

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ
«ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ
АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ»

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи



Герасин Александр Анатольевич

**РАЗРАБОТКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ
ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ЭНЕРГИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
НА ГИБРИДНЫХ МАГНИТНЫХ ПОДШИПНИКАХ И СОЗДАНИЕ
МЕТОДОЛОГИЧЕСКИХ ОСНОВ ИХ СЕРТИФИКАЦИИ**

Специальность: 05.09.01 – Электромеханика и электрические аппараты

Диссертация на соискание ученой
степени доктора технических наук

Научный консультант
Левин Александр Владимирович
проф., д.т.н.

Москва 2018

Оглавление

Введение.....	5
Глава 1 Обзорно-аналитические исследования в области разработки новых электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов. постановка задач исследования.....	19
1.1 Полностью электрические самолеты.....	19
1.1.1 Полностью электрический самолет на аккумуляторах.....	22
1.1.2 Полностью электрический самолет Кембриджского университета..	25
1.1.3 Полностью электрический самолет с питанием от водородных топливных элементов.....	26
1.1.4 Основные характеристики и преимущества более электрифицированного самолета по сравнению с существующими летательными аппаратами	27
1.2 Архитектура системы электроснабжения самолета для реализации полностью и более электрических самолетов.....	32
1.3 Перспективы реализации полностью электрического самолета с электрической тягой на основе технологий сверхпроводниковых электромеханических преобразователей энергии	44
1.3.1 Состояние разработок в области современных сверхпроводниковых электрических машин.....	44
1.3.2 Современные разработки бортовых ВТСП электрических машин	49
1.4 Обоснование и выбор оптимальной СЭС ЛА по уровню напряжения и тока.....	66
1.5 Стандартизация и сертификация как инструменты повышения конкурентоспособности отечественной авиационной техники на зарубежных рынках.....	78
Выводы по главе 1.....	83
Глава 2 Моделирование электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов.....	85
2.1 Имитационная модель электромеханических преобразователей	86

энергии с учетом процессов в подшипниковых опорах.....	
2.2 Надежность систем электромеханических преобразователей энергии.....	95
2.3 Общая модель обслуживания систем электромеханических преобразователей по энергии состоянию.....	99
Выводы по главе 2.....	102
Глава 3 Методология аппаратной реализации электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов.....	103
3.1 Перспективные конструкции специальных электромеханических преобразователей.....	105
3.1.1 Высокоскоростные электрические машины.....	105
3.1.2 Дисковые электромеханические преобразователи энергии.....	109
3.1.3 Высокомоментные низкоскоростные двигатели и двигатели постоянного тока.....	127
3.2 Управляемость систем электромеханических преобразователей энергии с распределенными параметрами.....	129
3.3 Замкнутые системы автоматического управления распределенными электромеханические преобразователи энергии с сосредоточенными входами и выходами	131
3.4 Подшипниковые опоры авиационных электромеханические преобразователи энергии.....	134
3.4.1 Пассивные магнитные подшипники как составная часть гибридных магнитных подшипников	136
3.4.2 Газодинамические подшипники.....	138
3.4.3 Газостатические подшипники	140
Выводы по главе 3.....	142
Глава 4 Методы и модели полунатурных испытаний электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов.....	144
4.1 Математическая модель системы электромагнитного управления гибридными магнитными подшипниками.....	144

4.2 Математическая модель осевого магнитного подшипника на постоянных магнитах, являющихся прототипами для разработки электромеханических преобразователей энергии.....	156
4.3 Анализ осевой составляющей силы отталкивания в многокольцевых магнитных подшипниках с осевым направлением намагниченности.....	168
4.4 Анализ динамических процессов в высокоскоростных гибридных магнитных подшипниках являющихся прототипами для разработки электромеханических преобразователей энергии	178
4.5 Бессенсорное управление гибридными магнитными подшипниками.....	197
Выводы по главе 4.....	210
Глава 5 Методология стандартизации и сертификации электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов на основе сертификации интегрированной модульной авионики.....	212
5.1 Анализ вариантов сертификации бортового оборудования на основе интегрированной модульной авионики в Российской Федерации и за рубежом.....	212
5.2 Практическая реализация процесса сертификации комплектующих изделий.....	223
Выводы по главе 5.....	229
Заключение.....	231
Список сокращений и условных обозначений.....	235
Литература.....	238
Приложения.....	272
Приложение 1. Инженерная методика расчета гибридных магнитных подшипников (демонстрационный образец).....	2
Приложение 2. Инженерная методика расчета и проектирования высокоскоростного магнитоэлектрического генератора (демонстрационный макет).....	273
	290

Введение

Актуальность темы исследования. Существующие летательные аппараты (ЛА) для обеспечения эффективного управления имеют в своем составе три вспомогательные энергетические системы: электрическую, гидравлическую и пневматическую. Причем использование гидравлической системы обусловлено тем, что применяемые на ЛА гидравлические приводы большой мощности, по сравнению с электрическими, имеют преимущество в быстродействии и массогабаритных показателях.

С появлением электрических двигателей большой мощности, с высокими КПД и быстродействием, а также с учетом недостатков гидравлических систем (низкая надежность и высокая энергозатратность), перспективным направлением развития авиастроения становится создание более электрического самолета. В данном направлении активно работают практически все зарубежные авиастроительные и агрегатостроительные корпорации: Boeing (США), Airbus (Франция), Rolls Royce (Великобритания), PW Canada (Канада), Thales (Франция), Hamilton Sundstrand (UTC)(США) и др.

Применение только электрической системы обеспечит улучшение эксплуатационных показателей и снижение массы систем ЛА на 5-10 % относительно суммарной массы гидравлической и электрической систем, позволит повысить топливную эффективность ЛА и снизить его аэродинамическое сопротивление. При этом мощность системы электроснабжения (СЭС) увеличится не менее чем в 2-4 раза (установленная мощность СЭС аэробуса А-380 составляет 840 кВА, СЭС Boeing 787 – 1,4 МВт).

В качестве СЭС на основных типах современных самолетов используется система генерирования переменного трехфазного тока напряжением 200/115В, стабильной частоты 400 Гц. Источниками энергии являются бесконтактные генераторы с интегральными приводами постоянной частоты вращения, имеющие жидкостные (масляные) системы охлаждения с замкнутым циклом и мощностью

порядка 60-250 кВА.

В то же время, исходя из опыта передовых зарубежных корпораций, а также исследований, проведенных автором, очевидно, что такие СЭС ЛА морально и технически устарели. К основным недостаткам СЭС 200/115В, 400 Гц относятся высокая стоимость, большие эксплуатационные расходы, относительно малая надежность, большая масса электросети и трудности при организации параллельной работы. Поэтому использование подобного подхода к формированию СЭС более электрического или полностью электрического ЛА нового поколения не позволяет достигнуть желаемого эффекта.

Значительное повышение эффективности СЭС ЛА при снижении ее стоимости, эксплуатационных расходов, увеличении надежности и минимизации ее массогабаритных показателей можно обеспечить путем перехода к СЭС переменной частоты 200/115В (400/230В) или постоянного тока повышенного напряжения 270В (540В). В этом случае из состава СЭС ЛА исключаются малоэффективные обладающие значительными массогабаритными показателями гидроприводы постоянной частоты вращения, снижается потребность в отборе пневматической энергии от авиационного двигателя (АД) для обеспечения его запуска. Эффективность подобных систем уже доказана при использовании их на Boeing 787, А-380, F-35.

При реализации подобных СЭС ЛА возникает научная проблема: для создания современных СЭС ЛА необходима разработка и промышленное внедрение перспективных электромеханических преобразователей энергии (ЭМПЭ), которые будут обеспечивать эффективную выработку и преобразование первичной энергии в электроэнергию на борту ЛА (стартер-генератор, генератор), а также ее потребление с последующим преобразованием в механическую энергию для управления системами ЛА (электродвигателями). При этом помимо формирования самих идей и концепций создания подобных ЭМПЭ, необходимо разработать научно-методологическое обеспечение их сертификации и внедрения на борт. В работах отечественных и зарубежных авторов данное противоречие решается бессистемно и эпизодически, что приводит к разрыву между теоретическими иссле-

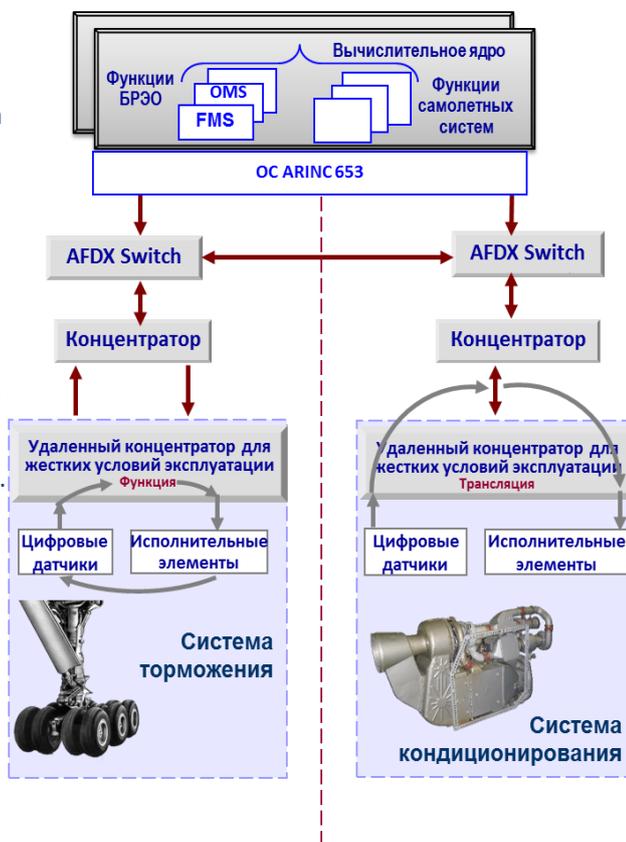
дованиями и внедрением результатов этих исследований в авиастроительной отрасли.

Поэтому диссертационная работа направлена на решение научной проблемы устранения разрыва между теоретическими исследованиями и внедрением результатов этих исследований на перспективные ЛА с передачей части функций управления на уровне ЭМПЭ. Например, управление передней стойкой шасси колесом с электрическим приводом (рисунок 1).

ПЕРЕЧЕНЬ РАССМАТРИВАЕМЫХ СИСТЕМ

- Гидравлическая
- Электроснабжения
- Топливная
- Уборки-выпуска шасси
- Кондиционирования воздуха
- Регулир. давл. в каб.
- Акт. демпфирования
- Упр. стабилизатором
- Перемещение закрылков
- Упр. интерцепторами
- Упр. предкрылками
- Автомат. загрузки
- Упр. тормоз. щитками
- Торможения колес
- Упр. рулежным устройством
- Кислородная
- Всп. силовая установка
- Противопож. и дымооповещ.
- Противообледенит.
- Дверей и люков
- Система фар и другие

Система самолета
(быстрый контур -
допустимое
запаздывание
 $\Delta t < 0,05$ с)



Предмет разработки в общесамолетных системах:

- архитектура;
- конструкция;
- исполнительные элементы;
- цифровые датчики.

Рисунок 1 – Примеры реализации систем с быстрой и медленной реакцией

Для обобщения результатов исследований диссертации ЭМПЭ в работе рассматривается в виде обобщенной системы электромеханического преобразования энергии (рисунок 2).

Важно отметить, что создание научных основ формирования нового поколения отечественных самолетов с повышенным уровнем электрификации, отработка технологий и создание аппаратуры для перехода к перспективной структуре

энергетического обеспечения бортового оборудования самолетов является важной и актуальной задачей. По результатам этих работ предполагается сократить имеющееся отставание в этом вопросе по отношению к США и странам Евросоюза и приступить непосредственно к созданию БЭС. Повышение уровня электрификации самолетов гражданской авиации будет способствовать обеспечению конкурентоспособности отечественного самолетостроения на международном рынке авиационной техники. Все это требует применения нового подхода к сертификации комплектующих изделий.

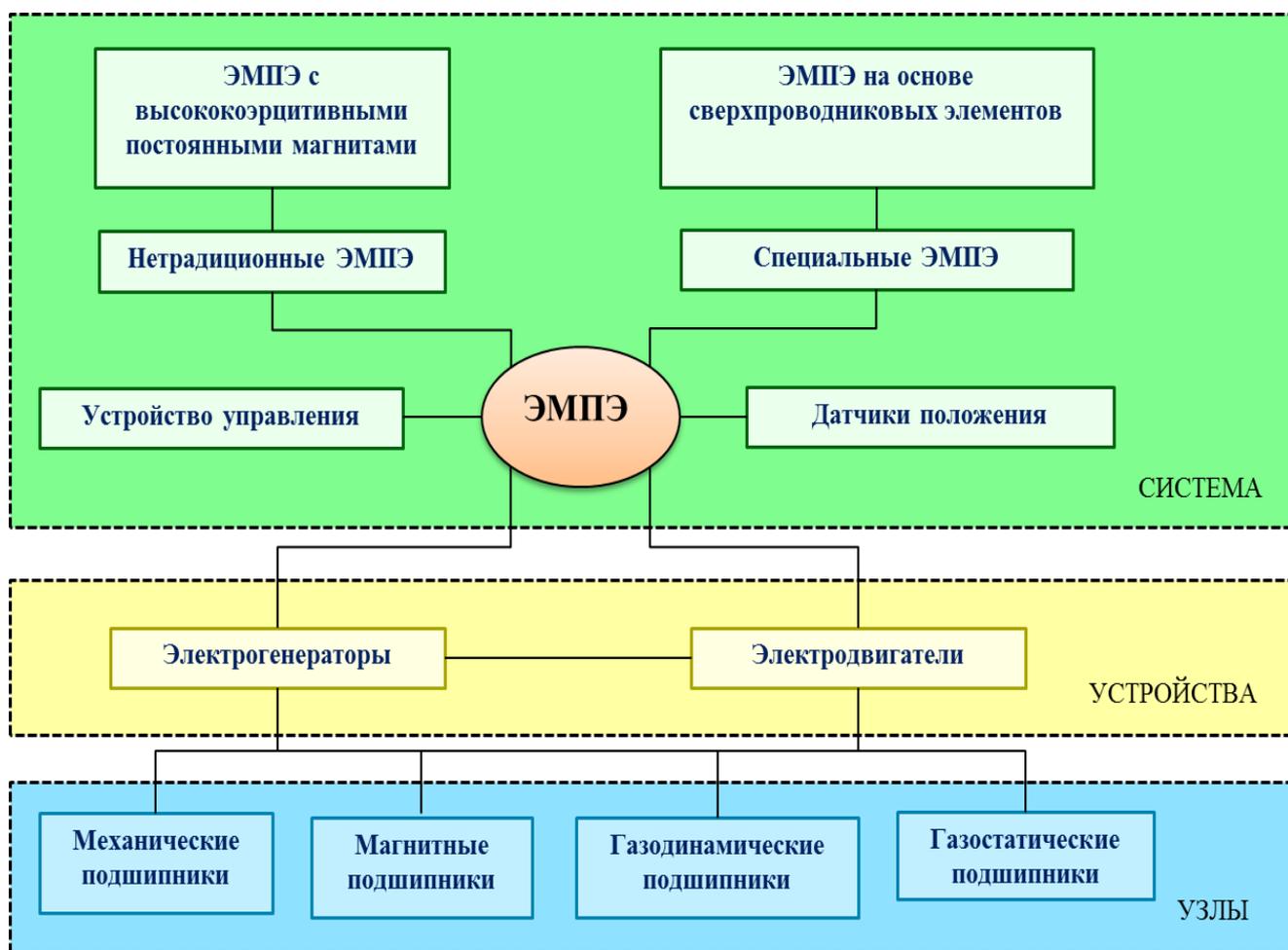


Рисунок 2 – Обобщенная структурно-иерархическая схема системы электромеханического преобразования энергии

В таблице 1 приведены данные по перечням ЭМПЭ применяемых на ЛА.

Таблица 1 – Перечень ЭМПЭ применяемых на ЛА

ГЕНЕРАТОРЫ НА БОРТУ ЛА				
Основная система электроснабжения	Вспомогательная силовая установка	Аварийные ветрогенераторы	Генераторы собственных нужд авиационного двигателя	
Маршевые электрогенераторы мощностью 60–250 кВА, в перспективе до 500 кВА. Частота вращения ротора 9000–13000 об/мин. В основном используются генераторы с вращающимися выпрямителями. В перспективе планируется использовать магнитоэлектрические генераторы. Переменный ток как стабильной, так и плавающей частоты. Напряжение переменного тока 115/200 В. или 230/400 В.	Генераторы вспомогательной силовой установки (ВСУ) обладают частотой вращения ротора от 12000 об/мин до 62000 об/мин (подобный генератор применяется на F–35). Мощность данных генераторов варьируется от 16 кВт до 225 (Boeing 787). Применяются как магнитоэлектрические генераторы, так и генераторы с вращающимися выпрямителями. Ток как постоянный, так и переменный в зависимости от типа ЛА. Для постоянного тока характерно напряжение 270 В, для переменного 115/200 В. или 230/400 В.	Предназначены для аварийных режимов работы. Используются как магнитоэлектрические генераторы (на зарубежных летательных аппаратах), так и генераторы с вращающимися выпрямителями на отечественных самолетах. Частота вращения ротора 6000–8000 об/мин, мощность до 30 кВт. Ёо переменный, напряжение 115/200 В	Частота вращения до 5500 об/мин мощность не более 5 кВт. В основном используются магнитоэлектрические генераторы. Ток постоянный, напряжение 27 В	
ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛИ (ЭД) НА БОРТУ ЛА				
Топливная и масляная система	Электропривод критических поверхностей ЛА (закрылков, рулей)	Мотор–колесо шасси самолета (например Мотор-колесо компании WheelTug	Система кондиционирования воздуха	Электропривод вентилятора авиационного двигателя
-мощность ЭД от 40 Вт (топливоподкачивающие насосы) до 100 кВт (топливные насосы перспективных авиационных двигателей, например UltraFan) - частота вращения от 5000 об/мин до 20000 об/мин; -напряжение питания: 27 В DC; 270	-мощность ЭД: от 500 Вт до 5 кВт; -частота вращения от 300 об/мин до 4000 об/мин; -напряжение питания: 27 В DC; 270 В AC; 115 В, 400 Гц -удельные характеристики 0,25-0,3 кВт/кг; -охлаждение воз-	-мощность ЭД от 150 кВт до 200 кВт -частота вращения до 15000 об/мин -напряжение питания: 270 В AC; -охлаждение воздушное -верхний предел температуры окружающей среды	-мощность ЭД от 50 кВт до 150 кВт -частота вращения от 40000 об/мин до 96000 об/мин -напряжение питания: 27 В DC; 270 В AC; 115 В, 400 Гц -удельные характеристики 0,25-0,3 кВт/кг -охлаждение воз-	-мощность электродвигателей: от 300 кВт до 800 кВт -частота вращения от 2000 об/мин до 30000 об/мин -удельные характеристики 0,25-0,3 кВт/кг -охлаждение воздушное

<p>В АС; 115 В, 400 Гц</p> <p>-удельные характеристики 0,25-0,3 кВт/кг</p> <p>-ЭД может быть полностью заполнен жидкостью, охлаждение жидкостное;</p> <p>-верхний предел температуры окружающей среды от +80 до +150 °С;</p>	<p>душное;</p> <p>-температура окружающей среды от +0 до +150 °С;</p> <p>-верхний предел температуры окружающей среды от +80 до +100 °С;</p>	<p>от +50 до +80 °С.</p>	<p>душное</p> <p>-верхний предел температуры окружающей среды от +50 до +80 °С;</p>	<p>-верхний предел температуры окружающей среды от +50 до +80 °С</p>
--	--	--------------------------	---	--

На рисунке 3 представлена схема СЭС ЛА с применением быстроходных генераторов.

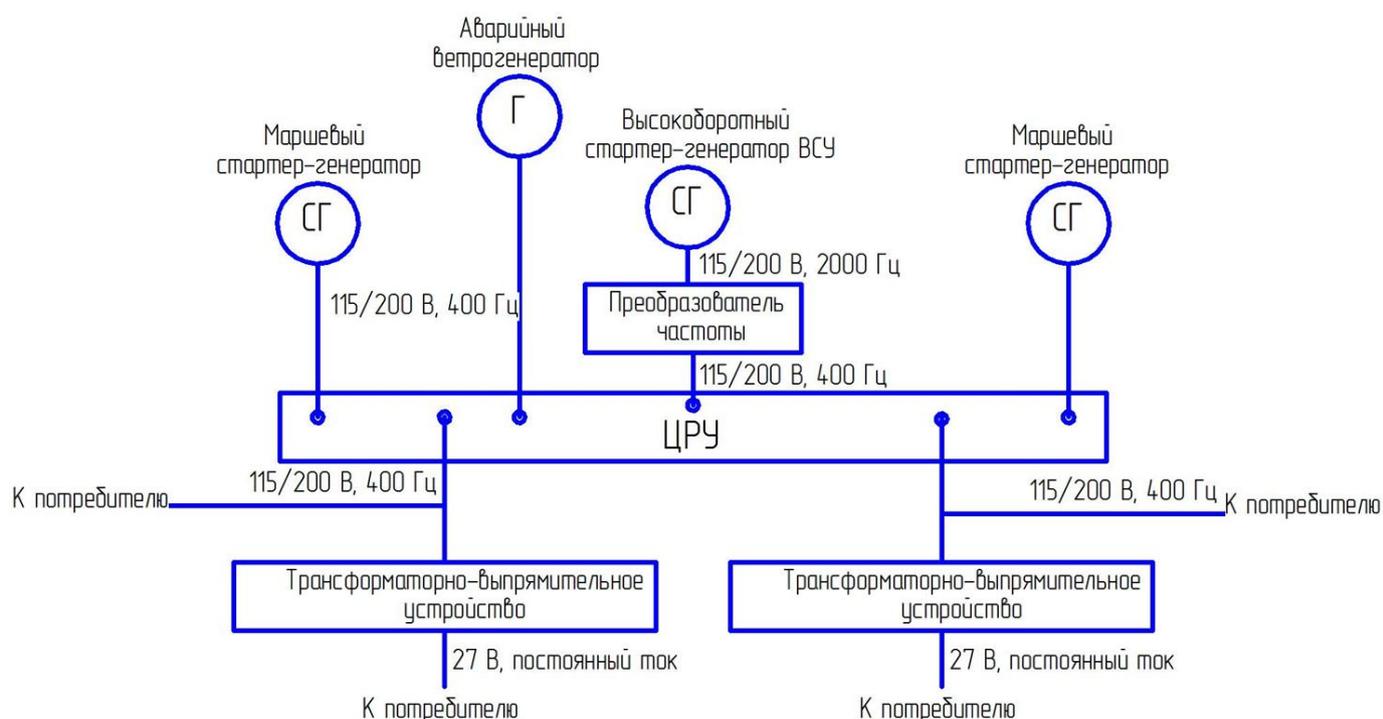


Рисунок 3 – Схема СЭС ЛА с применением быстроходных генераторов

Степень разработанности темы исследования. Анализ работ отечественных и зарубежных авторов показал, что исследования в данном направлении в основном ограничиваются теоретическими решениями и формированием концептуальных подходов. При этом работы не затрагивают практической части выявленного научного противоречия, что ограничивает внедрение результатов этих ис-

следований в реальные ЛА. Также известные работы в направлении исследований рассматривают анализ какого-либо одного ЭМПЭ для какой-либо конкретной системы. В отличие от известных работ, в настоящей диссертационной работе ЭМПЭ представляется в виде обобщенной системы электромеханического преобразования энергии, при этом рассматривается полный комплекс мероприятий для создания перспективных ЭМПЭ: от идеи и научных исследований до практической реализации, сертификации и внедрения.

Значительный вклад в развитие теории авиационных электромеханических преобразователей энергии внесли такие ученые и специалисты как А.И. Бертинов, В.С. Кулебакин, Л.М. Паластин, А.В. Левин, О.Г. Клочков, К.Л. Ковалев, Б.С. Зечихин, Д.Э. Брускин, А.Н. Ларионов, Б.П. Апаров, Н.Т. Коробан, В.А. Балагуров, Д.А. Бут, С.А. Грузков, А.М. Сугробов, Е.В. Волокитина, А.И. Власов, Dieter Gerling, H. Polinder, J. Ferreira, A. Boglietti, A. Cavagnino, D.A. Staton, M. Popescu, J.Wang, D.Howе, G. Dajaku, A. Nagorny и др.

Вопросы математического и компьютерного моделирования магнитных полей в электромеханических преобразователях энергии в своих трудах отразили Б.К. Буль, О.Б. Буль, А.И. Вольдек, О.Д. Гольдберг, В.В. Домбровский, К.С. Демирчан, А.В. Иванов-Смоленский, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Я. Беспалов, Я.Б. Данилевич и др.

Цель и задачи. Целью работы является решение научной проблемы создания системы перспективных авиационных ЭМПЭ, применяемых в системах электроснабжения ЛА и создание методологических основ их сертификации. Для реализации поставленной поставленных цели и задач выполнен комплекс следующих исследований:

1. Моделирование ЭМПЭ в системах ЛА, включающее разработку методологических основ и критериев оптимизации ЭМПЭ.
2. Разработка и создание ЭМПЭ в системах ЛА, включающие системные решения повышения надежности ЭМПЭ, специальные ЭМПЭ с частотным регулированием, перспективные конструкции специальных ЭМПЭ, замкнутые системы автоматического управления распределенными объектами с сосредоточенными

ми входами и выходами, синтез системы управления ЭМПЭ, сравнение вариантов на основе метода оценки полезности.

3. Разработка методов и моделей полунатурных испытаний ЭМПЭ в системах ЛА, включающих: особенности применения гибридных магнитных подшипников в быстроходных машинах; математическую модель системы электромагнитного управления гибридными магнитными подшипниками; математическую модель осевого магнитного подшипника на постоянных магнитах для высокоскоростных роторных узлов; анализ динамических процессов в высокоскоростных роторных узлах на гибридных магнитных подшипниках; экспериментальное исследование влияния технического состояния магнитных подшипников на параметры их внешнего магнитного поля; общую модель обслуживания системы по состоянию.

4. Стандартизация и сертификация ЭМПЭ в системах ЛА, включающие анализ вариантов сертификации бортового оборудования на основе интегрированной модульной авионики (ИМА) в РФ и за рубежом, практическую реализацию процессов сертификации ЭМПЭ.

Объект исследований. Обобщенная система ЭМПЭ в схемах электроснабжения ЛА, представляемая различными видами ЭМПЭ, в том числе электрогенераторами, электродвигателями с системами гибридного магнитного подвеса.

Научная новизна представленной работы:

1. Математические и имитационные модели ЭМПЭ в системах электроснабжения ЛА.

2. Методологические основы оптимизации ЭМПЭ, критерии оптимальности, структурные схемы механизмов принятия решений Имитационная модель ЭМПЭ с учетом процессов в подшипниковых опорах.

3. Синтез систем управления ЭМПЭ, включая математическую модель системы электромагнитного управления гибридными магнитными подшипниками (ГМП) и математическую модель осевого магнитного подшипника на постоянных магнитах (ОМПМ) для высокоскоростных роторных узлов.

4. Математическая модель для определения силы в рабочем зазоре и жест-

кости ОМППМ на основе анализа магнитного поля постоянного магнита (ПМ) и метода эквивалентного соленоида.

5. Разработаны методологические основы сертификации авиационного электрооборудования.

Теоретическая и практическая значимость работы:

1. Предложены системные решения повышения жизненного цикла и надежности ЭМПЭ, специальные электромеханические преобразователи с частотным регулированием.

2. Разработаны методы и модели полунатурных испытаний электромеханического привода (ЭМП) энергии в системах ЛА, включающие особенности применения ГМП в быстроходных магнитоэлектрических машинах.

3. Разработаны специальные электромеханические преобразователи с частотным регулированием, перспективные конструкции специальных ЭМПЭ, замкнутые системы автоматического управления распределенными объектами с сосредоточенными входами и выходами, синтез системы управления ЭМПЭ, сравнение вариантов на основе полезности оценок.

4. Получено экспериментальное подтверждение теоретических результатов диссертационной работы.

5. Разработаны программные продукты по расчету узлов ЭМПЭ (Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2015616969, № 2012610873, № 2012616976, № 2012610872, № 2012619366, №2013619894, № 2013660109 и др.) и варианты технических решений, защищенных патентами РФ на изобретения (Патент РФ № 2540215, Патент РФ № 2552846, Патент РФ № 140839, Патент РФ 2498473).

6. Разработана методология и предложены схемы стандартизации и сертификации ЭМПЭ как инструмент повышения конкурентоспособности отечественной авиационной техники (АТ) на зарубежных рынках.

7. Проведена практическая реализация процесса сертификации комплектующих изделий, включая ЭМПЭ.

Методология и методы исследования. Для решения намеченных задач ис-

пользовались основные положения системного анализа, структурного синтеза теории автоматического управления, математической физики, общей теории электромеханики и электрических аппаратов, теории трения, системы поддержки принятия решений в области проектирования, создания и эксплуатации ЭМПЭ, надежности ЭМПЭ в процессе эксплуатации в составе рабочих комплексов.

Положения, выносимые на защиту:

1. Имитационные и математические модели, программное и алгоритмическое обеспечения для формирования, исследования и реализации разновидностей ЭМПЭ в системах электроснабжения ЛА.

2. Методология синтеза, алгоритмические, аппаратные и программные средства для построения и проектирования, разработки и исследования, применения и оценки эффективности ЭМПЭ в системах ЛА по схеме «Экипаж–Бортовое оборудование–Воздушное судно».

3. Методологические основы оптимизации, критерии оптимальности, структурные схемы механизмов принятия решений, обобщенный критерий оценки качества преобразователя энергии и его имитационная модель.

4. Системные решения ЭМПЭ повышенной надежности, специальные электромеханические преобразователи с частотным регулированием, перспективные конструкции специальных ЭМПЭ, методика сравнения вариантов ЭМПЭ на основе оценки полезности.

5. Обоснование применения ГМП в быстроходных магнитоэлектрических машинах. Модель системы электромагнитного управления ГМП. Результаты экспериментальных исследований влияния их технического состояния на параметры внешнего магнитного поля.

6. Математическая модель для определения силы в рабочем зазоре и жесткости ОМППМ на основе анализа магнитного поля постоянного магнита (ПМ) и метода эквивалентного соленоида.

7. Результаты исследования экранирования магнитомягкими материалами зазора между магнитами ротора бесконтактных магнитоэлектрических машин (БММ) и магнитами ГМП с целью уменьшения силы их взаимодействия.

8. Имитационная модель в программном комплексе Matlab Simulink для проведения исследований методами имитационного моделирования взаимосвязи электромеханических, механических и магнитных характеристик ЭМПЭ с опорами качения.

9. Экспериментальные образцы ЭМПЭ для БЭС.

10. Методология сертификации российских ЭМПЭ за рубежом без привязки к конкретному представляемому на сертификацию воздушному судну (ВС) позволит не только сертифицировать конкретный ЭМПЭ и достичь признания российских ЭМПЭ за рубежом, но и освоить используемые сертификационные процессы и внедрить полученные знания на российских предприятиях – разработчиках, таких как: АО «УКБП», Холдинг «Технодинамика» и т.д..

11. Формирование облика отечественных самолетов нового поколения с повышенным уровнем электрификации.

Степень достоверности и апробация результатов. Достоверность полученных результатов определяется обоснованностью математических моделей посредством сравнения результатов расчета и экспериментальных данных, проведенных на специально созданном оборудовании. Отклонение реальных результатов экспериментов от расчетных составляет не более 5-7%.

Результаты диссертационных исследований использованы АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения» при расчете и конструировании, создании, выполнении специальных испытаний разработанных электромеханических преобразователей энергии, переданы для внедрения в АО «Электроприбор» (г. Воронеж), а также в авиастроительные предприятия ПАО «Компания «Сухой», ПАО «Туполев», ПАО «АК им. С.В. Ильюшина», ПАО «ОКБ им. А.С. Яковлева».

Апробация работы. Результаты работы докладывались на:

- научно-техническом совете ФГУП ГосНИИАС в 2012, 2013гг.;
- Международной научно-технической конференции «Фундаментальные проблемы радиоэлектронного приборостроения» (INTERMATIC) МИРЭА в 2014, 2015гг.;
- XI Международной научно-технической конференции «АВИА-2013» –

г. Киев, 2013г.;

– научно-технической конференции «Перспективы развития авиационного оборудования и агрегатов» ГК «Ростехнология» ОАО «Концерн «Авиационное оборудование» (Холдинг «Технодинамика»), г. Москва, 2012г.;

– научно-техническом семинаре «Перспективы развития силовых приводов органов управления и исполнительных механизмов воздушных судов» ГК «Ростехнология» ОАО «Концерн «Авиационное оборудование» (Холдинг «Технодинамика»), г. Москва, 2012г.;

– Международной конференции «Полностью электрический самолет. MEA 2015» – г. Тулуза, 2015г.

Публикации. По теме диссертационных исследований опубликованы 39 работ, в том числе: 3 монографии; 14 научных статей в ведущих российских журналах из Перечня рецензированных научных журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора технических наук; 6 работ, включенных в международные базы цитирования Scopus и Web of Science; 4 патента РФ на изобретения и полезную модель; 9 свидетельств о государственной регистрации программ для ЭВМ; 3 доклада на международных и российских конференциях.

Перечень публикаций автора приведен в диссертации в полном объеме.

Личный вклад. Все результаты, представленные в диссертации, получены автором лично. В патентах, полученных в соавторстве, автору принадлежит основная идея. В статьях, опубликованных автором в соавторстве, автор разработал математические и имитационные модели.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав с выводами, заключения, списка литературы из 390 наименований и приложений, куда входят технические материалы по инженерной методике расчета ГМП и высокоскоростного магнитоэлектрического генератора.

Работа изложена на 337страницах. Основная часть составляет 265страниц.

Первая глава посвящена тенденциям развития концепций полностью электрического самолета (ПЭС), выявлены перспективы их развития, определены оп-

тимальная по уровню и архитектуре структура сети СЭС ЛА и требования к перспективным ЭМПЭ ЛА. Обоснован объект исследования как обобщенная иерархическая структура электромеханического преобразования энергии. Выполнен анализ задач стандартизации и сертификации как инструментов повышения конкурентоспособности отечественной АТ на зарубежных рынках.

Вторая глава посвящена моделированию ЭМПЭ в системах электроснабжения ЛА. В главе рассмотрены обобщенные методологические основы моделирования и оптимизации ЭМПЭ, критерии оптимальности ЭМПЭ, необходимые для принятия решений по надежности систем ЭМПЭ. Данная глава посвящена решению первой задачи диссертационной работы.

Показаны структурные схемы механизмов принятия решений при проектировании ЭМПЭ.

Третья глава посвящена методологическим основам аппаратной реализации ЭМПЭ в системах ЛА. Данная глава раскрывает вторую задачу диссертационной работы. На основе обобщенных моделей показаны перспективные конструкции специальных электромеханических преобразователей: высокоскоростных машин, высокомоментных низкоскоростных двигателей, высокомоментных высокоскоростных двигателей.

Рассмотрена управляемость систем ЭМПЭ с распределенными параметрами. Представлен обобщенный алгоритм синтеза нелинейных АСУ ЭМПЭ, который содержит три базовые задачи:

а) *функциональный синтез*, когда при заданной структуре и параметрах ЭМПЭ или системы в целом находится управляющая функция на входе ЭМПЭ или системы;

б) *параметрический синтез*, когда при заданных структуре и входным воздействием на звено находятся искомые параметры ЭМПЭ;

с) *структурно-параметрический анализ*, когда при заданных законах изменения координат на входе и выходе ЭМПЭ находят структуру, характеристики и параметры ЭМПЭ, а при заданной основной структуре ЭМПЭ – число, вид и место включения дополнительных связей, реализующих заданную его передаточ-

ную функцию.

Также в третьей главе приведены новые конструктивные схемы (ЭМПЭ?), разработанные и запатентованные автором.

В четвертой главе представлены частные математические модели для ЭМПЭ, разработаны методы и модели полунатурных испытаний ЭМПЭ в системах ЛА. Представлен математический анализ процессов в электромеханических преобразователях. Данная глава решает 3 задачу диссертации.

В пятой главе представлена методология сертификации ЭМПЭ в системах ЛА, включающая анализ вариантов сертификации бортового оборудования на основе ИМА в РФ и за рубежом, практическую реализацию процессов сертификации ЭМПЭ. В пятой главе решены 4 и 5 задачи диссертации.

Глава 1 Обзорно-аналитические исследования в области разработки новых электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов. Постановка задач исследования

1.1 Полностью электрические самолеты

Одним из наиболее перспективных направлений создания конкурентоспособного отечественного самолета является переход к концепции ПЭС. ПЭС – самолет с единой системой вторичной энергии, в качестве которой используется СЭС, обеспечивающая питанием системы управления полетом, привод шасси, системы жизнеобеспечения и кондиционирования, электронные устройства, противообледенительную и другие бортовые системы и устройства. На ПЭС отсутствуют гидравлическая и пневматическая системы.

Полностью электрические самолеты (allelectricaircraft) – это самолеты с единой централизованной системой электроснабжения, которая обеспечивает все энергетические потребности самолета [5], [8], [355].

