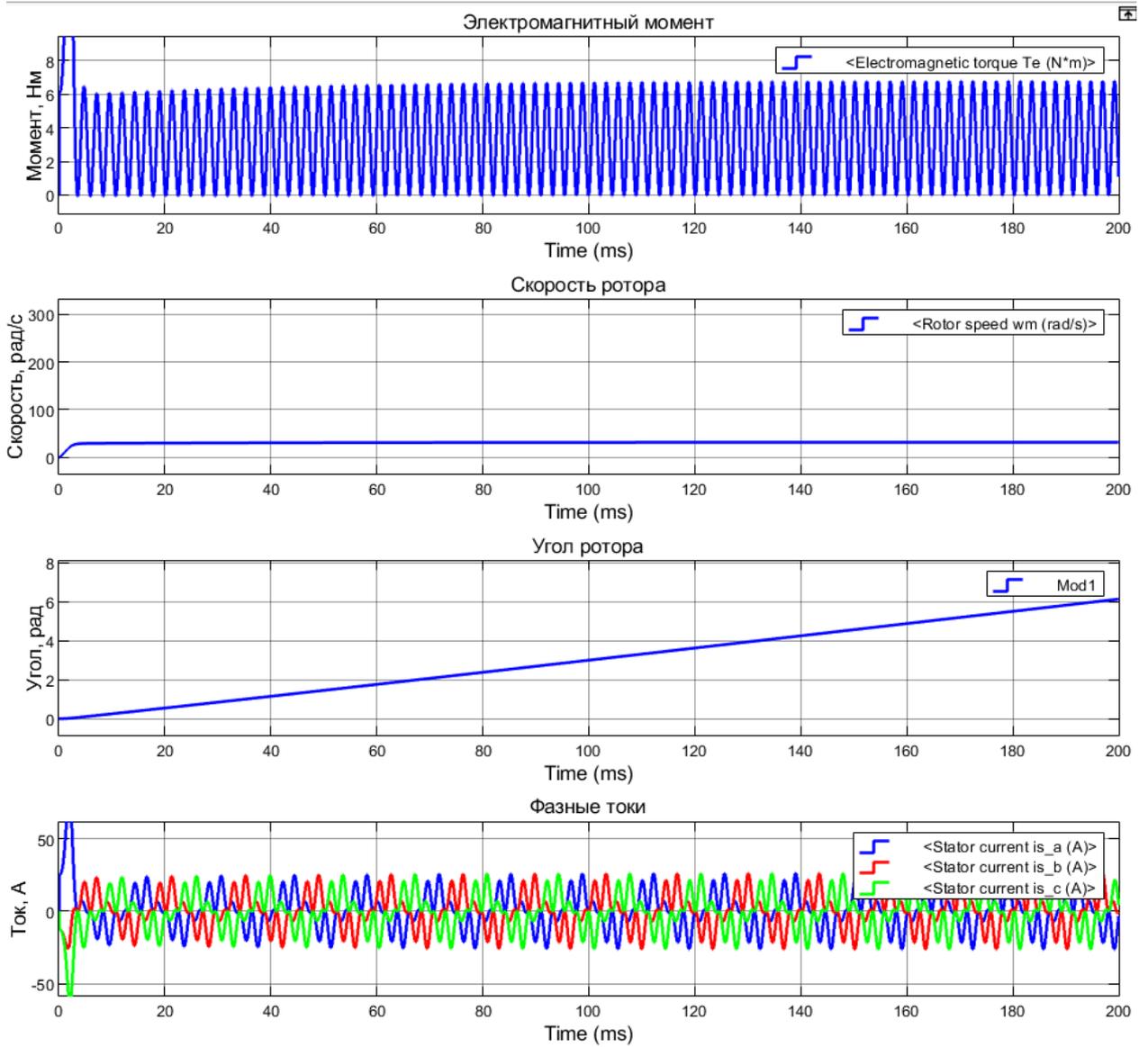


Рисунок 84 – График характеристик второго модуля

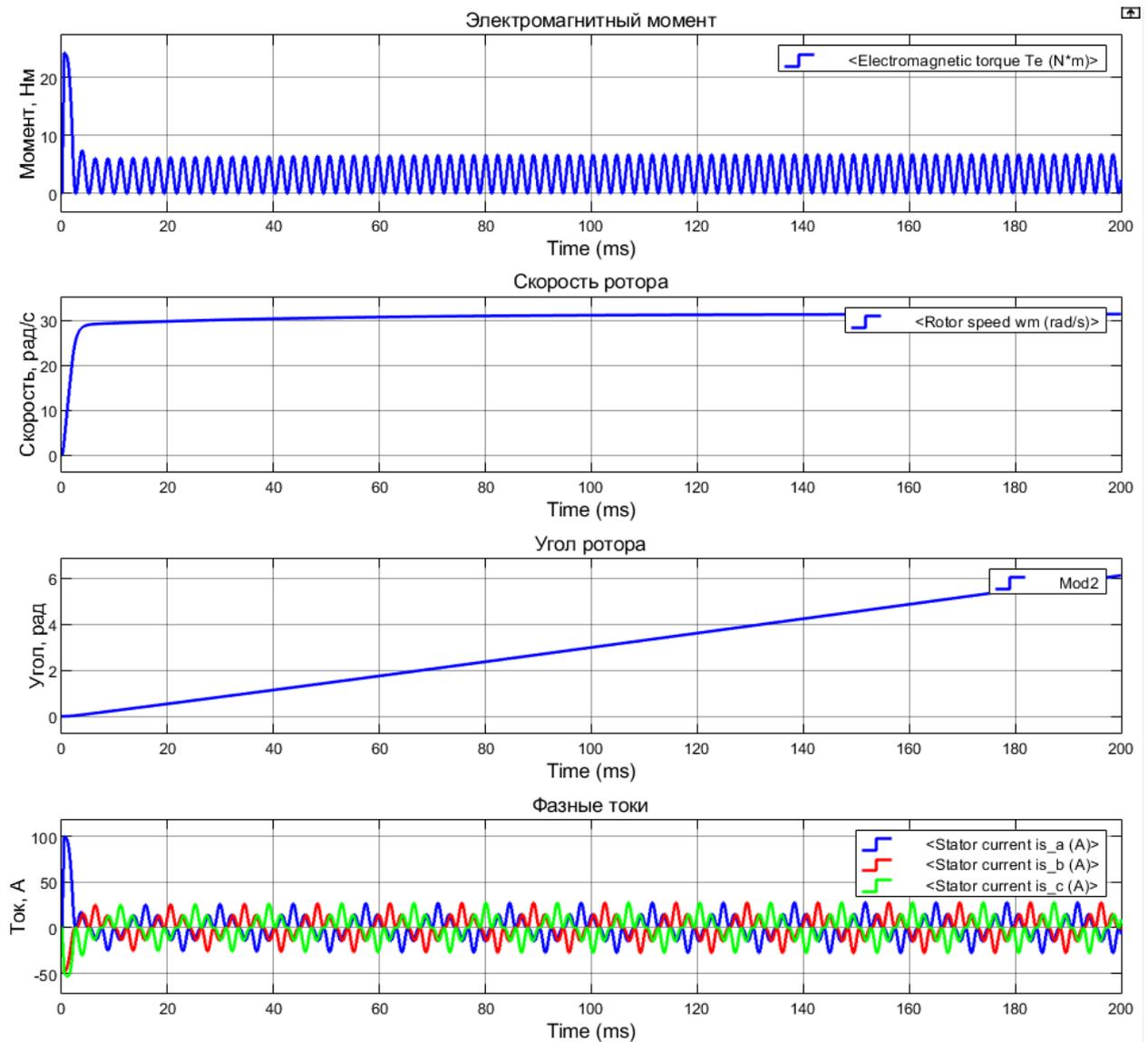


Рисунок 85 – График характеристик третьего модуля

По полученным графикам можно сделать вывод что модульный привод также работоспособен при реализации векторного алгоритма ШИМ. Формы изменения электромагнитных моментов модулей и формы фазных токов в обмотках соответствуют предыдущим результатам моделирования.

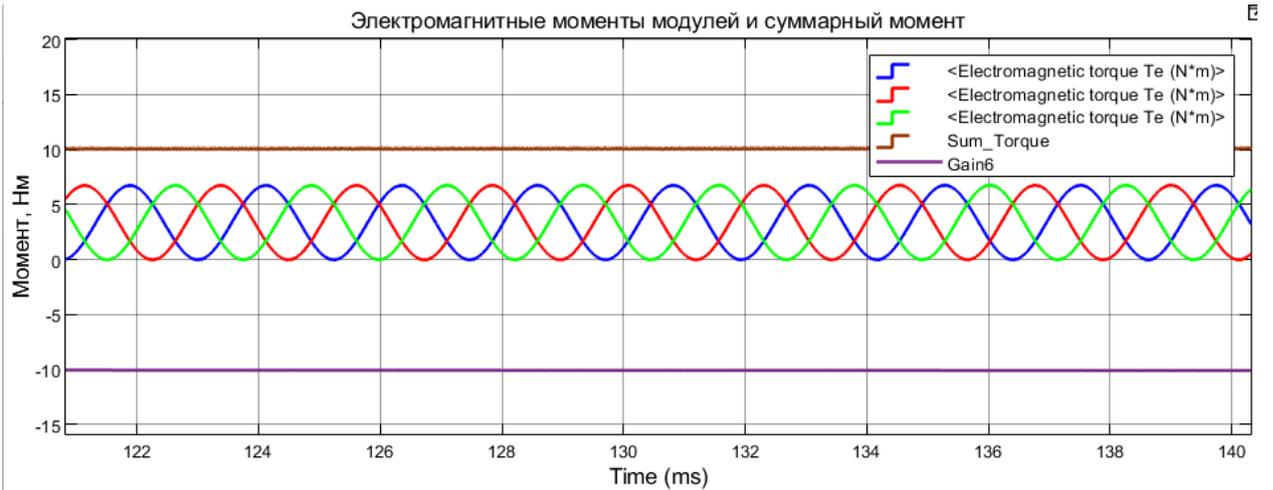


Рисунок 86 – График моментов модулей, момента нагрузки и суммарного электромагнитного момента

Графики токов в осях dq для модулей представлены на рисунке 87

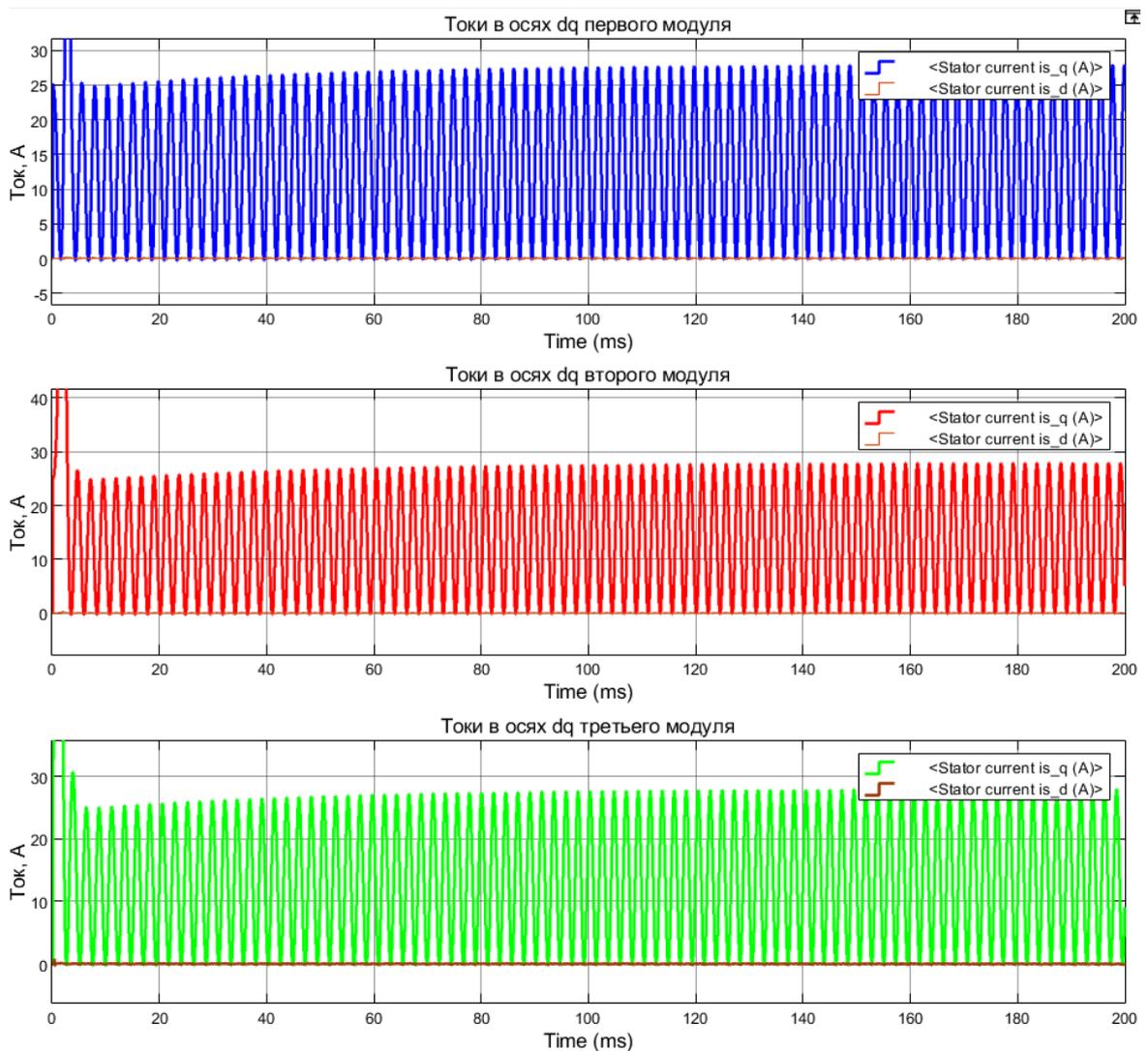


Рисунок 87 – График токов в осях dq модулей

Численные результаты имитационного моделирования представлены в таблице 24.