Создание научно-технического задела в разработке поколения самолетов с повышенным уровнем электрификации, а также аппаратуры для реализации перспективной структуры энергообеспечения бортового оборудования самолетов, в которых используется преимущественно электрическая энергия, вызвано необходимостью решения следующих задач:

- конструирования экологически безопасного самолета;
- повышения надежности и быстродействия системы управления самолетом;
- снижения массы за счет замены гидравлических (или совместно работающих гидравлических и электрических) агрегатов самолета на электрические.

Создание самолетов с полностью электрифицированным оборудованием стало целесообразным и возможным благодаря достижениям в области микроэлектроники и микропроцессорной техники, которые открыли значительные пер-

спективы внедрения цифровых систем управления электроэнергетическим комплексом.

Опыт эксплуатации ЛА показывает, что с точки зрения надежности и удобства эксплуатации электроэнергия имеет существенные преимущества по сравнению с другими видами энергии. Электроэнергию можно легко трансформировать, передавать на расстояние, распределять между потребителями, использовать для приведения потребителей в действие. При этом существенным является то, что электроэнергия облегчает автоматизацию ЛА. При полной комплексной автоматизации на ЛА возможно частичное или полностью электрифицированное управление [5], [8], [355].

На более электрифицированном самолете (БЭС) электрическая энергия применяется для питания наиболее энергоемких систем. К таким системам относятся:

- гидравлическая система (ГС) самолета [5], [8], [355], которая с помощью соответствующих гидроагрегатов обеспечивает: выпуск/уборку шасси; открытие/закрытие грузовых люков и дверей;
- система запуска авиадвигателя; управление рулевыми поверхностями и механизацией крыла и т.д.;
- системы, которым требуются отборы воздуха от авиадвигателей: система кондиционирования воздуха в кабине экипажа и в пассажирских салонах; противообледенительная система крыла, оперения и воздухозаборника.

Предпосылками разработки эффективных, малогабаритных исполнительных электроприводов большой мощности и полного перехода от гидроприводов к электроприводам и/или использования их комбинации для децентрализации ГС ЛА стали серьезные проблемы использования ГС в современных ЛА [5], [8], [355], когда их развитие потребовало непрерывного роста потребляемой мощности и массы ГС. Эти проблемы приобрели критическое значение уже в 70-е гг. прошлого века при проектировании самолетов четвертого поколения и они привели к ухудшению характеристик ЛА когда он становится носителем гидросистемы [5], [8], [355]. В частности: отборы мощности от авиадвигателя для централизованной

гидросистемы на управление рулевыми поверхностями приобрели значение (на некоторых режимах полета до 20%) и серьезно влияют на дальность полета, экономичность; низкая энергоотдача в целом, которая примерно на порядок ниже относительно отдачи насосов (например, потребляемая мощность истребителя F-15 равняется 300 кВт, а F-22 – 750кВт; у бомбардировщиков B-1, B-2 мощность потребления превышает 1000 кВт); проблемы с герметизацией трубопроводов, мест подсоединения датчиков контроля и исполнительных механизмов с дозаправкой гидравлической жесткости и гидробаками [5], [8], [355]; проблемы с температурным режимом и пожаробезопасностью гидрожидкости [5], [8], [355] и т.п.

Реализация концепции ПЭС позволит исключить (минимизировать) централизованную ГС самолета пятого, шестого поколений и ликвидировать пневмосистему (ПС) с отбором воздуха от авиадвигателя [5], [8], [355]. Переход к ПЭС косвенным образом сказывается на принципах построения и особенностях функционирования основных систем и агрегатов самолета. Реализация ПЭС предполагает существенное изменение облика силовой установки самолета вследствие ликвидации отбора воздуха для системы кондиционирования и противообледенительной системы, устранения привода ГС, интеграции источника электрической энергии с АД, широкого применения электропривода в системах управления газотурбинными двигателями (ГТД) и т.д.

«Электрический» ГТД не будет иметь коробки приводов. В электрической системе запуска АД предполагается применение встроенного стартер-генератора. Вспомогательная силовая установка при этом будет использоваться только для генерирования электрической энергии. В целом электрификация ГТД позволит: уменьшить массу и размер на 10–15%; уменьшить стоимость обслуживания в 2-3 раза; улучшить тактико-технические характеристики самолетов.

«Наряду с количественным ростом и расширением сфер применения перед авиационной промышленностью стоят задачи значительного улучшения технико-экономических характеристик ЛА.

Перспективы развития военных ЛА связываются с появлением нового поколения боевых ЛА пятого и шестого поколений, значительно превосходящих

существующие по следующим показателям:

- 1) увеличение боевой живучести на 10%;
- 2) увеличение боевого радиуса действия и боевой нагрузки на 20%;
- 3) увеличение разгонных характеристик и маневренности на 20%;
- 4) увеличение аэродинамического качества на 25%;
- 5) уменьшение эксплуатационных расходов на 20%.

Достижение этих показателей связано с разработкой новых концепций построения функциональных систем ЛА, взаимодействующих в реальном масштабе времени под управлением бортовых компьютеров с высоким быстродействием. Энергетической основой бортовых систем автоматизации является СЭС.» [56, стр. 179].

1.1.1 Полностью электрический самолет на аккумуляторах

По данным [5], [8], [355], впервые серьезным изучением потенциала ПЭС на аккумуляторах исследователи занялись в середине 70-х гг. XX в. На практике были испытаны первые прототипы таких аппаратов как, Sunrise, Solar Riser, Solar Challenger, Solair и т.д., все эти аппараты в той или иной степени задействовали солнечные батареи, чтобы заряжать аккумуляторы во время полета. Исследования показали, что использование только аккумуляторов недопустимо, так как их энергии было недостаточно даже для взлета этих аппаратов.

Solar Impulse. В начале 2007 г., в Швейцарии был успешно запущен аппарат Solar Impulse – пилотируемый самолет, работающий от солнечной энергии. После проведенных исследований, Solar Impulse вступил в фазу строительства первоначального образца (размах крыльев в 61 м) и был зарегистрирован под названием «HB-SIA». Рабочие гипотезы были проверены на практике. Испытания прошли на авиабазе Дюбендорф. В июле 2010 года прототип «HB-SIA» совершил первый длительный (26 часов) полет. 12 тысяч солнечных батарей заряжали аккумуляторные батареи в течение светового дня. Энергии заряженных днем батарей достаточно на полет ночью. Исходя из этого одноместный самолет теоретически может находиться в воздухе достаточно долго.

«HB-SIB» – швейцарский регистрационный код следующего ЛА Solar Impulse. Для длительных перелетов установлено усовершенствованное навигационное оборудование и обеспечено поддержание постоянного давления в салоне. Размах крыла ЛА – 72 метра, общий вес 2300 кг. С 9 марта 2015 из Абу-Даби по 21 апреля 2016 года совершил свой первый кругосветный полет с посадками.

Sunseeker. В период 80-х гг. создан успешный американский проект Sunseeker. Начальная скорость при взлете самолету задавалась небольшим аккумулятором, подзаряжающимся от солнечных батарей на поверхностях крыльев и позволяющим ЭД толкать планерообразный самолет, во время парения пилот мог отключать ЭД и использовать набегающие потоки воздуха для вращения винта, который передавал усилие на вал генератора и обеспечивал дополнительную зарядку аккумулятора. Первый Sunseeker пересек США в 1990 г., затем в 2002 г. был создан второй Sunseeker, который имел более мощный ЭД и более крупные крылья с усовершенствованными солнечными элементами. В 2009 г. этот самолет совершил полет через Альпы.

Bubble Plane – экспериментальный ЛА, созданный Роланом Сирнетом из Университета прикладных наук Швебиша Гмюнда, Германия. Самолет может летать, не потребляя топлива. Он может спрятать свои небольшие винты для повышения аэродинамических характеристик. Когда необходим дополнительный импульс, винты планера разворачиваются и приводятся в движение небольшим электромотором, который питается от бортового генератора либо от тонкопленочных солнечных панелей на крыльях и хвосте самолета.

Cri-Cri – полностью электрифицированный четырехдвигательный пилотажный самолет, разработанный подразделением EADS Innovation Works совместно с Aero Composites Saintonge и Green Cri-Cri Association. При создании самолета было применено множество инновационных технологий, таких как легкие композитные материалы, которые снижают массу планера и компенсируют дополнительную массу батарей, четыре бесколлекторных электродвигателя со встречно вращающимися винтами, значительно снижающими уровень шума по сравнению с обычными двигателями, а также литиевые аккумуляторы высокой плотности.

Благодаря сочетанию этих экологических нововведений ПЭС обладает уникальными характеристиками: 30 мин. автономного полет на скорости 110 км/час, 15 мин пилотажа на скорости до 250 км/ч, скорость подъема около 5,3 м/сек.

Centurion – облегченная модель дистанционно пилотируемого ЛА типа «летающее крыло» с солнечной электроустановкой, впервые продемонстрировавшая технологию использования солнечной энергии в течение длительного времени и на большой высоте полета. Позже на его основе был разработан проект NASA Pathfinder (Helios).

«**Hy-Bird**» – 100 % экологически чистый самолет компании LISA Airplanes, использующий только возобновляемые источники энергии (энергию солнца и водород), что приводит к отсутствию газовых выбросов и уменьшению шумового загрязнения, присущего обычным самолетам. Фотогальванические элементы для «Hy-Bird» поставляются компанией Trina Solar.

NASA Pathfinder (Helios) – экспериментальный беспилотный летательный аппарат компании AeroVironment. Ему принадлежит установленный в 2001 г., и пока непревзойденный рекорд по высоте подъема среди крылатых летательных аппаратов без реактивных двигателей – 29,5 км. Солнечные батареи размещены по всей длине 75-метровых крыльев. Аппарат также был способен продержаться ночь на накопленной предыдущим днем энергии. В ходе испытательного запуска упал и разбился в 2003 г. В устройстве самолета было впервые использовано 8 электродвигателей (ЭД), работающих от солнечных батарей.

Firefly. Проект «светлячок» компании Sikorsky Innovation (вертолет Сикорского) – электрический вертолет [5], [8], [355]. В качестве базы для создания «светлячка» был использован вертолет S-3000 СТМ, выпускавшийся в 1950-х гг. Его 190-сильный четырехцилиндровый бензиновый двигатель был заменен на электрический, а по бокам вертолета навесили два литиево-ионных полимерных аккумулятора.

Sky-Sailor и Venus. Среди всех проектов стоит отметить две модели самолетов, работающих на солнечной энергии: Sky-Sailor и Venus. Они были разработаны для будущих полетов при изучении других планет – соответственно Марса и

Венеры.

ElectraFlyer. По данным [5], [8], [355], с апреля 2007 г. компания Electric Aircraft Corporation поставляет на рынок ультралегкий самолет ElectraFlyer с 18-сильным ЭД, работающим от аккумуляторов без использования супердорогих солнечных батарей. При этом самолет позволяет совершить 90-минутный полет при полной зарядке аккумулятора.

Green Pioneer. В КНР компания Yuneec совместно с Китайским исследовательским центром по развитию авиационной промышленности и Китайской академией космических технологий разработали проект Green Pioneer – небольшой БЭС класса LSA (модель E 430 – это двухместный самолет, который может использоваться для индивидуальных полетов на сравнительно небольшие расстояния). В качестве источника электроэнергии используется литиевая аккумуляторная батарея, масса которой не превышает 72 килограмм.

Ресурса батареи хватает для полета в течение 2,5 часов на скорости до 90 км/ч. Заряжать аккумуляторную батарею можно от электросети напряжением 230 В [5], [8], [355]. Самолет с нулевыми выбросами приводится в действие двигателем мощностью 40 кВт.

e-Spyder – ЛА компании Flightstar Sportplanes, держится в воздухе примерно 40 мин.

1.1.2 Полностью электрический самолет Кембриджского университета

Этот самолет рассчитан на питание от сверхлегких 10-киловаттовых вентиляльных электродвигателей, которые работают от 12-ти литиево-полимерных элементов. Испытания самолета в течение 30 мин, в ходе которых была достигнута высота 1700 футов, были успешно завершены.

Taurus Electro – полностью электрический самолет, построенный компанией Pipistrel, внешне похож на базовый планер. ЛА поднимается на высоту 3300 футов за 10 мин., и парит в воздухе. Taurus Electro – первый в мире двухместный планер с самозапускающимся электромотором.

SoLong – беспилотный летательный аппарат (БПЛА). В течение светового

дня он способен накапливать солнечную энергию в панели солнечных батарей, расположенных на его крыльях. Он настолько эффективно и рационально использует накопленную энергию, что может продолжать полет и в ночное время. В то же время возможно хранение накопленной энергии.

Zephyr (Зефир) – БПЛА, созданный британской компанией Qinetiq. Время нахождения БПЛА в воздухе составило 14 дней 22 мин. и 8 сек., что в 11 раз больше продолжительности полета предыдущего беспилотника-рекордсмена. Двухнедельный полет состоялся в середине июля 2010 г. с одного из военных полигонов в США. Теперь рекорд был официально зарегистрирован Международной авиационной федерацией (FAI). В дневное время два пропеллера Zephyr получают солнечную энергию благодаря фотогальваническим элементам (толщиной с лист бумаги) на крыльях, ширина которых достигает 22,5 м, а ночью накопленная в батареях энергия позволяет продолжать полет. Zephyr используется в военных целях для разведки, а в гражданских – для наблюдения за поверхностью Земли и обеспечения связи. Главное преимущество Zephyr – его способность «зависать» над определенной точкой в течение очень длительного времени. Это выгодно отличает его от спутников, которые пролетают над Землей на слишком большой скорости.

За границей ПЭС на аккумуляторах разработаны, функционируют и поступили на рынок продаж.

1.1.3 Полностью электрический самолет с питанием от водородных топливных элементов

SkySpark. В 2010 г. во время проведения Мировых воздушных игр в Турине (Италия) астронавт NASA Маурицио Чели установил мировой рекорд на самолете SkySpark, который на 100% работает от электричества. Полет длился 8 мин, максимальная скорость составила 155 миль в час (248 км/ч). Это рекорд для ПЭС [5], [8], [355].

Этот водородный самолет оборудован синхронным электродвигателем с жидкостным охлаждением. Несмотря на то, что над проектом работали более

двух лет, его создатели считают, что получившийся самолет – это всего лишь промежуточная модель электрического самолета, который может развивать скорость, равную 186 милям в час (297,6 км/ч). Цели проекта:

- расширить диапазон использования ЛА, используя «двигатели с питанием от водородных топливных элементов» (самолет приводится в движение 75 кВт бесщеточным двигателем с питанием литиевых полимерных батарей);
- создать многоцелевой самолет, способный развивать большие скорости за счет использования водородных топливных элементов.

Hydrogenius – ПЭС, работающий на водороде, оснащен литиевой батареей и электродвигателем, который использует энергию от бортовой системы водородных топливных элементов.

1.1.4 Основные характеристики и преимущества более электрифицированного самолета по сравнению с существующими летательными аппаратами

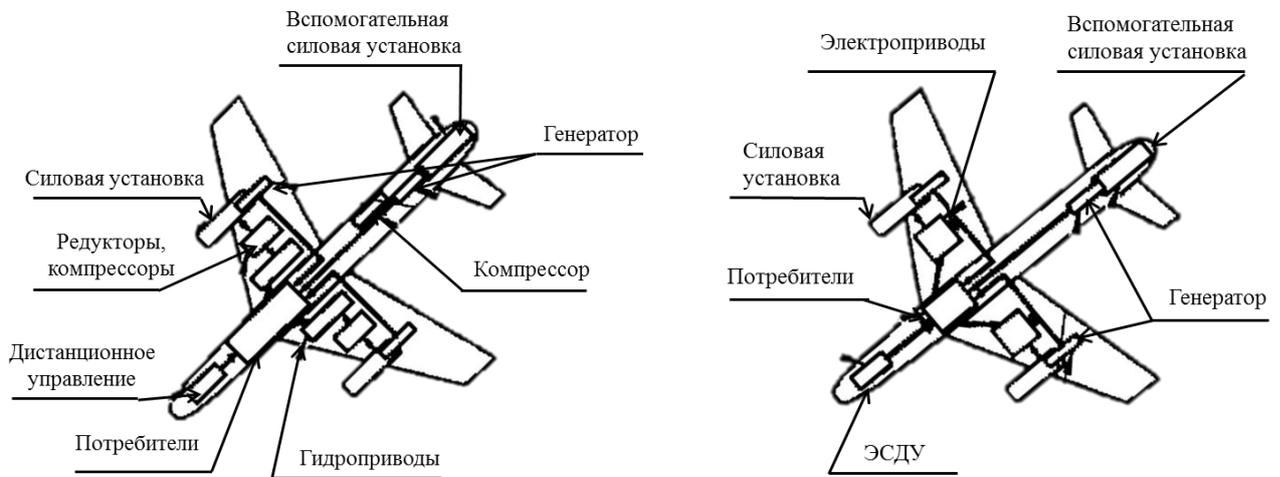
Основные преимущества БЭС приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Преимущества БЭС по технико-экономическим показателям [Привод. по: 56, С. 181]

Преимущества	Большее количество ЛА	Снижение инвестиций	Меньшая стоимость жизненного цикла и прямых эксплуатационных затрат	Увеличение нагрузки или вооружения	Увеличение запаса топлива на борту	Увеличение дальности	Сокращение времени обслуживания	Сокращение стоимости запчастей	Повышение производительности техобслуживания	Повышение использования парка ЛА	Независимость от погоды	Сокращение обслуживаемого персонала	Сокращение требований при подготовке к полету
Характеристики		⊕ - существенное улучшение ● - незначительное улучшение											
рашение стоимости	⊕	⊕	⊕										
Уменьшение массы				⊕	⊕	⊕							
Уменьшение потребления топлива			⊕	⊕		⊕	●		●				⊕
Расширение допустимого уровня полет-						⊕				●			

Преимущества	Большее количество ЛА	Снижение инвестиций	Меньшая стоимость жизненного цикла и прямых эксплуатационных затрат	Увеличение нагрузки или вооружения	Увеличение запаса топлива на борту	Увеличение дальности	Сокращение времени обслуживания	Сокращение стоимости запчастей	Повышение производительности техобслуживания	Повышение использования парка ЛА	Независимость от погоды	Сокращение обслуживающего персонала	Сокращение требований при подготовке к полету
ных условий													
Улучшенная ремонтпригодность			⊕				⊕	⊕	⊕	⊕		⊕	⊕
Увеличение надежности			⊕				⊕	⊕		⊕		⊕	⊕
Упрощение обслуживания			●				●	●	⊕	⊕		●	●
Сокращение вспомогательного оборудования			⊕					⊕	●			●	●

На рисунке 1.1 показаны авиационные системы энергоснабжения и управления.



а – традиционная схема

б – реализующая концепцию БЭС

(ЭСДУ – электронная система дистанционного управления)

Рисунок 1.1– Самолетные системы энергоснабжения и управления

На рисунке 1. 2 приведены основные системы БЭС.



Рисунок 1.2 – Основные системы полностью электрического самолета

На рисунке 1.3 представлены функциональные схемы сопряжения турбины высокого давления (ТВД) с вспомогательными источниками энергии, в соответствии с вышеизложенным, представлены функциональные схемы сопряжения стартеров, генераторов, насосов, компрессоров и т.п. с авиадвигателем.

Концепция БЭС основывается на современных требованиях по экономичности и энергетической (топливной) эффективности, надежности и улучшению летных характеристик и должна соответствовать новым техническим решениям, например, системам активного контроля бортовых систем, «энергетически эффективному» двигателю, крылу суперкритического профиля, конструкционным деталям из композитных материалов и т.п.

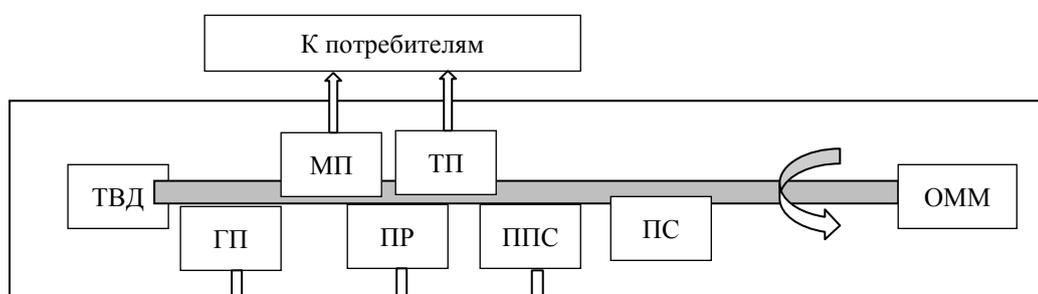


Рисунок 1.3 – Функциональные схемы сопряжения ТВД

со вспомогательными источниками энергии [Привод. по: 56, С. 183]

МП – маслопомпа; ГП – гидropомпа; ТП – топливная помпа; ППС – привод постоянной скорости; ПС – пневмостартер; ПР – пневморедуктор; ОММ – отбор механической мощности; КВД – компрессор высокого давления; ППСЧ – преобразователь «переменная скорость – постоянная частота»; КП – компрессор с приводом; СГ – стартер-генератор;

ПЧ – преобразователь частоты

Жизненный цикл ЛА можно характеризовать стадиями разработки (включая испытания) и эксплуатации.

В стадии разработки:

- уменьшение срока разработки и изготовления;

- снижение времени летных испытаний;
- уменьшение стоимости бортовых систем и агрегатов;
- устранение отбора воздуха от авиадвигателей;
- снижение лобового сопротивления, улучшение летных характеристик;
- уменьшение массы авиадвигателя, его упрощение;
- снижение поперечных составляющих тяги;
- снижение расхода топлива;
- уменьшение времени монтажа/демонтажа авиадвигателя.

В стадии эксплуатации:

- снижение стоимости самолета;
- снижение затрат энергии при наземной подготовке;
- снижение времени простоев (более высокая степень использования);
- снижение прямых эксплуатационных затрат и затрат на топливо.

Согласно исследованиям [5], при полной электрификации ЛА с АД с повышенной энергетической эффективностью снижение прямых эксплуатационных расходов соизмеримо с аналогичным снижением от внедрения таких элементов, как:

- энергетически эффективный двигатель;
- крыло суперкритического профиля;
- система активного управления;
- планер из перспективных композиционных материалов.

Реализация активных систем управления полетом тесно связана с концепцией БЭС и позволяет при пониженной или даже отрицательной статической устойчивости уменьшить массу ЛА и снизить его лобовое сопротивление, что в свою очередь приводит к экономии топлива до 10-13%.

В 2004-2008 гг. в ЦИАМ проведен комплекс теоретических и экспериментальных исследований, направленных на создание ГТД для «электрического» самолета, в ПАО «Кузнецов» разрабатывается «электрический» ГТД.

Исследования, связанные с разработкой отдельных систем и агрегатов электроэнергетического комплекса БЭС, проводятся в АО «НИИАО» Холдинг «Тех-

нодинамика», АО «Аэроэлектромаш», АО «Электропривод», ПАО «ПКО «Теплообменник» и др.

По результатам этих работ предполагается сократить имеющееся отставание в этом вопросе от США и стран Евросоюза и приступить непосредственно к созданию БЭС. Повышение уровня электрификации самолетов гражданской авиации будет способствовать обеспечению конкурентоспособности отечественного самолетостроения на международном рынке АТ.

1.2 Архитектура системы электроснабжения самолета для реализации полностью и более электрических самолетов

Электрические генераторы (ЭГ) для перспективных систем электроснабжения автономных объектов, играют очень важную роль в современной аэрокосмической отрасли. Одной из основных тенденций, которая формирует облик перспективных ЛА, является концепция полностью электрического самолета (МЕА – More Electric Aircraft, ПЭС). Широкомасштабное практическое внедрение данной концепции позволит значительно повысить топливную эффективность ЛА, снизить затраты на эксплуатацию и техническое обслуживание ЛА, а также позволит сократить выбросы газов ЛА в окружающую среду. Концепция МЕА предусматривает использование электроэнергии для всех непрямочных систем. Традиционно эти системы приводятся в движение с помощью комбинации различных вторичных источников энергии: гидравлических, пневматических, механических и электрических, что снижает надежность систем ЛА и увеличивает их энергозатратность. При этом переход только к одному типу энергии – электрической, приведет сразу к нескольким выигрышам для ЛА: снижению взлетной массы, экономии топлива, снижению расходов на эксплуатацию ЛА, а также повышению надежности и упрощению технического обслуживания ЛА. Эффективность всей концепции МЕА напрямую зависит от эффективности электрогенераторов (ЭГ), используемых для ее реализации. Очевидно, что эффективность всей концепции ПЭС и БЭС напрямую зависит от эффективности ЭГ и стартер-генераторов (СГ), используемых для ее реализации.

Повышение эффективности ЭГ ЛА при одновременной минимизации их массогабаритных показателей и упрощении их технического обслуживания может быть достигнуто за счет применения электрических машин с ПМ, прямой интеграции ЭГс ПМ в основной авиационный двигатель (ОАД) и/или вспомогательную силовую установку (ВСУ). В современных ЛА рассматривается три основных места интеграции ЭГ в ОАД и ВСУ [63], [108], рисунок 1.4:

- установка ЭГ без редуктора на вал низкого давления АД, данная концепция рассматривается в работах [8], [16];
- установка СГ без редуктора на вал высокого давления АД, данная концепция рассматривается в работах [63], [108];
- установка СГ без редуктора на вал ВСУ, данная концепция рассматривается в работах [63], [108].

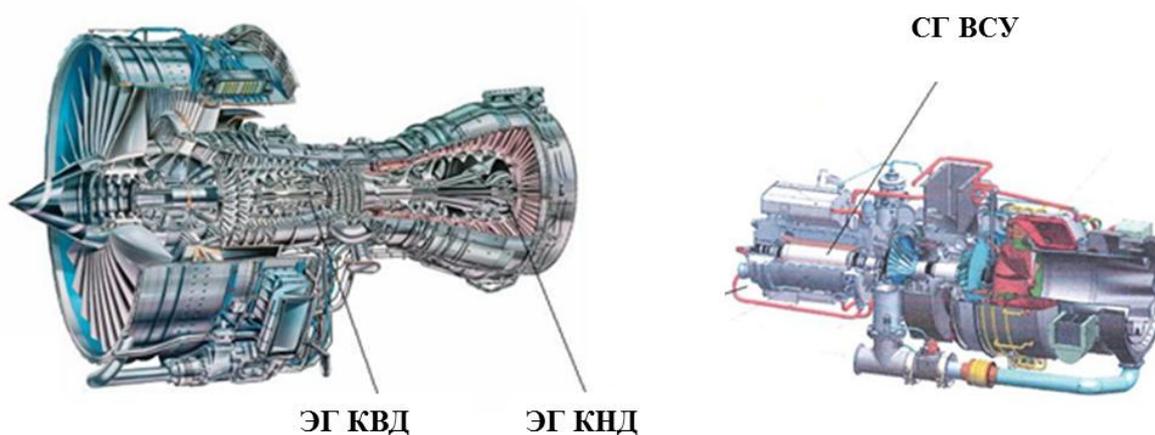


Рисунок 1.4 – Система электроснабжения ЛА
с полностью интегрированными СГ и ЭГ

Необходимо отметить, что публикации по интегрированным электрическим машинам для авиакосмического применения рассматривают в основном реализацию интегрированных электрических машин суммарной мощностью до 500 – 800 кВт. В работах [63,65,108,361] рассматриваются создания: двух электрических машин с установленной мощностью на один двигатель 400 кВт, электрической машины мощностью 150 кВт, СГ мощностью до 500 кВт и т.д. Но современные ЛА, такие как Boeing 787, уже требуют электрической мощности более 1,4 МВт. В данной работе рассматривается создание трех интегрированных элект-

трических машин, которые суммарно на два АД обеспечивают 1,4 МВт полезной электрической мощности для борта ЛА.

Так же важно отметить, что комплексная эффективность систем электропитания, в которых все электрические машины интегрированы без редуктора на оба вала ОАД и вал ВСУ, в публикациях не рассматривается. Эффективность использования только одного или двух мест интеграции электрической машины в двигатели ЛА или ВСУ крайне ограничена по мощности. Ведь значительное увеличение мощности интегрированной электрической машины приведет к увеличению ее габаритов, а, следовательно, и к увеличению пространства необходимого для ее установки, а это уже требует увеличения объема ОАД или ВСУ и снижает их эффективность. То есть, при интеграции необходимо учитывать не только параметры электрической машины, но и параметры объекта, в который она интегрируется, и при возможности использовать свободное пространство в объекте интеграции без увеличения габаритов ОАД или ВСУ. При данном подходе более эффективно распределение и интеграция электрических машин средней мощности на каждый вал ОАД и ВСУ, чем использование одной электрической машины большой мощности, интегрированной в одно место. Поэтому основной целью диссертационной работы является решение научной проблемы создания системы перспективных авиационных электромеханических преобразователей энергии, применяемых в системах электропитания летательных аппаратов, в которых все ЭГ интегрированы напрямую, без редуктора в валы ВСУ и ОАД. Таким образом, используется свободное пространство последних без увеличения габаритов ВСУ и ОАД. А также проведены разработка требований и анализ характеристик ЭГ для каждого из мест интеграции. Такой анализ проводится на основе опыта создания ЭГ ЛА, а также на основе экспериментальных исследований и расчета различных конструктивных схем ЭГ и СГ ЛА с помощью метода конечных элементов. При проведении анализа были произведены расчеты нескольких перспективных ЭГ (например, ЭГ с частотой вращения ротора 50000 мин^{-1} и мощностью 450 кВт, а также шестифазного СГ обращенной конструкции для интеграции в вал высокого давления ОАД). После анализа массогабаритных показателей СЭС ЛА с

интегрированными ЭГ произведено их сравнение с СЭС Boeing 787 Dreamliner и сделан вывод об оценке преимуществ интегрированных ЭГ для перспективных ЛА. Данная постановка задачи является новой и в литературе не рассматривалась.

При исследованиях предполагалось, что установленная мощность системы электроснабжения составляет 1,4-1,5 МВт, при этом СГ мощностью 450-500 кВт интегрирован в ВСУ (по аналогии с Boeing 787 ВСУ уже сейчас имеет мощность 450 кВт и на ней установлено два СГ по 225 кВт), два СГ мощностью 180 кВт интегрированы в вал КВД ОАД и два ЭГ мощностью 300 кВт – в вал КНД ОАД.

СГ, интегрированный в ВСУ. ВСУ – это ГТД малой мощности (максимальная мощность производимых ВСУ не превышает 500 кВт (*Boeing 787*)). ВСУ используется в основном для работы системы кондиционирования, выработки электроэнергии для обеспечения воздушного судна на аэродроме и при выходе из строя основной системы электроснабжения. Также ВСУ обеспечивает запуск ОАД (пневмозапуск в традиционных компоновочных схемах ЛА и электрозапуск в *Boeing 787*). Во время полета ВСУ обычно не используется. Электрическая машина, интегрированная в ВСУ, должна обеспечивать возможность работы в режиме двигателя СГ, так как это позволит обеспечить электрозапуск ОАД. Электрозапуск ОАД осуществляется следующим образом: от аккумуляторной батареи запускается СГ ВСУ и раскручивает ВСУ до выхода на необходимые обороты, согласно циклограмме. После этого СГ ВСУ переходит в генераторный режим и питает СГ, установленный на КВД. Важно отметить, что конструкция ВСУ позволяет обеспечивать эффективное жидкостное охлаждение СГ. При отказе от редуктора между ВСУ и СГ частота вращения вала ВСУ и вала СГ составляет до 50000-60000 мин⁻¹, исходя из этого, можно сформулировать основные требования, предъявляемые к СГ, интегрированному без редуктора в ВСУ:

- максимальный КПД (более 90%);
- минимальные массогабаритные показатели;
- высокая прочность при механических, тепловых и электромагнитных нагрузках и перегрузках, возможность эксплуатации при повышенных вибрациях;
- частота вращения ротора 50000-60000 мин⁻¹;

- самовозбуждение;
- качество вырабатываемой СГ в генераторном режиме электроэнергии при работе в составе канала генерирования должно соответствовать требованиям стандарта MIL STD 704IE.

Полноценно данным требованиям отвечают СГ с ПМ, так как они бесконтактны и позволяют эффективную и надежную эксплуатацию при частотах 50000-60000 мин⁻¹. Компанией *Thales* разработан высокооборотный СГ с ПМ мощностью 60 кВт и частотой вращения ротора 50000 мин⁻¹ для интеграции во вспомогательную силовую установку [9]. Для первоначальной оценки эффективности применения высокооборотных, безредукторных ВСУ представляется целесообразным безредукторную ВСУ с данным СГ сравнить с ВСУ, реализованной по традиционной схеме. Результаты сравнения представлены в таблице 1.2.

Таблица 1.2 – Сравнение традиционных ВСУ и безредукторных ВСУ с высокооборотным ЭМПЭ с частотой вращения ротора 60000 мин⁻¹ мощностью 50-60 кВт

Критерий	ВСУ без редуктора, на примере разработки СГ компании Thales [13]	ТА18–100 с генератором с электромагнитным возбуждением
Масса ВСУ, кг	110	150
Масса генератора, кг	19	37
Масса системы управления, кг	27	5
Итого: масса системы	156	192

Из таблицы 1.2 видно, что при мощности 60 кВт масса безредукторной ВСУ с генератором и системой управления на 36 кг меньше (18,75 %) по сравнению с массой ВСУ, реализованной по традиционной схеме. При этом удельная масса всей безредукторной ВСУ составляет 3,12 кг/кВт, а традиционной ВСУ (с редуктором) 3,2 кг/кВт.

Для полной оценки эффективности, представляется целесообразным, оценить выигрыш в массе при применении безредукторной ВСУ более высокой мощности. Поэтому были произведены расчёты и разработан экспериментальный

макет высокооборотного СГ с ПМ мощностью 120 кВА и его системы управления при частоте 50000 мин^{-1} с возможностью стартерного пуска ВСУ.

Необходимо отметить, что одной из основных проблем использования СГ с ПМ в авиационной промышленности является сложность их системы стабилизации напряжения. СГ или ЭГ с ПМ должны обеспечивать постоянный уровень напряжения при изменении нагрузки и частоты вращения в диапазоне 360-800 Гц, а это на данном этапе эффективно достигается только за счет применения ПЧ, мощность которого соответствует мощности СГ. Существуют, конечно, и другие способы стабилизации напряжения ЭГ и СГ с ПМ (параллельная стабилизация, механическая, стабилизация с помощью подмагничивания магнитопровода статора [296-299]), но на данном этапе развития их эффективность для авиакосмической отрасли полностью не доказана. Поэтому под системой управления СГ с ПМ понимается ПЧ, мощность которого равна мощности СГ с ПМ. Данный подход приводит к снижению эффективности СГ с ПМ, но при этом обеспечивает борт ЛА гарантированной электроэнергией, отвечающей всем параметрам стандарта MIL STD 704IE (см. таблицу 1.3).

Таблица 1.3 – Параметры СГ с ПМ для безредукторной ВСУ

Параметр	Значение
Действующее значение тока статора, А	345
Линейная токовая нагрузка, А/м	71000
Плотность тока, А/мм ²	6
Индукция в зубцах статора, Тл	1,75
Индукция в воздушном зазоре, Тл	0,57
Полная масса СГ, кг	25
КПД, %	96

В таблице 1.4 представлены результаты сравнения безредукторной ВСУ с магнетозлектрическим СГ и ВСУ с СГ с электромагнитным возбуждением.

Таблица 1.4 – Сравнение традиционных ВСУ и безредукторных ВСУ с высокооборотным СГ с ПМ (частота вращения ротора 50000 мин^{-1}), мощность 90–120 кВт

Критерий	ВСУ без редуктора с СГ	ВГТД ТА18-200 с СГ с электромагнитным возбуждением
Масса ВСУ, кг	130	190
Масса генератора, кг	25	47
Масса системы управления, кг	28	5
Итого: масса системы	184	242

В этом случае масса системы с безредукторной ВСУ меньше массы ВСУ, реализованной по традиционной схеме, на 58 кг (на 23,96 %). При этом удельная масса всей системы безредукторной ВСУ (газотурбинная часть ВСУ, СГ, система управления) составляет 1,53 кг/ кВт, а удельная масса ВСУ, реализованной по традиционной схеме вместе с генератором, составляет 2,68 кг/кВт. Как видно, с увеличением мощности эффективность безредукторной ВСУ также повышается. Необходимо отметить, что используемые аналитические методики расчета СГ ВСУ показали хорошую сходимость с экспериментальными данными с отклонением не более 5-7%.

Представляет интерес рассмотреть возможность создания высокооборотного СГ на мощность 400-500 кВт. При решении данной задачи также были использованы аналитические методики с последующей верификацией в программном комплексе Ansys Maxwell, результаты расчетов представлены в таблице 1.5

Таблица 1.5 – Результаты расчетов высокооборотного перспективного СГ мощностью 450 кВт с частотой вращения ротора 50000 мин⁻¹

Параметр	Значение
Мощность, кВт	450
ВПМ	Sm_2Co_{17}
Ток, А	1443
Плотность тока, А/мм ²	9
Ток короткого замыкания	1817
Линейная токовая нагрузка, А/м	120 000
Число полюсов	4

Параметр	Значение
Число пазов	24
Частота тока, Гц	1666,67
Внешний диаметр статора, мм	185
Диаметр расточки статора, мм	90
Активная длина, мм	190

Масса системы управления данным СГ составит порядка 130 кг. Тогда полная масса ВСУ с генератором и системой управления составит 445 кг (за основу принята газотурбинная часть ВСУ APS 5000), или 1 кг/кВт. То есть получается минимальная масса по сравнению со всеми выше рассмотренными вариантами.

В таблице 1.6 представлены результаты сравнения безредукторной ВСУ с разработанными нами СГ мощностью 450-500 кВт и ВСУ Boeing 787 с двумя СГ мощностью по 225 кВА, соединенных с валом ВСУ через редуктор.

Таблица 1.6 – Сравнение традиционных ВСУ и безредукторных ВСУ с высокооборотным ЭМПЭ с частотой 50000 мин^{-1} и мощностью 450 кВт с жидкостным охлаждением

Критерий	ВСУ без редуктора с СГ	APS 5000 с редуктором и двумя СГ с электромагнитным возбуждением
Масса ВСУ, кг	245	245
Масса редуктора, кг	–	30
Масса генератора, кг	70	Масса одного СГ мощностью 225 кВА 90,42 кг [22], масса двух СГ 180,8 кг
Масса системы управления, кг	130	40 для двух СГ
Итого: масса системы	445	495,8

Из таблицы 1.6 видно, что масса системы с безредукторной ВСУ и СГ мощностью 450 кВт меньше массы ВСУ APS 5000 с двумя СГ, соединенными с ВСУ через редуктор на 50 кг. Это объясняется тем, что при увеличении мощности магнитоэлектрического СГ, масса системы управления (преобразователя частоты) для высокооборотного СГ с постоянными магнитами возрастает, что значительно ухудшает массогабаритные показатели всей системы.

По изложенной выше методике были проведены расчёты ВСУ и СГ мощностью 750 кВт, 1 МВт (при этом частота вращения ротора из-за увеличения его диаметра была понижена от 50000 мин⁻¹ до 36000 – 24000 мин⁻¹). Результаты данных расчётов были аппроксимированы и представлены в виде зависимости мощности от удельной массы на рисунке 1.5. Наличие точки экстремума на полученной зависимости объясняется тем, что с увеличением мощности СГ необходимо увеличение мощности ВСУ. При этом мощность ВСУ определяется, в том числе диаметром ее турбины, который с увеличением мощности растет. Увеличение диаметра турбины приводит к увеличению механических нагрузок на нее, а, следовательно, для обеспечения механической прочности при увеличении мощности ВСУ уменьшается ее быстроходность и соответственно быстроходность ее генератора, что приводит к увеличению его массогабаритных показателей.

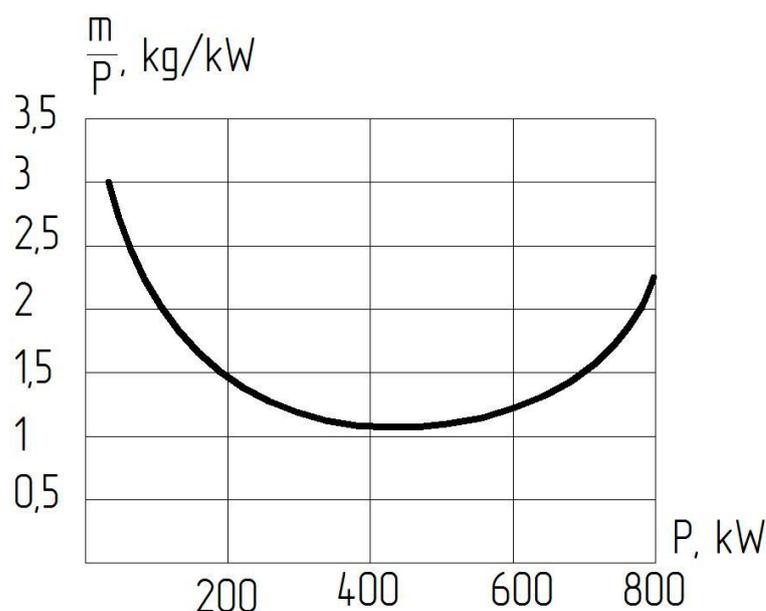


Рисунок 1.5 – Зависимость удельной массы от мощности системы ВСУ– система управления –ЭГ

Из анализа рисунка 1.5 видно, что при дальнейшем увеличении мощности безредукторной ВСУ с высокооборотным СГ ее удельная масса также увеличивается, что снижает эффективность ее применения. Таким образом, можно сделать вывод, что при нынешнем развитии технологий эффективной с точки зрения минимальных массогабаритных показателей является ВСУ мощностью 450-500 кВт

с высокооборотным СГ (50000-60000 мин⁻¹).

СГ, интегрированный в вал компрессора высокого давления (КВД) ОВД. Компрессор вала высокого давления АД обладает частотой вращения 9000-13000 мин⁻¹ и эксплуатационной температурой до 350 °С, при этом размещение СГ на данном валу позволяет обеспечивать электрозапуск АД. Кроме того, использование данного вала эффективно при взлете, при посадке и на режимах руления и т.д. Именно поэтому многими научными школами прорабатывается возможность реализации СГ для установки в вал КВД.

В University of Sheffield (Великобритания) разрабатываются две интегрированные в АД электрические машины [12]. Одна из них – это индукторный СГ, установленный на КВД, а другая электрическая машина на валу низкого давления (Low Pressure Shaft (КНД)). СГ КВД выполнен на частоту вращения 13500 мин⁻¹ и мощность 100-150 кВт. Данная электрическая машина имеет 4 фазы, 24 зубца и 18 полюсов. Полюса ротора выполняются на немагнитном ободе из жаропрочного сплава Inconel 718, который является частью АД, что упрощает интеграцию СГ. СГ может работать с перегрузкой до 110 %. Из общей теории электрических машин известно, что индукторные СГ обладают высокими массогабаритными показателями, поэтому их применение в качестве СГ, установленного на КВД менее эффективно, чем применение СГ с постоянными магнитами. Кроме того, данный СГ не обеспечивает значительных перегрузок, а значительное число пар полюсов (18, частота перемагничивания магнитопровода статора составит 2025 Гц) приведет к увеличению потерь в СГ.

Thales AES разрабатывает СГ для установки на КВД на основе электрической машины с высококоэрцитивными постоянными магнитами [9]. СГ компании Thales выполнен на мощность в генераторном режиме 150 кВт при частоте вращения 9000-13500 мин⁻¹, в стартерном режиме он обеспечивает момент 350 Нм при частоте вращения 4800 мин⁻¹. СГ имеет масляное охлаждение и дублируемую обмотку. Масса статора и ротора данного СГ составляет 88 кг.

Недостатками СГ компании Thales являются его значительные массогабаритные показатели, а также сложность обеспечения масляного охлаждения СГ в

АД.

Исходя из проведенного обзора работ, а также опыта создания авторами авиационных электрических машин, могут быть сформулированы основные требования к СГ КВД:

- возможность надежной эксплуатации при температурах окружающей среды 300-330°С и давлении до 5 бар;
- максимальный КПД (более 90%);
- минимальные массогабаритные показатели;
- высокая прочность при механических, тепловых и электромагнитных нагрузках и перегрузках, возможность эксплуатации при повышенных вибрациях;
- самовозбуждение;
- качество вырабатываемой СГ в генераторном режиме электроэнергии при работе в составе канала генерирования должно соответствовать требованиям MIL STD 704IE;
- при возникновении аварийной ситуации в СГ она должна быть локализована и не должна оказывать влияния на процессы в АД;
- материалы, из которых выполнен стартер-генератор, должны не поддерживать горение в течение 5 минут и обеспечивать пожаробезопасность ОАД.

СГ, интегрированный в вал компрессора низкого давления ОАД (рис. 1.6). Компрессор вала низкого давления АД имеет частоту вращения 10000-12000 мин⁻¹ и эксплуатационную температуру до 150 °С, при этом размещение электрической машины на данном валу не позволяет обеспечивать электрозапуск АД, поэтому электрическим машинам, интегрированным в вал низкого давления, нет необходимости в использовании функции стартерного пуска.

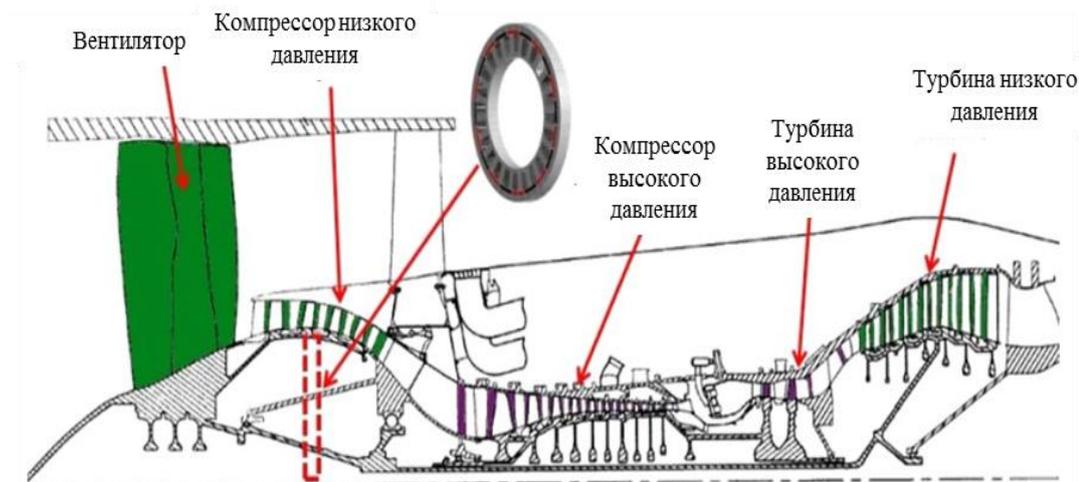


Рисунок 1.6 – Электрическая машина, интегрированная в вал низкого давления

В Politecnico di Torino (Италия) разрабатывается и исследуется шестифазная электрическая машина с внешним ротором и ПМ, в которой для охлаждения прокачивается воздух по воздушному зазору между статором и ротором [13]. Синхронный электродвигатель с внутренним постоянным магнитом (IPMSM – interior permanent magnet synchronous motor) устанавливается в вал компрессора низкого давления. И именно данная конструктивная схема берется за основу формулирования требований при интеграции ЭГ на вал низкого давления ОАД.

Основные требования к ЭГ КВД, исходя из анализа работы [8], [16]:

- возможность надежной эксплуатации при температурах окружающей среды до 150оС;
- максимальный КПД более 90%;
- минимальные массогабаритные показатели;
- высокая прочность при механических, тепловых и электромагнитных нагрузках и перегрузках, возможность эксплуатации при повышенных вибрациях;
- самовозбуждение;
- качество вырабатываемой электроэнергии при работе в составе канала генерирования должно соответствовать требованиям стандарта MIL STD 704IE;
- при возникновении аварийной ситуации в ЭГ аварийная ситуация должна быть в нем и локализована и не оказывать влияния на процессы в АД;
- материалы, из которых выполнен стартер-генератор, должны не поддерживать горение в течение 5 минут и обеспечивать пожаробезопасность ОАД.

Анализ данных требований показывает что, они очень похожи на требования к СГ КВД, за исключением того, что в них отсутствует необходимость электрической машины в двух режимах и электрическая машина эксплуатируется в этом случае в менее агрессивных условиях окружающей среды.

Очевидно, что реализация концепции с ЭГ, интегрированным на валу КВД, требует дополнительных мер по обеспечению надежности ЭМПЭ, поэтому в диссертационной работе рассматривается концепция интеграции ЭГ на вал низкого давления.

1.3 Перспективы реализации полностью электрического самолета с электрической тягой на основе технологий сверхпроводниковых электро-механических преобразователей энергии

Одной из перспектив развития современных систем электроснабжения ЛА является использование в них сверхпроводниковых ЭМПЭ. Для разработки и внедрения перспективных электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов и создания методологических основ их сертификации важно рассмотреть перспективы использования данных ЭМПЭ в авиакосмической технике. Поэтому представляется целесообразным оценить перспективы данных ЭМПЭ и эффективность их использования в авиакосмической технике.

1.3.1 Состояние разработок в области современных сверхпроводниковых электрических машин

В разрабатываемых ВТСП электрических машинах на основе композитных ВТСП-проводов, как правило, необходимо использовать сложные системы криостатирования, обеспечивающие достаточно низкие температуры в зоне индуктора (на уровне существенно ниже температуры кипения жидкого азота). Для этих целей используются либо системы криостатирования с жидким гелием или неоном, либо криокулеры, работающие по циклу Стирлинга, Гиффорда-Мак-Магона и Турбо-Брайтона.

Разработки криогенных электрических машин с массивными ВТСП-элементами из иттриевой керамики ведутся в Московском авиационном институте (МАИ) начиная с 1988 г. в кооперации с ведущими научными центрами России и Германии (ВНИИНМ им. А. А Бочвара, ВЭИ, НИИЭМ (Истра), Холдинг «Технодинамика», *IPHT* (Йена, Германия), *IFW* (Дрезден, Германия), «*Oswald Elektromotoren GmbH*» (Мильтенберг, Германия).

На основе полученных результатов в МАИ совместно с ПАО «Туполев» был спроектирован, изготовлен и испытан макетный образец погружного насоса с реактивным ВТСП-двигателем для перекачки жидкого водорода для самолета на водородном топливе типа «Криоплан».

Различные конструкции таких ВТСП-двигателей выходной мощностью 10...100 кВт, разработанные и успешно испытанные в МАИ, показаны на рисунке 1.7.



ВТСП-двигатель
1 кВт (50 Гц)



ВТСП-двигатель
0,5 кВт (50 Гц)
а)



ВТСП-двигатель
4 кВт (400 Гц)



ВТСП-двигатель
5 кВт (50 Гц)



ВТСП-двигатель
2 кВт (50 Гц)
б)



ВТСП-двигатель
10 кВт (50 Гц)

Рисунок 1.7 – Серии гистерезисных (а) и реактивных (б) ВТСП-двигателей

С 2004 по 2014 г. в МАИ велись разработки электрических двигателей с использованием массивных ВТСП элементов и ПМ на основе редкоземельных мате-

риалов. Первые эксперименты показали, что такие ВТСП - двигатели будут иметь в 1,5...2 раза более высокие массоэнергетические показатели по сравнению с реактивными ВТСП-двигателями, а их коэффициент мощности может достигать величин $\sim 0,9...1$. Идею применения ВТСП-элементов в роторе можно достаточно ясно оценить на основе анализа известной угловой зависимости мощности P_{Σ} .

В МАИ были также разработаны и успешно испытаны 4-полюсные синхронные ВТСП-двигатели с радиальными и тангенциальными магнитами мощностью ~ 20 кВт.

Следует также отметить, что новые типы высокоэффективных машин повышенной мощности (~ 100 кВт и более) на основе объёмных ВТСП-материалов могут найти применение в аэрокосмической технике, наземной электроэнергетике, водородной энергетике, а также на морских судах и в высокоскоростных транспортных системах.

Кинетические накопители энергии с магнитным ВТСП-подвесом с запасенной энергией. Качество поставляемой электроэнергии становится все более важным для ряда потребителей, кратковременные отключения и мгновенные падения напряжения для которых абсолютно недопустимы. Таким потребителям необходимы резервные источники энергии кратковременного действия, в качестве которых могут выступать сверхпроводниковые индуктивные накопители энергии (СПИН) и кинетические накопители энергии (КНЭ), позволяющие обеспечить длительное хранение энергии и ее накопление от источников малой мощности. Сравнение массоэнергетических показателей СПИН и КНЭ с соответствующими характеристиками других типов накопителей энергии показано на рисунке 1.8.

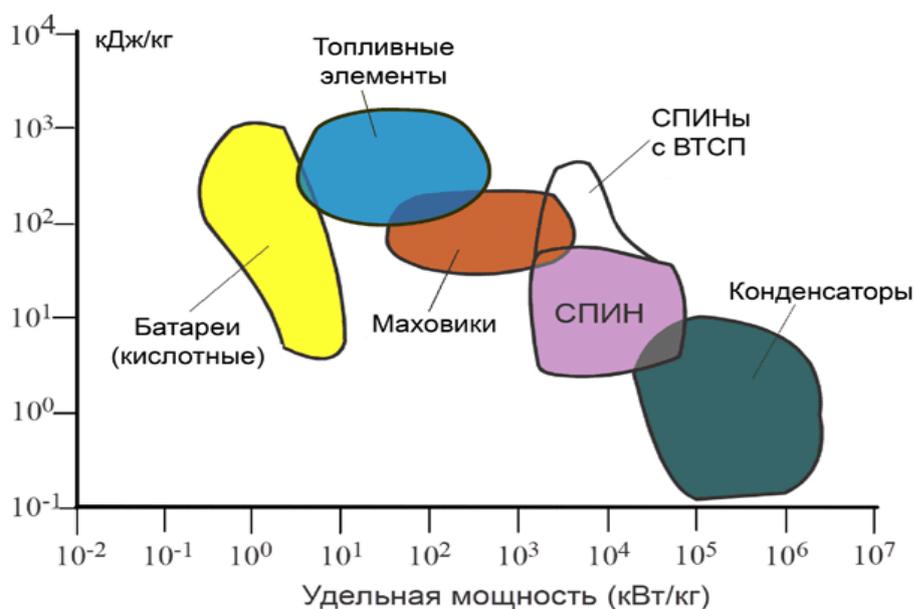


Рисунок 1.8 – Сравнение массоэнергетических показателей различных типов накопителей энергии

КНЭ – устройство для запасаения и хранения кинетической энергии с последующей отдачей ее в нагрузку. В КНЭ используется кинетическая энергия вращательного движения маховика. Для снижения потерь в опорах в ряде проектов КНЭ в последние годы рассматривается применение вместо обычных подшипников системы магнитного подвеса. Существует два основных типа магнитного подвеса: активный и пассивный. Активный подвес выполняется с использованием электромагнитов с соответствующей системой стабилизации и управления, что требует наличия датчиков положения и сложных систем с обратной связью. Кроме того системы стабилизации активного подвеса потребляют электрическую энергию, что снижает величину КПД.

Пассивный подвес выполняется с применением системы ПМ и массивных ВТСП-элементов. Исследования показали, что магнитный ВТСП-подвес обеспечивает необходимую устойчивость бесконтактным опорам. Основные достоинства магнитного ВТСП-подвеса: отсутствие потерь на трение в подшипнике и о воздух; низкий уровень вибраций при большом моменте вращения; способность к самоцентрированию; отсутствие смазки.

Высокоэффективный высокооборотный КНЭ включает в себя маховик, бесконтактную систему магнитного ВТСП-подвеса, систему охлаждения ВТСП элементов подвеса, мотор/генератор, вакуумированный корпус, систему управления [356].

Сверхпроводниковые кинетические накопители энергии (СКНЭ) могут быть использованы в качестве источников бесперебойного питания ответственных потребителей совместно с сетью или автономной энергетической установкой.

Основными достоинствами СКНЭ являются: компактность; экологическая чистота; высокий коэффициент полезного действия (86...88%); срок эксплуатации не менее 10 лет; простота эксплуатации и обслуживания. В сравнении со СПИН кинетический накопитель имеет существенно меньшие затраты по стоимости системы охлаждения (примерно в 100 раз), простые системы управления и обслуживания. Основным недостатком высокооборотного СКНЭ является опасность разрушения маховика.

Типичная конструкция СКНЭ мощностью ~100 кВт приведена на рисунке 1.9.

В настоящее время в США и Японии закончены экспериментальные исследования на моделях СКНЭ. Созданным КНЭ энергоемкостью 35 кВт/ч (США) и 100 кВт/ч (Япония) и продемонстрирована их работа в энергосистеме.

В МАИ изготовлен магнитный ВТСП-подвес с силой левитации 600 кг и ведутся проектные работы по созданию модели СКНЭ энергоемкостью 0,15 кВт/ч. В НПО «Горизонт» проводятся исследования аксиального ВТСП-подвеса грузоподъемностью ~ 8 кг. Создан и испытан маломасштабный СКНЭ в ГУАП. Важно отметить, что в России имеется опыт создания мощных КНЭ, в частности, был изготовлен титановый маховик диаметром 1,3 м, имеющий энергоемкость 7,2 кВт/ч при 6000 мин^{-1} . Результаты этих работ дают возможность перейти к созданию опытных образцов СКНЭ и исследованию их работы в энергосистеме.

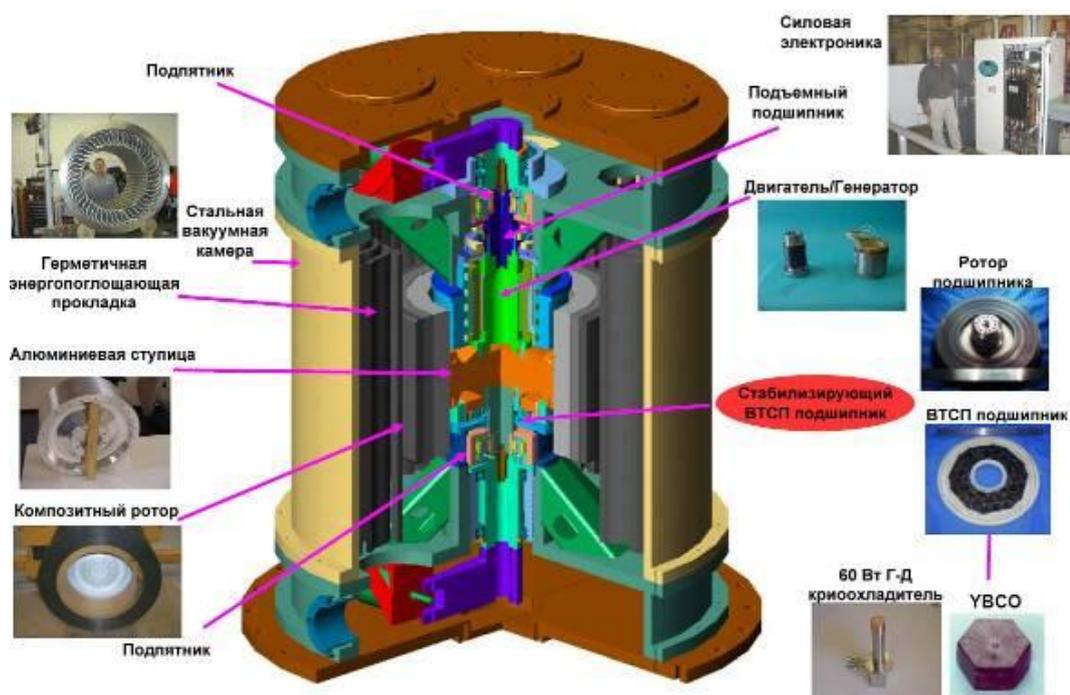


Рисунок 1.9 – Конструкция СКНЭ мощностью ~ 100 кВт компании Boeing

В МАИ в «Центре сверхпроводниковых машин и устройств» разработан СКНЭ с частотой вращения 6000 мин^{-1} и уровнем запасаемой энергии $0,5 \text{ МДж}$.

1.3.2 Современные разработки бортовых высокотемпературных сверхпроводников электрических машин

Бортовые ВТСП-генераторы. При финансировании НАСА (США) создан опытный образец ВТСП-генератора с частотой вращения 15000 мин^{-1} мощностью 3 МВт , он изображен на рисунке 1.10.

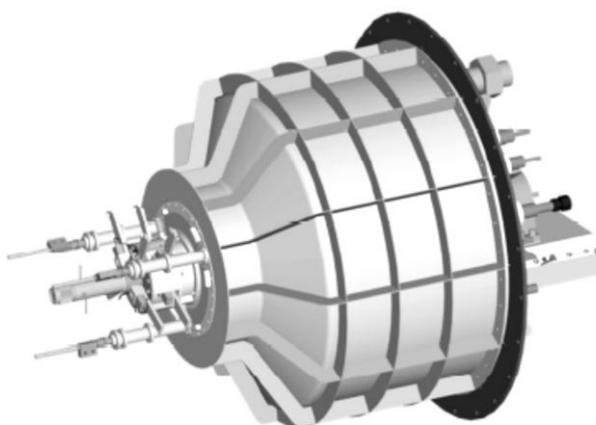


Рисунок 1.10 – Бортовой сверхпроводниковый генератор (НАСА)

Ротор и статор этой машины охлаждаются до криотемператур, но только в обмотке возбуждения используются сверхпроводники, а в якоре используются обычные медные проводники. Это связано с тем, что потери в сверхпроводниках, работающих с переменным током, очень велики и намного превосходят потери в меди при криотемпературах.

Другая модель аналогичного генератора основана на иной конструкции ротора. Для того чтобы увеличить скорость вращения ротора, разработчики используют массивные части из магнитопроводящих материалов, а магнитное поле создается сверхпроводниковыми кольцами. Эта конструкция очень прочна и способна выдерживать большие частоты вращения (рисунок 1.11). Распределение магнитных полей при такой конструкции не оптимально, но за счет больших оборотов удельная мощность таких машин достаточно велика и составляет более ~ 7 кВт/кг (удельная масса $\sim 0,15$ кг/кВт и менее).



Рисунок 1.11 – ВТСП-генератор с когтеобразными полюсами

Создание опытных образцов ВТСП генераторов с большими удельными мощностями, не меньше, чем у турбин, подтвердило возможность использования «электрической тяги» на самолетах.

В случае использования электрической тяги в самолетах, помимо сверхкомпактных генераторов, необходимо еще и наличие небольшого, но достаточно мощного двигателя, чтобы вращать тоннельный вентилятор. При создании элек-

трической тяги от применения ВТСП-двигателей ожидают серьезных результатов, т.к. скорость их вращения меньше, чем у генераторов, а вращающий момент велик.

Сверхпроводниковые двигатели могут иметь удельную мощность 10-15 кВт/кг и удельный момент свыше 35 Нм/кг.

Системы приводов. На борту современного самолета необходимо наличие множества различных приводов, использующихся и в посадочном оборудовании, и в электронном. Электроприводы применяются в тормозных системах, для привода щитков, в системах изменения геометрии крыла и т.д. Чтобы соперничать с гидравлическими системами, их удельная мощность должна быть очень велика (не менее 15кВт/кг). Электроприводы успешно применяются для сверхпроводников второго поколения. Линейные двигатели могут создавать достаточное усилие для их применения в системах электроприводов. Например, для выдвижения закрылков необходим кратковременный и сильный рывок. Комбинация редкоземельных магнитов и сверхпроводников решает эту задачу, её результат был успешно продемонстрирован фирмой *Oswald Electromotoren* совместно с МАИ. В этом случае «мощность по проводам» – очень удобный вариант, который, к тому же, поможет сэкономить место в крыле. Специалисты фирмы *Boeing* решили эту проблему, результаты их труда установлены на современных ЛА. Применяемая ими система является комбинированной: на борту используется гидропривод с местным электрокомпрессором, что позволяет сочетать выгоды той и другой технологии.

Приводы посадочных систем также могут быть сделаны электрическими, но потребуют больших по размеру машин. В двигателе в качестве возбудителей используются редкоземельные ПМ и сверхпроводниковая обмотка. Машина рассчитана на подъем одной стойки шасси.

ПМ размещены вдоль вала, чем обеспечивается большая длина машины. Расчетная удельная сила составляет 300 Н/кг, что в 8 раз выше, чем в обычных машинах. Причем потери незначительны, так как двигатель работает в течение короткого периода времени после взлета. В целом линейные ВТСП двигатели могут с успехом заменить гидравлические приводы, а гидравлические трубопроводы

будут заменены криогенными трубопроводами, по которым потечет хладагент в виде жидкого или газообразного водорода.

Концептуальные схемы самолетов на электрической тяге с использованием ВТСП-преобразователей. Потенциально электрические двигатели и генераторы с технологией сверхпроводимости могут быть применены к любому будущему самолету.

Небольшой межрегиональный самолет. В этой модели две газовые турбины находятся в нижней части фюзеляжа, каждая из них механически соединена со своим сверхпроводниковым генератором. От генераторов электроэнергия передается на сверхпроводниковые двигатели, соединенные с тоннельными вентиляторами (рисунок 1.12). Предполагается размещение пяти электродвигателей на каждое крыло. В настоящее время уровни развития газовых турбин и вентиляторов достаточны для реализации такой конструкции, дело только за разработкой сверхпроводниковых двигателей и генераторов. Следует отметить, что наличие такого большого количества двигателей увеличивает маневренность самолета и в случае отказа одного из двигателей, способствует более высокой надежности системы. Фактически для работы всей системы достаточно работы и одной газовой турбины с генератором, предполагается, что этого будет достаточно при большей части полета, кроме взлета и посадки.

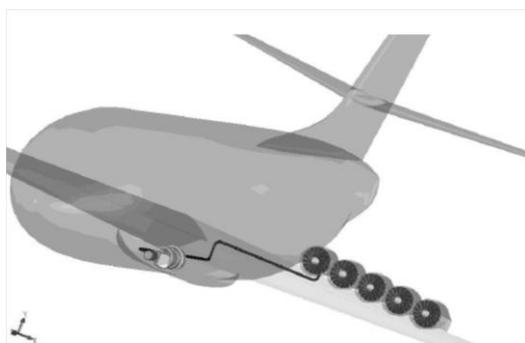


Рисунок 1.12 – Схема самолета с технологией электрической тяги

С интеграцией газовой турбины, генераторов, двигателей и тоннельных вентиляторов на борту самолетов не должно возникнуть проблем. Генератор следует помещать перед турбиной, чтобы предотвратить попадание горячих потоков

из ее сопла. Также следует сделать дублирование энергоснабжения левого и правых бортов, чтобы все 10 двигателей могли питаться от любого генератора.

Электрическая тяга в самолетах с гибридной конструкцией. Гибридная конструкция основана на понятии распределенной тяги. Как видно из рисунка 1.13, в этой конструкции двигатели с вентиляторами расположены не только вдоль крыльев, но и вдоль всего фюзеляжа.

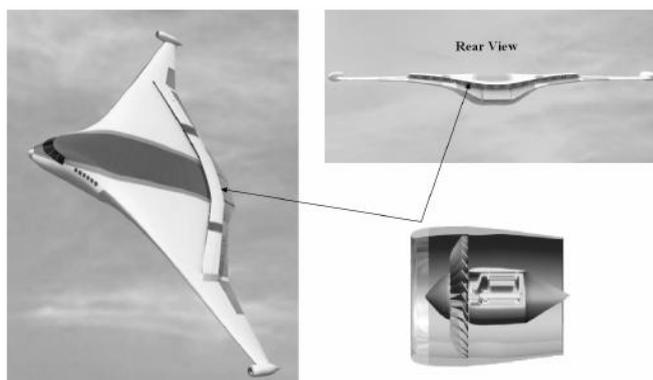


Рисунок 1.13 – Гибридная модель самолета с электрической тягой

Как и в предыдущей модели, электроэнергию для сверхпроводниковых двигателей производят два отдельно расположенных ВТСП-генератора, соединенные с газовыми турбинами.

Перспективы создания полностью электрифицированного самолета с использованием ВТСП-преобразователей. На сегодняшний день на наиболее современных ЛА для создания тяги используются турбовентиляторные и турбовинтовые двигатели. Эти системы основаны на использовании газовых турбин и очень надежны, но требуют высоких расходов на эксплуатацию и работают с низкой эффективностью вследствие пониженной скорости, необходимой для работы вентиляторов или пропеллеров. Силовые приводы обычно бывают основаны на гидравлических системах, связанных с высоким давлением, но низкой эффективностью. Гидравлические системы включают в себя жидкость, трубопроводы и компрессор. Они обладают большой массой и являются причиной около 70% отказов на борту. Так как расходы на эксплуатацию велики, работоспособность этих систем невысока. Электрические силовые установки и приводы являются альтернативой этим технологиям. Тем не менее, существующие машины традиционного

исполнения выдают удельную мощность не более 1 кВт/кг и уже достигли оптимума по своим характеристикам, что оставляет мало возможностей для их улучшения. Так как обычные машины имеют слишком большую массу для того, чтобы их можно было широко применять на ЛА, требуются новые технологии и устройства. ВТСП-материалы могут отлично подойти для этой цели, так как позволяют проводить большие токи практически без потерь. В этой связи они дают возможность создания электрических машин с большими удельными мощностью (до 10...20 кВт/кг) и моментом (свыше 35 Нм/кг). Производство электроэнергии является большой проблемой авиационных систем, так как существующие системы не вырабатывают достаточной плотности энергии. Чтобы избежать выделения углекислого газа в качестве продукта сгорания, возможно использование в качестве топлива водорода. Кроме того, водород может быть преобразован в электрическую энергию топливными элементами и высокооборотными турбогенераторами без образования углекислоты. С целью увеличения удельной энергии топлива в перспективе может использоваться жидкий водород и криогенное охлаждение, что обеспечит идеальную температуру для сверхпроводниковых систем электроприводов и систем генерирования электроэнергии на борту.

Топливные элементы. Топливный элемент – это электрохимический генератор-устройство, обеспечивающее прямое преобразование химической энергии в электрическую. Топливные элементы могут иметь очень высокий коэффициент преобразования химической энергии в электрическую (~80...85%).

В простейшем топливном элементе, где используются чистый водород и чистый кислород, на аноде происходит разложение водорода и его ионизация (рисунки 1.14).

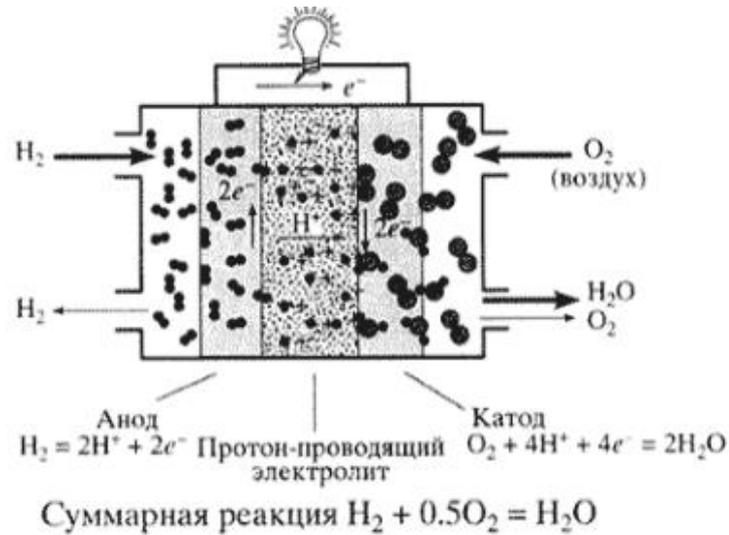


Рисунок 1.14 – Принцип действия топливного элемента

Лучшие образцы электрохимических генераторов (ЭХГ) имеют высокие энергетические показатели: КПД около 85% и удельную массу порядка 1 кг/кВт. Разработчики малых и, в первую очередь, беспилотных летательных аппаратов (БЛА) активно работают над проблемой использования ЭХГ в качестве источника питания электропривода винта. Так, компания Horizon Fuel Cell Technologies (Сингапур) выпустила в 2009 г. водородный топливный элемент, предназначенный для замены литий-ионных аккумуляторов, используемых в качестве источников электроэнергии в электрических БЛА военного назначения. Топливный элемент, названный Аеропак (рисунок 1.15), при массе в 2 кг имеет ёмкость 900 ватт-часов, что в три раза больше, чем у литий-ионных аккумуляторов с такой же массой.



Рисунок 1.15 – Топливный элемент

Продолжительность полёта БЛА, оборудованных такими топливными элементами, увеличится с 3,5 до 9 ч. Выработавшие всё водородное топливо элемен-

ты перезаряжаются простой заменой твердотельного топливного патрона. Для получения большой мощности из нескольких топливных элементов можно составить единую батарею, поэтому их можно использовать практически для любой беспилотной платформы. Весомыми факторами при использовании этих элементов в военной области являются их бесшумность и низкое внешнее тепловое выделение.

Топливный элемент Aeropak нашёл свое первое применение в БЛА «Boomerang» компании BlueBird Aero System (рис. 1.16). Boomerang является первым в мире БЛА, использующим водородные топливные элементы. Благодаря этому он практически не производит шума, не выделяет тепла и поэтому идеально подходит для разведки, наблюдения и патрулирования.



Рисунок 1.16 – Беспилотный летательный аппарат «Boomerang»

Обычный поршневой двигатель на экспериментальном варианте (Diamond) (рис. 1.17).



Рисунок 1.17 – Экспериментальный самолёт «Diamond»

Другой пример – полёт пилотируемого самолета на водородных топливных элементах, состоявшийся в Германии. Этот ЛА способен осуществить весь полетный цикл, включая взлет, пребывание в воздухе и посадку, используя только топ-

ливный элемент (ТЭ). За основу был взят серийно выпускаемый планер Antares 20E. Его масса 660 кг, длина фюзеляжа 7,4 м, размах крыльев 20 м.

На самолете установлен воздушный винт, приводимый в движение электродвигателем. Под каждым крылом подвешена обтекаемой формы гондола длиной около 3 м, в которой размещён инновационный блок питания: в одной гондоле – ТЭ, в другой – топливный бак с водородом. В результате планер обрел некоторое сходство с двухмоторным турбореактивным самолетом.

Максимальная мощность электропривода с топливным элементом составляет 25 киловатт. Самолет имеет следующие характеристики: скорость полета – 170 км/ч, максимальная высота полета – 4 км, максимальная дальность полета без дозаправки - 800 км.