Таблица 24 – Результаты имитационного моделирования модульного электропривода

Параметр	Значение	Отклонение от результатов проектирования в разделе 2.4
Пиковый электромагнитный момент модуля, Нм	6,79	22,5% (5,54 Нм)
Действующее значение электромагнитного момента модуля, Нм	4,146	22,3% (3,39 Нм)
Среднее значение электромагнитного момента, Нм	3,376	21% (2,79 Нм)
Пиковое значение фазного тока модуля, А	26,37	19,2% (22,12 А)
Действующее значение фазного тока модуля, А	12,48	11,42% (11,2 А)
Суммарный момент модулей, Нм	10,15	-
Момент нагрузки, Нм	10,14	-
Частота вращения, об/мин	300	-

Численные результаты моделирования так же, как и в предыдущем случае показывают расхождение значений пикового фазного тока модуля относительно результатов проектирования модуля в разделе 2.4, и как следствие расхождение в величине пикового момента. При векторном способе управления с применением подхода по изменению момента по гармоническому закону момент развиваемый модульным приводом составляет 10,15 Нм.

Выводы к третьей главе

Разработаны имитационные модели модульного привода на основе системы уравнений для СДПМ и имитационная модель модульного привода с системой управления на основе векторного алгоритма ШИМ.

Результаты моделирования подтверждают возможность реализации модульного привода по предложенному подходу изменения электромагнитных моментов модулей по модифицированному гармоническому закону, а также достижения итоговой величины момента нагрузки 10,15 Нм.

При этом наблюдается расхождение в численных значениях между результатами моделирования и результатами проектирования при управлении по предложенному способу. Ключевое расхождение наблюдается в величине пикового фазного тока – 20%. Это расхождение как следствие ведет к изменению величин пикового электромагнитного момента модуля.

Глава 4. Разработка макетного образца модульного безредукторного электропривода

4.1 Конструкция макетного образца модульного безредукторного электропривода

Конструкция модульного привода включает в себя сборку из трех статоров и роторов, помещенных в один корпус. Ввиду обращенной конструкции модулей СДПМ, статора располагаются на одном валу. А ротора стыкуются между собой, образуя единый корпус. 3Д модель конструкции модульного электропривода и его поперечное сечение представлено на рисунке 88 и 89.

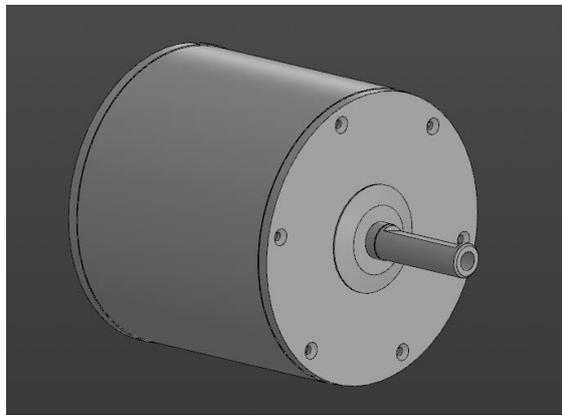


Рисунок 88 – 3Д модель модульного привода

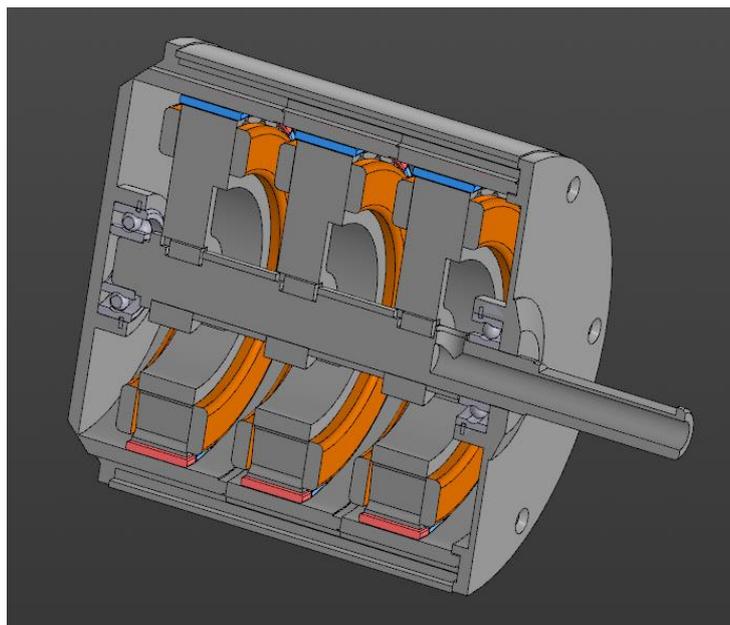


Рисунок 89 – Поперечное сечение

В рамках данного проекта ЭД осуществляется разработка уникальной конструкции, в которой три магнитопровода статора интегрированы в одну единую систему, расположенную на общем валу. На одном конце вала предусмотрено специальное посадочное место для установки подшипника, а также упор, который обеспечивает надежную фиксацию магнитопровода статора в его конечном положении. Чтобы гарантировать плотную посадку статора и свести к минимуму радиальный люфт, применяется шпоночное соединение между статором и валом.

Для точного поддержания заданных расстояний между магнитопроводами статора используются специально разработанные приставочные втулки. На противоположной стороне расположена втулка, задачей которой является осевая фиксация замыкающего статора, гарантируя тем самым стабильность всей конструкции. Важной особенностью вала является наличие несквозного торцевого отверстия, предназначенного для прокладывания фазных приводов, а также проводов датчиков Холла и термопар, что способствует оптимизации проводки и улучшению общей компоновки системы.

Конструктивное решение роторов также заслуживает внимания. Один из роторов оборудован задней стенкой с внутренним посадочным местом под подшипник, обеспечивая таким образом дополнительную поддержку и стабильность. Ротора выполнены с торцевыми расточками, что позволяет надежно фиксировать их относительно друг друга. Замыкающий ротор оснащен отверстиями для монтажа щита, который, в свою очередь, оказывает давление на замыкающую муфту, усиливая тем самым прочность всей конструкции в осевом направлении. Дополнительно, в конструкцию включен внешний кожух, который выполняет функцию фиксации роторов, также в осевом направлении, обеспечивая тем самым их надежное положение и стабильную работу в течение всего срока службы устройства. Этот комплексный подход к проектированию не только улучшает эффективность работы двигателя, но и значительно повышает его надежность и долговечность.

На рисунке 90 представлены составные части модульного привода перед сборкой.

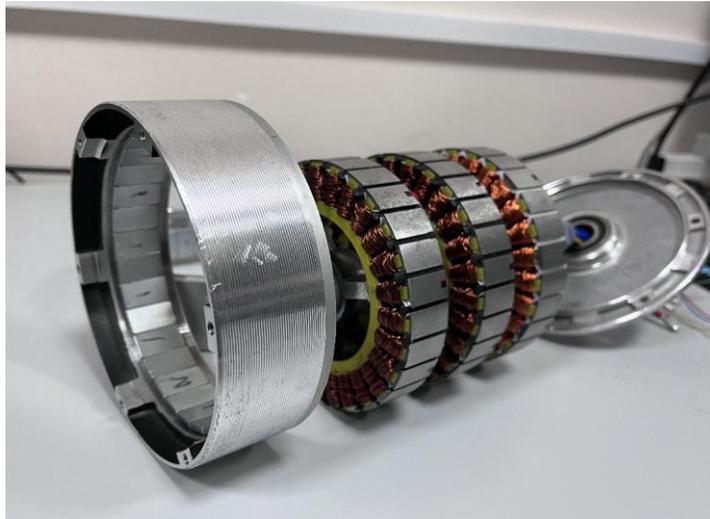


Рисунок 90 – Составные части модульного привода

Процесс сборки данного ЭД является сложным и многоэтапным, требующим точного выполнения каждого шага в строго определенной последовательности. Первоначально, после тщательной намотки обмоток на статоры и аккуратного склеивания магнитов, формируются готовые модули статоров и роторов. Эти модули представляют собой ключевые компоненты двигателя, каждый из которых должен быть изготовлен с высокой степенью точности и качества.

В следующем этапе статоры устанавливаются на вал. В этом процессе особое внимание уделяется выравниванию статоров и их точной фиксации. Между статорами размещаются проставочные втулки, которые обеспечивают необходимое расстояние между ними и гарантируют равномерное распределение магнитного поля. Затем собранный комплекс статоров вместе с валом помещается в ротор, который оснащен стенкой с посадочным местом под подшипник. Это обеспечивает дополнительную механическую поддержку и устойчивость всей сборке.

После установки первого ротора производится монтаж последующих роторов. Каждый ротор должен быть точно установлен и зафиксирован относительно других, чтобы обеспечить синхронизацию их вращения. В конце сборки устанавливается замыкающая втулка, которая играет критическую роль в обеспечении осевой стабильности конструкции. Следующий шаг - прокладывание

проводов через внутреннее отверстие вала, что требует особой аккуратности для избегания повреждений проводки.

Завершающим этапом сборки является монтаж внешнего кожуха, который обеспечивает дополнительную защиту и укрепляет структурную целостность двигателя. Последний штрих - установка подшипникового щита, который надежно стягивает и фиксирует всю конструкцию, гарантируя её прочность и надежную работу в течение длительного времени. Таким образом, каждый этап сборки выполняется с высокой степенью внимания к деталям и точности, обеспечивая высокое качество и надежность готового ЭД.

4.2 Механический анализ конструкции вала модульного электропривода

При возникновении электромагнитного момента, создаваемого в процессе протекания тока в обмотках СДПМ, возникает реактивный момент, противоположный направлению вращения ротора воздействующий на статор, вал и соответственно на опорную конструкцию. В результате этого явления при предложенном способе управления, когда моменты модулей изменяются во времени, будет создаваться разность моментов между модулями, которая будет приводить к скручиванию вала.

Для проведения механического анализа конструкции вала на скручивание геометрия вала со статорами импортировалась в программный комплекс Ansys Workbench с использованием инструмента «*Transient Structural*», который позволяет моделировать и анализировать динамические процессы в структурных системах, подверженных временным нагрузкам или изменяющимся во времени внешним воздействиям. Этот раздел специализируется на расчетах временных динамических ответов, таких как деформации, напряжения, скорости и ускорения, которые возникают в структуре в ответ на временные нагрузки, например вибрации, удары, циклические нагрузки и т. д.

На рисунке 91 представлена модель вала, с установленными статорами. В качестве механической нагрузки к поверхности статора приложен крутящий момент. На участок вала, предназначенный для крепления к опорной структуре приложен инструмент «*Fixed Support*», которое задает условие полной фиксации (запрет движения) на определенной грани или поверхности модели.

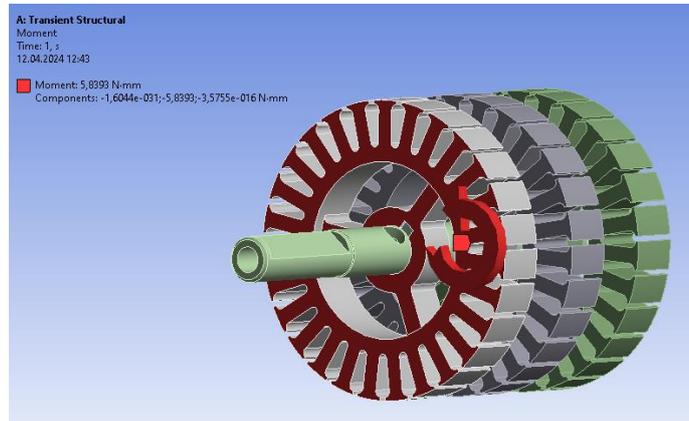


Рисунок 91 – Модель вала с установленными статорами в программном комплексе Ansys Workbench

На рисунке 92 представлена модель с построенной на ней расчетной сеткой.

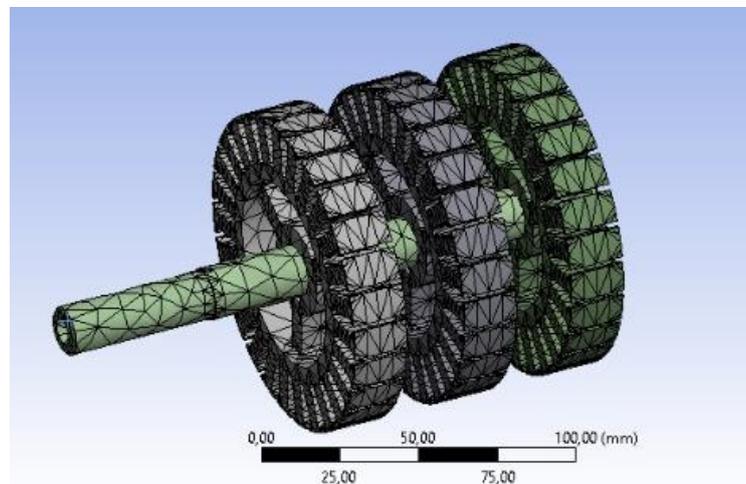


Рисунок 92 – Модель вала с расчетной сеткой

Значение приложенного к статорам моментов выражено в разделе Magnitude с использованием выражения модифицированного гармонического закона, рисунок 93.

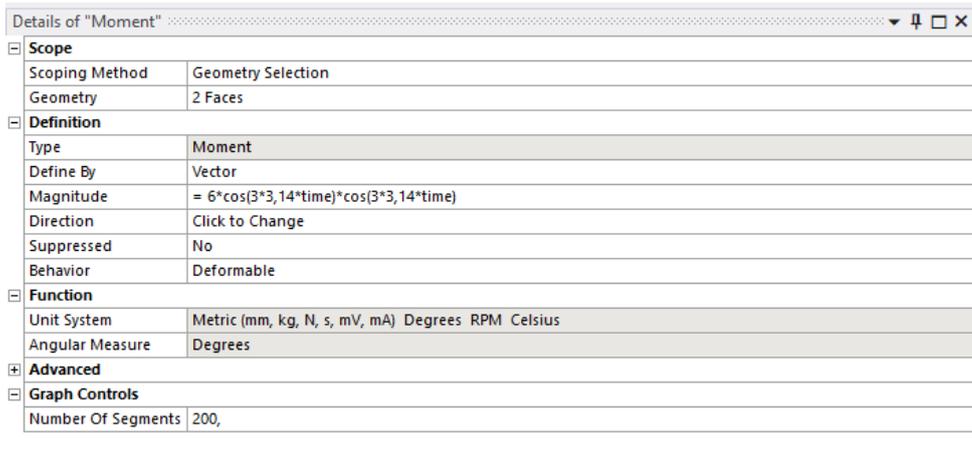


Рисунок 93 – Настройки момента нагрузки

На рисунке 94 представлены графики изменения момента. Для расчета использовался ограниченный участок изменения моментов для ускорения процесса расчета.

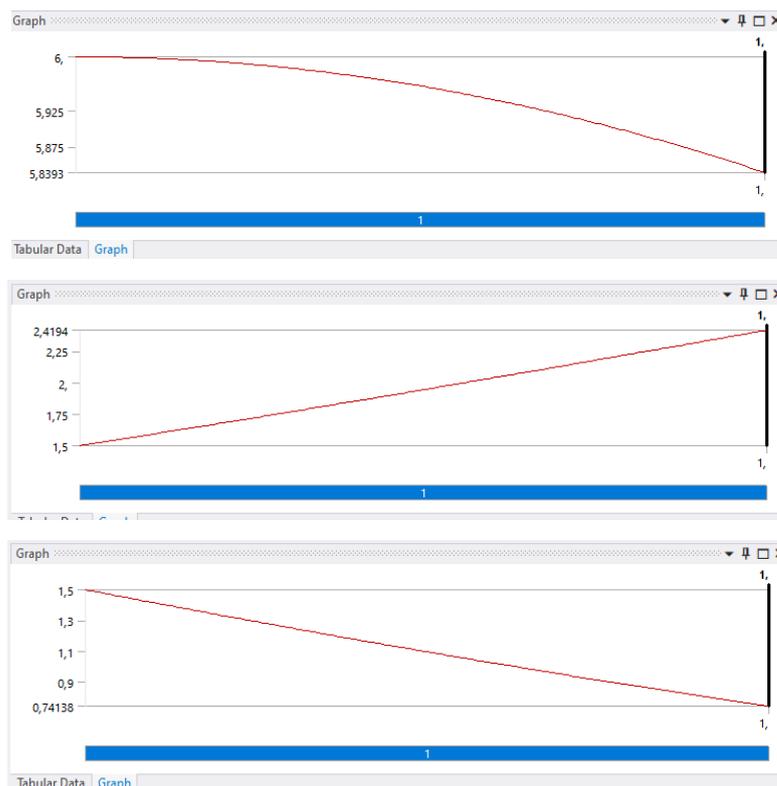


Рисунок 94 – Графики изменения момента

В процессе проведения механического расчета в программном комплексе Ansys Workbench, проведен анализ "*total deformation*", который представляет собой

оценку общей деформации структуры под действием внешних нагрузок или воздействий. Результаты расчета конструкции вала представлены на рисунке 95.

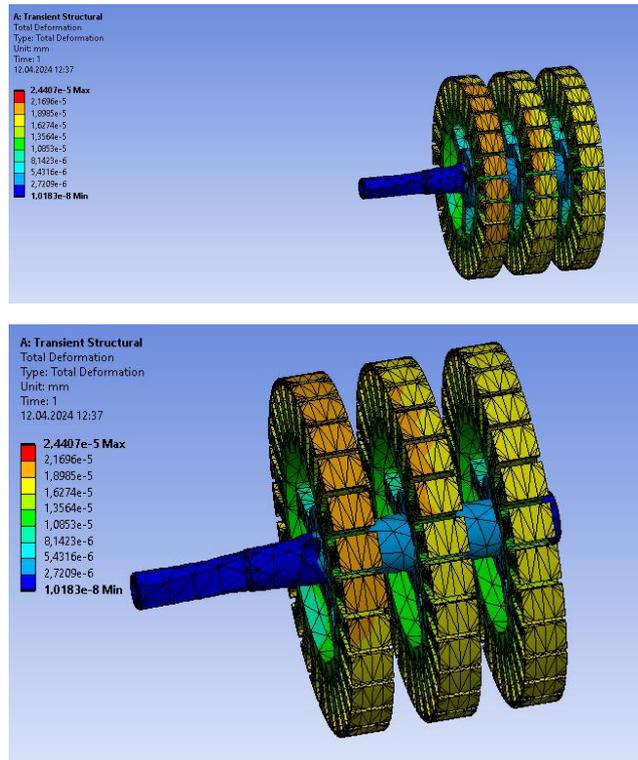


Рисунок 95 – Оценка общей деформации структуры

Кроме анализа общей деформации проведен анализ "*equivalent elastic strain*", который представляет собой анализ эквивалентной упругой деформации, рисунок 96, анализ эквивалентного напряжения «*equivalent stress*», рисунок 97.

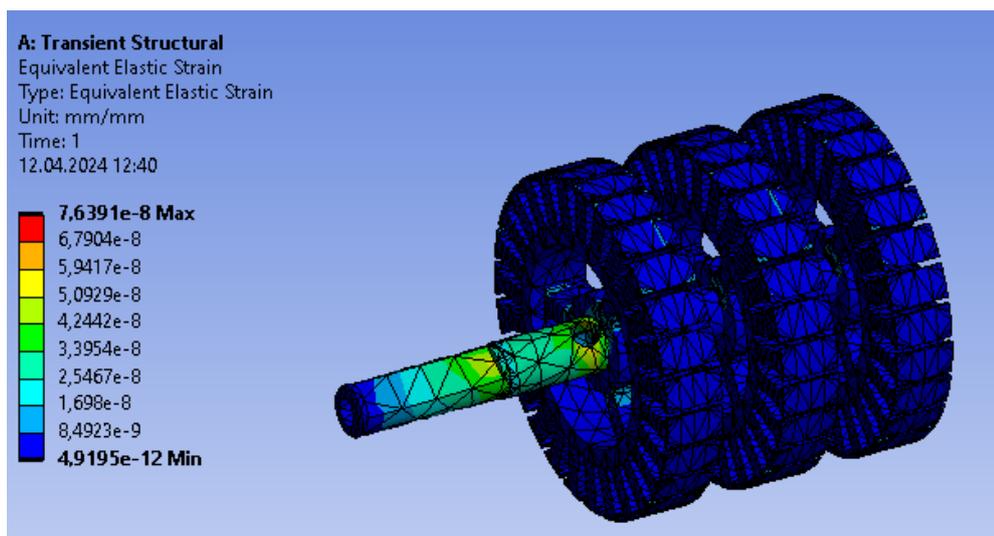


Рисунок 96 – Анализ эквивалентной упругой деформации

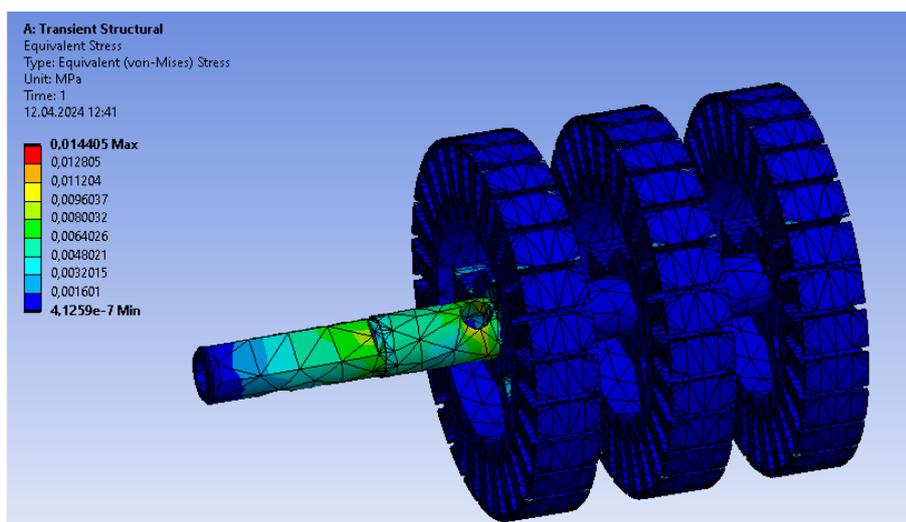


Рисунок 97 – Анализ эквивалентного напряжения

Исходя из анализ общей деформации максимальное смещение (деформация) составляет $2,44e-5$ мм (24,4 микрометра). Для структурных деформаций это довольно небольшое значение и в контексте данной конструкции может считаться приемлемым. При этом наибольшее распределение деформации наблюдается на статоре в месте приложения момента. Также можно отметить, что распределение деформации между статорами не одинаково и не равномерно. При этом вал также подвергается деформации, максимальное смещение составляет $2,72e-6$ мм (2,72 микрометра), что также может считаться приемлемым значением.

При анализе эквивалентной упругой деформации можно отметить, что деформации подвергается участок вала между точкой фиксации и первым модулем. Данные деформации могут быть обусловлены конструкцией вала, имеющей отверстия для вывода концов обмоток, вследствие чего на данном участке вала меньше материала и меньше прочность. Анализ эквивалентной упругой деформации показывает, что максимальное смещение на данном участке составляет $7,64e-8$ мм, что является приемлемым значением. Анализ эквивалентного напряжения показывает, что на данном участке максимальное напряжение составляет 0,0144 Мпа и является довольно низким значением.

Таким образом в ходе механического анализа конструкции вала со статорами были получены значения общей и эквивалентной упругой деформации, эквивалентного напряжения. Полученные значения является довольно низкими и

свидетельствуют о прочности рассматриваемой конструкции. Применение предложенного способа управления, при котором электромагнитные моменты модулей изменяются по модифицированному гармоническому закону, в контексте данной конструкции, не приведет к избыточным напряжениям и деформациям в конструкции вала со статорами.

Полученные значения общей и эквивалентной упругой деформации, а также эквивалентного напряжения, характерны исключительно для приведенной конструкции вала со статорами. При проектировании модульного привода повышенной мощности и оптимизации конструктивных элементов привода в контексте снижения общей массы проблема прочности конструктивных элементов является ключевой. Проведение механического анализа является критическим этапом в процессе проектирования модульного электропривода, поскольку разница между электромагнитными моментами действительно может привести к скручиванию и поломке вала.

Кроме анализа деформации и напряжений также был проведен анализ усталости (*fatigue analysis*) - процесс оценки поведения материала или конструкции под воздействием повторяющихся нагрузок или циклических нагрузок. Этот анализ позволяет определить количество циклов нагрузки, которое материал может выдержать, прежде чем возникнут повреждения или разрушение. В ходе анализа оценивались срок службы (*Life*), рисунок 98, повреждение (*Damage*), рисунок 99, и коэффициент безопасности (*Safety factor*), рисунок 100.