Продуктом окисления водорода в топливном элементе является обычная вода. Благодаря этому экспериментальный самолет Antares DLR-H2 занимает первое место по показателю экологической чистоты среди пилотируемых летательных аппаратов. В настоящее время такой двигатель ещё не может обеспечить полёт большого пассажирского самолёта. Как показывают оценочные расчёты, десятикратное увеличение удельной мощности топливного элемента позволит реализовать электрический привод уже на региональном самолете, а пятнадцатикратное увеличение – на большом коммерческом пассажирском самолёте.

ТЭ вполне может быть использован в качестве вспомогательной силовой установки. НАСА совместно с Боингом исследует возможность разработки и демонстрации твёрдооксидных топливных элементов для ВСУ большого транспортного самолёта. Эмиссия современной газотурбинной ВСУ, работающей с КПД приблизительно 14%, составляет на земле 20% от всей эмиссии. ВСУ с ТЭ будет иметь близкую к нулю эмиссию, пониженный шум и может значительно уменьшить расход топлива.

В ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» проведена предварительная оценка основных параметров и массогабаритных характеристик гибридной авиационной ВСУ, состоящей из электрохимической батареи ТЭ и турбокомпрессорного блока с суммарной выходной электрической мощностью 500 кВт применительно к перспек-

тивному пассажирскому самолёту типа Боинг В-787 (“Dreamliner”). Сравнительные характеристики традиционных ВСУ и ВСУ при различных вариантах ТЭ приведены в таблице 1.7.

Из рассмотренных выше постоянно действующих авиационных ВСУ наилучшие показатели имеют те установки, которые питаются от электрохимических батарей ТЭ при наличии на борту ЛА жидкого водорода в качестве топлива. Основным элементом конструкции такой ВСУ является батарея топливных элементов, которая, по предварительным оценкам, имеет удельную массу на уровне $0,7 \text{ кг/дм}^3$. То есть топливная батарея весом $\sim 600 \text{ кг}$ занимает объем $\sim 0,86 \text{ м}^3$. Для окончательного выбора наиболее перспективной схемы следует провести системный анализ всех вышерассмотренных схем с привлечением комплексной математической модели перспективного самолёта и с учётом экономических показателей: затрат на эксплуатацию той или иной системы в реальных условиях. Из представленного анализа ясно, что топливные элементы – очевидный претендент на место вспомогательной силовой установки для следующего поколения магистральных самолётов.

Таблица 1.7 – Сравнительные характеристики ВСУ

Тип ВСУ, параметры	Традиционная газотурбинная ВСУ	ВСУ с батареей ТЭ, использующей традиционную технологию генерации водорода	ВСУ с батареей ТЭ, работающей на водороде высокого давления
Электрическая мощность, кВт	500	465	500
Суммарный КПД, %	22	51	80
Суммарный расход топлива, кг/час	191	137	20
Масса газотурбинного модуля, кг	422	60	–
Масса системы генерации (синтез газа), кг	–	500	–
Масса батареи ТЭ, кг	–	440	450
Суммарная масса конструкции ВСУ, кг	422	1000	450
Приведенная масса ВСУ с учётом непрерывной работы в течение 5 ч., кг	1380	1594	650

Перспективы создания полностью электрифицированного самолета с использованием химических источников тока. Ведущими мировыми производителями в сфере создания воздушных судов на электротяге являются словенская компания Pipistrel, китайская компания Yuneec и европейский концерн EADS (см. таблицу 1.8).

Таблица 1.8 – Летно-технические характеристики ВС на электротяге

Тип, название, год производства ВС	Число мест, чел.	Дальность полета, км	Скорость макс/крейсер, км/ч	Вес пустой/аккумулятор, кг
Самолет Pipistrel Taurus G4, 2012 г., один эл.двигатель, 40 кВт	4	400	-/200	1066/500 ионно-литевая, инвертор
Мотоплан Pipistrel Taurus Electro G2, 2011 г.	2	90	160/107	306/101
Самолет Yuneec International E430, 2012 г., один эл.двигатель, 40 кВт	2	200	150/95	171/255 Литий-полимерная
Самолет Pipistrel Panthera Electro, 2012 г.	4	400	350/280	—
Самолет E-Fan, 2013 г. два эл.двигателя по 60 кВт	2	160	200/160	—

На электрических и гибридных самолетах устанавливаются тяговые электродвигатели мощностью 40 или 60 кВт. Представляют интерес особенности самолета E-Fan, который имеет убирающиеся шасси, оснащенные собственным электромотором мощностью 6 кВт. Второй проект европейского концерна EADS – это последовательная гибридная схема E-Thrust, в которой установленная турбина вырабатывает электричество для 6 электромоторов (по 3 с каждой стороны). Система энергонакопления, возможно, будет включать в себя альтернативу аккумуляторам или батареям – суперконденсаторам или аккумуляторам нового поколения. Цель разработчиков – довести степень двухконтурности до рекордных на сегодня 16:1. Этим компенсируется снижение динамики набора скорости накопителем энергии, который раскрутит электромоторы в момент взлета.

Заключительный проект VoltAir, разрабатываемый EADS с фирмой Сименс, представляет собой большую конструкцию, отягощенную проблемой электромоторов – недостаток мощности на единицу массы. Для решения данной проблемы планиру-

ется применить электромоторы со сверхпроводящей обмоткой с удельной мощностью 7...8 кВт/кг.

Специальные бортовые электроэнергетические комплексы большой мощности. На протяжении последних десятилетий активно разрабатываются новые системы оружия для наземной и авиационно-космической военной техники. К ним в первую очередь следует отнести бортовые системы типа «АВАКС», мощные лазеры непрерывного и импульсного действия, электромагнитные ускорители масс (системы типа «rail gun»), системы не летального поражения и др. Уже сейчас в США в стадии отработки находятся первые наземные лазерные установки для систем ПРО, которые были опробованы в боевых условиях в Ираке. Активно разрабатываются мощные комплексы для авиации на основе химических и электрогазоразрядных лазеров. Последнее направление работ имеет особое значение для решения задач защиты крупных военных самолетов с задней полусферы от ракет типа «воздух-воздух» и «земля-воздух» и поражения стартующих ракет.

Исследования показывают, что одним из наиболее перспективных направлений создания мощных систем с высокой плотностью энергии в луче, достаточной для поражения объектов на больших расстояниях, являются системы с электрогазоразрядными лазерами, для питания которых необходимы мощные электроэнергетические комплексы с высокими массоэнергетическими показателями. Обзор литературных данных показывает, что усредненная мощность таких электроэнергетических комплексов достигает значений от одного до десятков мегаватт в зависимости от назначения и дальности действия лазерных систем.

В качестве источников энергии электрогазоразрядных лазерных систем в настоящее время рассматриваются (рисунок 1.18):

- синхронные магнитоэлектрические и ВТСП-генераторы с автономным приводом;
- синхронные компульсаторы для создания коротких серий импульсов с большой плотностью энергии в импульсе;
- энергетические системы с индуктивными накопителями энергии и относительно небольшими магистральными электрическими генераторами для их за-

питки;

- энергетические системы с кинетическими накопителями энергии на магнитном ВТСП-подвесе;
- комбинированные системы с СП индуктивными и кинетическими накопителями с магнитным ВТСП-подвесом.

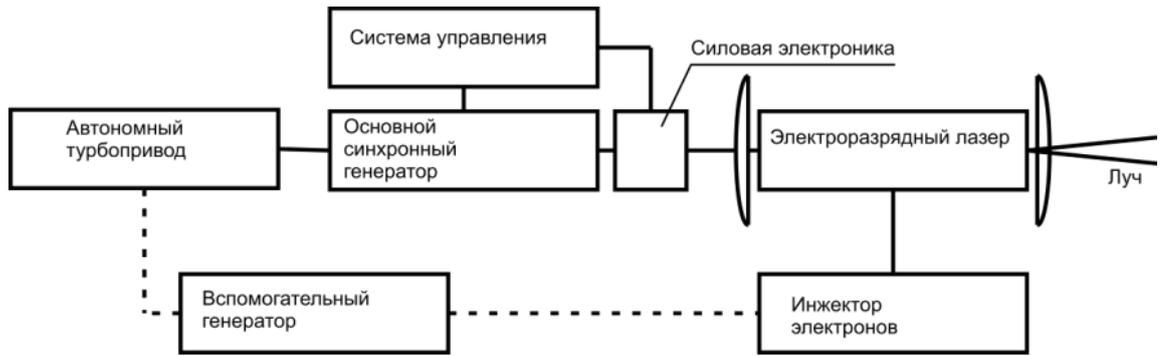
Упрощенные структурные схемы энергетических комплексов для питания мощных электроэнергетических лазеров приведены на рисунке 1.18.

Выбор той или иной схемы электроэнергетической установки определяется в первую очередь мощностью и режимом работы электрогазоразрядного лазера, а также уровнем и степенью проработки основных узлов силового электроэнергетического комплекса. Так, например, системы с компульсаторами могут оказаться предпочтительными для использования в импульсных лазерных системах относительно небольшой мощности с ограниченным числом импульсов в серии.

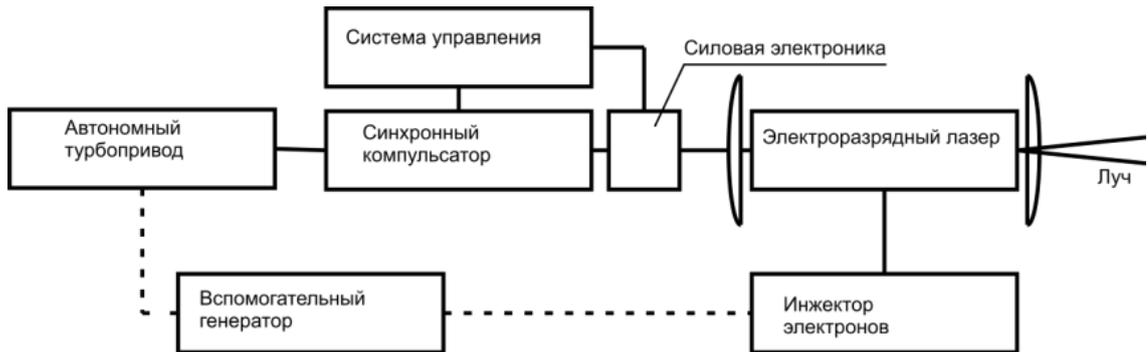
Для питания электрогазоразрядных лазеров большой мощности наиболее перспективной является схема с синхронным ВТСП-генератором большой мощности представленная на рисунке 1.18 а. На создание такой системы в последнее время направлены усилия специалистов ведущих российских и зарубежных научных центров.

Так, в 70-е гг. XX века был разработан бортовой неохлаждаемый генератор мощностью ~ 5 МВА и длительностью непрерывной работы ~ 100 с. В АКБ «Якорь» (Холдинг «Технодинамика») совместно с МАИ был создан синхронный генератор мощностью $\sim 0,7$ МВА с обмотками индуктора из композитных низкотемпературных сверхпроводников (НТСП) на основе $Nb-Ti$ сплава.

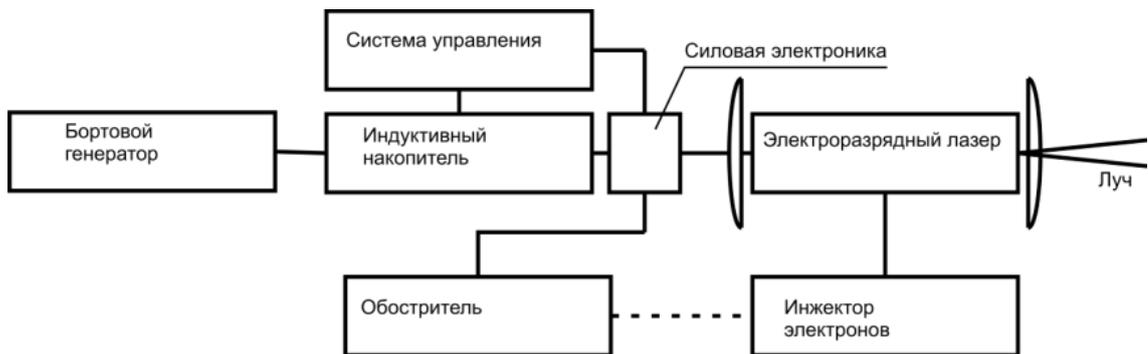
В США был выполнен ряд разработок и созданы пилотные образцы бортовых синхронных НТСП-генераторов мощностью 5 и 20 МВА. Охлаждение НТСП генераторов осуществлялось жидким гелием с температурой ~ 4 К. Эксперименты показали, что в силу сложности гелиевых систем криостатирования НТСП-обмоток и, как следствие этого, трудности обеспечения необходимой надежности работы таких генераторов эти разработки были приостановлены.



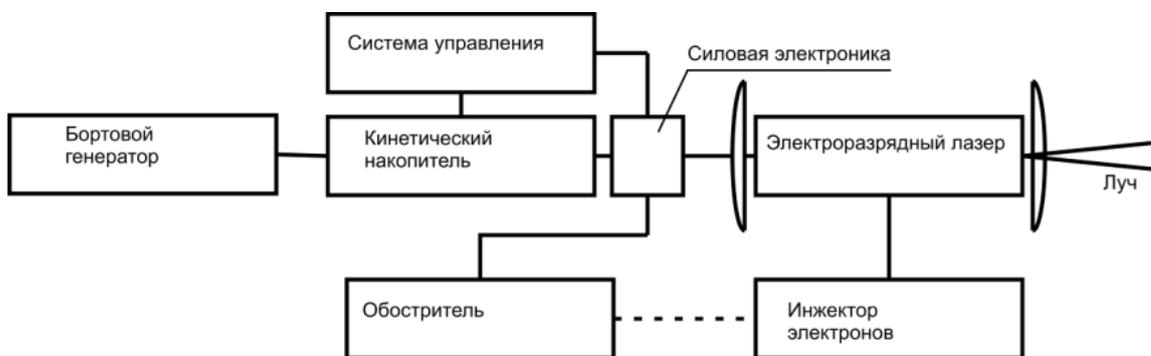
а)



б)



в)



г)

Рисунок 1..18 – Упрощенные схемы электроэнергетических комплексов мощных электроразрядных лазеров: а) – системы с синхронными генераторами, б) – системы с коммутаторами, в) – системы с индуктивными накопителями, г) – системы с кинетическими накопителями

Развитие первых направлений работ по использованию неохлаждаемых синхронных генераторов с электромагнитным возбуждением (или с постоянными магнитами на роторе) с уровнем мощности $\sim 5 \text{ МВ} \cdot \text{А}$ также не получило должного развития в связи с тем, что ограниченное время их работы (до 100 с) оказалось недостаточным.

После открытия явления высокотемпературной сверхпроводимости и создания элементов на их основе в 90-х гг. XX века были начаты работы по созданию легких бортовых ВТСП-генераторов. Так, в США на базе «*Write Patterson*» был создан и испытан бортовой синхронный ВТСП генератор мощностью $\sim 0,7 \text{ МВт}$. В последние годы в США, Германии и России создана серия ВТСП электрических машин мощностью 0,5 МВт и более. Эти работы были выполнены с использованием композитных ВТСП проводов первого поколения на основе висмутовых керамик и массивных ВТСП-элементов из иттриевой керамики на роторе (Германия, Россия). В последние годы в ряде зарубежных научных центров США вследствие трудностей обеспечения необходимой надежности работы таких генераторов разработки были приостановлены.

В США, Германии, Японии созданы первые длинномерные композитные ВТСП провода второго поколения на основе иттриевых керамик, имеющие высокие токонесущие способности при температурах жидкого азота. Использование ВТСП проводов второго поколения в индукторах электрических машин большой мощности позволит существенно упростить их системы криостатирования, обеспечит надежность их работы, а также улучшит энергетические параметры таких генераторов (рисунок 1.19)

В настоящее время созданы первые полупромышленные образцы силовых ВТСП-кабелей и других видов силового ВТСП электротехнического оборудования (токоограничителей, ВТСП-ключей и т.д.).

Это позволяет уже в ближайшем будущем приступить к разработке и созданию силовых электротехнических ВТСП-комплексов мощностью 5...10 МВА (и более) для питания новых систем вооружения на основе электрогазоразрядных лазеров.

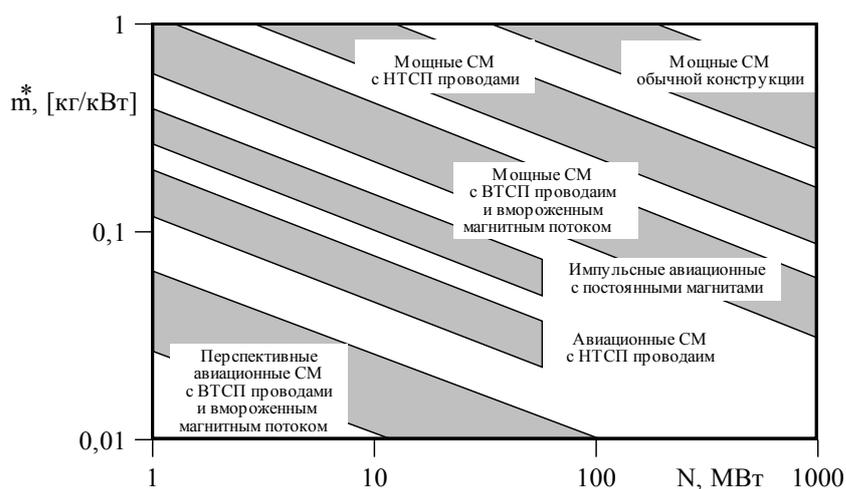


Рисунок 1.19 – Удельные весовые характеристики синхронных машин

Упрощенная структурная схема таких электроэнергетических комплексов приведена на рисунке 1.18.

В качестве альтернативного направления в создании мощных электроэнергетических комплексов для питания мощных электрогазоразрядных лазеров следует отнести систему с индуктивными накопителями. Разработка СПИН энергоемкостью ~ 5 МДж сейчас ведется в ТРИНИТИ (г. Красная Пахра). В США в качестве возможного источника питания исследуются схемы с кинетическими накопителями энергии с энергоемкостью $277 \text{ кВт}\cdot\text{ч}$ (1 ГДж) и с магнитным ВТСП-подвесом, что соответствует расходуемой мощности $\sim 5 \text{ МВ}\cdot\text{А}$. Такие бортовые кинетические накопители предполагается раскручивать на аэродроме и в дальнейшем использовать на борту больших самолетов в качестве источника питания электрогазоразрядных лазерных систем вооружения.

Подводя итоги, следует отметить, что в настоящее время имеются необходимые предпосылки для создания перспективных бортовых автономных систем электроэнергетических комплексов большой мощности на основе новых развитых технологий изготовления высокотемпературных сверхпроводников и систем криостатирования ВТСП электрических машин.

Ожидается, что электроэнергетические комплексы на основе ВТСП токнесущих элементов будут обладать существенно улучшенными массоэнергетическими характеристиками и обеспечат выполнение задач, вставших перед новым поколением вооружений на базе мощных электрогазоразрядных лазеров.

Таким образом, можно сделать следующие выводы.

1. В настоящее время разработаны технологии промышленного изготовления новых композитных ВТСП проводов: первого поколения – на основе висмутовых керамик ($\text{Bi}_2\text{Sr}_2\text{Ca}_2\text{Cu}_3\text{O}_{10}$) и второго поколения – на основе тонкопленочных покрытий из иттриевой керамики ($\text{YBa}_2\text{Cu}_3\text{O}_x$) и соединения MgB_2 ; массивных ВТСП-элементов с монокристаллической структурой.

2. В ведущих промышленно развитых странах активно ведутся работы по созданию новых ВТСП электромеханических преобразователей по следующим основным направлениям:

– ВТСП электрические двигатели большой мощности (1...37 МВт) и генераторы (1...70 МВ·А и более) на основе композитных проводов первого и второго поколений [355];

– электрические машины на основе массивных ВТСП-элементов мощностью до 7 МВт [355];

– кинетические накопители энергии с магнитным ВТСП подвесом (с запасаемой энергией 100 МДж и более) [355];

– системы линейного магнитного ВТСП-подвеса для спецпотребителей [355].

3. По прогнозам разрабатываемое ВТСП электротехническое оборудование в ближайшие 10 лет найдет широкое применение в ряде отраслей новой техники, таких как: перспективные авиационно-космической системы, бортовые энергетические комплексы, системы приводов морских судов, ветроэнергетика, а также в наземных генерирующих электроэнергетических системах XXI века.

4. В рамках долгосрочных национальных программ в промышленно развитых странах (США, Японии, Германии, Китае и др.) работы по созданию нового электрооборудования ведутся при активном финансировании правительств и частных компаний. В интересах ускоренного создания высокоэффективного ВТСП-электрооборудования Комитет по Энергетике США (*DoE*) проводит также прямое целевое финансирование проектов зарубежных ведущих научных центров. В России также ведутся работы по созданию нового ВТСП-электрооборудования, однако

уровень развития новой силовой ВТСП техники отстает от ведущих промышленно развитых стран.

Все это в конечном итоге требует дополнительного развития вопросов стандартизации и сертификации ЭМПЭ для внедрения их на борт ЛА.

1.4 Обоснование и выбор оптимальной системы электроснабжения самолета по уровню напряжения и тока

Для достижения поставленной в диссертации цели необходимо решение важной задачи выбора и обоснования оптимальной системы электроснабжения ЛА.

Методом решения задачи выбора оптимальных параметров СЭС является сравнительный анализ определенных конкурирующих вариантов СЭС [366]. При реализации данного метода каждый конкурирующий вариант оценивается по ряду критериев, а затем выбирается лучший из рассмотренных вариантов.

В качестве критериев оптимизации определяются три основных критерия для авиационных СЭС: массогабаритные показатели, надежность и экономические затраты, связанные с внедрением данного типа СЭС.

Определение вариантов конкурирующих СЭС и их качественный анализ. Из ГОСТа 19705-89 «Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Общие требования и нормы качества электроэнергии» были определены ряд конкурирующих вариантов СЭС по роду тока, частоте и напряжению.

Помимо самих вариантов СЭС (род тока и напряжение), значительное влияние на оптимальные характеристики будет оказывать тип СЭС и место установки ЭГ и СГ (с редуктором / без редуктора, интегрированные в двигатель, интегрированные в ВСУ и т.д.). При решении поставленной задачи рассматривается следующая архитектура СЭС для двухдвигательного ЛА: содержит два СГ (по одному на каждый двигатель), соединенных через редуктор с валом высокого давления основного двигателя. Данные СГ предназначены для обеспечения электрозапуска ОАД. Мощность данных СГ в стартерном режиме должна быть не менее 150 кВт каждый (для создания момента 250-300 Н·м). Иначе они не запустят ОАД. Также

содержится два ЭГ (по одному на каждый двигатель, частота вращения 12000 мин^{-1} , температура эксплуатации 50°C), устанавливается на валу низкого давления, частота вращения ротора 12000 мин^{-1} , температура эксплуатации 150°C и интегрированный генератор ВСУ с минимальной мощностью 300 кВт и с возможностью перегрузки в течение 5 минут до 400 кВт . Данная архитектура является одним из эффективных решений для концепции БЭС и представлена на рисунке 1.20.

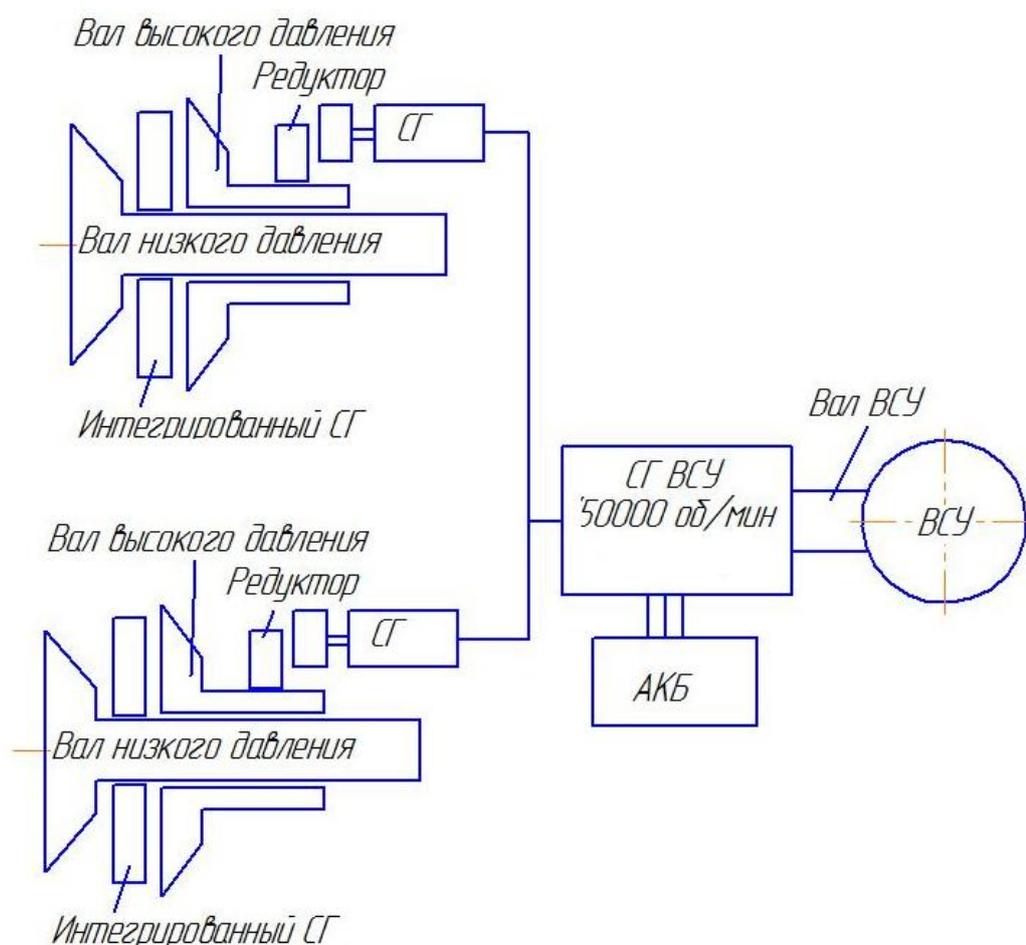


Рисунок 1.20 – Исследуемая концепция системы электроснабжения ЛА

Минимальная мощность генератора ВСУ определяется из тех соображений, что он должен обеспечивать электропитание СГ, которые запускают ОАД (то есть обеспечивать два СГ с суммарной минимальной мощностью до 300 кВт).

Предлагаемая схема позволяет обеспечить в ЛА до $1,2 \div 1,3 \text{ МВт}$, что соизмеримо с мощностью *Boeing 787* и позволяет реализовать концепцию БЭС. Схема функционирует следующим образом: от аккумуляторных батарей запускается СГ

ВСУ и раскручивает ВСУ до выхода на необходимые обороты, согласно циклограмме. После этого СГ ВСУ переходит в генераторный режим и питает СГ, соединенный через редуктор с валом высокого давления. Момент данных СГ должен составлять $300 \div 350$ Н·м. Данные СГ раскручивают вал высокого давления и обеспечивают запуск ОАД.

После чего ЛА взлетает, потребляя при этом мощность от ВСУ и СГ ОАД, соединенных с валом высокого давления через редуктор. После набора высоты начинают вращаться СГ, интегрированные на вал низкого давления, что обеспечивает выход СЭС на установленную мощность.

Минимальная мощность, обеспечиваемая данной системой, составляет от 300 кВт (при условии, что генератор ВСУ находится в резерве и используется только на аэродроме и в аварийных ситуациях, а генераторы, интегрированные на вал низкого давления, полностью отсутствуют), а максимальная мощность данной системы составляет более $1,3 \div 1,5$ МВт, что соответствует требованиям к перспективным ЛА, реализуемым по концепции БЭС.

Достоинством предлагаемой конструктивной схемы является отказ от пневмозапуска ОАД и обеспечение полного электрозапуска, а также снижение отбора воздуха от основных двигателей. То есть данная система позволяет реализацию основных положений концепции БЭС.

Современные ЛА по энергопотреблению можно разделить на типы:

- до 50кВт;
- т 50 до 400 кВт;
- от 400 до 1 МВт;
- свыше 1 МВт.

Как было показано выше, реализация полного электрозапуска ОАД требует минимум $300 \div 400$ кВт. Поэтому ЛА, реализованные по концепции БЭС, необходимо представлять только в двух типах:

- от 400 до 1 МВт;
- свыше 1 МВт.

Ввиду этого энергопотребление оптимизируемой СЭС ЛА принимается от

400 кВт до 1,5 МВт. Для решения задач оптимизации необходимо произвести качественный анализ основных потребителей.

При замене гидравлических приводов на электрические, с применением вентильных двигателей постоянного тока на постоянных магнитах, диаграмма энергопотребления ЛА представляется в следующем виде, рисунок 1.21.

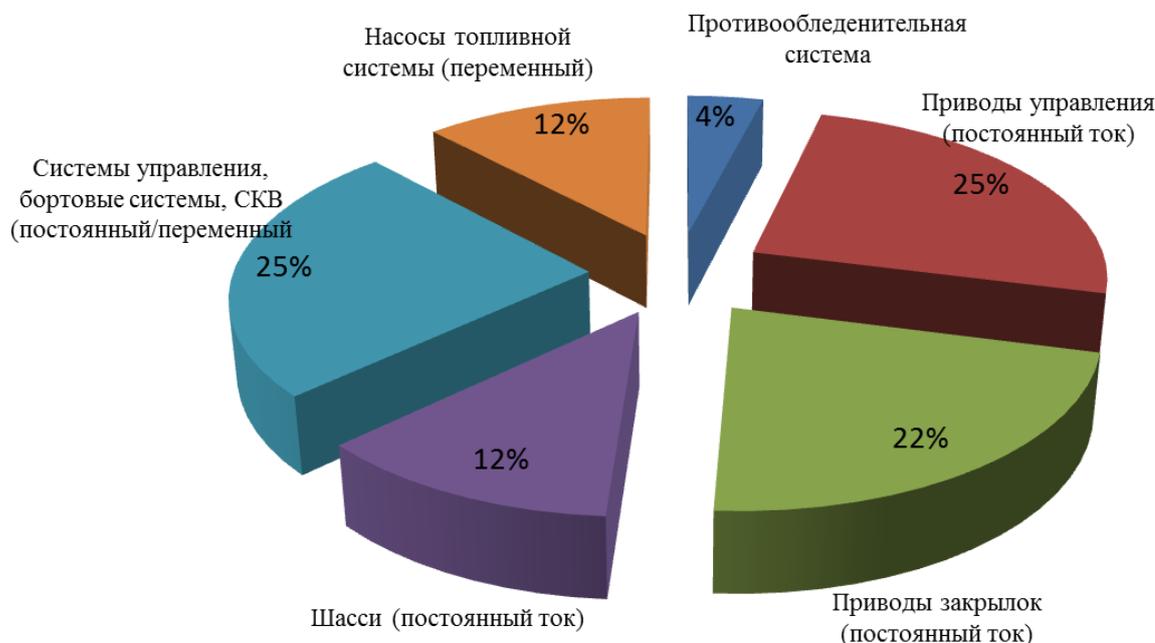


Рисунок 1.21 – Энергетические показатели потребителей электроэнергии самолетов нового поколения

Совместный анализ основных потребителей СЭС современных самолетов показал, что они предназначены для эксплуатации, как на переменном, так и на постоянном токе. При этом постоянный ток требуется для 63÷75 % потребителей.

Безусловно, переход к единому роду тока позволит снизить массогабаритные показатели СЭС ЛА и повысить ее надежность за счет сокращения количества преобразователей. Но в то же время это приведет к значительным экономическим затратам, связанным с переоборудованием и видоизменением приемников ЛА, снижению безопасности экипажа и пассажиров при применении повышенного напряжения, а также снижению пожаробезопасности на борту ЛА ввиду возможности появления дуги при использовании напряжения 750 В.

Кроме того, каждый род тока имеет свои преимущества и недостатки, представленные в таблице 1.9, которые практически дополняют друг друга (в табли-

це 1.10 «+» – достоинство, «–» – недостаток, например при использовании СЭС постоянного тока в местах крепления с корпусом возникает коррозия, что является недостатком, для устранения которого используют дополнительные покрытия, что влечет в свою очередь, хоть и незначительное, но увеличение массогабаритных показателей СЭС). В то же время цепь постоянного тока возможно реализовать на двухжильном кабеле, а не на трехжильном, как цепь переменного тока.

Для снижения экономических затрат, связанных с внедрением СЭС, а также сохранения и повышения безопасности экипажа и пассажиров ЛА возможно применять СЭС комбинированного рода тока. В то же время это потребует решения значительных проблем с формированием кабельной сети.

Таблица 1.9 – Качественный анализ СЭС по роду тока

Род тока	Простога построения сети	Коррозия в местах крепления кабеля	Простога регулирования и управления	Массо-габаритный показатель	Простога преобразования	Наличие дополнительных узлов для работы СЭС
Постоянный ток	+	–	+	–	–	+
Переменный ток	–	+	–	+	+	–

Источник постоянного тока, например ВСУ с генератором и выпрямителем, располагается в хвосте ЛА, а потребитель постоянного тока, электропривод закрылков, располагается в районе крыла, это требует проведения кабеля от генератора ВСУ до крыла. При этом СГ располагается рядом с двигателем в районе крыла, а топливный насос с двигателем переменного тока – в хвосте, что требует прокладки до этого потребителя кабеля переменного тока. То есть при смешанной системе необходимо прокладывать двойное количество проводов, что, конечно же, приведет к повышению массы всей СЭС ЛА. Поэтому с данной точки зрения выполнение СЭС смешанного типа не эффективно.

Таким образом, в результате качественного анализа определено, что по роду тока СЭС ЛА нового поколения должна являться не смешанной, то есть иметь ка-

налы или постоянного, или переменного тока, что позволит минимизировать ее массу. Поэтому конкурирующими вариантами, которые рассматриваются далее, являются варианты 1, 2, 8, 9. Вариант 7 не рассматривается ввиду того, что он применялся только на заре авиастроения и не эффективен.

Таблица 1.10 – Результаты сравнительного качественного анализа современных авиационных генераторов

Тип, удельная масса	Наличие постоянных магнитов	Наличие инвертора/выпрямителя	Дополнительная пусковая/демферная обмотка	Сложность конструкции	Возможность высоких частот вращения	Шум	Нагрев ротора	Надежность	Массогабаритный показатель	Энергетические показатели	Момент инерции	Количество достоинств	Количество недостатков
МЭГ 0,3-0,35 кг/кВт	+	+	-	-	+	+	+	+	+	+	+	7	1
БГКР 0,57-0,71	-	+	-	-	+	-	+	+	-	-	-	3	5
БГКВ 0,45-0,5	+	+	-	-	+	+	-	+	-	+	-	4	4
ВИГ 0,59 кг/кВт	-	+	-	+	+	-	+	+	-	-	-	4	4
ГС 0,55 кг/кВт	-	+	-	-	-	+	+	+	-	+	+	5	3
АГ 0,7 кг/кВт	-	+	-	+	+	+	-	+	-	+	-	5	3
БГВП 0,45–0,48	+	+	+	-	-	+	-	-	-	+	+	3	5

В таблице 1.10 приняты следующие сокращения: МЭГ – магнитоэлектрический генератор; БГВП – бесконтактный генератор с вращающимся выпрямителем; АГ – асинхронный генератор; ГС – генератор синхронный; ВИГ – вентильно-индукторный генератор; БГКВ – бесконтактный генератор комбинированного возбуждения; БГКР – бесконтактный генератор с когтеобразным ротором.

Для выявления наиболее оптимальной СЭС необходимо определить облик перспективной СЭС. Известно, что любая СЭС ЛА состоит из источника электроэнергии, преобразователей и приемников. Таким образом, важно определить оптимальные массогабаритные показатели всех звеньев СЭС для построения схем электроснабжения конкурирующих вариантов СЭС и оценки их массогабаритных показателей.

Определение оптимального типа и массогабаритных показателей источника электроснабжения. Основным типом источника электроснабжения ЛА является электрический генератор. На рисунках 1.22-1.25 представлены конструкционные схемы основных современных авиационных генераторов.