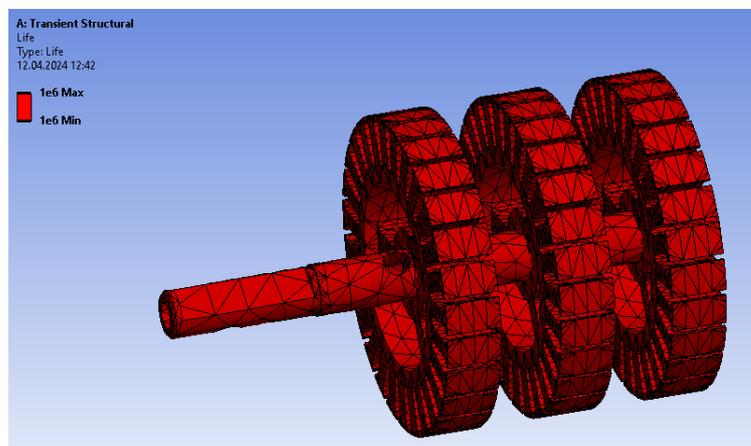


Рисунок 98 – Анализ срока службы

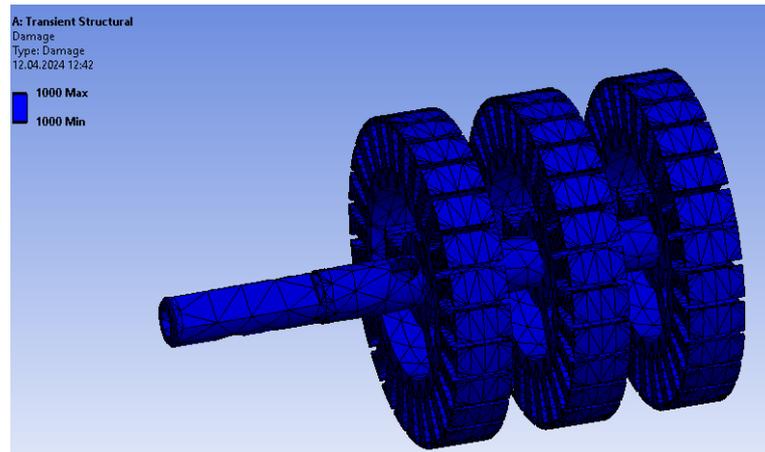


Рисунок 99 – Анализ повреждений

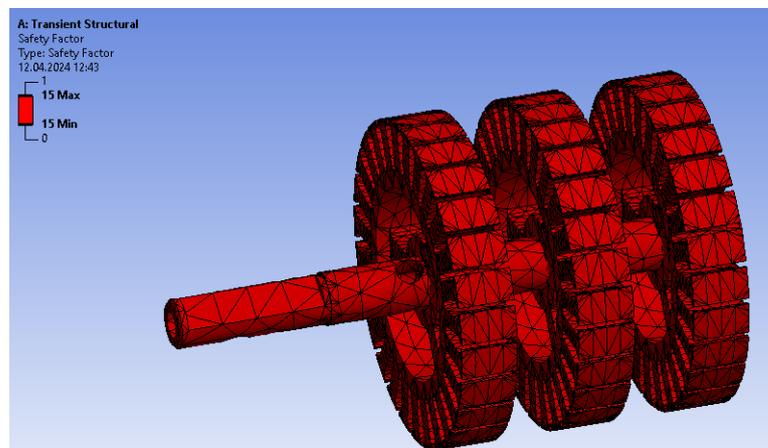


Рисунок 100 – Анализ коэффициента безопасности

Показатели " $1e6 \max$ " и " $1e6 \min$ " на картине распределения срока службы обозначают максимальное и минимальное значение срока службы в циклах нагрузки. Это количество циклов нагрузки, которые материал или конструкция может выдержать до того, как возникнут повреждения или разрушение. Таким образом данные значения показывают, что в конструкции не наблюдается наличие критических участков, требующих дополнительного внимания или усиления.

Показатели " $1000 \min$ " и " $1000 \max$ " на картине распределения повреждений обозначают максимальное и минимальное значение повреждений, которые приведут к отказу (снижение срока службы до 0). Таким образом данная картина распределения повреждений показывает, что в конструкции отсутствуют ярко выраженные участки, подверженные повреждениям.

Показатели "15 min" и "15 max" на картине распределения коэффициент безопасности, показывают, что для появления повреждений в определенной области необходимо приложить нагрузку, превышающую номинальную в 15 раз. Таким образом для появления повреждений момент приложенный к статорам и валу должен составлять ≈ 90 Нм.

Таким образом анализ усталости показывает, что рассматриваемая конструкция обладает достаточной прочностью. Возможно, данная прочность является избыточной и возможно проведение оптимизации конструкции с целью снижения массы конечного изделия.

Однако, как и в случае анализа деформации и напряжений в конструкции, полученные значения в ходе анализа применимы только к рассматриваемой конструкции. И проведение анализа усталости также является необходимым этапом в ходе проектирования модульного электропривода, для обеспечения надежности конструкции.

Таким образом проведен механический анализ деформаций и напряжений, которые могут возникнуть на валу модульного привода. Анализ общей деформации показывает максимальное смещение 24,4 микрометра в области статора и 2,72 микрометра в области вала между модулями. Анализ эквивалентной упругой деформации показывает максимальное смещение на участке вала между областью фиксации и статором первого модуля $7,64 \cdot 10^{-8}$ мм. Анализ эквивалентного напряжения показывает, что на данном участке максимальное напряжение составляет 0,0144 Мпа. Таким образом в рассматриваемой конструкции вала не возникает сильных деформаций и напряжений, которые могут привести к повреждению конструкции.

Также проведен анализ усталости, который показывает, что рассматриваемая конструкция обладает достаточной прочностью и при предложенном способе управления с изменением электромагнитных моментов модулей по модифицированному гармоническому закону не приведет к снижению сроку службы и появлению повреждений.

4.3 Описание системы управления модульным приводом

Электронный блок управления для электропривода включает в себя несколько основных компонентов, каждый из которых играет важную роль в управлении и регулировке работы двигателя:

Инвертор: это ключевой компонент *ESC*, который преобразует постоянный ток (*DC*) в переменный (*AC*), позволяя тем самым управлять скоростью и направлением вращения двигателя. Инвертор управляет подачей энергии на двигатель посредством быстродействующих силовых полупроводниковых ключей, таких как *MOSFET* или *IGBT*.

Датчик тока: Датчики тока используются для мониторинга тока, потребляемого двигателем. Информация с датчиков тока критически важна для алгоритмов управления, поскольку она помогает предотвратить перегрузку и повреждение двигателя, а также оптимизировать его производительность.

Операционные усилители: Операционные усилители применяются для усиления и фильтрации аналоговых сигналов, получаемых от датчиков тока и других датчиков.

Микроконтроллер (МК): Основное управляющее устройство, которое обрабатывает входящую информацию от датчиков и на основании этого данных генерирует управляющие сигналы для инвертора. МК может выполнять различные алгоритмы управления, включая векторное управление или управление с обратной связью по току, для оптимизации производительности двигателя.

Управление модульным электроприводом, состоящим из трех СДПМ, представляет собой сложную инженерную задачу, требующую применения высокотехнологичных решений. Для эффективного управления такой системой необходимо использовать приблизительно 18 силовых полупроводниковых ключей, что обуславливает необходимость задействования порядка 9 таймеров в МК для управления каждым ключом. Это представляет собой сложную задачу с точки зрения программирования и аппаратной реализации.

С точки зрения аппаратного обеспечения, одним из подходов может быть использование высокопроизводительного МК, обладающего достаточным количеством входных ножек АЦП для обработки аналоговых сигналов от множества датчиков. Однако, выбор подходящего МК для таких требований может оказаться непростой задачей, учитывая необходимость обработки большого количества данных и управления множественными устройствами.

С программной стороны, разработка эффективного и надежного ПО для управления тремя двигателями одновременно также представляет собой значительный вызов. Требуется реализация сложного алгоритма управления, который должен эффективно синхронизировать работу всех трех двигателей, обеспечивая при этом высокую надежность и отказоустойчивость системы.

Кроме того, существует риск, что в случае выхода из строя самого МК, вся система может перестать функционировать. В связи с этим, оптимальным решением в данном контексте может быть использование трех независимых преобразователей, каждый из которых управляется своим собственным МК. Такой подход не только повышает отказоустойчивость системы, но и облегчает процесс разработки и устранения неполадок. Для синхронизации работы всех трех МК может быть реализована связь между ними через доступный интерфейс, такой как *CAN* или *Ethernet*, что позволяет обеспечить координированное управление всей системой.

Для решения данной задачи был выбран модуль управления СДПМ *B-G431B-ESC1*, рисунок 69. *B-G431B-ESC1* является набором для разработки (*Discovery kit*), который основан на МК *STM32G431CB*. Этот набор предназначен для управления электронными скоростными контроллерами, обычно используемыми в бесщеточных двигателях постоянного тока и СДПМ.



Рисунок 101 – Плата управления

Ключевыми элементами конструкции являются 3-фазная плата драйвера для *BLDC/PMSM* двигателей, оснащенная дискретными *N*-канальными МОП-транзисторами *STripFET F7* с рабочим напряжением 60 В и током 120 А. В качестве управляющего ядра используется 32-битный МК *STM32G431CB* с архитектурой *ARM® Cortex®-M4*, обеспечивающий вычислительную мощность 213 *DMIPS*. Он оснащен 128 Кбайт флэш-памяти и 32 Кбайт *SRAM*, а также расширенным набором аналоговых интерфейсов и математическим ускорителем.

ESC включает в себя встроенный отладчик/программатор *ST-LINK/V2-1*, который может быть отсоединен от основной платы, что упрощает разработку и тестирование. Пиковый выходной ток двигателя достигает 40 А при принудительном воздушном охлаждении с пропеллером. Конструктивно *ESC* выполнен с использованием *SMD* керамических конденсаторов с низким профилем, что способствует компактности и надежности сборки.

Дополнительные функции включают в себя наличие питания *BEC* через дочернюю плату (5 В), поддержку различных типов датчиков двигателя (Холла или энкодера), и совместимость с комплектом разработки ПО для управления двигателем *ST (SDK)* с профилировщиком двигателя *ST*. *ESC* также поддерживает трехшунтовый режим для измерения тока двигателя, а *L6387* высоковольтный

драйвер обеспечивает надежную работу силовой части с интегрированной функцией блокировки.

В конструкции предусмотрены защитные функции от перегрузки по току и перенапряжения (*OCP/OVP*), измерение температуры и защита от перегрева с встроенным *NTC*. *ESC* готов к интеграции с любым стандартным блоком управления полетом (*FCU*) через интерфейсы *PWM*, *CAN* или *UART*. Дополнительно предусмотрены потенциометр и пользовательская кнопка на дочерней плате, а также два пользовательских светодиода для индикации.

4.4 Особенности реализации алгоритма управления

Генерирование прошивки для систем управления ЭД с использованием *Motor Control Workbench* от компании *STMicroelectronics* представляет собой мощный и эффективный процесс, способствующий оптимизации работы ЭД. Во время создания прошивки ключевым этапом является сбор характеристик ЭД, включая параметры, такие как индуктивность, сопротивление обмоток, константы тока и напряжения, а также механические характеристики. Эти данные собираются через серию точных измерений и тестов, что позволяет *Motor Control Workbench* точно настроить алгоритмы управления, соответствующие конкретным свойствам двигателя.

После сбора всех необходимых данных *Motor Control Workbench* использует их для генерации оптимизированной прошивки. Этот процесс включает в себя настройку параметров управления, таких как *PID*-регуляторы, алгоритмы векторного управления или прямого управления моментом, а также настройки защиты и диагностики.

Однако в процессе генерации ПО не учитываются особенности реализации предложенного способа управления. Требовалась доработка ПО в плане обеспечения связи между контроллерами и реализации, предложенного в работе способа управления.

Предложенный способ управления был реализован путем корректировки имеющейся в ПО функции *FOC_CurrControllerM1* и представлен на рисунке 102.

```

inline uint16_t FOC_CurrControllerM1(void)
{
    qd_t Iqd, Vqd;
    ab_t Iab;
    alphabeta_t Ialphabeta, Valphabeta;
    int16_t hElAngle;
    int16_t hElAngleMod;
    int32_t cos2;
    uint16_t hCodeError;
    SpeednPosFdbk_Handle_t *speedHandle;
    Trig_Components Mod_Vector_Components;
    speedHandle = STC_GetSpeedSensor(pSTC[M1]);
    hElAngle = SPD_GetElAngle(speedHandle);
    hElAngle += SPD_GetInstElSpeedDpp(speedHandle)*PARK_ANGLE_COMPENSATION_FACTOR;
    PWM_GetPhaseCurrents(pwmHandle[M1], &Iab);
    RCM_ReadOngoingConv();
    RCM_ExecNextConv();
    hElAngleMod = hElAngle+hElAngle+hElAngle;
    Ialphabeta = MCM_Clarke(Iab);
    Iqd = MCM_Park(Ialphabeta, hElAngle);
    Mod_Vector_Components = MCM_Trig_Functions(hElAngleMod);
    cos2 = ((int32_t)Mod_Vector_Components.hCos)*((int32_t)Mod_Vector_Components.hCos);
    int32_t cos2tmp;
#ifdef FULL_MISRA_C_COMPLIANCY_MC_MATH
    cos2tmp = cos2 >> 15; //cast MISRAC2012-Rule-1.3_n 'ATH-shift-neg MISRAC2012-Rule-10.1_R6
#else
    cos2tmp = cos2 / 32768;
#endif
    int32_t Refref = cos2tmp*(int32_t)(FOCVars[M1].Iqdref.q);
    int32_t wReftmp;
    int32_t hReftmp;
#ifdef FULL_MISRA_C_COMPLIANCY_MC_MATH
    wDefrtn = Defref >> 15; //cast MISRAC2012-Rule-1.3_n 'ATH-shift-neg MISRAC2012-Rule-10.1_R6

```

Рисунок 102 – Реализация предложенного способа управления

В данной функции, угол, полученный путем косвенного пересчета через фазные токи, был скорректирован для реализации изменения квадратурного тока по модифицированному гармоническому закону.

4.5 Экспериментальная верификация модульного привода

Проведение испытаний электропривода на динамометрическом нагрузочном стенде является ключевым этапом в процессе разработки и проверки его характеристик. Этот стенд позволяет точно моделировать рабочие условия ЭД, измеряя различные параметры, такие как крутящий момент, мощность, скорость вращения и эффективность в различных режимах работы. Во время испытаний двигатель соединяется с динамометром, который представляет собой устройство

для измерения механической мощности. Подключение модульного электропривода к нагрузочному стенду показано на рисунке 103.

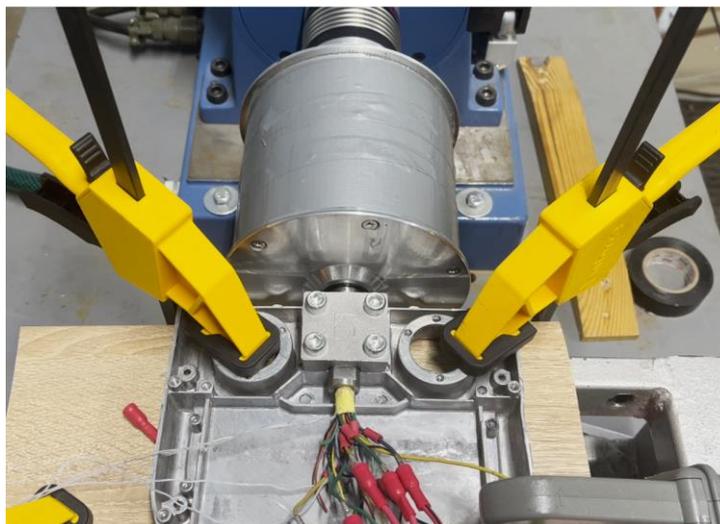


Рисунок 103 – Испытательная установка

В ходе испытаний отслеживались параметры, фиксируемые как на стенде, так на источнике питания. Фиксируемые параметры: Потребляемый ток от источника питания, напряжение источника питания, фазный ток, сопротивление термопар, установленных внутри корпуса привода, механическая мощность, момент нагрузки и скорость вращения.

В ходе проведения эксперимента подтвердилась возможность реализации предложенного способа управления. Осциллограммы фазных токов модулей приведены на рисунках 104, 105.

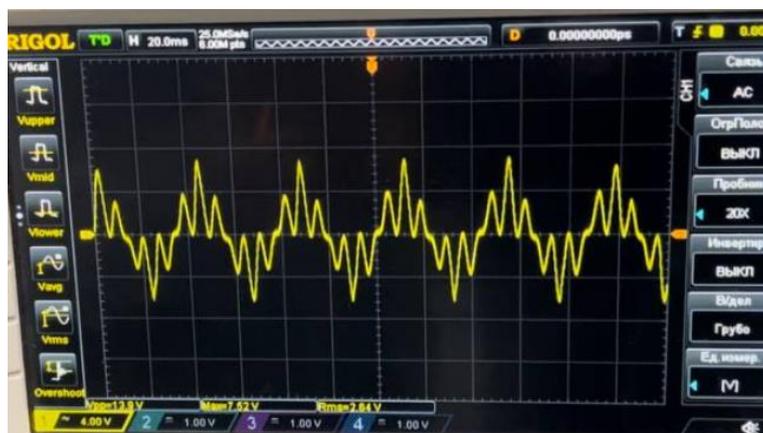


Рисунок 104 – Осциллограмма фазного тока одного из модулей

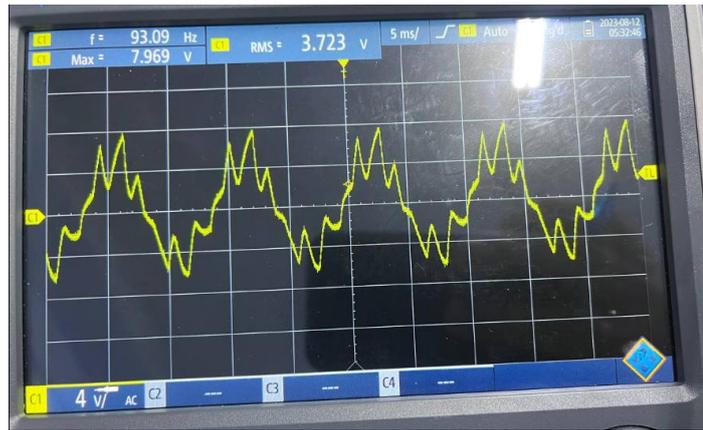


Рисунок 105 – Осциллограмма фазного тока одного из модулей

По результатам испытаний были сняты зависимости частоты вращения от момента нагрузки и фазного тока от момента нагрузки для двух случаев: 1) при модуляции фазных токов (*mod*); 2) без модуляции фазных токов (*sin*). Данные зависимости приведены на рисунках 106, 107.

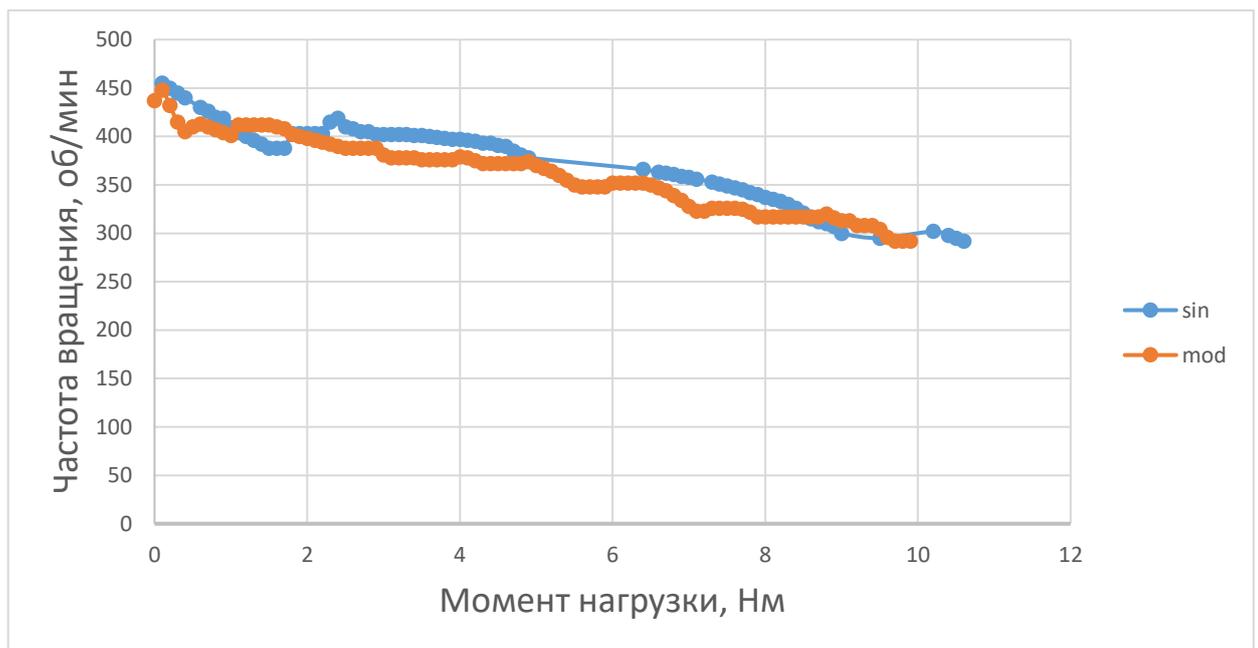


Рисунок 106 – График зависимости частоты вращения от момента нагрузки

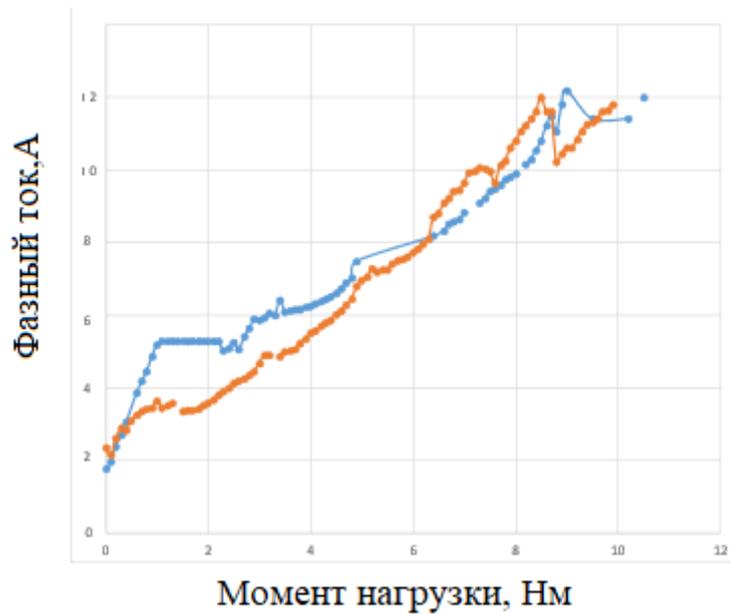


Рисунок 107 – График зависимости тока источника питания от момента нагрузки

Наибольший интерес представляют характеристики образца при условиях сопоставимых с условиями проведения имитационного моделирования. А также более детальное сравнение между способами управления. Результаты экспериментальных исследований для данного случая представлены в таблице 25.

Таблица 25 – Сравнение способов управления в ходе экспериментальных исследований

Параметр	Управление с постоянным моментом	Управление с моментом изменяющемся по модифицированному гармоническому закону (\cos^2)
Частота вращения выходного вала, об/мин	300	300
Максимальный момент, Нм	10,2	9,7
Действующее значение фазного тока, А	12,42	11,6
Пиковое значение фазного тока, А	17,52	25,4
Напряжение источника питания, В	36 В	36 В
Потребляемый ток, А	21,6	21,4
Температура 1 модуля, °С	121	123
Температура 3 модуля, °С	123	123

Также в таблице 26 приведены значения отклонений значений экспериментальных исследований от результатов имитационного моделирования.

Таблица 26 - Параметры, полученные при экспериментальном исследовании

Параметр	Значение	Отклонение от результатов моделирования в разделе 3.2
Пиковое значение фазного тока модуля, А	25,42	6,13% (27,08 А)
Действующее значение фазного тока модуля, А	11,48	5,4% (12,14А)
Суммарный момент модулей, Нм	9,7	4,43% (10,15 Нм)
Частота вращения, об/мин	300	-

Исходя из полученных графиков можно сделать вывод что при малых моментах нагрузки, величина фазного тока при их модуляции меньше, чем при подачи фазных токов без модуляции. В данном случае предложенный способ управления повышает эффективность привода.

Ключевой точкой для проверки является величина момента электропривода при частоте вращения 300 об/мин. На данной скорости величина момента при предложенном способе управления составляет 9,7 Нм. Расхождение с результатами имитационного моделирования составляет 4,43%.

Также были проведены испытания при отключении одного и двух модулей. При отключении одного модуля максимальный момент нагрузки при частотах вращения, показанных на графиках, составил 6,5 Нм. При отключении двух модулей, максимальный момент нагрузки составил 3,2 Нм. Данные испытания показывают возможность отказоустойчивости системы при выходе из строя одного или двух модулей. Максимальная мощность, которую при этом может развить привод, становится меньше соответственно в 1,5 раза при отключении одного модуля и в 3 раза при отключении 2 модулей.

Более подробные данные, снятые во время испытаний сведены в таблицу в Приложении А

Выводы к четвертой главе

В данной главе разработан макетный образец модульного электропривода для экспериментальной верификации предложенной конструкции и способа управления. Представлены описание конструкции привода и системы управления. Представлены результаты экспериментального исследования.

Подтверждена возможность реализации предложенного способа управления путем модуляции фазных токов для достижения изменения момента по модифицированному гармоническому закону, выраженного функцией косинуса в квадрате. В ходе экспериментов было выявлено что при малых значениях момента эффективность привода с модуляцией фазных токов выше, чем при управлении без модуляции. На значениях момента нагрузки близким к максимальным эффективность способов управления сопоставима. Расхождение величины момента развиваемого электроприводом полученной в ходе эксперимента, с величиной момента, полученной в ходе имитационного моделирования при частоте вращения 300 об/мин составляет 4,43%.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе было проведено исследование модульного безредукторного электропривода, предназначенного для применения в легкой авиации, в качестве привода воздушного винта. Исследование началось с анализа существующих параметров легких воздушных судов, распространенных на современном рынке, и характеристик их силовых установок, что позволило определить потенциальные преимущества предложенного электропривода перед традиционными двигателями внутреннего сгорания с точки зрения удельной мощности.

1. Разработана конструкция модульного безредукторного привода на основе синхронных машин с постоянными магнитами (СДПМ), способная обеспечить высокий момент за счет увеличения количества модулей. Проведена оценка влияния габаритов ЭД на фронтальную площадь ЛА и соответственно на дальность и длительность полета ЛА. При использовании подхода с модульным электроприводом для ЛА Сигма-4 дальность полета увеличивается на 3,6%, продолжительность на 4,1%, для ЛА *Diamond DA42 Twinstar* дальность полета увеличивается на 6,4%, а продолжительность на 6,06%.

2. Предложен оригинальный способ управления модульным приводом на основе изменения моментов модулей по модифицированному гармоническому закону, выраженному функцией квадрата косинуса. Этот метод позволяет изменять электромагнитный момент каждого модуля по гармоническому закону при сохранении постоянного значения суммарного момента привода. Анализ показал наличие высших гармоник (5 и 7 гармоники) в фазных токах СДПМ.

3. Проведено исследование электромагнитных процессов в электроприводе при воздействии фазного тока, содержащего гармонические составляющие. При питании обмоток фаз модуля СДПМ фазными токами, имеющими гармонические составляющие, возникает 6 гармоника электромагнитного момента.

4. Созданы имитационные модели модульного привода для анализа работоспособности и получения его характеристик с учетом высших гармоник

фазных токов и вентиляторной нагрузки на валу. Результаты моделирования подтвердили способность привода достигать момента в 10 Нм при частоте вращения 300 об/мин.

5. Создан макетный образец модульного электропривода для экспериментальной проверки предложенной конструкции и способа управления. Испытания показали достижение момента в 9,7 Нм при частоте вращения 300 об/мин, что подтверждает соответствие теоретическим расчетам с разницей в 4,43%. Эксперименты также подтвердили отказоустойчивость привода: при отключении одного модуля максимальный момент составил 6,5 Нм, при отключении двух модулей – 3,2 Нм.