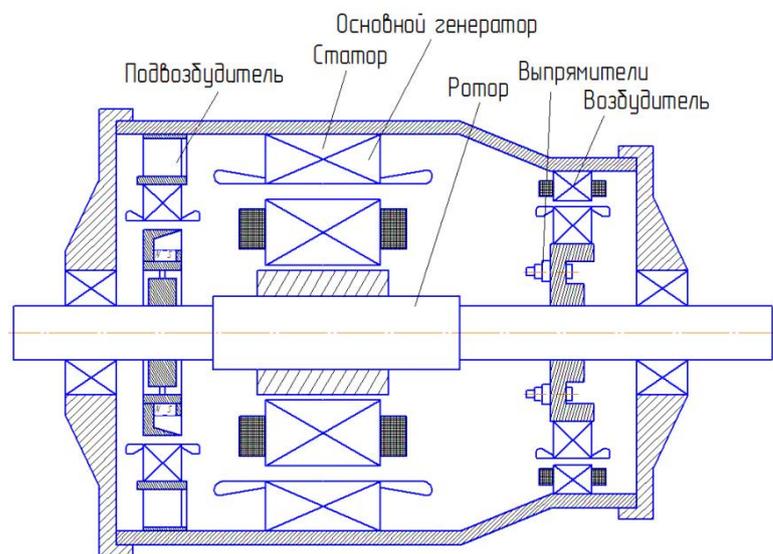


Рисунок 1.22 – Эскиз генератора с вращающимися выпрямителями

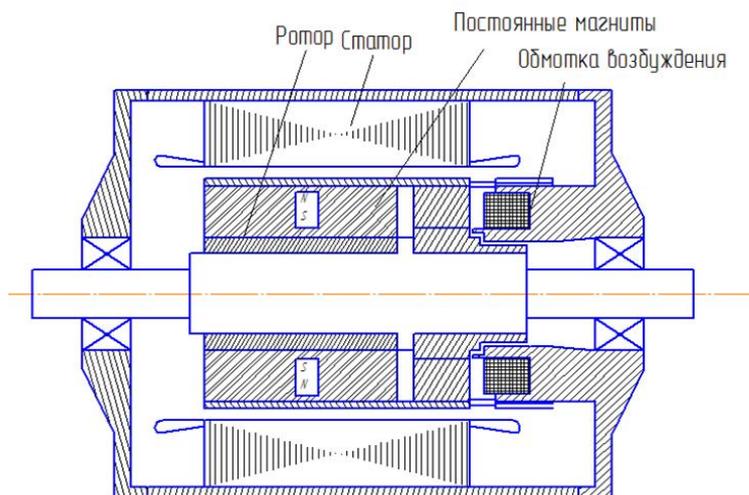


Рисунок 1.23 – Эскиз генератора с комбинированным возбуждением

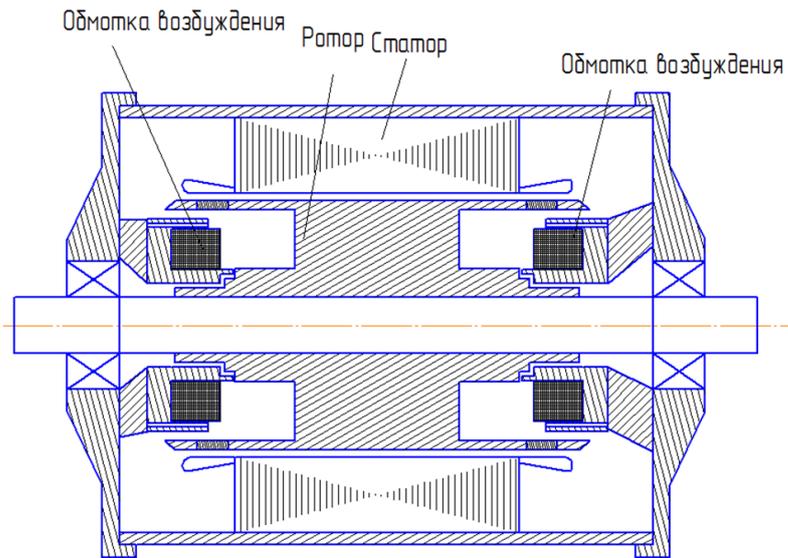


Рисунок 1.24 – Эскиз генератора с безобмоточным ротором

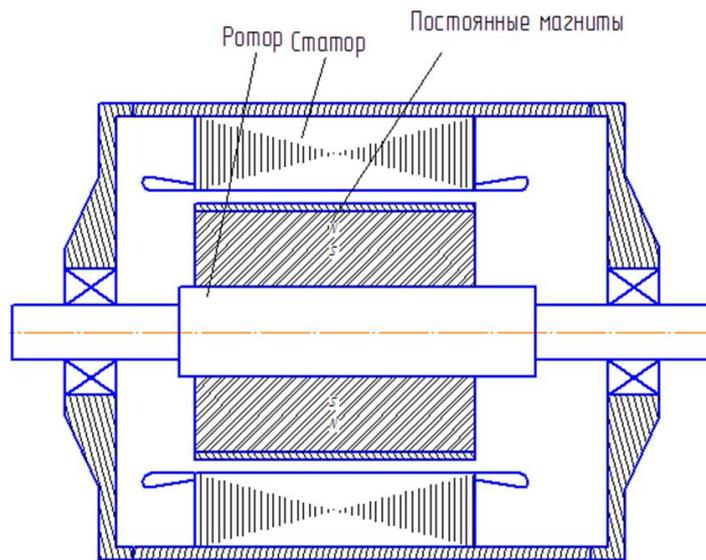


Рисунок 1.25 – Эскиз магнитоэлектрического генератора

Визуальный анализ представленных конструкций авиационных генераторов показывает, что МЭГ обладает наиболее простой конструкцией, а, следовательно, и наибольшей надежностью.

При численном анализе номинальная мощность авиационного генератора принималась 100 ÷ 400 кВт.

По результатам качественного и численного анализа определено, что МЭГ является наиболее оптимальным по массогабаритным, экономическим показате-

лям и показателям надежности в качестве источника электроснабжения ЛА. Важно отметить, что аналогичные результаты получены и компанией *Honeywell*, которая является общепризнанным мировым лидером в производстве электрических машин для авиационной промышленности.

Определение оптимального типа и массогабаритных показателей преобразователей. Тип преобразователя зависит непосредственно от питающего напряжения. Для преобразователей, имеющих входное или выходное напряжение переменного тока, необходимы фильтры или корректоры коэффициента мощности, чтобы снизить гармоники, создаваемые выпрямителем или инвертором.

Приемники электроэнергии бортовых устройств ЛА должны удовлетворять ГОСТу 19705-89. Поэтому все приемники электроэнергии должны иметь фильтры для уменьшения пульсаций.

В качестве преобразователей в СЭС ЛА используются четыре основных типа. Преобразователь переменного тока в переменный (например, преобразователи частоты переменного тока). Данный тип преобразователей имеет наиболее сложное строение, рисунок 1.26. Помимо выпрямителя, инвертора и звена постоянного тока, в его состав входят два корректора коэффициента мощности. Они необходимы для того, чтобы гармоники оставались в допустимых пределах и соответствовали требованиям государственного стандарта. Суммарная удельная мощность составляет приблизительно 1,43 кг/кВт. Выходной корректор коэффициента мощности проще, поскольку выходной корректор коэффициента мощности может и не иметь повышающего преобразователя, необходимого для обеспечения на выводах синусоидального тока, в отличие от входного корректора.

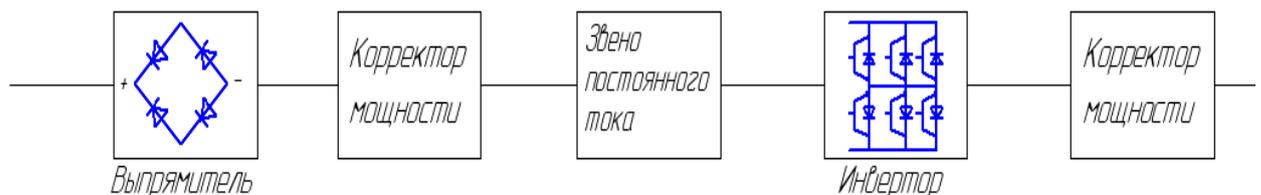


Рисунок 1.26 – Преобразователь переменного тока в переменный

Преобразователь переменного тока в постоянный (рисунок 1.27) имеет на входной стороне те же самые компоненты, что и преобразователь переменного тока в переменный. Однако на выходной стороне инвертор заменен преобразова-

телем постоянного тока в постоянный, что необходимо для стабилизации напряжения на определенном уровне. Удельная масса данного вида преобразователей равна 0,51 кг/кВт.

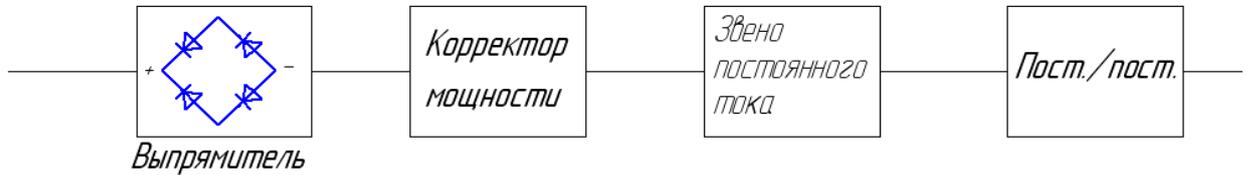


Рисунок 1.27 – Преобразователь переменного тока в постоянный

Преобразователь постоянного тока в переменный, рисунок 1.28, имеет на выходной стороне те же самые компоненты, что и преобразователь переменного тока в переменный. Звено постоянного тока и выпрямитель с корректором коэффициента мощности не являются необходимыми элементами. Это приводит к повышению удельной массы до 0,95кг/кВт.

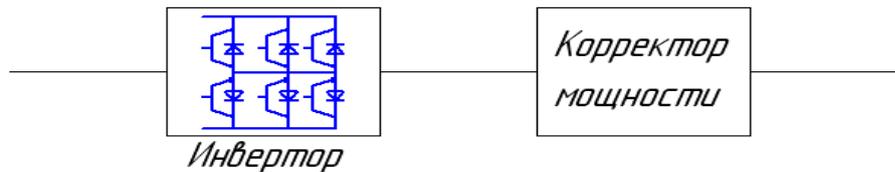


Рисунок 1.28 – Преобразователь постоянного тока в переменный

Преобразователь постоянного тока в постоянный, рисунок 1.29, (например, понижающие преобразователи) мал и имеет небольшую массу, поскольку в его состав входят электронные компоненты с высокой удельной мощностью.

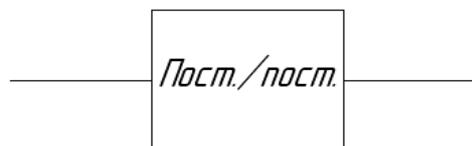


Рисунок 1.29 – Преобразователь постоянного тока в постоянный

Важно отметить, что удельная масса преобразователя зависит непосредственно от типа напряжения. В таблице 1.4.3 представлены удельные мощности преобразователей на 110/208 В переменного тока и 270 В постоянного тока и на 230/400 В переменного тока и 540 В постоянного тока.

Таблица 1.11 – Удельная масса преобразователя на разные величины напряжения

Тип преобразователя	Удельная масса (кг/кВт)
---------------------	-------------------------

	200В, 400 Гц	200В, 340÷720 Гц	270В постоянного тока	540В постоянного тока
Привод постоянной частоты	0,9	–	–	–
Переменный/переменный	--	1,43	–	–
Переменный/постоянный	0,51	0,51	0,51	0,65
Постоянный/переменный	–	–	0,95	1,02
Постоянный/постоянный	0,17	0,17	0,17	0,22

Удельные массы преобразователей каждой СЭС рассчитывались из соображений ее функционирования. Так, например, система 200В/400Гц благодаря наличию привода постоянной частоты обеспечивает СЭС ЛА электрической энергией стабильной частоты. Такой системе не требуются преобразователи переменный/переменный ток, тогда как преобразователь переменного тока в постоянный требует 63–75% от общего количества преобразователей на борту ЛА (в зависимости от типа ЛА, в таблицах приведено примерное значение для среднемагистральных ЛА). Общий удельный показатель по данным преобразователям составит $0,7 \times 0,51 = 0,357$ кг/кВт. Преобразователей постоянный/постоянный потребуется около 5 % от общего количества преобразователей на борту. Они необходимы для электропитания некоторых датчиков и приборов навигации, то есть $0,17 \times 0,05 = 0,0085$ кг/кВт. Тогда итоговый показатель данной системы составит, с учетом привода постоянной частоты 1,2655 кг/кВт.

Для системы 200 В, 340÷720 Гц привод постоянной частоты не требуется. При этом преобразователей переменный/переменный ей потребуется около 20 % (для питания электродвигателей напряжением 200В, 400Гц). То есть $1,43 \times 0,2 = 0,286$ кг/кВт. Преобразователь переменный в постоянный ей требуется 63–75 % от общего числа преобразователей на борту. Общий удельный показатель по данным преобразователям составит $0,7 \times 0,51 = 0,357$ кг/кВт. Преобразователей постоянный/постоянный потребуется около 5 % (электропитание, некоторые датчики и приборы навигации), то есть $0,17 \times 0,05 = 0,0085$ кг/кВт. Тогда итоговый показатель данной системы составит по преобразователям 0,6515 кг/кВт.

Для системы 270В постоянного тока привод постоянной частоты не требуется. Преобразователей переменный/постоянный системе 270В постоянного тока требуется менее 30 % от общего числа преобразователей энергии на борту ЛА. Эти преобразователи необходимы для выпрямления напряжения после генераторов переменного тока. Общий удельный показатель по данным преобразователям составит $0,3 \times 0,51 = 0,153$ кг/кВт. Преобразователей постоянный/переменный, необходимых для электропитания электродвигателей (35% от общего числа преобразователей на борту) Кроме того для обеспечения стартерного запуска ОАД требуется 20 % преобразователей постоянный/переменный. Итоговый показатель по данному типу составит $0,45 \times 0,95 = 0,4275$ кг/кВт. Итоговый показатель для данной системы составит 0,589 кг/кВт.

Для системы 540В постоянного тока привод постоянной частоты не требуется. Преобразователей переменный/постоянный ей требуется 30 %. Эти преобразователи необходимы для выпрямления напряжения после генераторов переменного тока. Общий удельный показатель по данным преобразователям составит $0,65 \times 0,3 = 0,195$ кг/кВт. Преобразователей постоянный/постоянный потребуется около 5 % от общего числа преобразователей (электропитание, некоторые датчики и приборы навигации), то есть $0,22 \times 0,05 = 0,011$ кг/кВт. Преобразователи постоянный/переменный необходимы для электропитания электродвигателей (35 %). Кроме того для обеспечения стартерного запуска ОАД требуется 20 % преобразователей постоянный/переменный. Итоговый показатель по данному типу составит $0,45 \times 1,02 = 0,459$ кг/кВт. Итоговый показатель для данной системы составит 0,665 кг/кВт.

Таким образом, исходя из массогабаритных показателей, наибольшие преимущества имеет система 270В. Кроме того, данная система позволяет отказаться от приводов постоянной частоты и повысить управляемость СЭС ЛА. Поэтому расчётным методом доказано, что данная система имеет минимальную массу при максимальной надёжности. Причем надёжность данной системы, очевидно, может быть повышена за счет использования многофазных ЭГ. Кроме того, использование многофазных ЭГ может понизить

уровень высших гармоник в СЭС ЛА, что также является важной задачей.

Подводя итог проведенных исследований по оптимизации и выбору архитектуры СЭС, можно сделать вывод, что практически вся эффективность СЭС ЛА при реализации концепции БЭС определяется ЭМПЭ. Поэтому для достижения поставленной цели в диссертации исследуется обобщенная система электромеханического преобразования энергии в системах электроснабжения ЛА, представленная различными видами ЭМПЭ, в том числе ЭГ и электродвигателями с высококоэффициентными ПМ, которые, как видно из представленных обзоров, являются основной перспективой развития авиакосмической электромеханики. Исследования ЭМПЭ в диссертации проводятся как на уровне электромеханических устройств, узлов и систем, так и на уровне деталей.

1.5 Стандартизация и сертификация как инструменты повышения конкурентоспособности отечественной авиационной техники на зарубежных рынках

Для обеспечения безопасного, упорядоченного развития международной гражданской авиации во всем мире и других аспектов организации и координации международного сотрудничества по всем вопросам гражданской авиации, в том числе международных перевозок, Организацией Объединенных Наций (ООН) была учреждена Международная организация гражданской авиации (ИКАО, ICAO-International Civil Aviation Organization). ИКАО основана на положениях части II Чикагской конвенции 1944 года, штаб-квартира которой находится в Монреале. По состоянию на октябрь 2016 года в ИКАО входят 191 государство, которые обязаны: участвовать в разработке стандартов и практик; принимать, выполнять стандарты ИКАО; уведомлять о различиях в требованиях международных организаций и требованиях национальных авиационных органов государств-членов ИКАО.

В настоящее время основными сертифицирующими органами в мире при-

знаны: Россавиация¹, являющийся единым сертифицирующим органом стран СНГ; EASA (European Aviation Safety Agency), являющийся единым сертифицирующим органом Европейского Союза; FAA (Federal Aviation Administration) – федеральное управление гражданской авиации в США. Помимо названных организаций следует отметить еще те, которые занимаются стандартизацией в авиационной отрасли: SAE (Society of Automotive Engineers) – общество инженеров - транспортников; RTCA (Radio Technical Commission for Aeronautics) – радиотехническая комиссия по авионавтике; EUROCAE (European Organisation for Civil Aviation Equipment) – Европейская организация по авиационному оборудованию гражданского назначения; ARINC (Aeronautical Radio, Incorporated) – организация по стандартизации в авиационной отрасли, НИИ СУ – Научно-исследовательский институт по стандартизации и унификации.

Процесс сертификации гражданской авиационной техники основывается на авиационных правилах (АП, DO, ED, ARP), применимых для отдельно взятой страны. В соответствии с АП 21: сертификация – это подтверждение соответствия авиационной техники, организаций разработчиков и изготовителей применимым требованиям; авиационная техника – гражданское воздушное судно, авиационный двигатель, воздушный винт и комплектующие изделия. Применительно к АП 21 компоненты имеют следующую классификацию:

- компоненты I класса – АД, воздушный винт (ВВ);
- компоненты II класса – фюзеляж, крыло, поверхности управления, секции механизации крыла, шасси, механическая система управления, несущий и рулевой винты и другие части ВС, а также части конструкции АД и ВВ, работоспособность которых непосредственно влияет на летную годность образца;
- Компоненты III класса – вспомогательный двигатель (ВД) и другие комплектующие изделия (КИ), к которым относятся установленные на ВС механизмы АД, ВВ, приборы, оборудование (включая соединительное), стандартные детали, используемые для осуществления полета ВС. Компоненты III класса подразделя-

¹ В соответствии с Постановлением Правительства РФ от 28.11.2015 г. № 1283 функции и полномочия по сертификации типовой конструкции ВС, двигателей, воздушных винтов и аэродромов переданы Россавиации.

ются на две категории – А и Б. К категории А относятся КИ: ВД; КИ, оказывающие существенное влияние на летную годность образца или ВД; КИ, на которые распространяются введенные в действие в установленном порядке Квалификационные требования. К КИ категории Б относятся изделия, не классифицированные в качестве КИ категории А.

Компоненты III класса (КИ) категории А проходят обязательную квалификацию в соответствии с процедурами, с выдачей Авиарегистром Свидетельства о годности или Одобрительного письма. Исходя из вышесказанного, следует отметить, что ЭМПЭ относится к компонентам III класса образца авиационной техники категории А.

Отечественная авиационная отрасль в настоящее время проходит этап глубоких изменений. Например, нормативно-техническая документация, используемая при разработке и сертификации комплексов бортового оборудования (КБО) современных воздушных судов, заметно различается в США/ЕС и России. Из таблицы 1.12 видно, что российский процесс стандартизации запаздывает в среднем на 10 лет. Неидентичность нормативной базы существенно сказывается как на времени проведения сертификационных работ у зарубежных авиационных властей, так и на их стоимости. Для успешной сертификации очень важно на стадии разработки требований, проектирования системы ВС уже рассматривать и применять методы сертификации.

Процессы проектирования и сертификации систем самолета (рисунок 1.29) включают в себя следующие этапы:

1. Определение требований к ВС, где оцениваются ФО самолета, безопасность самолета и анализируются общие причины отказов (ССА)
2. Требование к системе
3. Требование к ПО и аппаратуре
4. Разработка ПО и аппаратуры
5. Верификация ПО и аппаратуры
6. Верификация системы
7. Верификация и валидация ВС. На этом этапе проводится итоговая оценка безопасности самолета (ASA), анализ общих причин (ССА) отказов само-

лета, наземные и летные испытания.

Основные процессы проектирования систем ВС поддерживаются сквозными (интегральными) процессами управления конфигурацией, обеспечения качества, документирования техническими аудитами, наряду с процессами верификации и валидации.

Таблица 1.12 – Текущее состояние внедрения современной НТД в отечественную отрасль приборостроения

	США		ЕС		РФ	
Разработка и сертификация сложных систем	ARP 4754 ARP 4754A ARP 4754B (проект)	1996г 2010г 2018 (проект)	ED-79 ED-79A ED-79B (проект)	1996г 2010г 2019г (проект)	P4754 P4754A	2011г 2016г
Оценка безопасности оборудования	ARP 4761 ARP 4761A (проект)	1996г 2017г (проект)	ED-135 ED-135A (проект)	1996г 2017г (проект)	P4761 P4761A	2011г 2017г проект
Оценка безопасности ВС в коммерческой эксплуатации	ARP 5150 ARP 5150A ARP 5151 (проект)	2003г 2019г 2006г (проект)	ARP 5150 ARP 5151 ARP 5150A (проект)	2013г 2013г 2019г (проект)	P 5150	(???) (проект)
Оценка воздействия внешних факторов	DO-160E DO-160G	2004г 2012г	ED-14E ED-14G	2005г 2013г	КТ-160D КТ-160G	2005г 2015г
Разработка и сертификация ИМА	TSO C-153 DO-297 AC 20-170	2002г 2005г 2011г	ETSO 2C153 ED-124 (2017 г. – пересмотр)	2016г 2007г	КТ297 PM (+3 Приложения)	2015 2015г
Разработка ПО	DO-178B DO-178C (+5 Приложений)	1992г 2011г	ED-12B ED-12C (+5 Приложений)	1992г 2013г	КТ-178B КТ-178C (+5 Приложений) PM 178C	2004г 2016г
Разработка аппаратуры	DO-254	2000г	ED-80	2000г	КТ-254	2011г

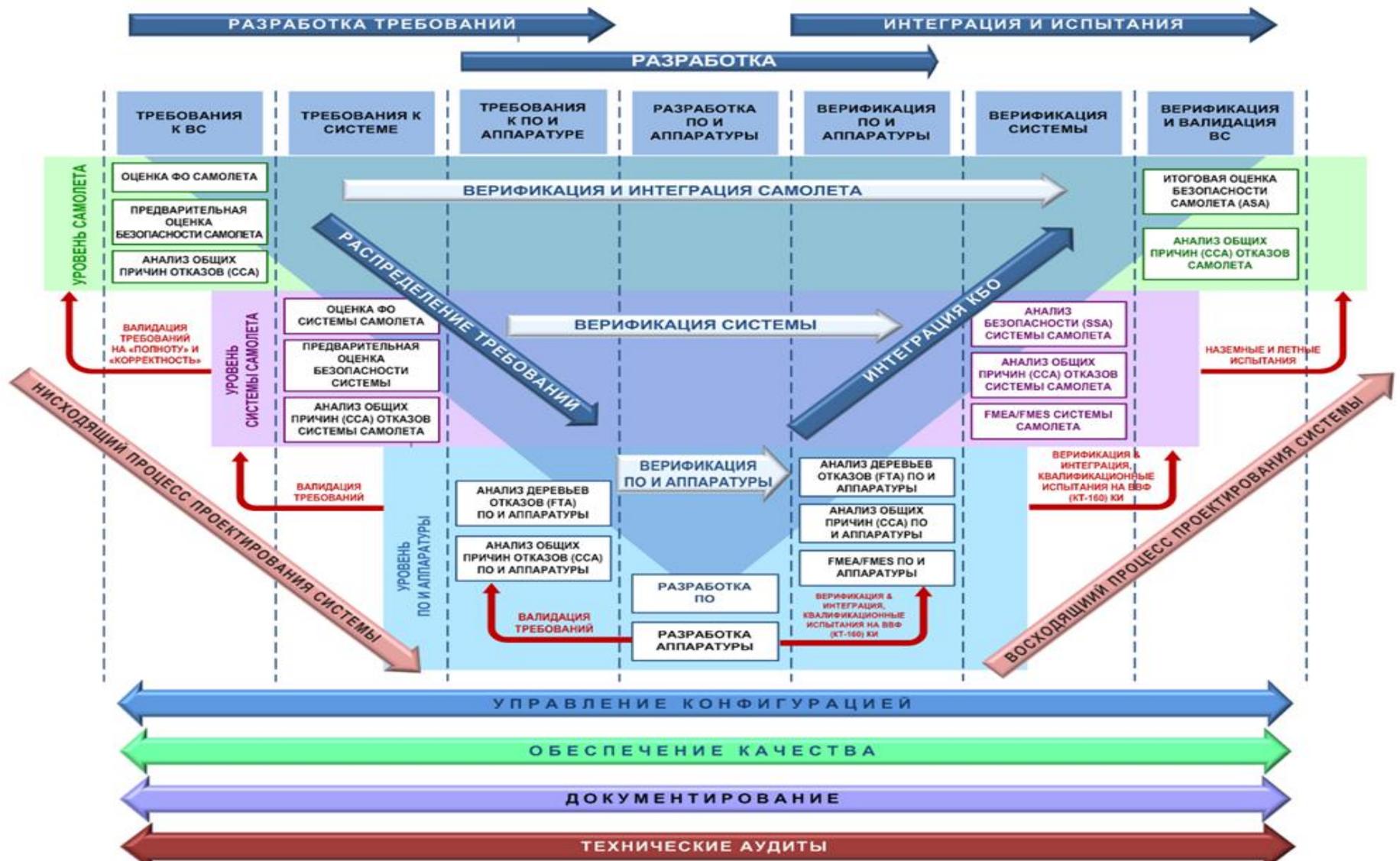


Рис. 1.29 – Процесс проектирования и сертификации систем самолета

Выводы по главе 1

Таким образом, обобщив результаты аналитического обзора, можно увидеть, что в современной авиационной промышленности возникло масштабное научно-практическое противоречие: для создания эффективных СЭС ЛА необходимы разработка и промышленное внедрение перспективных электромеханических преобразователей энергии (ЭМПЭ), которые будут обеспечивать эффективную выработку и преобразование первичной энергии в электроэнергию на борту ЛА (стартер-генератор, генератор), а также ее потребление, с последующим преобразованием в механическую энергию для управления системами ЛА (электродвигателями). При этом, помимо формирования самих идей и концепций создания подобных ЭМПЭ, необходимо разработать научно-методологическое обеспечение их сертификации и внедрения на борт. В работах отечественных и зарубежных авторов данное противоречие решается не системно и эпизодически, что приводит к появлению разрыва между теоретическими исследованиями и внедрением результатов этих исследований в авиастроительной отрасли.

Поэтому диссертационная работа направлена на решение научной проблемы в области авиационных электромеханических преобразователей энергии, которая сформирована выявленным выше научным противоречием. Для обобщенности результатов исследований диссертации ЭМПЭ в работе рассматривается в виде обобщенной системы электромеханического преобразования энергии, рисунок 0.1.

Целью работы является решение научной проблемы в области авиационных электромеханических преобразователей путем разработки и внедрения перспективных электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов и создание методологических основ их сертификации.

Для реализации поставленной цели необходимо выполнить следующий комплекс исследований.

1. Моделирование электромеханических преобразователей в системах летательных аппаратов.

2. Разрешить аппаратную реализацию электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов, включающую системные решения повышения надежности ЭМПЭ.

3. Разработка методов и моделей полунатурных испытаний ЭМПЭ в системах летательных аппаратов, включающая особенности применения гибридных магнитных подшипников в быстроходных машинах, математическую модель системы электромагнитного управления гибридными магнитными подшипниками, математическую модель осевого магнитного подшипника на постоянных магнитах для высокоскоростных роторных узлов, анализ динамических процессов в высокоскоростных роторных узлах на гибридных магнитных подшипниках, экспериментальное исследование влияния технического состояния магнитных подшипников на параметры их внешнего магнитного поля, общую модель обслуживания системы по состоянию.

4. Стандартизация и сертификация ЭМПЭ в системах летательных аппаратов, включающие анализ вариантов сертификации бортового оборудования на основе ИМА в РФ и за рубежом, практическую реализацию процессов сертификации ЭМПЭ, комплекс патентно-лицензионных исследований в области ЭМПЭ.

Глава 2 Моделирование электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов

Повышение энергоэффективности ЭМПЭ является одним из эффективных способов снижения выбросов парниковых газовых и улучшения экологической обстановки окружающей среды. Это обусловлено тем, что в мире производится практически 90 % электрической энергии и около 60 % потребляется ЭМПЭ. Поэтому увеличение коэффициента полезного действия всех ЭМПЭ используемых в мире на 0,1 % приведет к экономии в первом приближении около 35 млрд. кВт/ч. Данные результаты получены при общемировой выработке электроэнергии 24097,7 млрд. кВт/ч. С учетом того, что при выработке одного кВт/час электроэнергии выбросы углекислого газа в атмосферу варьируются от 2 до 6 грамм, в зависимости от типа энерговырабатывающего оборудования, КПД всех ЭМПЭ на 0,1 % позволит уменьшить общий выброс углекислого газа в атмосферу минимально на 70 млн. тонн в год.

Помимо экологических аспектов увеличение КПД электрических машин на 0,1 % приведет к большой экономической выгоде. Конечно, увеличение КПД всех используемых в мире электрических машин на 0,1 % является невыполнимой задачей, но даже при увеличении КПД с 0,1 % от общего объема используемых электрических машин до 1 % позволяет экономить до 0,35 млрд. кВт/ч. Поэтому новые технические решения и технологии, повышающие энергоэффективность ЭМПЭ, являются экономически выгодными и позволяют в значительной степени увеличить развивающуюся тенденцию улучшения экологической обстановки. Для аэрокосмической отрасли использование высокоэффективных электрических машин позволяет понизить выбросы в окружающую среду до 10–12 %, повысить их топливную эффективность и расширить их функциональные возможности.

Одним из основных способов повышения КПД ЭМПЭ является повышения эффективности их подшипникового узла и, тем самым, снижение потерь энергии на трение. То есть, именно повышение эффективности подшипникового узла по-

зволяет достигнуть описанного выше повышения КПД ЭМПЭ. Кроме этого, подшипниковые опоры ЭМПЭ являются одним из основных узлов, которые отвечают за надежную и безотказную эксплуатацию ЭМПЭ. Именно подшипниковые опоры отвечают за ресурс ЭМПЭ, возможность ЭМПЭ работать при критических температурах. То есть расширение технических возможностей подшипниковых опор приводит к расширению технических возможностей ЭМПЭ. Также подшипниковые опоры обеспечивают быстроходность электрических машин. Учитывая, то что повышенная частота вращения ротора, является одним из способов минимизации удельной массы ЭМПЭ, а достижение высоких частот вращения не возможно достичь без эффективных подшипниковых узлов, то очевидно, что подшипниковый узел является элементом, который отвечает за мощность ЭМПЭ. На данном этапе развития максимальная быстроходность подшипниковых опор составляет $1\ 000\ 070\ \text{мин}^{-1}$ (шариковые подшипники микро ЭМПЭ).

Другим важным аспектом использования эффективных подшипниковых опор в ЭМПЭ являются их экономические показатели, которые напрямую отражаются на затратах связанных с эксплуатацией ЭМПЭ. Особенно это видно на подшипниковых опорах ЭМПЭ большой мощности (15-25 МВт). В данном типе ЭМПЭ стоимость эксплуатации подшипниковой опоры, с учетом обеспечения работоспособности маслосистемы, может достигать 50-70 тыс. руб. в месяц. Таким образом, подшипниковые опоры ЭМПЭ являются одним из конструктивных узлов ЭМПЭ улучшение, которого позволяет достичь качественного и количественного повышения КПД ЭМПЭ.

2.1 Имитационная модель электромеханических преобразователей энергии с учетом процессов в подшипниковых опорах

Для оценки эффективности использования различных типов подшипниковых опор в авиационных ЭМПЭ представляется целесообразным провести численные расчеты в авиационных ЭМПЭ с различными типами подшипниковых опор. Для решения данной задачи используются методы численного моделирова-

ния.

Имитационное моделирование является наиболее наглядным методом исследования процессов в ЭМПЭ, получившим широкое распространение в последнее время. Имитационное моделирование – это частный случай математического моделирования. Существует класс объектов, для которых по различным причинам не разработаны аналитические модели, либо не разработаны методы решения полученной модели. В этом случае аналитическая модель заменяется имитатором или имитационной моделью. Отечественными и зарубежными авторами [354], [356], [357] разработаны имитационные математические модели различных типов ЭМПЭ: синхронных, асинхронных, линейных и т.д. Эти модели предназначены для исследования электромеханических и электромагнитных процессов в активной системе ЭМПЭ и не учитывают процессы, происходящие в подшипниковых опорах, или учитывают их введением постоянного коэффициента трения. Данный подход к имитационному моделированию может применяться в ЭМПЭ с частотой вращения ротора не более 10000 мин^{-1} , так как в данном случае подшипниковые опоры нагружены незначительно, а следовательно, имеют минимальное трение, которое препятствует вращению ротора ЭМПЭ. В быстроходных ЭМПЭ (частота вращения ротора $30\,000 \dots 100\,000 \text{ мин}^{-1}$) трение в подшипниковых опорах может достигать значительных величин и препятствовать вращению ротора. Следовательно, при разработке имитационной модели быстроходных ЭМПЭ необходимо учитывать процессы изменения коэффициента трения в подшипниковых опорах.

Для выполнения поставленной задачи проведен следующий комплекс исследований:

- разработка математической модели, отражающей взаимозависимость электромагнитных характеристик ЭМПЭ и механических характеристик в подшипниковых опорах;
- реализация разработанной математической модели в системе Matlab Simulink;
- исследования методами имитационного моделирования взаимозависимости электромеханических характеристик ЭМПЭ и процессов в подшипниковых

опорах.

За основу при имитационном моделировании была принята математическая модель синхронного ЭМПЭ во вращающихся координатах d, q [218]:

$$\begin{aligned}\frac{d}{dt}i_d &= \frac{1}{L_d}u_d - \frac{R}{L_d}i_q + \frac{L_q}{L_d}p\omega i_q; \\ \frac{d}{dt}i_q &= \frac{1}{L_q}u_q - \frac{R}{L_q}i_q + \frac{L_d}{L_q}p\omega i_d - \frac{p\omega\psi}{L_q}; \\ M_e &= 1,5p[\psi i_q + (L_d - L_q)i_d i_q]; \\ \frac{d}{dt}\omega &= \frac{1}{J}(M_M - k_{тр}\omega - M_e),\end{aligned}\quad (2.1)$$

где i_d, i_q – проекции токов статора на оси q и d ;

L_d, L_q – индуктивности по осям q и d ;

u_d, u_q – проекции напряжений, подводимых к статору, на оси q и d ;

R – активное сопротивление обмотки ЭМПЭ;

p – число пар полюсов;

ω – частота вращения ротора;

ψ – потокосцепление фазы статора;

M_e – электромагнитный момент;

J – момент инерции; M_M – механический момент привода;

$k_{тр}$ – коэффициент трения качения, учитывающий трение в подшипниках.

При этом принимают, что ЭМПЭ используют только подшипники качения.

Тогда коэффициент трения качения определяется в виде [218]

$$k_{тр} = \frac{k\sigma^{0,02}\left[\frac{HB}{E^2} \frac{Ra}{R_{пр}}\right]}{\gamma^{0,07} \nu^{0,2} \nu_{\Sigma k}^{0,12}}, \quad (2.2)$$

где $k=472,5$ – размерный коэффициент;

σ – максимальное контактное давление по Герцу, МПа;

HB – твердость по Бринеллю для менее твердого тела из контактирующих, МПа;

Ra – параметр шероховатостей поверхности твердого тела, м;

E – приведенный модуль упругости материалов, МПа;

$R_{\text{пр}}$ – приведенный радиус кривизны, м;

γ – вязкость смазочного материала, $\text{м}^2/\text{с}$;

v – скорость скольжения, м/с;

$v_{\Sigma k}^{0,12}$ – суммарная скорость качения, м/с.

При определении коэффициента трения необходимо учитывать изменение кинематической вязкости смазки, определяемое по формуле Вальтера:

$$\lg[\lg(\gamma + 0,8)] = k_1 - k_2 \lg T, \quad (2.3)$$

где γ – кинематическая вязкость смазочного материала в момент времени t ;

k_1, k_2 – эмпирические коэффициенты;

T – температура воздуха в момент времени t .

Тогда по формуле (2.11) математическая модель синхронного ЭМПЭ с учетом процессов в подшипниковых узлах определяется в виде

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} i_d &= \frac{1}{L_d} u_d - \frac{R}{L_d} i_d + \frac{L_q}{L_d} p \omega i_q; \\ \frac{d}{dt} i_q &= \frac{1}{L_q} u_q - \frac{R}{L_q} i_q + \frac{L_d}{L_q} p \omega i_d - \frac{p \omega \psi}{L_q}; \\ M_e &= 1,5 p [\psi i_q + (L_d - L_q) i_d i_q]; \end{aligned} \quad (2.4)$$

$$\frac{d}{dt} \omega = \frac{1}{J} \left\{ M_M - \left[\frac{k \sigma^{0,02} \left[\frac{HB}{E^2} \frac{Ra}{R_{\text{пр}}} \right]}{10^{10 k_1 - k_2 \lg T^{0,07}} v^{0,2} v_{\Sigma k}^{0,12}} \right] \omega - M_e \right\}.$$

Таким образом, система уравнений (2.4) является математической моделью, описывающей взаимозависимость электромеханических, электромагнитных, тепловых и механических процессов в ЭМПЭ на подшипниках качения.