Таким образом, все поставленные задачи были успешно решены, что подтверждает эффективность предложенного подхода к разработке модульного безредукторного электропривода для легкой авиации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. P. Wheeler, "Technology for the more and all electric aircraft of the future" // 2016 IEEE International Conference on Automatica (ICA-ACCA), Curico, Chile, 2016, pp. 1-5, doi: 10.1109/ICA-ACCA.2016.7778519.
2. Barzkar and M. Ghassemi, "Electric Power Systems in More and All Electric Aircraft: A Review" // IEEE Access, vol. 8, pp. 169314-169332, 2020, doi: 10.1109/ACCESS.2020.3024168.
3. Barzkar and M. Ghassemi, "Components of Electrical Power Systems in More and All-Electric Aircraft: A Review" // IEEE Transactions on Transportation Electrification, vol. 8, no. 4, pp. 4037-4053, Dec. 2022, doi: 10.1109/TTE.2022.3174362.
4. G. Buticchi, P. Wheeler and D. Boroyevich, "The More-Electric Aircraft and Beyond" // Proceedings of the IEEE, vol. 111, no. 4, pp. 356-370, April 2023, doi: 10.1109/JPROC.2022.3152995.
5. J. A. Rosero, J. A. Ortega et al. "Moving towards a more electric aircraft," // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, vol. 22, no. 3, pp. 3-9, March 2007, doi: 10.1109/MAES.2007.340500.
6. R. C. Bolam, Y. Vagapov and A. Anuchin, "Review of Electrically Powered Propulsion for Aircraft," // 2018 53rd International Universities Power Engineering Conference (UPEC), Glasgow, UK, 2018, pp. 1-6, doi: 10.1109/UPEC.2018.8541945.
7. P. Wheeler and S. Bozhko, "The More Electric Aircraft: Technology and challenges," // IEEE Electrification Magazine, vol. 2, no. 4, pp. 6-12, Dec. 2014, doi: 10.1109/MELE.2014.2360720.
8. Buysschaert F, Hendrick P, Newman S. Conventional helicopters: an adaptiveness study for more electric and alternative propulsion technologies. // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2012;226(9):1078-1094. doi:10.1177/0954410011417948
9. Giannelli, R et al. Heavy-Duty Diesel Vehicle Fuel Consumption Modeling Based on Road Load and Power Train Parameters. // 10.4271/2005-01-3549.

10. R. F. G. Ribeiro et al. "Economical Aspects of Aircraft Propulsion Electrification" // 2021 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS), Denver, CO, USA, 2021, pp. 1-18, doi: 10.23919/EATS52162.2021.9704846.
11. G. Cantore, E. Mattarelli and C. A. Rinaldini, "A new design concept for 2-stroke aircraft Diesel engines" // Proceedings of the 68th Conference of the Italian Thermal Machines Engineering Association, pp. 739-748, January 2014
12. T. Balachandran et al. "Co-design of an Integrated Direct-drive Electric Motor and Ducted Propeller for Aircraft Propulsion" // 2020 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS), New Orleans, LA, USA, 2020, pp. 1-11.
13. F. R. Ismagilov, V. Y. Vavilov, V. V. Ayguzina et al. "100-kW High-Speed Electric Motor for the Air Conditioning System of More Electric Aircrafts" // 2020 International Conference on Electrical Machines (ICEM), Gothenburg, Sweden, 2020, pp. 559-564, doi: 10.1109/ICEM49940.2020.9270997.
14. Y. Wang, X. Yi, X. Zhang, Y. Yin, T. Han, K. Haran, "Insulation Design of a High Frequency Electrical Machine for More Electric Aircraft Propulsion" // 2020 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition (ECCE), Detroit, MI, USA, 2020, pp. 754-758, doi: 10.1109/ECCE44975.2020.9235939.
15. E. Sayed et al., "Review of Electric Machines in More-/Hybrid-/Turbo-Electric Aircraft" // IEEE Transactions on Transportation Electrification, vol. 7, no. 4, pp. 2976-3005, Dec. 2021, doi: 10.1109/TTE.2021.3089605.
16. Del Pizzo, L. P. Di Noia and A. Pizza, "Analysis of a five-phase electrical drive for the propulsion of all electric aircraft" // 2016 AEIT International Annual Conference (AEIT), Capri, Italy, 2016, pp. 1-6, doi: 10.23919/AEIT.2016.7892785.
17. L. Di Leonardo, F. P. Collazzo, M. Villani et al. "Permanent Magnet Synchronous Machine for Hybrid Light Aircraft" // 2022 International Conference on Electrical Machines (ICEM), Valencia, Spain, 2022, pp. 1190-1196, doi: 10.1109/ICEM51905.2022.9910579.
18. Mecrow, J. Bennett, A. Jack, D. Atkinson and A. Freeman, "Very high efficiency drives for solar powered unmanned aircraft" // 2008 18th International

Conference on Electrical Machines, Vilamoura, Portugal, 2008, pp. 1-6, doi: 10.1109/ICELMACH.2008.4800095.

19. N. Nagel, "Actuation Challenges in the More Electric Aircraft: Overcoming Hurdles in the Electrification of Actuation Systems" // *IEEE Electrification Magazine*, vol. 5, no. 4, pp. 38-45, Dec. 2017, doi: 10.1109/MELE.2017.2755266.

20. Bolvashenkov I, Herzog H-G, Frenkel I et al. (2018) *Safety-critical electrical drives: topologies reliability performance* // Springer, Switzerland

21. M. -C. Flynn et al., "Protection and Fault Management Strategy Maps for Future Electrical Propulsion Aircraft" // *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, vol. 5, no. 4, pp. 1458-1469, Dec. 2019, doi: 10.1109/TTE.2019.2940882.

22. D. Lawhorn, V. Rallabandi and D. M. Ionel, "Electric Aircraft System Co-Simulation Including Body, Propeller, Propulsion, and Energy Storage Models" // *2019 IEEE Transportation Electrification Conference and Expo (ITEC), Detroit, MI, USA, 2019, pp. 1-5, doi: 10.1109/ITEC.2019.8790529.*

23. H. Polinder, F. F. A. van der Pijl, G. -J. de Vilder and P. J. Tavner, "Comparison of direct-drive and geared generator concepts for wind turbines" / *IEEE Transactions on Energy Conversion*, vol. 21, no. 3, pp. 725-733, Sept. 2006, doi: 10.1109/TEC.2006.875476.

24. Патент № 2731017 С1 Российская Федерация, МПК H02K 16/00, H02K 11/30. Модульная машина для безредукторного высокомоментного привода: № 2019110871: заявл. 11.04.2019: опубл. 28.08.2020 / Ф. Р. Исмагилов, И. Х. Хайруллин, В. Е. Вавилов, К. А. Барабанов [и др.]; заявитель федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Уфимский государственный авиационный технический университет".

25. Разработка и моделирование модульного высокомоментного безредукторного электропривода для авиационного применения / К. А. Барабанов, Д. Р. Фаррахов, И. Х. Хайруллин, И. И. Уразбахтин // *Электротехника*. – 2022. – № 12. – С. 34–37. – DOI 10.53891/00135860_2022_12_34.

26. Совместное проектирование авиационного синхронного генератора с постоянными магнитами и стабилизатором напряжения / И. И. Ямалов, К. А. Барабанов, И. А. Аюпов, Г. С. Зиннатуллина // *Электротехника*. – 2022. – № 12. – С. 14–18. – DOI 10.53891/00135860_2022_12_14.

27. *Farrakhov, D. Novel modular design of gearless electric drive for propeller of an all-electric aircraft / D. Farrakhov, K. Barabanov // Proceedings - ICOECS 2020: 2020 International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems, Ufa, 27–30 октября 2020 года. – Ufa, 2020. – P. 9278467. – DOI 10.1109/ICOECS50468.2020.9278467.*

28. *Design features of a starter-generator control system / D. Farrakhov, I. Yamalov, K. Barabanov, A. Podguzov // Proceedings - ICOECS 2020: 2020 International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems, Ufa, 27–30 октября 2020 года. – Ufa, 2020. – P. 9278441. – DOI 10.1109/ICOECS50468.2020.9278441.*

29. *The six-phase fault tolerant synchronous generator with permanent magnets for aircraft application / F. R. Ismagilov, V. E. Vavilov, R. D. Karimov, K. A. Barabanov // Proceedings - 2020 International Conference on Industrial Engineering, Applications and Manufacturing, ICIEAM 2020, Sochi, 18–22 мая 2020 года. – Sochi: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2020. – P. 9112055. – DOI 10.1109/ICIEAM48468.2020.9112055.*

30. *Barabanov, K.A. Development and Simulation of a Modular High-Torque Gearless Electric Drive for Aviation Purposes / K.A. Barabanov, D.R. Farrakhov, I.Kh. Khayrullin, I.I. Urazbakhtin // Russian Electrical Engineering. – 2022. – Vol. 93, No. 12. – P. 776-779.*

31. *Development and Simulation of a Modular High-Torque Gearless Electric Drive for Aviation Purposes / K. A. Barabanov, D. R. Farrakhov, I. Kh. Khayrullin, I. I. Urazbakhtin // Russian Electrical Engineering. – 2022. – Vol. 93, No. 12. – P. 776-779. – DOI 10.3103/s1068371222120033.*

32. *F. Ismagilov, V. Vavilov, D. Gusakov, K. Barabanov and I. Garipov, "Development of an AC / DC Converter for Powering a Load of 540 V DC," 2021*

Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines (Dynamics), Omsk, Russian Federation, 2021, pp. 1-7, doi: 10.1109/Dynamics52735.2021.9653717.

33. Yamalov , I.I. A Joint Design of an Aviation Synchronous Generator with Permanent Magnets and a Voltage Stabilizer / I.I. Yamalov, K.A. Barabanov, I.A. Ayupov, G.S. Zinnatullina // *Russian Electrical Engineering*. – 2022. – Vol. 93, No. 12. – P. 753-757.

34. Эффективность применения в синхронных машинах с постоянными магнитами внешнего ротора / О. А. Юшкова, А. А. Меднов, К. А. Барабанов [и др.] // *Электротехнические комплексы и системы: Международная научно-практическая конференция, Уфа, 27–30 октября 2020 года*. – Уфа: Уфимский государственный авиационный технический университет, 2021. – С. 176–181.

35. Исследование эффективности жидкостного охлаждения для электрических машин с внешним ротором методом компьютерного моделирования / Е. О. Жарков, А. М. Веселов, О. А. Юшкова [и др.] // *Электротехнические комплексы и системы: Международная научно-практическая конференция, Уфа, 27–30 октября 2020 года*. – Уфа: Уфимский государственный авиационный технический университет, 2021. – С. 192–197.

36. К вопросу о неблагоприятных внешних воздействиях, имеющих место при функционировании авиационных электрических машин / Ф. Р. Исмагилов, И. И. Ямалов, Р. Р. Уразбахтин [и др.] // *Электротехнические комплексы и системы: Международная научно-практическая конференция, Уфа, 27–30 октября 2020 года*. – Уфа: Уфимский государственный авиационный технический университет, 2021. – С. 204–210.

37. Комплексная диагностика и мониторинг состояния современных электрических машин / Ф. Р. Исмагилов, Р. Р. Уразбахтин, И. И. Ямалов [и др.] // *Электротехнические комплексы и системы: Международная научно-практическая конференция, Уфа, 27–30 октября 2020 года*. – Уфа: Уфимский государственный авиационный технический университет, 2021.

38. Вентильный электродвигатель для летательных аппаратов вертолетного и самолетного типа / Р. Д. Каримов, И. И. Ямалов, К. А. Барабанов [и др.] // Приоритетные направления инновационной деятельности в промышленности: сборник научных статей по итогам двенадцатой международной научной конференции, Казань, 30–31 декабря 2020 года. Том Часть 1. – Казань: ООО «Конверт», 2020. – С. 116-118.

39. *Cessna Aircraft Company* [Electronic resource]. URL: <https://cessna.txtav.com/> (accessed: 22.03.2022)

40. *Beech Aircraft Corporation* [Electronic resource]. URL: <https://beechcraft.txtav.com/> (accessed: 22.03.2022)

41. *Piper Aircraft* [Electronic resource]. URL: <https://www.piper.com/> (accessed: 22.03.2022)

42. *Diamond Aircraft Industries* [Electronic resource]. URL: <https://www.diamondaircraft.com/en/> (accessed: 22.03.2022)

43. *Zenith Aircraft* [Electronic resource]. URL: <https://zenithair.net/> (accessed: 22.03.2022)

44. *Elector* [Electronic resource]. URL: <https://www.electra.aero/> (accessed: 22.03.2022)

45. *Tecnam Aircraft* [Electronic resource]. URL: <https://tecnam.com/> (accessed: 22.03.2022)

46. АО «Селина Эйркрафтс» [Electronic resource]. URL: <https://selina.aero/ru/aircrafts/> (accessed: 22.03.2022)

47. ООО самолетостроительная компания «ЧАЙКА» [Electronic resource]. URL: <https://aviakb.ru/> (accessed: 22.03.2022)

48. ООО «Орион-Авиа» [Electronic resource]. URL: <http://www.sk-12.ru/> (accessed: 22.03.2022)

49. ООО «АКМ-Авиа» [Electronic resource]. URL: <http://www.akm-avia.ru/> (accessed: 22.03.2022)

50. Компания НПО «Аэроволга» [*Electronic resource*]. URL: <http://www.aerovolga.com/ru/> (accessed: 22.03.2022)
51. Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С. А. Чаплыгина [*Electronic resource*]. URL: <https://www.sibnia.ru/> (accessed: 22.03.2022)
52. АО «Концерн КЭМЗ» [*Electronic resource*]. URL: <https://kizlyar-kemz.ru/> (accessed: 22.03.2022)
53. АэроСамара [*Electronic resource*]. URL: <http://aerosamara.com/> (accessed: 22.03.2022)
54. *Lycoming Engines* [*Electronic resource*]. URL: <https://www.lycoming.com/> (accessed: 22.03.2022)
55. *Continental Motors Group* [*Electronic resource*]. URL: <https://continental.aero/> (accessed: 22.03.2022)
56. *Rotax* [*Electronic resource*]. URL: <https://www.flyrotax.com/> (accessed: 22.03.2022)
57. *Jabiru Aircraft* [*Electronic resource*]. URL: <https://jabiru.net.au/> (accessed: 22.03.2022)
58. *LOM PRAHA* [*Electronic resource*]. URL: <https://www.lomp Praha.cz/> (accessed: 22.03.2022)
59. *AC Aero Engines* [*Electronic resource*]. URL: <https://www.ac-aero.com/> (accessed: 22.03.2022)
60. Советский авиационный поршневым звездобразный двигатель М-14 [*Electronic resource*]. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%90%D0%98-14> (accessed: 22.03.2022)
61. Поршневой авиадвигатель АПД-500, разработанный на базе автомобильного мотора *AURUS*, представлен на МАКС-2021 в составе самолета Як-18Т [*Electronic resource*]. URL: <https://nami.ru/news/1360> (accessed: 22.03.2022)
62. *W. A. Khan, A. Ebrahimian, S. I. Hosseini S. and N. Weise, "Design of High Current, High Power Density GaN Based Motor Drive for All Electric Aircraft Application," 2022 IEEE 9th Workshop on Wide Bandgap Power Devices & Applications*

(WiPDA), Redondo Beach, CA, USA, 2022, pp. 247-253, doi: 10.1109/WiPDA56483.2022.9955273.