Ввиду высоких частот вращения ($30\,000 \dots 100\,000 \text{ мин}^{-1}$) в быстроходных ЭМПЭ для увеличения надежности ГМП. В связи с этим важной научно-технической задачей является разработка математической модели описывающей взаимозависимость электромеханических, электромагнитных, тепловых и механических процессов в ЭМПЭ на ГМП.

Для решения данной задачи необходимо определить коэффициент трения в

ГМП.

В зазоре ГМП возникает сила вязкого трения между воздушным зазором и вращающейся частью, которую определяют по формуле

$$F_{\text{в.т}} = \frac{\gamma S \pi D n}{\delta}, \quad (2.5)$$

где S – площадь контакта, м^2 ;

D – диаметр вращающейся части, м ;

n – частота вращения ротора, мин^{-1} ;

δ – воздушный зазор, м ;

m – масса ротора с ГМП, кг ;

F_r – сила отталкивания ГМП, Н .

Кинематическая вязкость воздуха γ в момент времени t в зависимости от температуры определяется в виде [218]

$$\gamma = \gamma_0 \frac{T_0 + C}{T + C} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}}, \quad (2.6)$$

где γ_0 – кинематическая вязкость воздуха в момент пуска генератора;

T_0 – температура воздуха в воздушном зазоре в момент запуска генератора;

C – постоянная Сазерленда;

T – температура воздуха в момент времени t .

Тогда коэффициент трения ГМП

$$k_{\text{тр}} = \frac{\gamma_0 \frac{T_0 + C}{T + C} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} S \pi D n}{\delta (mg + F_r)}. \quad (2.7)$$

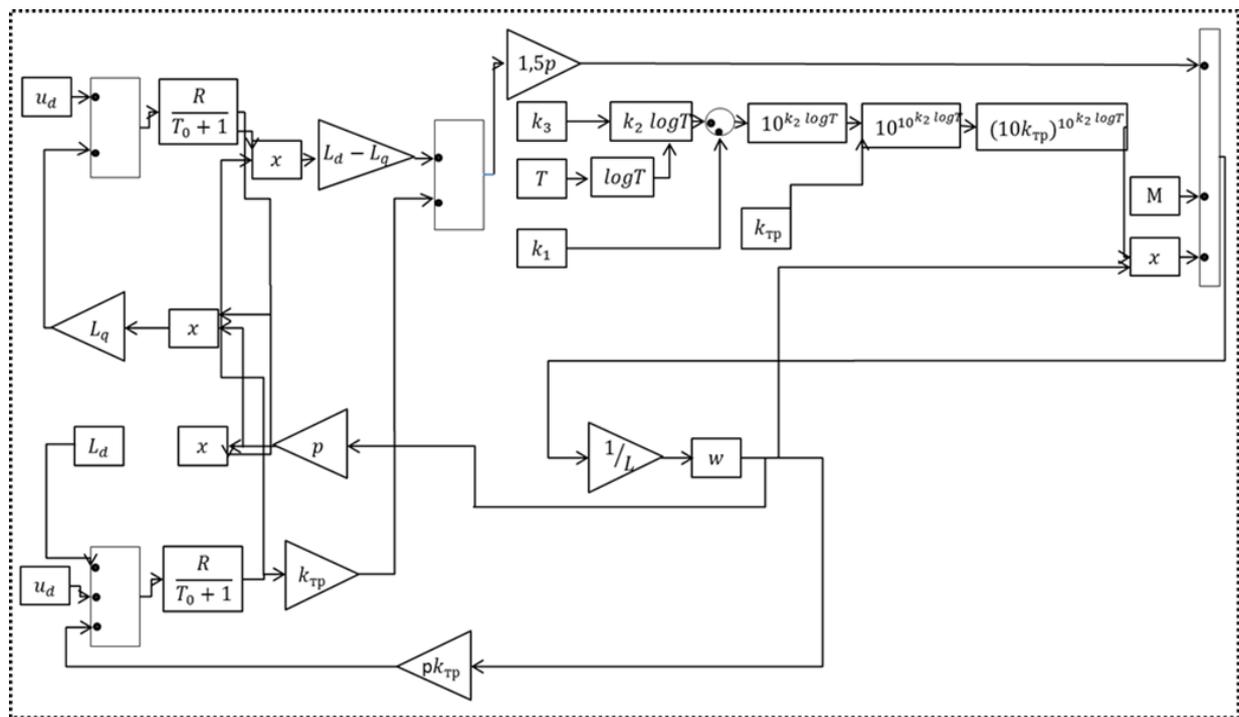
С учетом формулы (2.7) математическая модель ЭМПЭ на ГМП определяется в виде [218]

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} i_d &= \frac{1}{L_d} u_d - \frac{R}{L_d} i_q + \frac{L_q}{L_d} p \omega i_q; \\ \frac{d}{dt} i_q &= \frac{1}{L_q} u_q - \frac{R}{L_q} i_q + \frac{L_d}{L_q} p \omega i_d - \frac{p \omega \psi}{L_q}; \\ M_e &= 1,5p [\psi i_q + (L_d - L_q) i_d i_q]; \end{aligned} \quad (2.8)$$

$$\frac{d}{dt} \omega = \frac{1}{J} \left(M_M - \left[\frac{\gamma_0 \frac{T_0 + C}{T + C} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} S \pi D n}{\delta(mg + F_r)} \right] \omega - M_e \right).$$

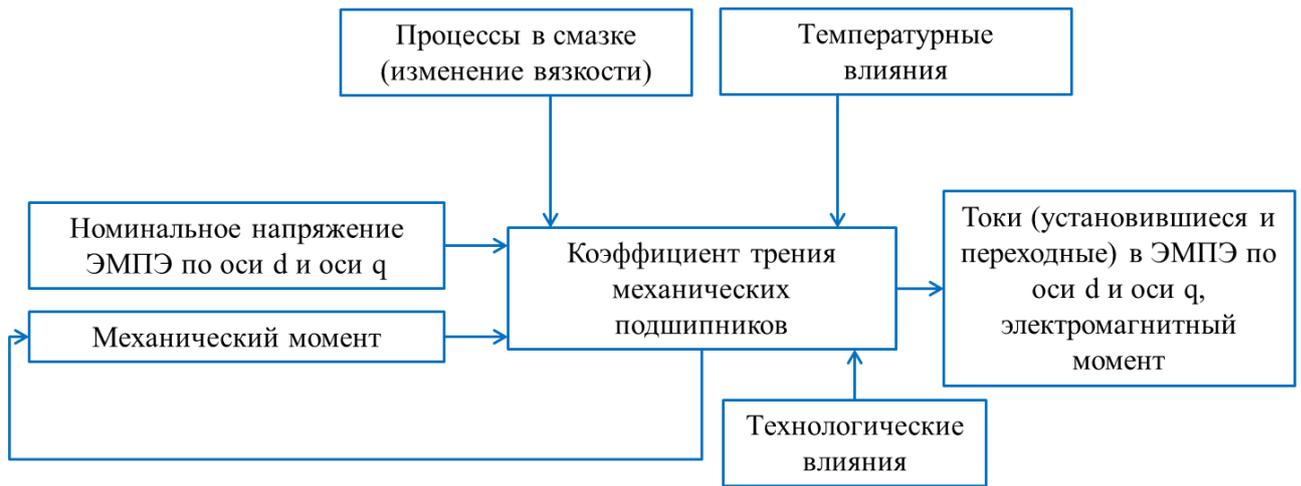
Таким образом, система уравнений (2.8) является математической моделью, описывающей взаимозависимость электромеханических, электромагнитных, тепловых и механических процессов в ЭМПЭ на ГМП.

Разработанные математические модели (2.4) и (2.8) реализованы в программном комплексе Matlab Simulink для исследований методами имитационного моделирования взаимозависимости электромеханических характеристик ЭМПЭ и процессов в подшипниковых опорах. Имитационные модели представлены на рисунках 2.1 и 2.2 соответственно.



а)

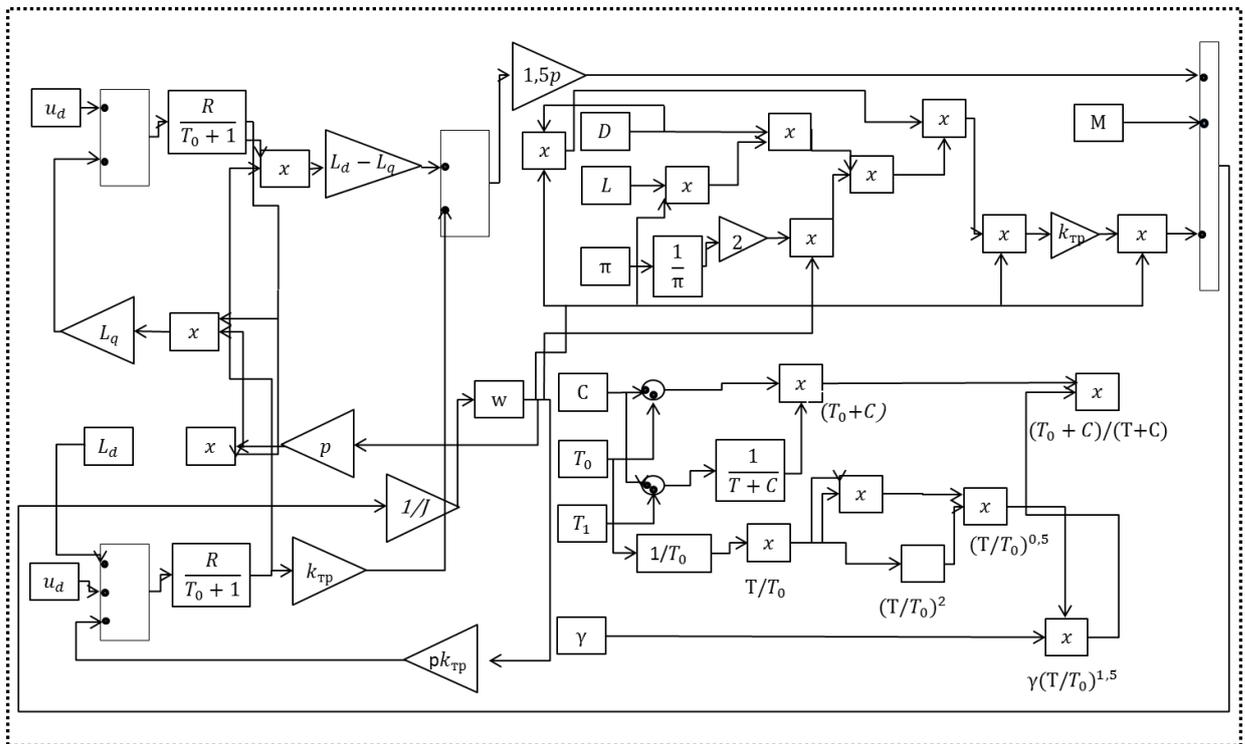
x – произведение элементов; + – сумматор (операция суммирования)



б)

Рисунок 2.1 – Имитационная модель ЭМПЭ на подшипниках качения

а) – развернутый вариант; б) – упрощенный вариант



а)

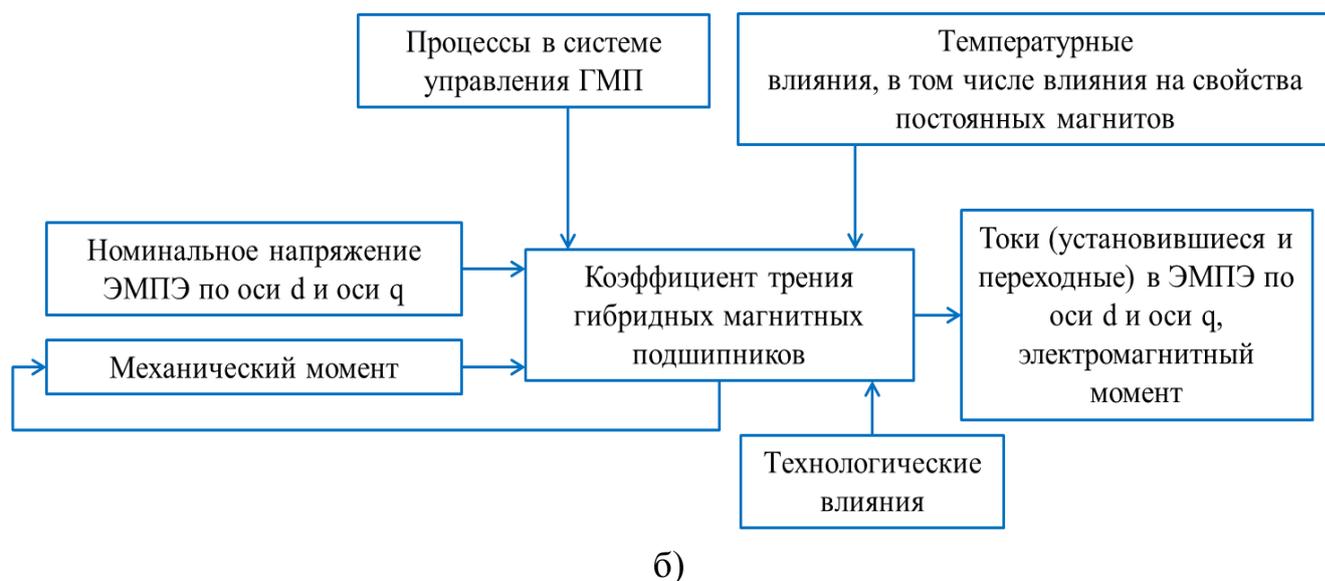


Рисунок 2.2 – Имитационная модель ЭМПЭ на ГМП

а) – развернутый вариант; б) – упрощенный вариант

Для определения взаимозависимости электромеханических характеристик ЭМПЭ и процессов в подшипниковых опорах было произведено компьютерное моделирование с использованием упомянутых имитационных моделей ЭМПЭ с пятью типами подшипников при одинаковых температурных условиях. На выходе имитационных моделей снимались характеристики зависимости частоты вращения от времени (рисунок 2.3). Параметры ЭМПЭ при моделировании принимали следующими: ЭМПЭ синхронного типа с напряжением по оси q $u_q=30$ В и приводным моментом $M_M=25$ Н м.

Сравнительный анализ зависимостей показал, что электромагнитные характеристики ЭМПЭ зависят от типа подшипниковых опор. При применении радиальных шариковых подшипников максимальная развиваемая угловая частота вращения ЭМПЭ составляет 12 000 рад/с, что на 35 % меньше, чем в ЭМПЭ на ГМП, на 50% больше, чем в ЭМПЭ на шариковых сферических подшипниках, и 75 % больше, чем в ЭМПЭ на конических роликовых подшипниках.

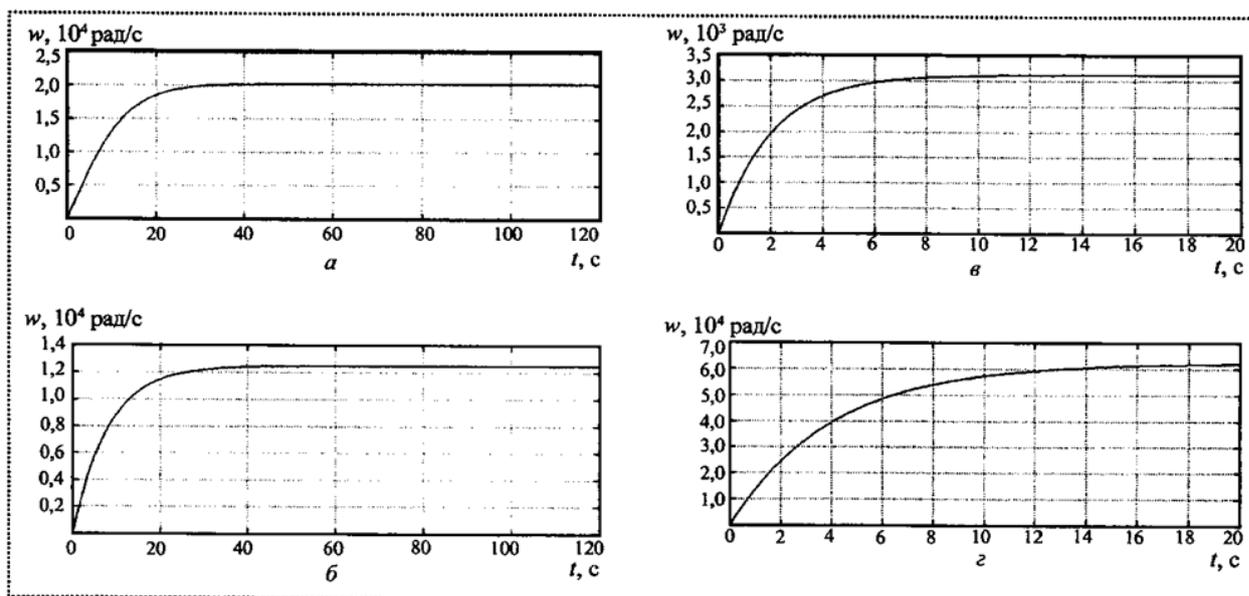


Рисунок 2.3 – Зависимость угловой частоты вращения ротора ω от времени t
 а – ЭМПЭ на ГМП; б – ЭМПЭ на радиальных шариковых подшипниках; в –
 ЭМПЭ на радиальных конических роликовых подшипниках; г – ЭМПЭ на ради-
 альных шариковых сферических подшипниках

Таким образом, увеличение максимальной скорости вращения в ЭМПЭ при применении ГМП приведет к увеличению мощности ЭМПЭ с сохранением или незначительным увеличением массогабаритных показателей.

Также анализ зависимостей показал, что от типа подшипниковых опор зависит быстродействие ЭМПЭ (рисунок 2.4), т.е. снижается время разгона ЭМПЭ до номинальной частоты вращения, что является весьма важным для ряда областей промышленности, например для авиационных ЭМПЭ. В качестве номинальной угловой скорости была определена величина 3000 рад/с. При применении ГМП время разгона ЭМПЭ до номинальной скорости на 8,5 % меньше, чем при применении шариковых подшипников, на 32,14 % меньше, чем при применении шариковых сферических подшипников, и в 3,2 раза меньше, чем при конических роликовых подшипниках.

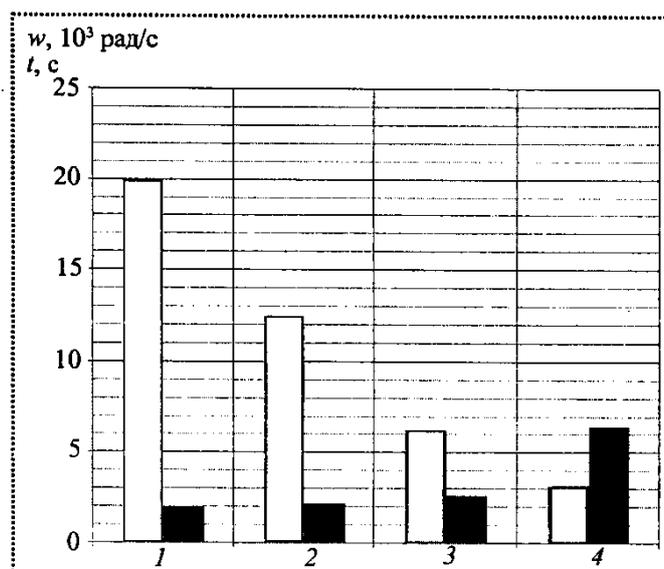


Рисунок 2.4 – Зависимость частоты вращения от времени разгона ЭМПЭ до 3000 рад/с и от типа подшипниковых опор

1–ГМП; 2– шариковые; 3– шариковые сферические; 4– конические роликовые;
 – угловая скорость w ; – время разгона до угловой скорости $w=3000$ рад/с

Таким образом, разработаны математические и имитационные модели ЭМПЭ, отражающие взаимозависимость их электромагнитных характеристик и процессов в подшипниковых опорах. Исследованы характеристики ЭМПЭ при различных типах подшипников. Полученные результаты могут быть использованы на практике при проектировании электромеханических преобразователей энергии.

2.2 Надежность систем электромеханических преобразователей энергии

Проектирование систем электромеханических преобразователей энергии (ЭМПЭ) требует расчета номинального уровня вероятности безотказной работы (ВБР) всех вариантов их реализации. Современные системы управления, построенные на базе микропроцессорной техники, определяются характерной многофункциональностью и актуальностью развития методов оценки ВБР, которые учитывают взаимосвязь событий потери систем возможности исполнять разнообразные функции.

Результаты, достигнутые в этом направлении, как правило, относятся к ЭМПЭ, отказ которых означает потерю способности выполнять все его функции одновременно либо только одну функцию. Ниже показаны методы определения надежности систем с вариативным видом их пересекаемости, задействованных для выполнения различных функций.

Постановка задачи следующая. Система выполняет функцию $F = \{f_1, f_2, \dots, f_n\}$, состоит из m многомодульных ЭМПЭ, каждый из которых в начальном состоянии выполняет совокупность функций $\{f_1, f_2, \dots, f_n\}$. Для каждой системы выразим через Φ_1 совокупность ЭМПЭ, задействованных при выполнении функции f_1 . Множества $\Phi_1, \Phi_2, \dots, \Phi_n$ возможно пересекаются, это приводит к взаимосвязи событий потери способности ЭМПЭ формировать различные функции. По виду пересечений множеств $\Phi_1, \Phi_2, \dots, \Phi_n$ определим следующие структуры комплекса ЭМПЭ (КЭМПЭ):

$$(\exists i)(\exists j)[(i \neq j) \rightarrow \Phi_i \cap \Phi_j \neq \emptyset]; \quad (2.9)$$

$$(\forall i)(\forall j)[(i \neq j) \rightarrow \Phi_i \cap \Phi_j \neq \emptyset]; \quad (2.10)$$

$$(\forall i)(\forall j)[(i \neq j) \rightarrow \Phi_i \cap \Phi_j = \Omega]; \quad (2.11)$$

где $i, j \in N, N = \{1, 2, 3, \dots, n\}$

Структура КЭМПЭ (2.9) определяется независимостью событий потери КЭМПЭ способности выполнять разнообразные функции, соответствует произвольному виду пересекаемости множеств $\Phi_1, \Phi_2, \dots, \Phi_n$, структура (2.11) является частной по отношению к (2.10). В КЭМПЭ может привести к полному отказу всей системы $\Phi_i \setminus \Omega$ ($i=1, 2, \dots, n$) потеря способности ЭМПЭ выполнять только одну функцию f_i . При этом множества $\Phi_i \setminus \Omega$ не пересекаются.

Условием работоспособности КЭМПЭ является способность выполнять функцию $F = \{f_1, f_2, \dots, f_n\}$. При этом каждая функция $f_i \in F$ должна формироваться хотя бы одним ЭМПЭ (под функциями понимается обеспечение потребителей электроэнергией в заданном временном диапазоне и с заданным качеством, которые определяются ГОСТом), а время управления для выполнения функций $f_i \in F$ должно быть не более чем заданного максимально допустимого значения.

Надежность системы выразим через вероятность безотказной работы (ВБР).

Оценка вероятности безотказной работы систем. Покажем системы, в которых условия работоспособности заключаются в возможности формирования каждой функции $f_i \in F$ только в одном КЭМПЭ. Оценку ВБР проведем на основе классического комбинаторно-вероятностного подхода включения - исключения, который позволяет получить как точную, так и приближенную оценку с заданной погрешностью.

Для КЭМПЭ вида (2.10) ВБР системы P оценивается как:

$$P = \sum_{i \in N} P(f_i) - \sum_{\substack{i, j \in N \\ i \neq j}} P(f_i \vee f_j) + \sum_{\substack{i, j, l \in N \\ i \neq j \neq l}} P(f_i \vee f_j \vee f_l) - \dots \\ + (-1)^d \sum_{\substack{i, j, a \in N \\ i \neq j \neq a}} P(f_i \vee f_j \vee \dots \vee f_a) - \dots + (-1)^n P(\vee_{i=1}^n f_i), \quad (2.12)$$

где $P(f_i \vee f_j \vee \dots \vee f_a)$ – вероятность того, что в одном из m КЭМПЭ может быть сформирована только одна функция из совокупности d функций $\{f_1, f_2, \dots, f_n\}$;

$$P(f_i \vee f_j \vee \dots \vee f_a) = 1 - [1 - p(f_i \vee f_j \vee \dots \vee f_a)]^m.$$

ВБР, связанная с сохранением ЭМПЭ способности выполнять только одну функцию из множества:

$$p(f_i \vee f_j \vee \dots \vee f_a) = \sum_{i \in N} p(f_i) - \sum_{i, j \in N} p(f_i \wedge f_j) + \sum_{\substack{i, j, l \in N \\ i \neq j \neq l}} p(f_i \wedge f_j \wedge f_l) - (-1)^d \sum_{\substack{i, j, a \in N \\ i \neq j \neq a}} p(f_i \wedge f_j \wedge \dots \wedge f_a), \quad (2.13)$$

где $N_1 = \{i, j, \dots, a\}$, $p(f_i \wedge f_j \wedge \dots \wedge f_a)$ – вероятность исправности в КЭМПЭ, запрограммированного для реализации функций f_1, f_2, \dots, f_a .

Величина $p(f_i \wedge f_j \wedge \dots \wedge f_a)$ выражается как вероятность исправности КЭМПЭ $\Phi_1 \cup \Phi_2 \cup \dots \cup \Phi_a$. При негауссовском распределении времени до отказа $p(f_i \wedge f_j \wedge \dots \wedge f_a) = \exp(-\Lambda(\Phi_1 \cup \Phi_2 \cup \dots \cup \Phi_a)t)$, где $\Lambda(\Phi_1 \cup \Phi_2 \cup \dots \cup \Phi_a)$ – полная интенсивность отказов оборудования КЭМПЭ, задействованного для вы-

полнения функций f_1, f_2, \dots, f_a , здесь t – время работы.

Для КЭМПЭ вида (2.15) ВБР системы можно вычислить как

$$P = \sum_{k=1}^m C_m^k p_{\Omega}^k (1 - p_{\Omega})^{m-k} \prod_{i=1}^n [1 - (1 - p_i)^k], \quad (2.14)$$

где p_{Ω} – ВБР КЭМПЭ, составляющего множество Ω ;

p_i – ВБР КЭМПЭ, относящегося к множеству $\Phi_i \setminus \Omega$.

Если потеря КЭМПЭ разнообразных функций равновероятна ($p_i = p_j = p$), то

$$P = \sum_{k=1}^m C_m^k p_{\Omega}^k (1 - p_{\Omega})^{m-k} [1 - (1 - p)^k]^n.$$

Для ЭМПЭ вида (2.9) ВБР системы P вычислим как $P = \prod_{i=1}^n [1 - (1 - p_i)^m]$. Для КЭМПЭ вида (2.11) ВБР

$$P = \sum_{k=m_0}^m C_m^k p_{\Omega}^k (1 - p_{\Omega})^{m-k} \prod_{i=1}^n \left[\sum_{s=m_0}^m [C_k^s p_1^s (1 - p_i)^{k-s}] \right], \quad (2.15)$$

для КЭМПЭ вида (2.9) ВБР

$$P = \prod_{i=1}^n \left[\sum_{s=m_0}^m [C_m^s p_1^s (1 - p_i)^{m-s}] \right].$$

Оценка вероятности безотказной работы систем с функциональной неоднородностью ЭМПЭ. До сих пор описывались системы, сформированные из множества одинаковых КЭМПЭ. Теперь перейдем к системам, содержащим z типов КЭМПЭ, различающихся по составу выполняемых функций. Будем полагать, что совокупность функций, которые выполняют КЭМПЭ разнообразных типов, не пересекаются. Тогда совокупность выполняемых в системе функций и множество КЭМПЭ можно разбить на z непересекающихся подмножеств, что обеспечивает оценку ВБР системы как $P = \prod_{i=1}^z P_i$, где P_i – ВБР подсистемы, включающей КЭМПЭ z -го типа (по функциональной комплектации). Значения P_i вычисляются по формулам, показанным выше, для систем из функционально однородных ЭМПЭ. На практике применяют схемы общего и отдельного резервирования, для которых

$$P_0 = 1 - \prod_{j=1}^m (1 - \prod_{i=1}^n P_{ij}) - \text{ВБР общего резервирования};$$

$P_p = \prod_{i=1}^n [1 - \prod_{j=1}^m (1 - P_{ij})]$ – ВБР отдельного резервирования, где P_{ij} – вероятность безотказной работы ЭМПЭ в i -й строке j -го столбца.

2.3 Общая модель обслуживания систем электромеханических преобразователей энергии по состоянию

Предположим, что поведение системы ЭМПЭ во времени описывается некоторым случайным процессом $x(t)$. Этот процесс может быть простым или сложным, одновременным или многомерным в зависимости от информации, которую можно снимать с системы. Поскольку нас интересует надежность системы, то единственным условием, накладываемым на процесс $x(t)$, является возможность по его состоянию в каждый момент времени t однозначно определять, исправна система или нет. Это означает, что все пространство состояний X разбивается на две непересекающиеся части: $X = X_+ \cup X_-$, $X_+ \cap X_- = \emptyset$. Если $x(t) \in X_+$, то система исправна, если $x(t) \in X_-$, то система неисправна. Момент перехода из X_+ в X_- называется отказом системы. Приведем некоторые характерные примеры.

1. Если в каждый момент t знаем только одно – исправна система или нет, то процесс $x(t)$ будет иметь простейший вид:

$$x(t) = \begin{cases} 0, & \text{если система исправна,} \\ 1, & \text{если система неисправна.} \end{cases}$$

2. Если система обладает избыточностью, то отказы некоторых элементов не вызывают отказа системы. Предположим, что можно следить за состоянием не только системы, но и всех ее n элементов. Тогда в качестве процесса $x(t)$ возьмем двоичный вектор

$$x(t) = [e_1(t), e_2(t), \dots, e_n(t)],$$

где состояние k -го элемента в момент t

$$e_k(t) = \begin{cases} 0, & \text{если элемент исправен,} \\ 1, & \text{если элемент неисправен.} \end{cases}$$

3. Предположим в дополнение к предыдущей модели, что в каждый момент t знаем наработку k -го элемента $\theta_k(t)$ (элемент может работать с перерыва-

ми, и поэтому его наработка может не совпадать с календарным временем). В этом случае

$$x(t) = [e_1(t), \theta_1(t); e_2(t), \theta_2(t); \dots; e_n(t), \theta_n(t)].$$

4. В некоторых случаях, не зная состояния отдельных элементов системы, можем наблюдать выходные параметры $\alpha(t), \beta(t), \dots$, которые определяют эффективность работы системы. Например, очень часто считают, что система работоспособна (исправна), если значения этих параметров находятся в заданных пределах

$$\underline{\alpha} \leq \alpha(t) \leq \bar{\alpha}; \underline{\beta} \leq \beta(t) \leq \bar{\beta}, \dots \dots \quad (2.16)$$

В этом случае

$$x(t) = [\alpha(t), \beta(t), \dots],$$

а неравенства определяют область исправного состояния системы X_+ . Иногда эта область имеет вид не прямоугольного параллелепипеда, а более сложный. Например, при наблюдении работы гироскопа уход его оси от начального положения к моменту t задается двумя координатами: $\alpha(t)$ и $\beta(t)$, а условие безотказности имеет вид $\alpha^2(t) + \beta^2(t) \leq c^2$.

Обычно нельзя наблюдать $x(t)$ непрерывно. Выбираем интервал Δt и наблюдаем $x(t)$ в моменты $t_k = k\Delta t, k=0,1,2,\dots$. Пусть $x(t_k) = x_k$. Таким образом, наблюдаем последовательность случайных величин или случайных векторов $x_0, x_1, x_2, \dots, x_k, \dots$ и в каждый момент t_k знаем всю прошлую траекторию $(x_0, x_1, x_2, \dots, x_k) = x_k$.

Предположим, что в каждый момент t_k по известной траектории x_k можем принять одно из двух решений: продолжать наблюдение и не вмешиваться в работу системы или остановить систему и вернуть ее в исходное состояние x_0 . Предположим еще, что в момент отказа системы t_k , когда $x_0 \in X_+, \dots, x_{k-1} \in X_+, x_k \in X_-$, всегда принимаем второе решение. Заметим, что для возвращения системы в исходное состояние надо не только заменить новыми отказавшие элементы, но и каким-либо образом привести к исходному состоянию те элементы, которые к моменту остановки системы постарели, износились. Это означает, что нужно вос-

становить те из неотказавших элементов, у которых интенсивность отказа $\lambda(t)$ существенно меняется со временем. Естественно, что не для всех реальных систем это возможно или целесообразно.

Введем функцию потерь, связанных с остановкой системы. Эти потери складываются из потерь на восстановление системы и, если к моменту остановки система отказала, потерь, связанных с отказом системы. Пусть c_1 – средние потери при условии, что в момент остановки система исправна, а c_2 ($c_2 > c_1$) – средние потери при условии, что к моменту остановки система отказала. Естественно эти потери отнести к единице времени. Поэтому если остановка произошла в момент $t_n = n\Delta t$, то функция потерь равна

$$y_n = \begin{cases} \frac{c_1}{t_n}, & \text{если система не отказала,} \\ \frac{c_2}{t_n}, & \text{если система отказала.} \end{cases} \quad (2.17)$$

Введем теперь класс правил остановки. Правилom остановки назовем случайную величину v , принимающую значения $1, 2, \dots, n, \dots$ и определенную на пространстве траекторий процесса $(x_1, x_2, \dots, x_n, \dots)$. При этом очень существенно следующее ограничение: событие $\{v = n\}$ не зависит от любого события, порожденного последовательностью $(x_{n+1}, x_{n+2}, \dots)$. Это означает, что решение об остановке в момент t_n определяется только траекторией процесса до момента t_n (x_1, x_2, \dots, x_n) . Это можно записать так.

Пусть $X_n^+ = X_+ \times X_+ \times \dots \times X_+$ есть декартово произведение n одинаковых пространств.

Правило v однозначно определяется последовательностью множеств $A_n \subset X_n^+$ – момент остановки v есть момент первого выхода конечной траектории x_n из A_n : $v = \inf \{n: x_n \notin A_n\}$. Если время отказа системы есть собственная случайная величина, то и момент остановки v является собственной величиной, т.е. $P\{v < \infty\} = 1$. Если определено правило остановки v , то средние потери выражаются рядом

$$y(v) = \sum_{n=1}^{\infty} P\{v = n\} y_n, \quad (2.18)$$

где y_n определяется.

Правило v^* называется оптимальным, если $y(v^*) = \min_v y(v)$. Как видно из выше сказанного, для определения оптимального правила нужно найти распределение величины v для произвольных множеств A_n и минимум $y(v)$, варьируя последовательность множеств A_n . Ясно, что для общего случая эффективное правило остановки найти невозможно.

Выводы по главе 2

1. Имитационное моделирование является наиболее наглядным методом исследования процессов в ЭМПЭ, получившим широкое распространение в последнее время. Разработана имитационная модель ЭМПЭ, учитывающая изменения коэффициента трения в подшипниковых опорах, и исследовано влияние типа подшипниковых опор на электромагнитные характеристики ЭМПЭ.

2. Проведена оценка вероятности безотказной работы ЭМПЭ, систем с функциональной неоднородностью ЭМПЭ а также, показаны методы определения надежности систем с вариативным видом их пересекаемости, задействованных для выполнения различных функций.

3. Разработана модель обслуживания систем ЭМПЭ по состоянию, одним из условий которой является возможность по его состоянию в каждый момент времени t однозначно определять, исправна система или нет.

Глава 3 Методология аппаратной реализации электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов

Рассмотрены методологические основы аппаратной реализации ЭМПЭ в системах ЛА. Данная глава раскрывает вторую задачу диссертационной работы. При наличии статистических данных об отказах элементов ЭМПЭ математическая модель для определения ВБР данного структурного исполнения может быть выражена строгим аналитическим видом, показанным на рисунке 3.0.1.

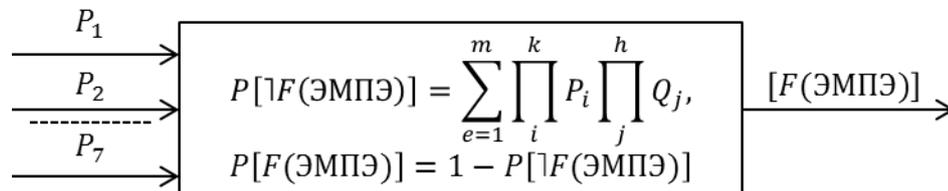


Рисунок 3.1 – Математическая модель для определения ВБР функционирования ЭМПЭ

Показаны перспективные конструкции специальных электромеханических преобразователей: высокоскоростные машины, высокомоментные низкоскоростные и высокоскоростные двигатели, а также средства контроля и диагностики технического состояния специальных ЭМПЭ [212].

Рассмотрена управляемость систем ЭМПЭ с распределенными параметрами. Основное интегральное соотношение, связывающее выход $Q(x,t)$ линейной стационарной распределенной системы ЭМПЭ со стандартизирующим входом $w(x,t)$, определяется пространственно-временной композицией w и функции Грина данного блока G :

$$Q(x, t) = G(x, \xi, t - \tau) \circ w(\xi, \tau).$$

Здесь стандартизирующая функция $w(\xi, \tau)$ учитывает в виде отдельных слагаемых все внешние входные сигналы, часть из которых, рассматриваемая в качестве

управляющих воздействий, образует ее составляющую $w_y(\xi, \tau)$, а остальные, выступающие в роли возмущений, учитываются другой составляющей $w_b(\xi, \tau)$.