63. F. Luo, Mustafeez-Ul-Hassan, Z. Yuan and K. Choksi, "High-Density Motor Drive Development for Electric Aircraft Propulsion: Cryogenic and non-Cryo Solutions," 2022 International Power Electronics Conference (IPEC-Himeji 2022- ECCE Asia), Himeji, Japan, 2022, pp. 2130-2134, doi: 10.23919/IPEC-Himeji2022-ECCE53331.2022.9807228.

64. F. Endert, T. Heidrich and A. Möckel, "Increased power density of permanent magnet synchronous machines by use of concentrated bar windings," 2012 2nd International Electric Drives Production Conference (EDPC), Nuremberg, Germany, 2012, pp. 1-5, doi: 10.1109/EDPC.2012.6425115.

65. F. Endert, T. Heidrich and A. Möckel, "Increased power density of permanent magnet synchronous machines by use of concentrated bar windings," 2012 2nd International Electric Drives Production Conference (EDPC), Nuremberg, Germany, 2012, pp. 1-5, doi: 10.1109/EDPC.2012.6425115.

66. T. Wolnik, T. Jarek and Ł. Cyganik, "Improvement Studies of High-Power Density Motor for Aviation and Marine Application," 2023 23rd International Scientific Conference on Electric Power Engineering (EPE), Brno, Czech Republic, 2023, pp. 1-6, doi: 10.1109/EPE58302.2023.10149275.

67. T. Dong, J. Kwak, L. Wei, A. Castellazzi and T. Nakamura, "High Power-Density High-Efficiency Electric Drive Design with Halbach-Rotor PMSM and WBG-Based High-Frequency Inverter," 2021 24th International Conference on Electrical Machines and Systems (ICEMS), Gyeongju, Korea, Republic of, 2021, pp. 1759-1762, doi: 10.23919/ICEMS52562.2021.9634470.

68. Zhang, X., Bowman, C. L., O'Connell, T. C., & Haran, K. S. (2018). Large electric machines for aircraft electric propulsion. *IET Electric Power Applications*, 12(6), 767-779. Doi:10.1049/iet-epa.2017.0639

69. Rodger Dyson. *Current Status and Future Plans for Electric Motors and Drives at NASA* [Electronic resource]. URL:

<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20210013728/downloads/Keynote-IEEE-IEMDC-Dyson-05-17-2021-FINAL.pdf> (accessed: 22.03.2022)

70. *E-Fan Electric Aircraft* [Electronic resource]. URL: <https://www.aerospace-technology.com/projects/e-fan-electric-aircraft/> (accessed: 22.03.2022)

71. *E-Fan X - Electric Flight* [Electronic resource]. URL: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hybrid-and-electric-flight/e-fan-x> (accessed: 22.03.2022)

72. *eAircraft: Hybrid-elektrische Antriebe für Luftfahrzeuge* [Electronic resource]. URL: https://www.bbaa.de/fileadmin/user_upload/02-preis/02-02-preistraeger/newsletter-2019/02-2019-09/02_Siemens_Anton.pdf (accessed: 22.03.2022)

73. *All-electric Grand Caravan makes maiden flight* [Electronic resource]. URL: <https://www.flightglobal.com/airframers/all-electric-grand-caravan-makes-maiden-flight/138600.article> (accessed: 23.03.2022)

74. *Successful first flight of the world's largest all-electric aircraft: Cessna Grand Caravan 208B* [Electronic resource]. URL: <https://www.greencarcongress.com/2020/05/20200529-ecaravan.html> (accessed: 23.03.2022)

75. *The Yuneec E430 aims to be the world's first commercially available electric aircraft* [Electronic resource]. URL: <https://newatlas.com/yuneec-e430-electric-aircraft/12036/> (accessed: 24.03.2022)

76. ЦИАМ показал первый российский электросамолет [Electronic resource]. URL: <https://nplus1.ru/news/2021/07/21/sigma4> (accessed: 25.03.2022)

77. Формирование обликов электрической силовой установки для сверхлегкого пилотируемого самолета / А. Н. Варюхин, В. С. Захарченко, А. В. Гелиев [и др.] // *Авиационные двигатели*. – 2020. – № 3(8). – С. 5–14. – DOI 10.54349/26586061_2020_3_5.

78. ЯК-40ЛЛ со сверхпроводниковым двигателем принял участие в летной программе МАКС-2021 [Electronic resource]. URL: <https://fpi.gov.ru/press/news/yak->

40ll-so-sverkhprovodnikovym-dvigatelem-prinyal-uchastie-v-letnoy-programme-maks-2021/ (accessed: 24.03.2022)

79. F. Grilli, T. Benkel, J. Hänisch, M. Lao, T. Reis., (2020). *Superconducting motors for aircraft propulsion: the Advanced Superconducting Motor Experimental Demonstrator project*. *Journal of Physics: Conference Series*. 1590. 012051. 10.1088/1742-6596/1590/1/012051.

80. G. Fabri, E. Della Loggia, M. Tursini and M. Villani, "Fault-tolerant design of motor-drives for high reliability applications," 2015 IEEE 1st International Forum on Research and Technologies for Society and Industry Leveraging a better tomorrow (RTSI), Turin, Italy, 2015, pp. 219-225, doi: 10.1109/RTSI.2015.7325101.

81. Ледовский А.Н. Электрические машины с высококоэрцитивными постоянными магнитами. М.: Энергоатомиздат, - 1985. - 168 с.

82. Бут Д.А. Бесконтактные электрические машины. // М.: Высш.шк, - 1985. -255 с

83. W. Cao, B. C. Mecrow, G. J. Atkinson, J. W. Bennett and D. J. Atkinson, "Overview of Electric Motor Technologies Used for More Electric Aircraft (MEA)," in *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 59, no. 9, pp. 3523-3531, Sept. 2012, doi: 10.1109/TIE.2011.2165453.

84. P. Arumugam, T. Hamiti, C. Brunson and C. Gerada, "Analysis of Vertical Strip Wound Fault-Tolerant Permanent Magnet Synchronous Machines," in *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 61, no. 3, pp. 1158-1168, March 2014, doi: 10.1109/TIE.2013.2259777.

85. Arumugam, P., Hamiti, T. and Gerada, C. (2015), Turn–turn short circuit fault management in permanent magnet machines. *IET Electric Power Applications*, 9: 634-641. <https://doi.org/10.1049/iet-epa.2015.0020>

86. M. Villani, M. Tursini, G. Fabri and L. Castellini, "High Reliability Permanent Magnet Brushless Motor Drive for Aircraft Application," in *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 59, no. 5, pp. 2073-2081, May 2012, doi: 10.1109/TIE.2011.2160514.

87. P. Arumugam, T. Hamiti and C. Gerada, "Modeling of Different Winding Configurations for Fault-Tolerant Permanent Magnet Machines to Restrain Interturn Short-Circuit Current," in *IEEE Transactions on Energy Conversion*, vol. 27, no. 2, pp. 351-361, June 2012, doi: 10.1109/TEC.2012.2188138.
88. J. Dusek, P. Arumugam, C. Brunson, E. K. Amankwah, T. Hamiti and C. Gerada, "Impact of Slot/Pole Combination on Inter-Turn Short-Circuit Current in Fault-Tolerant Permanent Magnet Machines," in *IEEE Transactions on Magnetics*, vol. 52, no. 4, pp. 1-9, April 2016, Art no. 8102709, doi: 10.1109/TMAG.2015.2500894.
89. STACKED MOTOR – EMRAX TWIN [Electronic resource]. URL: <https://emrax.com/e-motors/stacked-motor/> (accessed: 22.03.2022)
90. Two-motor, one shaft experiment [Electronic resource]. URL: <https://forum.flitetest.com/index.php?threads/two-motor-one-shaft-experiment.65173/> (accessed: 22.03.2022)
91. Hajduga, "The Torque Distribution Analysis for Dual Motor - Single Shaft Electric Drive," 2018 23rd International Conference on Methods & Models in Automation & Robotics (MMAR), Miedzyzdroje, Poland, 2018, pp. 622-627, doi: 10.1109/MMAR.2018.8486022.
92. J. M. Lazi, Z. Ibrahim, M. H. N. Talib and R. Mustafa, "Dual motor drives for PMSM using average phase current technique," 2010 IEEE International Conference on Power and Energy, Kuala Lumpur, Malaysia, 2010, pp. 786-790, doi: 10.1109/PECON.2010.5697686.
93. Патент US 4890024, кл. H02K 37/00, оп. 26.12.1989
94. Патент РФ №2321144, кл. H02K 37/00, оп. 27.03.2008
95. Патент EP 1402617 B1, кл. H02K 29/03, оп. 31.03.2004
96. High-torque Electric Motor Assembly [Electronic resource]. URL: <https://uspto.report/patent/app/20200381984#D00006> (accessed: 22.03.2022)
97. Juha Pyrhönen, Tapani Jokinen, Valéria Hrabovcová. *Design of Rotating Electrical Machines*. Print ISBN:9781118581575 DOI:10.1002/9781118701591

98. Каскадный бесконтактный четырехступенчатый генератор / С. В. Шапиро, Ф. Р. Исмагилов, Т. Р. Терегулов [и др.] // Электротехнические и информационные комплексы и системы. – 2013. – Т. 9, № 3. – С. 47-51.
99. *Shapiro, S. V. The cascade synchronous-induction generator / S. V. Shapiro, V. A. Kulinich // Elektrotehnika. – 2002. – No. 1. – P. 25-28.*
100. *Lu, Jun & Yang, Jianguo & Ma, Yinchen & Ren, Ruirong. (2015). Compensation for harmonic flux and current of permanent magnet synchronous motor by harmonic voltage. 1-5. DOI:10.1109/ICIEV.2015.7333993.*
101. *Hu, Yashan & Zhu, Z.Q. & Odavic, Milijana. (2017). Torque Capability Enhancement of Dual Three-Phase PMSM Drive With Fifth and Seventh Current Harmonics Injection. IEEE Transactions on Industry Applications. PP. 1-1. DOI:10.1109/TIA.2017.2707330.*

Приложение А

Результаты испытаний

Таблица 1 – Результаты испытаний модульного привода, управление с постоянной величиной электромагнитного момента

Момент нагрузки, Нм	Частота вращения выходного вала, об/мин	Ток, потребляемый от источника, А	Пиковое значение фазного тока, А	Действующее значение фазного тока, А	Сопротивление термопары (1 модуль), Ом	Сопротивление термопары (3 модуль), Ом
0			2,48	1,76	17,14	18,46
0,1	455	1,5	2,76	1,96	17,23	18,58
0,2	450	1,7	3,38	2,4	17,32	18,62
0,3	445	1,9	3,83	2,714	17,44	18,72
0,4	440	2,1	4,31	3,06	18,37	18,78
0,6	430	2,5	5,44	3,86	17,63	18,85
0,7	426	2,6	5,89	4,174	17,71	18,91
0,8	420	2,8	6,28	4,456	17,79	18,97
0,9	419	3	6,86	4,868	17,86	19,03
1	409	3,3	7,30	5,176	17,94	19,07
1,1	404	3,5	7,66	5,43	17,98	19,10
1,2	400	3,6	7,98	5,66	1,46	19,12
1,3	396	3,8	8,40	5,956	18,13	19,26
1,4	392	3,5-3,9	8,69	6,16	18,18	19,31
1,5	388	3,8-4	8,84	6,268	18,21	19,34
1,6	382	3,5-4,8	8,98	6,372	18,27	19,41
1,7	379	3,5-4,8	9,06	6,424	18,34	19,47
1,8	378	3,6-4,9	9,20	6,528	18,40	19,53
1,9	378	4,3-4,9	9,46	6,708	18,45	19,61
2	381	4-5,2	9,56	6,782	18,50	19,67
2,1	397	5,1-5,4	9,73	6,9	18,57	19,73
2,2	403	5,1-5,7	7,43	5,272	18,64	19,80
2,3	415	5,1-5,7	7,11	5,04	18,71	19,85
2,4	419	5,5-5,9	7,19	5,098	18,78	19,92
2,5	410	5,1-6,4	7,41	5,256	18,83	19,97
2,6	408	5,6-6,2	7,11	5,046	18,90	20,03
2,7	405	6,1-6,4	7,61	5,4	19,08	20,10
2,8	405	6,2-6,8	7,93	5,626	19,04	30,80
2,9	402	6,4-6,9	8,30	5,884	19,12	20,26
3	402	6,2-7,1	8,29	5,88	19,20	20,34
3,1	402	6,8-7,1	8,36	5,926	19,30	20,41
3,2	402	6,3-7,4	8,55	6,066	19,39	20,48
3,3	402	7,2-7,9	8,86	6,286	19,46	20,56
3,4	401	6,9-8	9,04	6,408	19,49	20,59