В итоге $w(\xi, \tau)$ представляется суммой

$$w(\xi, \tau) = w_y(\xi, \tau) + w_b(\xi, \tau),$$

причем конкретный вид каждого из слагаемых определяется выбором управляющих воздействий из числа учитываемых внешних факторов, осуществляемым в каждом отдельном случае в зависимости от постановки соответствующей конкретной задачи управления.

В более общем случае для линейных стационарных ЭМПЭ, в том числе для объектов сложной структуры, состоящих из различных соединений распределенных блоков со многими входными воздействиями и выходными величинами, основные вход-выходные соотношения сохраняются применительно к векторно-матричной форме их записи, т.е. здесь уже под Q , G и w следует понимать векторно-матричное представление функции Грина и стандартизирующей функции состояния, функции Грина и стандартизирующей функции объекта управления.

Обобщенный алгоритм синтеза нелинейных АСУ ЭМПЭ содержит три базовые задачи:

a) функциональный синтез, когда при заданной структуре и параметрах ЭМПЭ или системы в целом находится управляющая функция на входе ЭМПЭ или системы;

b) параметрический синтез, когда при заданных структуре и входных воздействиях на звено находятся искомые параметры ЭМПЭ;

c) структурно-параметрический анализ, когда при заданных законах изменения координат на входе и выходе ЭМПЭ находят структуру, характеристики и параметры ЭМПЭ, а при заданной основной структуре ЭМПЭ – число, вид и место включения дополнительных связей, реализующих заданную его передаточную функцию.

3.1 Перспективные конструкции специальных электромеханических преобразователей

3.1.1 Высокоскоростные электрические машины

Тенденция применения высокоскоростных двигателей и генераторов на транспортных средствах обусловлена целесообразностью снижения массогабаритных параметров при повышении частоты вращения ЭМП, более высокими производительностью и эффективностью систем, меньшими габаритами. Преимуществом высокоскоростных электрических машин является возможность непосредственного соединения с газовыми турбинами без редуктора-мультипликатора, что в целом повышает надежность работы системы. Быстроходные машины выполняются как асинхронные, синхронные с ПМ, а также как вентильно-индукторные.

При проектировании быстроходных электрических машин возникают как механические, так и электромагнитные проблемы. Для обеспечения необходимой механической прочности диаметр ротора D_R ограничен максимально допустимым механическим напряжением в материале ротора σ_{max} :

$$D_R = \sqrt{\frac{\sigma_{max}}{\rho}} \cdot 1/\omega^2,$$

где ω – угловая частота вращения;

ρ – плотность материала ротора.

При определении активной длины ротора необходимо учитывать его критическую скорость

$$\omega_{крит} = \rho \frac{d_{max}/l^2}{\sqrt{M/l}},$$

где d_{max} – максимальный диаметр вала;

l – расстояние между опорами;

M – масса ротора.

В генераторах повышенной частоты вращения, как правило, $\omega_{\text{крит}} > \omega_{\text{ном}}$, что облегчает решение проблемы с вибрациями машин. Одновременно в машинах этого типа, характеризующихся меньшей массой ротора, меньше эксцентриситет, что снижает их вибрацию. Как правило, применяется меньшее значение индукции в зазоре. Целесообразно выполнение быстроходных машин на большее число фаз статора, использование электромеханических сталей с пониженными удельными потерями, узкой петлей гистерезиса.

Меньшие механические потери достигаются при снижении физического зазора между статором и ротором и аэродинамического сопротивления.

Рассмотрим некоторые примеры спроектированных и изготовленных быстроходных машин:

– ЭД (быстроходные асинхронные двигатели серии АТМ, выпускаемые ОАО «Электросила»): АТМ-360 (3600 кВт, 12000 мин⁻¹, КПД 96,2 %, $\cos \varphi=0,67$) имеет диаметр ротора 326 мм, активную длину 900 мм, охлаждение воздушное, ротор выполнен с беличьей клеткой, окружная скорость ротора 204 м/с; АТМ-180 (1800 кВт, 20000 мин⁻¹, КПД 95,7 %, $\cos \varphi=0,60$) имеет диаметр ротора 250 мм, активную длину 600 мм, охлаждение воздушное, ротор выполнен с беличьей клеткой, окружная скорость ротора 262 м/с; АТМ-50В (300 кВт, 50000 мин⁻¹, КПД 85,2%, $\cos \varphi=0,41$) имеет диаметр ротора 100 мм, активную длину 720мм, охлаждение воздух плюс вода, ротор выполнен массивным, окружная скорость ротора 264 м/с; АТМ-200 (1000 кВт, 50000 мин⁻¹, КПД 91,8 %, $\cos \varphi=0,43$) имеет диаметр ротора 140 мм, активную длину 1300 мм, охлаждение гелий плюс вода, ротор выполнен массивным, окружная скорость ротора 370 м/с. В двигателях серии АТМ применена высоколегированная горячекатаная электротехническая сталь толщиной 0,35 мм, предел текучести материала ротора 14000 Па, для двигателей разработана оригинальная конструкция подшипников скольжения;

– **девятифазный синхронный генератор с постоянными магнитами** мощностью 50 кВт, 15000 мин⁻¹, спроектированный и изготовленный в лабора-

тории энергетики ИХС РАН им. Гребенщикова, выполнен двухполюсным, диаметр ротора 173,6 мм, активная длина 184 мм, радиально расположенные магниты (NdFeB) высотой 10 мм удерживаются углепластиковым бандажом толщиной 1,0 мм, механический зазор между ротором и статором 2,0 мм. Индукция в воздушном зазоре 0,47 Тл, механические напряжения в бандаже 700 МПа, частота напряжения при максимальной частоте вращения вала 250 Гц. Там же выполнен проект синхронного генератора с постоянными магнитами 420 кВт, 30000 мин⁻¹. В качестве показателя, характеризующего достигнутый результат, принято произведение мощности (кВт) на частоту вращения (мин⁻¹). Наибольшее значение этого показателя достигнуто у асинхронных двигателей серии АТМ. Последние разработки в области синхронных генераторов с ПМ приближают их по этому показателю к асинхронным двигателям. В ближайшее время следует ожидать появления разработок синхронных машин с постоянными магнитами на уровне 5,0 МВт при 15000 мин⁻¹ и 1,0 МВт при 30000 мин⁻¹;

– **высокоскоростной генератор**, спроектированный и изготовленный в НПП «Аэросила», позволит отказаться от редуктора. Отказаться от системы смазки удастся за счет использования специальных подшипников. Для этих целей в ОАО «Завод авиационных подшипников» освоено 33 типа новых подшипников, в том числе 13 из них конической формы, ранее не выпускавшиеся; создано специальное конструкторское бюро по разработкам новых конструкций подшипников для авиационного двигателестроения, внедрения новых материалов в конструкции специальных подшипников, повышения их надежности и работоспособности, разработки и внедрения новых методов и средств диагностики подшипников в узлах потребителей;

– **высокоскоростные вентильные двигатели постоянного тока (ВВДПТ)**. При проектировании применены стандартные программные обеспечения: Maxwell, Femme, AutoCad, Inventor, System View, PDS. В ВВДПТ применяется резервирование – суммирование моментов или скоростей независимых каналов на общем валу, для надежного обеспечения силовых, скоростных и динамических характеристик управляемой поверхности. В случае отказа одного из каналов ус-

тановка поверхности в заданное положение осуществляется с пониженным моментом или с пониженной скоростью;

– **высокоскоростные бездатчиковые вентильно-индукторные электроприводы.** Описан новый метод контроля положения ротора двигателя, использующий эффект возрастания тока при прохождении зубцов через точку согласования. Дано математическое описание физических процессов при использовании предложенного метода и определена область его применения;

– **высокоскоростной генератор** производства фирмы АВВ [14]. Конструкция основана на проверенной с 1990-х гг. технологии АВВ. В генераторе с постоянными магнитами (PMG) обмотку ротора заменяют постоянными магнитами, обеспечивая высокую мощность, небольшие размеры и эффективность на всех скоростях. Выпускаются серии мощностью от 1,5 до 3,6 МВт с частотой вращения ротора до 3000 мин⁻¹;

– **конструкция асинхронного высокоскоростного генератора для питания самолета,** разработанная Jay Vaidya, Earl Gregory, на практике не реализована;

– **экспериментальный высокоскоростной генератор** для бортовой системы ЛА и топология сети бортовой системы;

– **высокоскоростные синхронные генераторы mSpW** швейцарской фирмы «E+A». Фирма промышленно выпускает более 150000 видов различных высокоскоростных синхронных машин на постоянных магнитах и предлагает передовые генераторы.

Особенность данных генераторов состоит в используемом инверторе. Типичные инверторы работают на базе широкоимпульсного метода модуляции. Для повышения скорости генераторов увеличивают частоту переключения и используют технологию IGBT, суть которой заключается в увеличении числа импульсов.

Недостатком данной конструкции является то, что из-за быстрого переключения возникают переходные процессы, которые являются источником паразитных потерь.

3.1.2 Дисковые электромеханические преобразователи энергии

Современные пилотируемые и непилотируемые космические и авиационные ЛА представляют собой сложную техническую систему, надежное и безотказное функционирование которой невозможно без надежной работы ЭМПЭ (исполнительных элементов различных систем, электрических приводов, электрогенераторов первичной и аварийной систем электроснабжения). Причем функциональные возможности ЛА, а также их тактико-технические характеристики во многом определяются функциональными возможностями и энергетическими характеристиками ЭМПЭ. Так, например, увеличение энергоемкости электрогенераторов первичной системы электроснабжения ЛА позволит увеличить количество потребителей электроэнергии на борту, повышение точности и быстродействия электропривода позволяет повысить управляемость ЛА и т.д.

Поэтому актуальной задачей современного авиакосмического машиностроения является создание новых и совершенствование известных конструктивных схем ЭМПЭ. При этом основными направлениями совершенствования авиакосмических ЭМПЭ является минимизация их массогабаритных показателей при одновременном повышении их энергетических характеристик и функциональных возможностей.

Одним из решений указанной задачи является применение на борту ЛА ЭМПЭ с высококоэрцитивными постоянными магнитами (ВПМ), при этом обращают на себя внимание не только ЭМПЭ с ВПМ с цилиндрическим ротором, но и нетрадиционные конструктивные исполнения ЭМПЭ с ВПМ, такие как дисковые или торцевые ЭМПЭ с ВПМ (в зарубежной литературе *axial flux motor/ generator*).

Дисковые ЭМПЭ с ВПМ, в отличие от ЭМПЭ с цилиндрическим ротором, при одинаковых массогабаритных показателях обладают минимальными аксиальными размерами, что позволяет интегрировать их в различные элементы существующих систем ЛА, то есть в ряде случаев дисковые ЭМПЭ (ДЭМПЭ) обладают более высокой эргономичностью, что определяет перспективы их применения в ЛА. Кроме того, при различных этапах выполнения полетного задания ЛА дина-

мические перегрузки и усилия, воздействующие на ротор ЭМПЭ в ДЭМПЭ, могут оказаться несколько ниже, чем у ЭМПЭ с цилиндрическим ротором, что также определяет применение ДЭМПЭ.

При этом большая часть исследований ДЭМПЭ посвящена ЭМПЭ, применяемым в альтернативной энергетике.

Например, разработана оригинальная конструктивная схема ДЭМПЭ для ветроагрегатов мощностью до нескольких мегаватт. Конструкция данного ДЭМПЭ представлена на рисунке 3.1 а), на рисунке 3.1 б) представлена модель ДЭМПЭ мощностью 6,5 мегаватт.

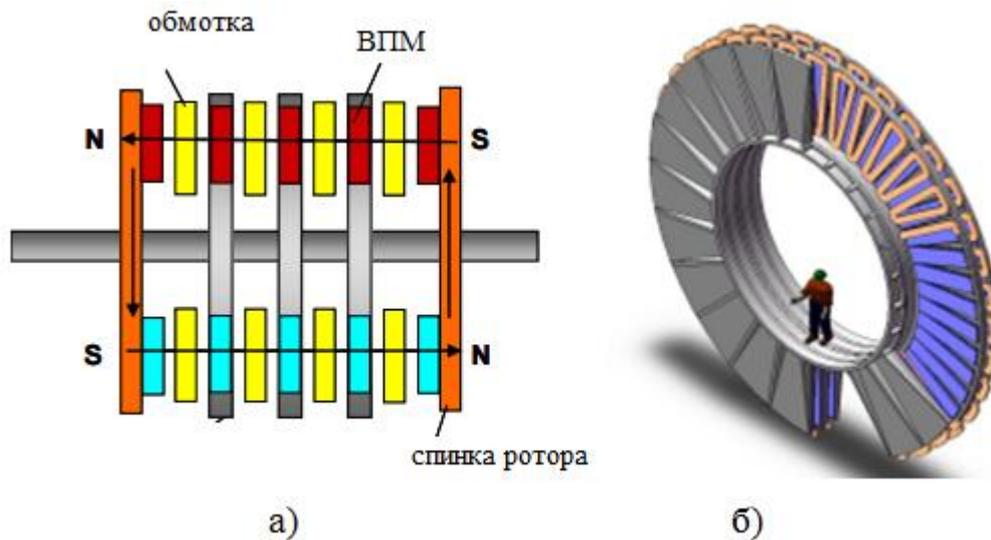


Рисунок 3.1 а) – конструктивная схема ДЭМПЭ на несколько мегаватт; б) – модель ДЭМПЭ мощностью 6,5 мегаватт

Как видно из рисунка 3.1 б) б, в данной конструктивной схеме ДЭМПЭ применяется обмотка статора, выполненная по технологии «намотка на зуб». Такое выполнение обмотки ДЭМПЭ значительно усложняет ее охлаждение и требует специальной технологии намотки. Данные проблемы для ветроэнергетики решены в конструкции, в которой вместо обмотки в виде лепестков предлагается применение в ДЭМПЭ кольцевой обмотки, рисунок 3.2. Это позволяет улучшить охлаждение обмотки и значительно упрощает технологию изготовления ДЭМПЭ.

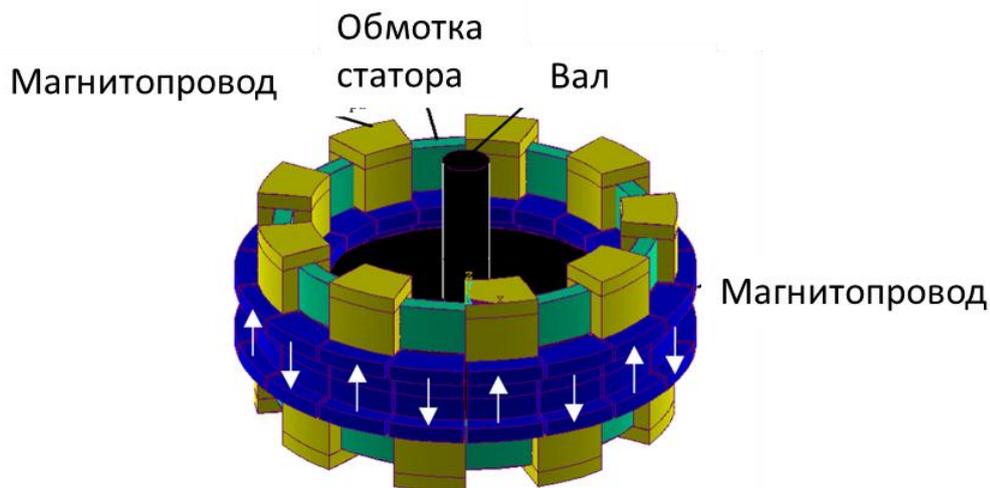


Рисунок 3.2 – ДЭМПЭ с кольцевой обмоткой

Интерес представляют герметичные ДЭМПЭ. Основной областью применения данных ДЭМПЭ является гидроэнергетика. Особенностью этих ДЭМПЭ является наличие экрана, обеспечивающего герметичность статора. При эксплуатации данного типа ДЭМПЭ в экране статора будут индуцироваться вихревые токи, что приведёт к увеличению и потерь в ДЭМПЭ, и магнитного поля реакции якоря. Данные факты необходимо учитывать при проектировании герметичных ДЭМПЭ.

Из-за аксиального намагничивания постоянных магнитов ДЭМПЭ, в отличие от цилиндрических ЭМПЭ, где в основном применяется ВПМ с радиальным или диаметральной намагничиванием, в ДЭМПЭ технологически просто реализуется массив *Halbach*, применение которого позволяет значительно повысить индукцию в воздушном зазоре ДЭМПЭ. При этом, для решения проблем насыщения ДЭМПЭ, статор ДЭМПЭ может быть выполнен из немагнитного материала (безжелезный ДЭМПЭ), например, из композитных углепластиков, что позволяет минимизировать массу ДЭМПЭ.

Таким образом, можно сделать вывод, что ДЭМПЭ, используемые в альтернативной энергетике, изучены достаточно полно. При этом ДЭМПЭ авиакосмического назначения только начинают развиваться и исследования по ним представляют разрозненный, необобщенный материал. Причем особенности эксплуатации авиакосмических ДЭМПЭ и условия среды эксплуатации авиационных ДЭМПЭ, требования по надежности и массогабаритным показателям, предъяв-

ляемые к ним, а также требования ГОСТ Р 54073– 2010 «Системы электроснабжения вертолетов и самолетов» и ОСТ 100818 не позволяют в полной мере использовать результаты исследований, полученные для ДЭМПЭ, применяемых в альтернативной энергетике при проектировании и разработке авиакосмических ДЭМПЭ.

Из анализа работ отечественных и зарубежных авторов [28], [40], [63], [313] можно предположить, что в системах ЛА применяются и будут применяться несколько функциональных типов ДЭМПЭ:

- дисковые электродинамические тормоза. Электромеханический преобразователь энергии, предназначенный для гашения кинетической энергии при замедлении и соударении движущихся объектов. Применяется в системах стыковки космических ЛА и тормозных системах непилотируемых авиационных ЛА;
- дисковые электродвигатели. ЭМПЭ, предназначенные для преобразования электрической энергии в механическую. Могут применяться в составе функциональных и силовых электроприводов систем ЛА;
- дисковые электрогенераторы. ЭМПЭ, предназначенные для преобразования механической энергии в качественную (для авиационных ЛА согласно ГОСТ Р 54073–2010) электрическую энергию, которая обеспечивает функционирование систем ЛА и энергопотребителей борта. Могут применяться в составе первичной, аварийной и резервной систем электроснабжения ЛА.

Дисковые генераторы. Впервые ДЭМПЭ с ВПМ в качестве генератора первичной системы электроснабжения ЛА были использованы в СССР при создании ракеты Н1. Это было обусловлено их малыми аксиальными размерами и незначительными осевыми силами, воздействующими на их ротор при взлете ракеты. Напряжение, снимаемое непосредственно с ДЭМПЭ турбокомпрессорного блока ракеты Н1, было частотой 1000 ± 6 Гц и двух уровней: $61,5 \pm 2,5$ В и $40,5 \pm 1$ В, мощность ДЭМПЭ 15 кВА с допустимой кратковременной перегрузкой до 25 кВА. Турбопривод обеспечивал частоту вращения ротора ДЭМПЭ 15000 мин^{-1} . Время работы ДЭМПЭ составляло несколько минут. Разработка турбокомпрессорного блока ракеты Н1 показала возможности использования ДЭМПЭ в косми-

ческих ЛА.

Представлена конструкция и расчеты ДЭМПЭ для авиационного ЛА. В предлагаемой конфигурации ДЭМПЭ обмотка состоит из капсулированных ромбовидных катушек. Катушки выполнены таким образом, чтобы обеспечить пространство для циркуляции хладагента. Минимальные массогабаритные показатели ДЭМПЭ достигнуты благодаря применению безжелезной конструкции. Для подтверждения перспектив использования ДЭМПЭ был разработан прототип ДЭМПЭ с 16-полюсным ротором с частотой вращения 3000 мин^{-1} и выходной частотой напряжения 400 Гц. Исследования прототипа показали приемлемые результаты и также доказали возможность использования ДЭМПЭ в авиационных ЛА.

Приводом электрогенераторов в системе электроснабжения авиационных ЛА является ГТД ВСУ или гидравлический привод (типа ДПГЛ или ПГЛ), в космических ЛА это маховичные системы или турбокомпрессорные установки. При этом развитие ВСУ и гидравлических приводов ЛА, а также турбокомпрессорных установок выдвигает требования по минимизации массы системы электроснабжения ЛА за счет отказа от редуктора, соединяющего генератор и привод. Это позволяет не только значительно снизить массу системы электроснабжения ЛА, но и увеличить мощность электрогенераторов ЛА за счет увеличения быстроходности ЭМПЭ. Так, например, известно, что компанией «Хамильтон–Сандстренд» (США) разработана ВСУ для ЛА с частотой вращения 61000 мин^{-1} . В NASA (США) ведутся разработки по созданию спутника, в схеме электроснабжения которого используется генератор с частотой вращения 50000 мин^{-1} . Холдинг АО «Технодинамика» (РФ) работает над созданием безредукторной ВСУ, для которой необходим генератор с частотой вращения ротора 51000 мин^{-1} . АО «Корпорация "ВНИИЭМ"» (РФ) занимается разработкой генератора для турбокомпрессорной установки космического буксира с частотой вращения ротора 60000 мин^{-1} . При этом приведенные примеры – это не частные случаи, а общая мировая тенденция. То есть можно сделать вывод, что одной из основных тенденций развития электрогенераторов ЛА является увеличение их быстроходности до $50000\text{--}60000 \text{ мин}^{-1}$

[355].

Если ДЭМПЭ при малых аксиальных размерах обладают значительными диаметральными размерами, то при повышении их частоты вращения до 60000 мин⁻¹ возникают сложности с обеспечением механической прочности их ротора, максимальный диаметр которого по пределу механической прочности определяется в виде:

$$D_1 = \frac{n}{c_1} \sqrt{\frac{\sigma g}{\rho k_a}}, \quad (3.1)$$

где $g = 9,81 \text{ м/с}^2$; σ – предел текучести ВПМ;

γ – плотность материала ВПМ;

c_1 – расчетный коэффициент $\left(c_1 = \frac{60}{\pi} \right)$;

k_a – коэффициент запаса прочности по пределу текучести;

n – частота вращения ротора ЭМПЭ.

Помимо прочности самого ротора, необходимо также обеспечить надежное крепление ВПМ в роторе ДЭМПЭ, так как ввиду больших диаметральных размеров они испытывают значительные воздействия центробежных сил.

Еще одним значительным препятствием для повышения быстроходности ДЭМПЭ является динамика ротора, которая может быть описана как динамика ротора с несколькими массами, обладающими значительными диаметральными размерами. Это приводит к колебаниям ротора и обусловленному ими снижению качества вырабатываемой электроэнергии ДЭМПЭ, а также к довольно низкому уровню критических частот вращения ротора ДЭМПЭ.

Именно по указанным причинам не удалось обнаружить работ по ДЭМПЭ мощностью более 10 кВт с частотой вращения более 30000 мин⁻¹. Создан ДЭМПЭ с частотой вращения 30000 мин⁻¹ и мощностью 30 кВт, состоящий из нескольких роторов с цилиндрическими ВПМ, рисунок 3.3, и приведены его расчетные параметры.

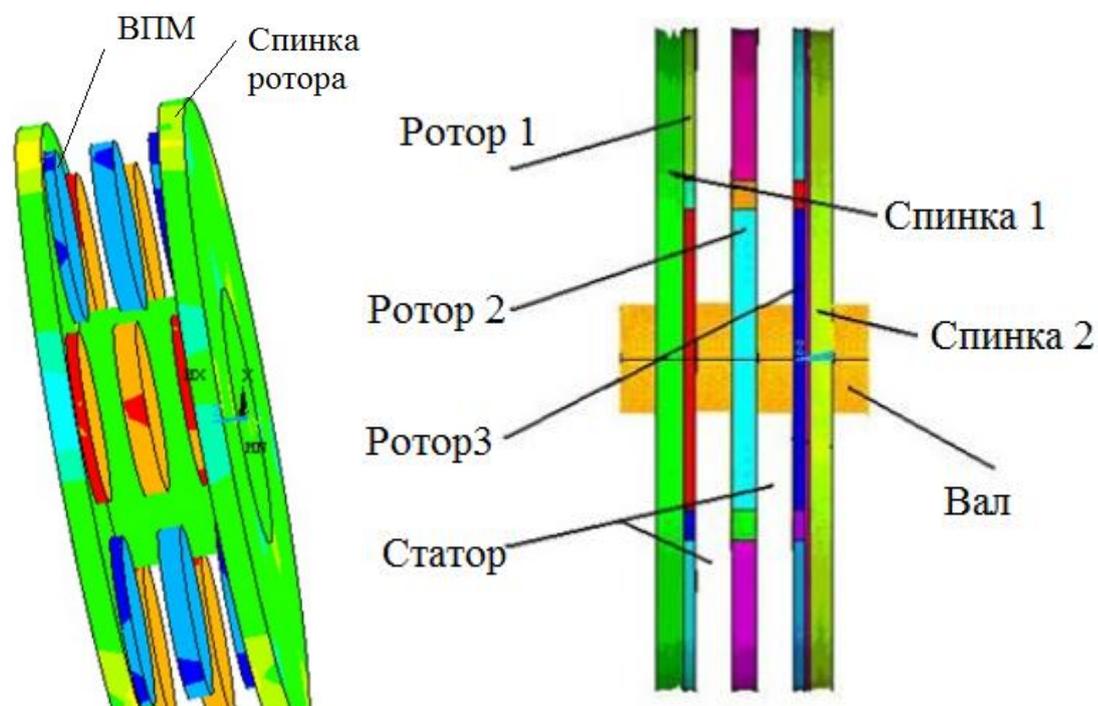


Рисунок 3.3 – Быстроходный ДЭМПЭ

С целью определения перспектив использования ДЭМПЭ в качестве высокооборотного генератора первичной системы электроснабжения авиационного ЛА были произведены расчеты ЭМПЭ с цилиндрическим ротором и их сравнение с ДЭМПЭ, таблица 3.1. При расчетах ЭМПЭ с цилиндрическим ротором предполагалось, что он охлаждается самовентиляцией.

Таблица 3.1 – Сравнительный анализ быстроходного ДЭМПЭ и ЭМПЭ с цилиндрическим ротором

Параметры	ДЭМПЭ [37]	ЭМПЭ с цилиндрическим ротором
Мощность, кВт	10	10
Частота вращения, мин^{-1}	750	750
Выходное напряжение, В	227	220
КПД, %	93	91,5
Плотность тока, А/мм^2	4,1	4,2
Масса активных материалов, кг	22,5	38

Из таблицы 3.1 видно, что при равнозначной мощности и частоте вращения

аксиальные размеры ДЭМПЭ в 2,3 раза меньше, чем у ЭМПЭ с цилиндрическим ротором, при этом диаметральные размеры активной части в 2,15 раза больше, чем у ЭМПЭ с цилиндрическим ротором, а масса аксиальных ЭМПЭ на 15% больше, чем у ЭМПЭ с цилиндрическим ротором. При этом мощность ЭМПЭ с цилиндрическим ротором может быть значительно увеличена при введении жидкостного охлаждения и увеличении плотности тока, а также линейной токовой нагрузки, а в ДЭМПЭ, в виду конструктивных особенностей, это будет затруднительно.

Диаметр ротора у ЭМПЭ с цилиндрическим ротором составляет 45 мм, что позволяет, исходя из критериев механической прочности, увеличение частоты вращения ЭМПЭ практически в 2 раза и соответственно увеличение мощности ЭМПЭ еще в 1,5-1,7 раза по сравнению с ДЭМПЭ.

Кроме того, расчеты ЭМПЭ с цилиндрическим ротором показали, что он обеспечивает необходимые по ОСТ 100818 перегрузочные параметры (полукратную мощность в течении 5 минут и двукратную в течении 5 секунд), аналогичных данных по ДЭМПЭ не представлено.

Поэтому можно сделать вывод, что на данном этапе развития применение ДЭМПЭ в качестве основного генератора системы электроснабжения перспективных авиационных и космических ЛА с быстроходным приводом менее эффективно по сравнению с ЭМПЭ с цилиндрическим ротором и должно быть обусловлено особенными требованиями, которые не могут выполняться ЭМПЭ с цилиндрическим ротором.

В пассажирских, грузовых и боевых ЛА с классическим гидравлическим или пневматическим приводом генератора частотой вращения $6000-12000 \text{ мин}^{-1}$ применение ДЭМПЭ в качестве основного генератора системы электроснабжения также ограничено ввиду требований по мощности. Из анализа литературных источников [355], [282] видно, что мощность современного электрогенератора ЛА первичной системы электроснабжения составляет 100-150 кВА. При сложности охлаждения обмоток ДЭМПЭ достижение данной мощности приведет к значительным диаметральным размерам ДЭМПЭ и снизит эффективность его примене-

ния. Также в авиационных ЛА с классическим гидравлическим или пневматическим приводом генератора частотой вращения $6000-12000 \text{ мин}^{-1}$ на клеммах генератора требуется напряжение частотой 400 Гц, что может быть достигнуто в 4-, 6- или 8-полюсном ЭМПЭ. При этом показано, что при числе полюсов меньше 8 более эффективно применение ЭМПЭ с цилиндрическим ротором, а при большем числе пар полюсов – дисковых генераторов. Этот факт также ограничивает применение дисковых ЭМПЭ в качестве генератора основной системы электроснабжения авиационных ЛА с классическим гидравлическим или пневматическим приводом генератора частотой вращения $6000-12000 \text{ мин}^{-1}$.

Вместе с тем ДЭМПЭ может найти широкое эффективное применение в качестве генератора аварийной системы электроснабжения ЛА, требования по мощности, которых относительно невысокие (например, в аварийной системе электроснабжения *SSJ-100* установлен генератор мощностью 15 кВА, а в ЯК– 242 10 кВА). Также ДЭМПЭ имеет определенные перспективы применения в малых непилотируемых космических и авиационных ЛА, например, в спутниках, летающих мишенях и т.д.

Дисковые электродинамические тормоза. Дисковые электромеханические тормоза (ДЭТ) также впервые были применены в СССР и предназначались для поглощения кинетической энергии космических ЛА, вырабатываемой при стыковке. На рисунках 3.4 а, 3.4 б представлены конструктивные схемы управляемых и неуправляемых ДЭТ.

Основным преимуществом ДЭТ относительно электродинамических (вихретоковых) тормозов с цилиндрическим ротором является их малые аксиальные размеры. Кроме того, в вихретоковых тормозах с цилиндрическим ротором ввиду наличия у полого ротора дна, а, следовательно, и отсутствия аксиальной симметрии ротора ЭМПЭ возникают аксиальные силы, которые снижают эффективность применения вихретоковых тормозов с цилиндрическим ротором. В ДЭТ ротор симметричен в осевом направлении, что приводит к минимизации его аксиальных нагрузок.

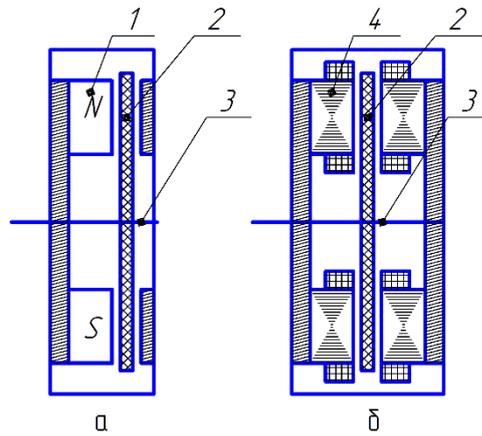


Рисунок 3.4 а – неуправляемый ДЭТ; б – управляемый ДЭТ

1 – ВПМ; 2 – электропроводящий дисковый ротор; 3 – вал; 4 – электромагниты

ДЭТ использовались в стыковочных амортизационных системах андрогинно-периферийном агрегате стыковки (АПАС) при стыковке космических аппаратов Союз-Салют, Союз-Аполлон и т.д.

При этом основной тенденцией развития ДЭТ космических ЛА является применение в них ВПМ, а также комбинированных магнитных систем.

В авиационных ЛА 1 класса (взлетной массой более 75 тонн), 2 класса (взлетной массой более 30–75 тонн) и 3 класса (взлетной массой 10–35 тонн) ДЭТ практически не применяются в связи с необходимостью поглощения значительной энергии выделяющейся в ЛА данных классов при посадке. В то же время ДЭТ могут найти широкое применение в авиационных непилотируемых и легкомоторных ЛА. Кроме того, ДЭТ могут применяться в комбинированных системах мотор-колесо-тормоз ЛА легкомоторной авиации. В частности, были предложены способ реализации и конструкция данной системы. Основным преимуществом применения комбинированных системах мотор-колесо-тормоз является то, что перед посадкой ЛА ДЭМПЭ, интегрированный в шасси ЛА, рисунок 3.5, работает в режиме двигателя и раскручивает колеса шасси в воздухе. Благодаря раскрутке колес в воздухе, при посадке значительно снижается износ шин ЛА. При этом в момент посадки по сигналу с системы управления ДЭМПЭ начинает работать в режиме генератора или ДЭТ и поглощает энергию, выделяющуюся при посадке. Кроме того, работа ДЭМПЭ в режиме двигателя позволяет автономную транспор-

тировку ЛА по взлетной полосе. Преимущество применения мотор-колес в ЛА будут рассмотрены далее.

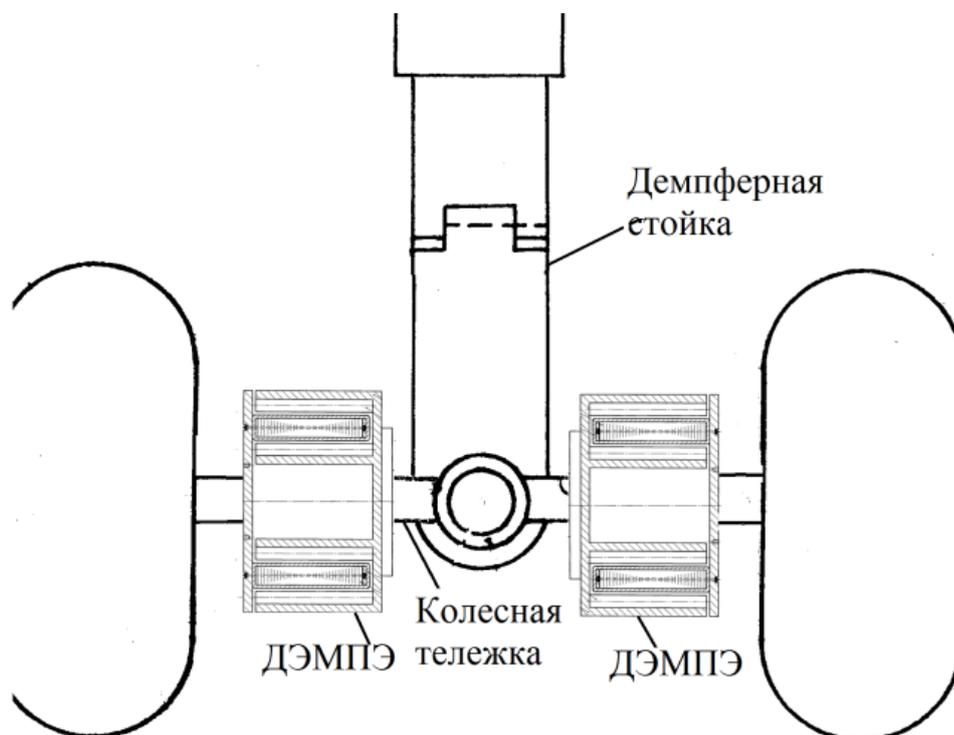


Рисунок 3.5 – Система мотор-колесо-тормоз, интегрируемая в шасси ЛА легкомоторной авиации или беспилотных ЛА

То есть можно сделать вывод, что наиболее перспективным является применение ДЭТ в авиакосмической отрасли, в стыковочных узлах космических ЛА, а также в системах шасси непилотируемых авиационных ЛА и легкомоторных авиационных ЛА.

Дисковые электродвигатели. Наиболее перспективным направлением развития ДЭМПЭ в авиакосмической отрасли в виду их малых аксиальных размеров и возможности получения высоких моментных характеристик является применение их в качестве исполнительных элементов различных систем ЛА.

На рисунке 3.6 показаны возможности применения ДЭМПЭ для привода винта авиационного ЛА.

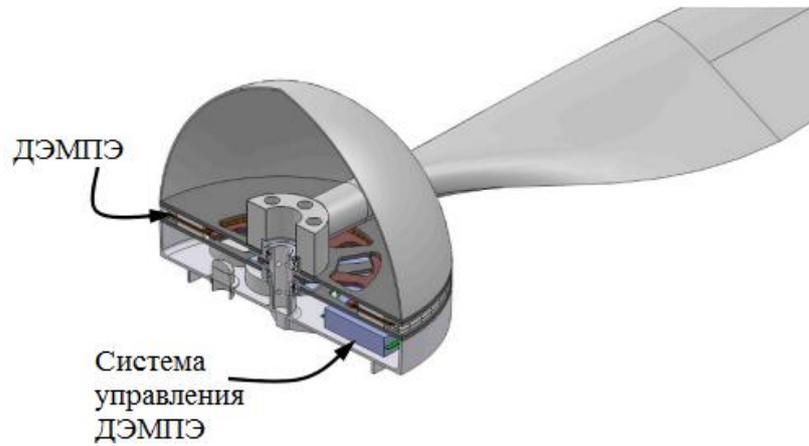


Рисунок 3.6 – Возможность установки ДЭМПЭ в винте ЛА

Важно отметить, что разработки мотор-колеса для ЛА ведутся как отечественными компаниями (ОА «Технодинамика», «Авиаагрегат»), так и зарубежными, такими как *Rolls-Royce*, *LaunchPoint Technologies*, *NASA Glenn Research Center* и т.д.