3,5	401	6,9-7,8	8,60	6,096	19,52	20,63
3,6	400	7,9-8,6	8,63	6,12	19,63	20,77
3,7	399	7,5-8,4	8,66	6,14	19,71	20,83
3,8	498	7,7-8,6	8,66	6,14	18,90	20,50
3,9	397	8,1-8,9	8,78	6,228	19,07	20,62
4	397	8,3-8,9	8,83	6,262	19,25	20,71
4,1	396	8,3-9,1	8,91	6,32	19,58	20,92
4,2	395	8,3-9,5	9,00	6,382	19,70	21,01
4,3	393	8,7-9,5	9,10	6,456	19,85	21,09
4,4	393	9,3-10,1	9,19	6,518	19,96	21,17
4,5	391	8,9-10	9,32	6,608	20,13	21,27
4,6	390	9,8-10,7	9,51	6,744	20,25	21,35
4,7	385	8,8-11	9,70	6,882	20,25	21,47
4,8	381	9,8-11,6	9,90	7,02	20,48	21,43
4,9	378	9,4-10,4	10,55	7,484	20,64	21,67
6,4	366	12,8-13,8	11,53	8,174	20,67	21,70
6,6	363	14,6-15,2	11,75	8,33	20,85	21,81
6,7	362	14,6-15,2	11,98	8,496	20,88	21,84
6,8	361	15,7-14,2	12,07	8,56	21,10	22,02
6,9	359	15,7-14,2	12,18	8,64	21,25	22,10
7	358	13,4-14,5	12,44	8,82	21,36	22,22
7,1	356	13,4-14,5	12,63	8,96	21,40	22,25
7,3	353	13,9-15	12,80	9,078	21,60	22,44
7,4	351	14,6-15,6	12,98	9,208	21,71	22,54
7,5	349	14,5-16	13,26	9,406	21,74	22,57
7,6	347	15,6	13,38	9,49	22,03	22,82
7,7	345	15,4-16,8	13,50	9,576	22,17	22,93
7,8	342	15,9-17,4	13,73	9,738	22,33	23,06
7,9	340	16,8	13,80	9,786	22,55	23,26
8	337	15,2-16,9	13,97	9,906	22,58	23,29
8,1	335	14,1-17,1	14,14	10,026	22,71	23,38
8,2	333	15,7-17,2	14,31	10,15	23,00	23,59
8,3	330	15,9-18	14,50	10,284	23,03	23,63
8,4	326	15,8-18	14,86	10,54	23,40	23,86
8,5	321	15,8-17,8	15,21	10,784	23,61	24,01
8,6	315	15,8-18	15,80	11,208	23,87	24,17
8,7	312	17-18,4	16,19	11,484	24,07	24,30
8,8	295	16,1-18,3	15,56	11,038	24,33	24,47
8,9	281	117,4-18,1	16,62	11,788	24,53	24,63
9	264	14,4-19,2	17,20	12,196	24,75	24,80
9,5	282	27-21,6	17,34	12,3	24,93	24,99
10,2	302	25,21,6	17,52	12,426	24,97	25,02
10,4	298	20,5-21,1	17,88	12,68	25,38	25,57
10,5	295	21-22	18,14	12,864	25,41	25,61
10,6	292		18,41	13,06	25,45	25,64

Таблица 2 – Результаты испытаний модульного привода, управление с изменением электромагнитного момента по модифицированному гармоническому закону, выраженного функцией квадрата косинуса.

Момент нагрузки, Нм	Частота вращения выходного вала, об/мин	Ток, потребляемый от источника, А	Действующее значение фазного тока, А	Пиковое значение фазного тока, А	Сопротивление термопары (1 модуль), Ом	Сопротивление термопары (3 модуль), Ом
0	437	1,3	2,368	5,21	16,8	18,1
0,1	448	1,45	2,146	4,72	16,87	18,19
0,2	432	1,65	2,614	5,75	16,93	18,2
0,3	415	1,9	2,892	6,36	17,02	18,27
0,4	405	1,95	2,83	6,23	17,-9	18,3
0,5	410	2,1-2,4	3,1	6,82	17,15	18,34
0,6	413	2,1-2,6	3,24	7,13	17,2	18,37
0,7	410	1,9-3,1	3,342	7,35	17,25	18,4
0,8	407	2,5-2,8	3,418	7,52	17,29	18,43
0,9	404	2,5-3,1	3,444	7,58	17,34	18,44
1	401	2,7-3,3	3,638	8,00	17,36	18,44
1,1	397	2,6-3,1	3,45	7,59	1,41	18,43
1,2	395	2,9-3,6	3,5	7,70	17,45	18,53
1,3	392	3,3-3,6	3,572	7,86	17,47	18,55
1,4	396	3,3-3,6	3,44	7,57	17,47	18,55
1,5	412	3,6-3,8	3,35	7,37	17,5	18,59
1,6	410	3,7-4,4	3,376	7,43	17,54	18,62
1,7	408	4,1-4,6	3,396	7,47	17,57	18,65
1,8	402	4,2-4,4	3,414	7,51	17,59	18,7
1,9	400	4,4-4,7	3,518	7,74	17,61	18,73
2	398	4,3-4,8	3,568	7,85	17,65	18,75
2,1	396	4,7-5,2	3,662	8,06	17,69	18,79
2,2	394	4,7-5,2	3,804	8,37	17,73	18,81
2,3	392	5,1-5,3	3,892	8,56	17,77	18,85
2,4	390	5,2-5,6	3,982	8,76	17,79	18,87
2,5	388	5,3-5,8	4,11	9,04	17,83	18,9
2,6	385	5,4-6,0	4,182	9,20	17,97	18,93
2,7	383	5,4-5,9	4,266	9,39	17,91	28,97
2,8	380	5,6-6,0	4,34	9,55	17,96	19,03
2,9	390	6,1-6,8	4,456	9,80	18,00	19,07
3	381	6,2-6,8	4,684	10,30	18,07	19,11
3,1	373	5,6-7	4,906	10,79	18,13	19,15
3,2	370	5,8-6,6	4,888	10,75	18,17	19,19
3,3	368	5,4-7,2	4,88	10,74	18,17	19,19
3,4	378	6,7-7,0	4,85	10,67	18,17	19,2
3,5	376	6,4-7,5	4,988	10,97	18,24	19,3
3,6	373	7,5-8,1	5,034	11,07	18,29	19,33

3,7	370	7,3-7,9	5,044	11,10	17,51	19
3,8	365	7,1-8,1	5,218	11,48	17,64	19,08
3,9	362	6,8-7,6	5,336	11,74	17,78	19,13
4	379	7,9-8,3	5,496	12,09	18,06	19,3
4,1	378	7,9-8,6	5,584	12,28	18,15	19,35
4,2	375	7,9-8,7	5,696	12,53	18,26	19,4
4,3	372	8,1-8,8	5,788	12,73	18,33	19,44
4,4	369	7,6-9,7	5,874	12,92	18,46	19,51
4,5	365	8,6-9,3	6,016	13,24	18,54	19,55
4,6	362	8,4-9,3	6,138	13,50	18,52	19,63
4,7	359	8,8-10	6,296	13,85	18,7	19,57
4,8	355	8,5-9,2	6,446	14,18	18,82	19,76
4,9	374	9,7-10	6,8	14,96	18,82	19,76
5	370	10,1-10,4	6,964	15,32	18,95	19,83
5,1	367	10,4-10,6	7,062	15,54	18,95	19,83
5,2	364	10,1-10,6	7,286	16,03	19,13	19,96
5,3	360	10,4-10,8	7,188	15,81	19,23	20
5,4	355	10,6-11,1	7,236	15,92	19,31	20,08
5,5	350	10,3-11,2	7,262	15,98	19,31	20,08
5,6	347	10,4-11,2	7,406	16,29	19,47	20,22
5,7	344	10,8-11,4	7,508	16,52	19,54	20,28
5,8	340	10,4-11,3	7,542	16,59	19,54	20,28
5,9	336	10,7-11,8	7,618	16,76	19,77	20,48
6	332	10,7-11,7	7,742	17,03	19,87	20,55
6,1	328	10,1-12,4	7,83	17,23	19,98	20,63
6,2	325	10,9-12,2	7,95	17,49	20,15	20,78
6,3	320	11,20-12,5	8,104	17,83	20,15	20,78
6,4	352	12,3-12,9	8,704	19,15	20,23	20,83
6,5	350	12,4-12,2	8,8	19,36	20,46	20,99
6,6	347	12,9-13,3	9,074	19,96	20,46	20,99
6,7	344	13,2-13,9	9,202	20,24	20,76	21,17
6,8	339	13,3-13,7	9,418	20,72	20,92	21,27
6,9	334	12,9-13,9	9,456	20,80	21,12	21,38
7	328	12,9-14,5	9,65	21,23	21,26	21,47
7,1	323	13,3-14,2	9,928	21,84	21,46	21,59
7,2	318	13,1-13,9	9,952	21,89	21,61	21,7
7,3	313	13,2-14,4	10,056	22,12	21,77	21,82
7,4	307	13,7-14,4	10,034	22,07	21,9	21,95
7,5	300	13,1-14,8	9,944	21,88	21,9	21,95
7,6	326	14,1-15,5	9,65	21,23	22,23	22,4
7,7	325	15,3-15,9	10,124	22,27	22,23	22,4
7,8	322	15,1-15,6	10,26	22,57	22,23	22,4
7,9	317	15,5-16,0	10,6	23,32	22,52	22,65
8	311	15,8-16,2	10,8	23,76	22,52	22,65
8,1	305	14,8-16,7	11,038	24,28	23,11	23,11
8,2	297	14,9-15,6	11,2	24,64	23,2	23,2
8,3	290	14,8-16,2	11,4	25,08	23,5	23,5

8,4	280	15,7-16,3	11,6	25,52	23,68	23,68
8,5	269	14,9-16,6	12	26,40	23,9	23,9
8,6	257	14,9-16,6	11,6	25,52	24,2	24,2
8,7	237	15,3-16,2	11,6	25,52	24,3	24,3
8,8	320	17,4-19,2	10,2	22,44	24,4	24,4
8,9	316	18,6-19,2	10,44	22,97	24,4	24,4
9	313	18,7-19,7	10,6	23,32	24,6	24,6
9,1	311	19,3-20	10,6	23,32	24,6	24,6
9,2	308	20,20,1	10,822	23,81	24,6	24,6
9,3	308	19,4-20,2	11,068	24,35	24,6	24,6
9,4	304	19,4-20,7	11,252	24,75	24,7	24,7
9,5	304	19,3-21,2	11,32	24,90	24,9	24,9
9,6	302	19,9-21,3	11,42	25,12	25,1	25,1
9,7	300	20,8-21,4	11,6	25,42	25,3	25,3

Приложение Б

УТВЕРЖДАЮ

Директор ПИШ Моторы Будущего

ФГБОУ ВО «Уфимский
университет науки и технологий»

В.Е. Вавилов

« _____ » _____ 2024 г.

АКТ

внедрения результатов диссертационной работы Барабанова К.А. на тему «Разработка модульного безредукторного электропривода для воздушного винта полностью электрического самолета» в образовательный процесс

Мы, нижеподписавшиеся, составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы Барабанова К.А. на тему «Разработка модульного безредукторного электропривода для воздушного винта полностью электрического самолета» используются в лекционных курсах, а также при дипломном и курсовом проектировании, а именно:

– результаты анализа работы электродвигателя при изменяющемся электромагнитном моменте по модифицированному гармоническому закону, выраженному функцией квадрата косинуса в лекционных курсах «Электрические машины» по направлению подготовки 13.05.02 «Специальные электромеханические системы».

Заместитель директора по науке

Исмагилов Ф.Р.

Заместитель директора по
образовательной части

Зубко И.Ю.



Приложение В

УТВЕРЖДАЮ
 Генеральный директор
 ООО ЭТК, г. Уфа
 А.А. Хусаинов
 « » 2024 г.

АКТ

внедрения результатов диссертационной работы Барабанова К.А.

на тему «Разработка модульного безредукторного электропривода для воздушного винта полностью электрического самолета»

Мы, нижеподписавшиеся, составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы Барабанова К.А. на тему «Разработка модульного безредукторного электропривода для воздушного винта полностью электрического самолета» внедрены и используются в ООО ЭТК, а именно:

- методика расчета и проектирования модуля для применения в составе модульного электропривода привода
- результаты анализа работы модульного привода при изменяющемся электромагнитном моменте по модифицированному гармоническому закону, выраженному функцией квадрата косинуса

И.о главного конструктора

Подгузов А.А.

Начальник производственного
 отдела

Кунсбаев И.А.