Для повышения эффективности ДЭМПЭ в *NASA Glenn Research Center* были произведены исследования применения магнитных систем *Halbach* в авиакосмических ДЭМПЭ. В результате данных исследований был создан опытный образец ДЭМПЭ, рисунок 3.7, который показал высокие моментные характеристики при минимальных массогабаритных показателях.

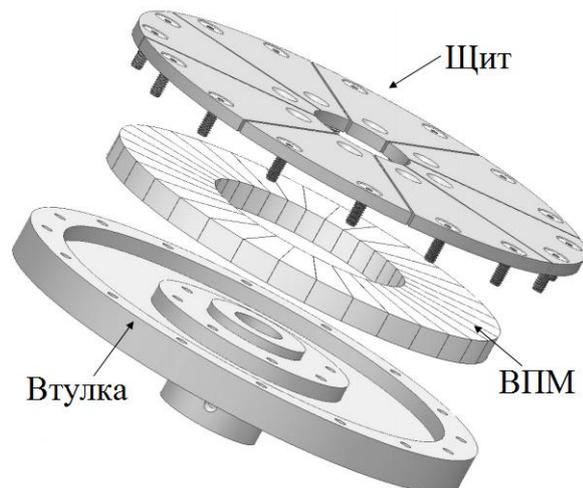


Рисунок 3.7 – ДЭМПЭ с магнитной системой *Halbach*

Компанией *Princeton Satellite Systems* было предложено использование дискового электродвигателя для системы ориентации непилотируемых космических

ЛА. Конструкция предложенного электродвигателя представлена на рисунке 3.8. На рисунке 3.9 представлена структурная схема управления им.

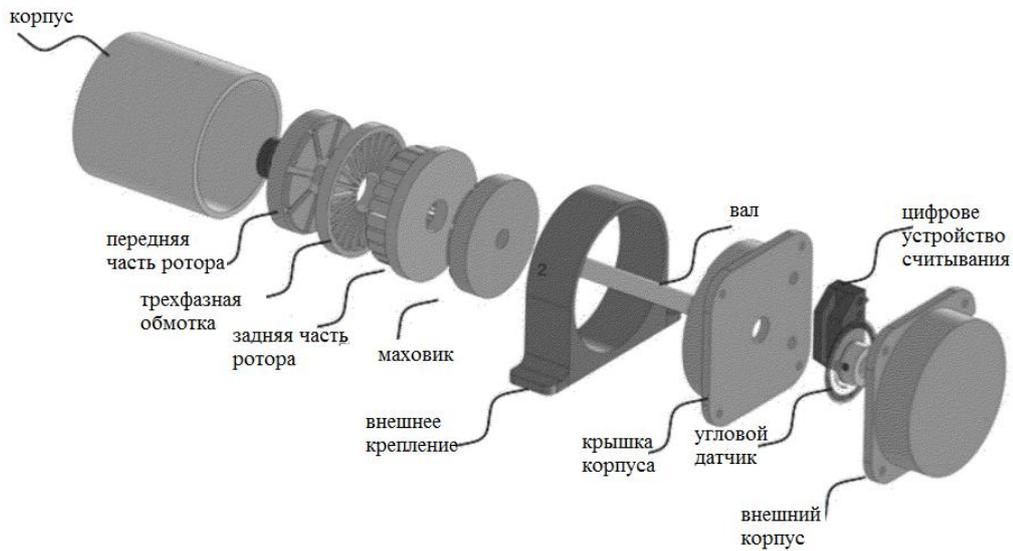


Рисунок 3.8 – ДЭМПЭ для системы ориентации непилотируемого космического ЛА

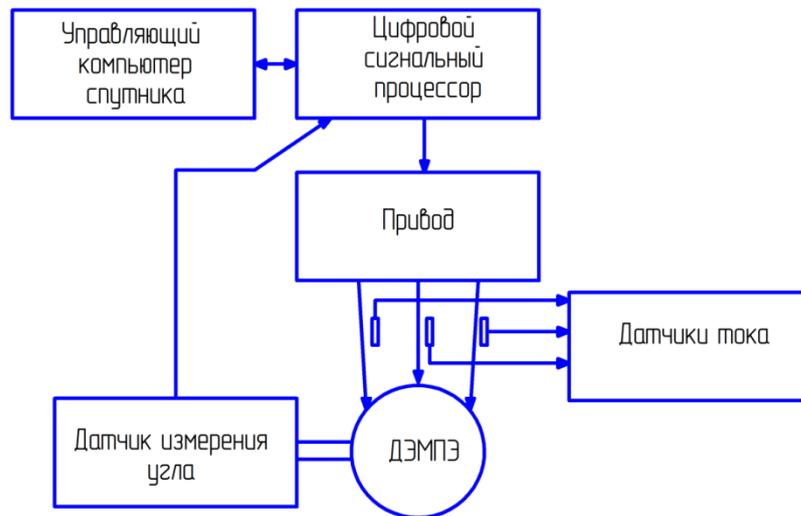


Рисунок 3.9 – Структурная схема управления ДЭМПЭ для системы ориентации непилотируемого космического ЛА

Таким образом, можно сделать вывод, что дисковые электродвигатели имеют широкие перспективы применения в авиационных и космических ЛА и позволяют расширить их функциональные возможности (например, обеспечить движе-

ние ЛА по взлетной полосе и улучшить навигационные способности спутника). При этом одним из основных условий успешного применения дисковых двигателей с ВПМ в авиакосмической технике является обеспечение надежного и точного управления ими при заданном быстродействии системы.

Поэтому для полноты оценки перспектив применения ДЭМПЭ в авиакосмической промышленности представляется целесообразным более подробно рассмотреть процесс управления ими.

Процесс управления ДЭМПЭ, исходя из результатов, аналогичен процессу управления ЭМПЭ с ВПМ с цилиндрическим ротором. Нулевое задание тока по оси d обеспечивает минимизацию тока статора при заданной величине нагрузки. Ток статора во всех режимах работы ДЭМПЭ направлен перпендикулярно магнитной оси ротора, векторная диаграмма ДЭМПЭ представлена на рисунке 3.10.

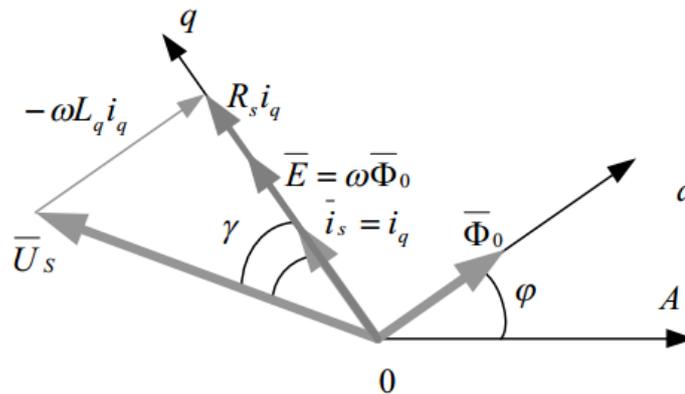


Рисунок 3.10 – Векторная диаграмма ДЭМПЭ

При исследовании управления ДЭМПЭ рассматривается система уравнений, описывающая электромеханические процессы в синхронном ЭМПЭ в d, q координатах:

$$\begin{cases} \frac{d\psi_d}{dt} = u_d + \omega\psi_q - i_d r_d \\ \frac{d\psi_q}{dt} = u_q + \omega\psi_d - i_q r_q - \omega\psi_0, \\ J \frac{d\omega}{dt} = m_e - m_m \\ m_e = i_q \psi_0 - i_d i_q (x_d - x_q) \end{cases} \quad (3.2)$$

где i_d, i_q – проекции токов статора на оси q и d ;

u_d, u_q – проекции напряжений, подводимых к статору на оси q и d ;

ψ_d, ψ_q – потокосцепление на оси q и d ; p – число пар полюсов ДЭМПЭ;

ω – частота вращения ротора;

ψ_0 – потокосцепление холостого хода;

m_m – механический момент привода;

J – момент инерции;

x_d, x_q – реактивные сопротивления по оси q и d ;

m_e – электромагнитный момент ДЭМПЭ.

Потокосцепление по осям d и q записывается как:

$$\psi_d = L_d i_d;$$

$$\psi_q = L_q i_q,$$

где L_d, L_q – индуктивности на оси q и d .

Тогда реактивные сопротивления представляются как:

$$x_d = L_d \omega;$$

$$x_q = L_q \omega.$$

С учетом этого система уравнений (3.2) примет вид:

$$\begin{cases} u_q = L_q \frac{di_q}{dt} + i_q r_q - i_d \omega L_d + \omega \psi_0 \\ u_d = L_d \frac{di_d}{dt} + i_d r_d - i_q \omega L_q \\ J \frac{d\omega}{dt} = m_e - m_m \\ m_e = \frac{3}{2} p [i_q \psi_0 - i_q i_d (L_d - L_q)] \end{cases} \quad (3.3)$$

Для упрощения исследований процессов управления ДЭМПЭ система уравнений (3.3) была реализована в программном коде в программном комплексе *Matlab Simulink* в виде имитационной модели.

При этом модель системы управления ДЭМПЭ представляет собой два контура регулирования на основе ПИД-регуляторов тока и скорости.

Для оценки эффективности управления ДЭМПЭ были проведены его численные исследования. При этом использовались следующие параметры ДЭМПЭ: $L_d=5,5 \cdot 10^{-3}$ Гн, $L_q=2,34 \cdot 10^{-3}$ Гн, $R_s=1,04$ Ом, $p=2$, $m_m=5$ Нм, $\psi_0=0,182$ Вб.

На разработанной имитационной модели при указанных численных параметрах были произведены исследования реакции контура тока и скорости на ступенчатое (дестабилизирующее) воздействие. Результаты имитационного моделирования представлены на рисунках 3.11, 3.12.

Важно отметить, что при исследованиях ДЭМПЭ индуктивные сопротивления по осям d, q были рассчитаны приблизительно. Поэтому в перспективе для внедрения дисковых двигателей в системы ЛА необходимо разработать методологию расчета их индуктивных сопротивлений.

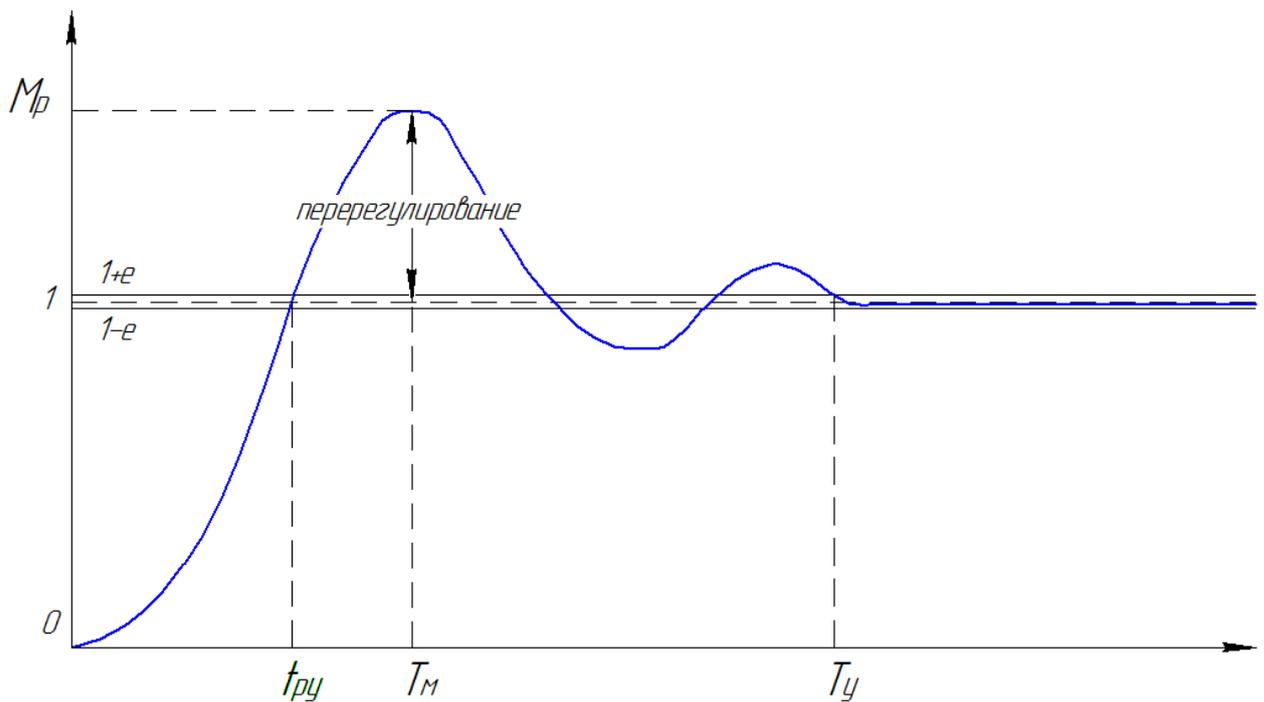


Рисунок 3.11 – Реакция контура тока на ступенчатое воздействие

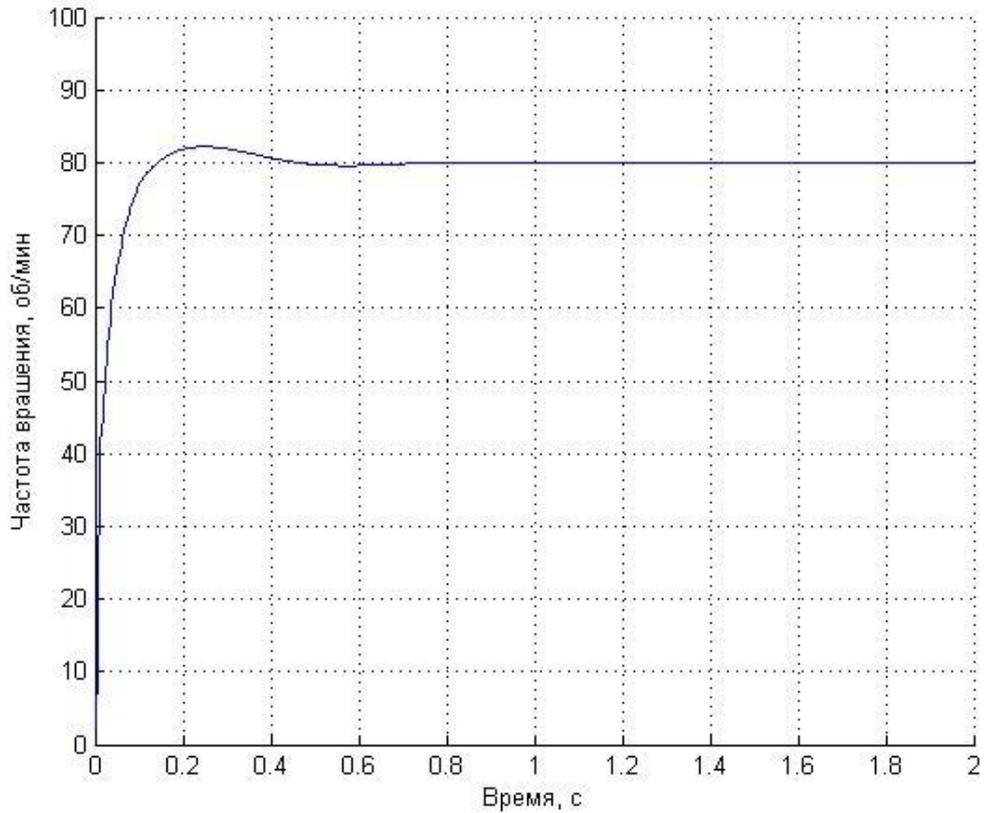


Рисунок 3.12 – Реакция контура скорости на ступенчатое воздействие

Анализ полученных результатов показывает, что система управления ДЭМПЭ стабильна и имеет достаточно высокие характеристики быстродействия. Ошибка регулирования составляет менее 2%. Время реакции на входное воздействие 0,17 с, время установления 0,4 с. Перерегулирование 1,6%.

На рисунках 3.13, 3.14 представлены зависимости, характеризующие переходные процессы в ДЭМПЭ при управлении, также полученные с помощью разработанной имитационной модели. Переходные процессы в ДЭМПЭ исследовались при изменении момента от 0 до 5 Нм и при $U_q=300$ В, $U_d=0$ В.

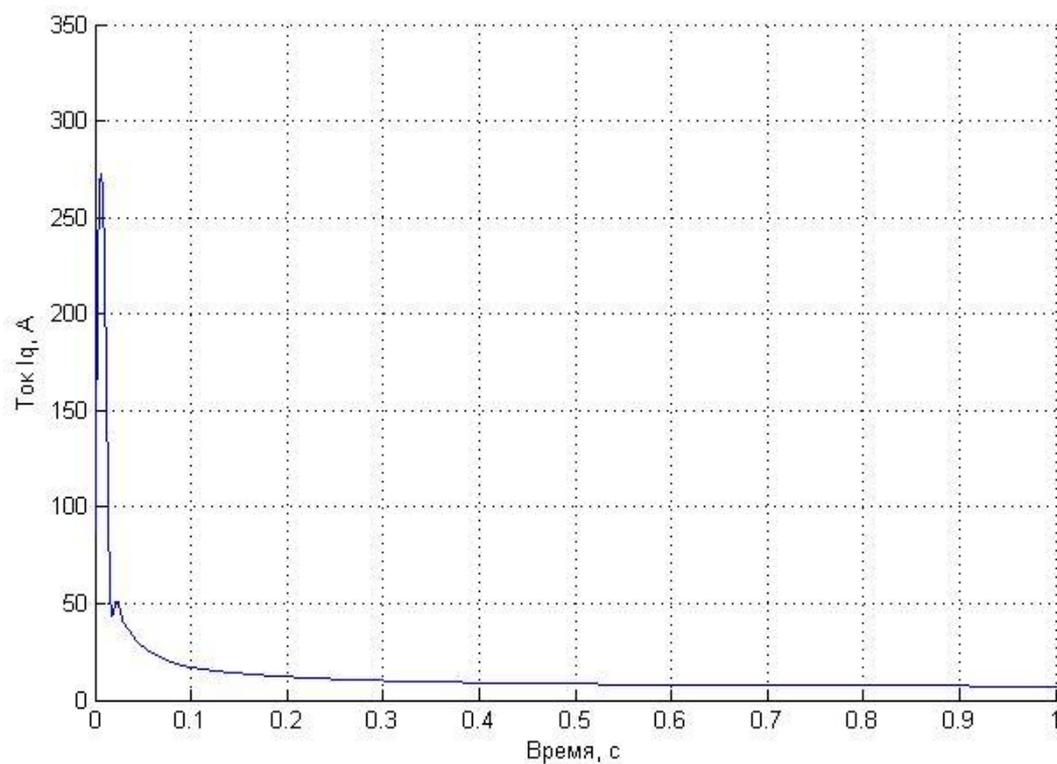


Рисунок 3.13 – Изменение тока i_q в обмотках ДЭМПЭ во времени при $U_q=300\text{В}$

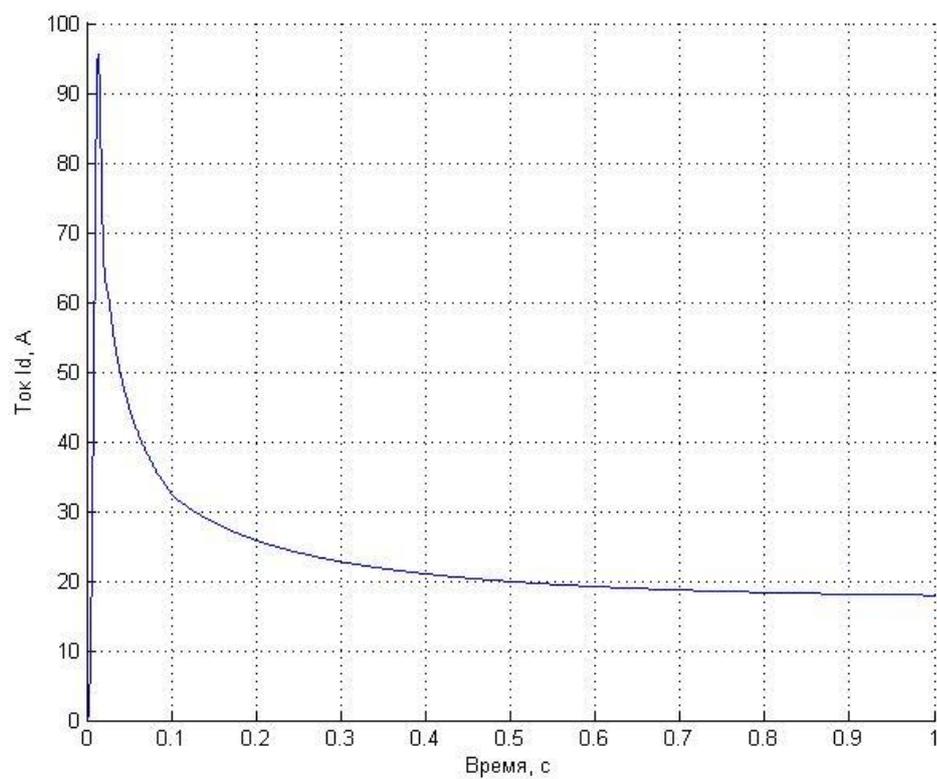


Рисунок 3. 14. – Изменение тока i_d в обмотках ДЭМПЭ во времени при $U_d=0\text{В}$

Таким образом, результаты имитационного моделирования подтверждают возможность применения дисковых электродвигателей в системах авиационных и космических ЛА.

Выводы. Наиболее перспективными функциональными типами ДЭМПЭ для применения в ЛА являются дисковые электродвигатели и дисковые электро-механические тормоза. Причем для повышения эффективности применения ДЭМПЭ в ЛА необходимо решить ряд практических и теоретических задач. В частности, это повышение интенсивности охлаждения обмотки ДЭМПЭ и разработка новых конструктивных схем охлаждения ДЭМПЭ, создание методик расчета индуктивных сопротивлений ДЭМПЭ по осям d и q , а также сопротивлений рассеяния магнитной системы. Важно провести исследования перегрузочных режимов работы ДЭМПЭ и фундаментальные реакции якоря в ДЭМПЭ. Также важно углубить исследования по применению в ДЭМПЭ магнитных систем из массива *Halbach* и создать технологический задел для производства магнитных систем в РФ. Другими словами, для успешного внедрения ДЭМПЭ в авиакосмическую промышленность необходимо расширить общую теоретическую базу дисковых электромеханических преобразователей с высококоэрцитивными постоянными магнитами.

3.1.3 Высокомоментные низкоскоростные двигатели и двигатели постоянного тока

В России предприятием НПО «Электромаш» промышленно выпускаются высокомоментные двигатели серии ДПМ, применяемые в авиации. Установлена возможность применения безредукторного электропривода, показатели которого сравнимы с показателями редукторного электропривода на базе:

- электрической машины двойного движения с перемещающимся в разных плоскостях ротором и статором для формирования вращательного, поступательного и возвратно-поступательных движений МС;
- многополюсных машин с питанием от промышленной сети или источ-

ника пониженной частоты;

- машин с катящимся ротором и машин с питанием ротора и статора от источников с разной частотой;
- двигателя с субгармоническими магнитными колебаниями поля и т.д.

Известны промышленно выпускаемые высокомоментные низкооборотные двигатели (ВНД) производства фирмы «Укрпромоборудование» для применения в безредукторном управляемом электроприводе вентилей и задвижек трубопроводной арматуры, одно- и многооборотных механизмах устройств автоматики, в приводах возвратно-поступательного движения. ВНД отличается отсутствием бросков тока при пуске и длительной работе на упор ($I_{\text{п}}$ не более $1,3 I_{\text{ном}}$), высоким быстродействием и возможностью точного позиционирования. Применение ВНД в электроприводе позволяет снизить массогабаритные показатели последнего на 30...50% и эксплуатационные затраты за счет устранения редуктора. ВНД реверсивен и может работать в шаговом режиме.

ООО «Орион-мотор» специализируется на инновационных проектах в области систем электропривода. Компания имеет решения по линейным и роторным синхронным бесколлекторным высокомоментным электродвигателям на постоянных магнитах (прямой привод, рисунок 3.15).

Известны конструкции РМ – высокомоментный безредукторный электродвигатель с постоянными магнитами, который характеризуется высоким отношением диаметра к длине и большим числом магнитных полюсов, что оптимизирует создание крутящего момента (частота не более 1000 мин^{-1}).

Известны конструкции бесколлекторных (синхронных) безредукторных роторных двигателей. Высокий момент (более $20000 \text{ Н}\cdot\text{м}$) обеспечивается использованием в роторе большого числа магнитных полюсов. Достоинства конструкции:

- отсутствие элементов передачи мощности между двигателем и приводимой во вращение нагрузкой;
- высокая жесткость при статических и динамических нагрузках;
- прецизионное управление движением.

К недостаткам можно отнести значительные габариты (при моменте $20000 \text{ Н}\cdot\text{м}$

размер двигателя в диаметре превышает метр).

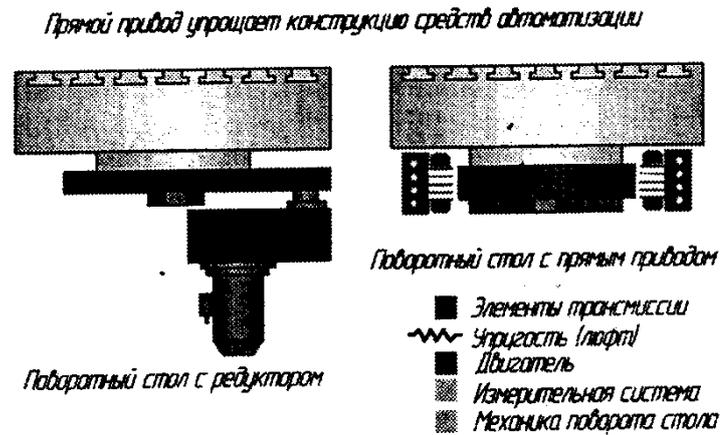


Рис. 3.15 – Сравнение конструкций с редуктором и с прямым приводом

3.2 Управляемость систем электромеханических преобразователей энергии с распределенными параметрами

Основное интегральное соотношение, связывающее выход $Q(x,t)$ линейного стационарного распределенного блока со стандартизирующим входом $w(x,t)$, определяется пространственно-временной композицией w и функцией Грина данного блока G :

$$Q(x, t) = G(x, \xi, t - \tau) \circ w(\xi, \tau). \quad (3.4)$$

Здесь стандартизирующая функция $w(\xi, \tau)$ [290] учитывает в виде отдельных слагаемых все внешние входные сигналы, часть которых, рассматриваемая в качестве управляющих воздействий, образует ее составляющую $w_y(\xi, \tau)$, а остальные, выступающие в роли возмущений, учитываются другой составляющей $w_b(\xi, \tau)$.

В итоге $w(\xi, \tau)$ представляется в (3.4) суммой

$$w(\xi, \tau) = w_y(\xi, \tau) + w_b(\xi, \tau), \quad (3.5)$$

причем конкретный вид каждого из слагаемых в (3.5) определяется выбором управляющих воздействий из числа учитываемых внешних факторов, осуществ-

ляемым в каждом отдельном случае в зависимости от постановки соответствующей конкретной задачи управления.

В более общем случае для линейных стационарных ЭМПЭ, в том числе для объектов сложной структуры, состоящих из различных соединений распределенных блоков со многими входными воздействиями и выходными величинами, основные вход-выходные соотношения сохраняются в виде (3.4), (3.5) применительно к векторно-матричной форме их записи, т.е. здесь уже под Q , G и w следует понимать векторно-матричное представление функций состояния, Грина и стандартизирующей функции объекта управления. Пусть даны некоторые множества: M_b функций $w_b(\xi, \tau)$, M_Q пространственных состояний $Q^*(x)$ и M_y функций $w_y(\xi, \tau)$.

Объект (3.4), (3.5) с распределенными параметрами (ОРП) называется управляемым из M_b в M_Q на M_y (или иначе M_b, M_Q, M_y -управляемым), если при любой функции $w_b(\xi, \tau) \in M_b$ существуют некоторое $Q^*(x) \in M_Q$, какое-то $t = T \geq 0$ и хотя бы одно воздействие $w_y(\xi, \tau) \in M_y$ такие, что в силу соотношений (3.8), (3.9) выполняется равенство

$$Q(x, T) = Q^*(x), x \in \bar{D} \quad (3.6)$$

во всей пространственной области \bar{D} , занимаемой объектом (включая ее границу ∂D).

В содержательном плане данное определение означает, что объект является управляемым, если для любого из допускаемых возмущений найдется реализуемое управляющее воздействие, переводящее объект в некоторое из допустимых конечных состояний по заданному распределению функции $Q(x, T)$ в пространственной области \bar{D} за некоторое (обычно конечное) время T .

Если такое управление не существует, то объект является неуправляемым из M_b в M_Q на M_y , причем наличие или отсутствие свойства управляемости зависит от характера множества M_b, M_Q, M_y , т.е. объект может оказаться управляемым относительно одной тройки этих множеств и неуправляемым относительно другой.

Если указанная в приведенном выше определении функции $w_y(\xi, \tau)$ найдется

ся на множестве M_y для любого из состояний $Q^*(x) \in M_Q$, то система (3.4), (3.5) называется полностью управляемой из M_b в M_Q на M_y (полностью M_b, M_Q, M_y -управляемой).

Аналогичная проблема управляемости объектов с сосредоточенными параметрами, моделируемых системой уравнений подобного вида, но конечного порядка, оказывается значительно более простой именно ввиду необходимости обеспечить определенные значения при $t = T$ лишь для конечного числа фазовых координат. Если для сосредоточенных систем в стандартных ситуациях условия определенности, как правило, выполняются, то для таких систем могут оказаться неуправляемыми даже относительно простых комбинаций множеств M_b, M_Q, M_y , наиболее характерных для практических приложений.

Если для $t = T$ приравнять $Q(x, T)$ в (3.4) желаемому состоянию $Q^*(x)$, согласно требованию (3.6), то с учетом (3.5) равенство (3.4) можно рассматривать как интегральное уравнение:

$$\int_0^T \int_D G(x, \xi, T - \tau) w_y(\xi, \tau) d\xi d\tau = Q^*(x) - G(x, \xi, T - \tau) \circ w_b(\xi, \tau), \quad (3.7)$$

где в роли искомого неизвестного, обеспечивающего выполнение условия (3.6), выступает управляющее воздействие в составе функции $w_y(\xi, \tau)$.

Таким образом, с формальных позиций проблема управляемости рассматриваемого ОРП сводится к задаче исследования разрешимости относительно $w_y(\xi, \tau) \in M_y$ интегрального уравнения (3.7) для какого-нибудь $T \geq 0$ при любом $w_b(\xi, \tau) \in M_b$ и какой-либо функции $Q^*(x) \in M_Q$, а исследование на полную управляемость отличается тем, что функция $Q^*(x)$ в (3.6) может быть любой из числа элементов M_Q .

3.3 Замкнутые системы автоматического управления распределенными электромеханическими преобразователями энергии с сосредоточенными входами и выходами

Структурная схема построенной по принципу отклонения типовой однокон-

турной САР рассматриваемого объекта (ЭМПЭ с сосредоточенными входами и выходами) с обратной связью по управляемой величине, непосредственно измеряемой в единственной точке \widehat{x}_1 , при использовании сосредоточенного регулятора с передаточной функцией $W_{\text{рег}}(p)$, вырабатывающая управляющее воздействие $\widetilde{v}_y(p)$, может быть представлена в виде, показанном на рисунке 3.16. Здесь ξ -блок ($W(\widehat{x}_1, \xi, p)$) и статический x -блок передаточными функциями $\varphi_y(x)$ и $\varphi_b(x)$ моделируют измерение выхода ОРП в точке \widehat{x}_1 , а также характер пространственного распределения управляющего и возмущающего воздействий на входе объекта.

В состав регулятора включаются все измерительные и регулирующие устройства, формирующие управляющее воздействие $\widetilde{v}_y(p)$ по сигналу обратной связи о текущем значении $Q(\widehat{x}_1, p)$. В свою очередь управление $\widetilde{v}_y(p)$ создается на выходе регулятора в зависимости от сигнала рассогласования $\widetilde{Q}^*(\widehat{x}_1, p) - \widetilde{Q}(\widehat{x}_1, p)$, согласно алгоритму управления, определяемому выбором $W_{\text{рег}}(p)$.

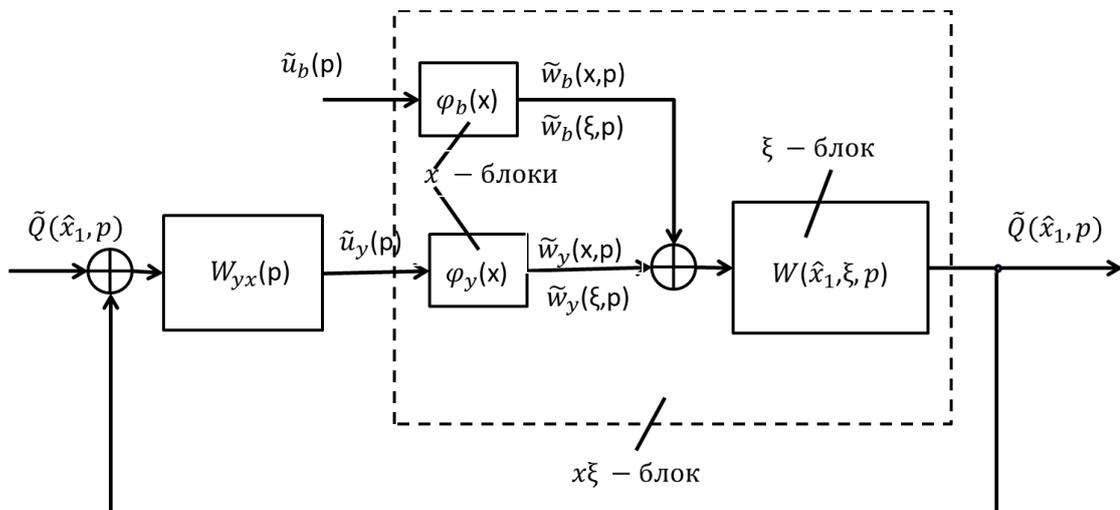


Рисунок 3.16 – Структурная схема одноконтурной системы автоматического управления распределенным x -блоком

Рассматриваемый объект с сосредоточенным управляющим воздействием $\widetilde{v}_y(p)$ и сосредоточенным выходом $\widetilde{Q}(\widehat{x}_1, p)$ образует x -блок с передаточной функцией $W_{x\xi}^{(y)}(p)$:

$$W_{x\xi}^{(y)}(p) = \frac{\widetilde{Q}(\widehat{x}_1, p)}{\widetilde{v}_y(p)} = W_x^{(y)}(\widehat{x}_1, p) = \int_{x_0}^{x_1} W(\widehat{x}_1, \xi, p) \varphi_y(\xi) d\xi, \quad (3.8)$$

определяемой согласно общим выражениям для передаточной функции $W_x(x, p)$

x-блока при $x=\widehat{x}_1$.

В случае

$$\varphi_y(x) = \psi_1(x)\delta(x - x_1^*) + \psi_2(x)\delta'(x - x_1^*), \psi_1^2 + \psi_2^2 > 0$$

получаем

$$W_{x\xi}^{(y)}(p) = \psi_1(x_1^*) W(\widehat{x}_1, x_1^*, p) - \frac{\partial}{\partial \xi} [\psi_2(\xi)W(\widehat{x}_1, \xi, p)]_{\xi=x_1^*} \quad (3.9)$$

где, в частности, может выполняться равенство $\widehat{x}_1 = x_1^*$.

Совершенно аналогичным образом найдем в подобных условиях для передаточной функции объекта по возмущающему воздействию:

$$W_{x\xi}^{(b)}(p) = \frac{\widetilde{Q}(\widehat{x}_1, p)}{\widetilde{v}_y(p)} = W_x^{(b)}(\widehat{x}_1, p) = \int_{x_0}^{x_1} W(\widehat{x}_1, \xi, p) \varphi_b(\xi) d\xi. \quad (3.10)$$

X-блоки с передаточными функциями (3.8) -(3.10), параметрически зависящими от значений \widehat{x}_1, x_1^* , можно рассматривать в качестве структурных элементов замкнутой системы с сосредоточенными входами и выходами, которые проявляют себя по отношению к другим ее элементам точно так же, как некоторые динамические звенья с сосредоточенными параметрами.

В целях исследования реакции распределенного выхода объекта $\widetilde{Q}(x, p)$ на входные воздействия в системе с обратной связью только по $\widetilde{Q}(\widehat{x}_1, p)$ в схему рисунка 3.16 можно ввести не участвующие в создании замкнутого контура регулирования x-блоки (рисунок 3.17) с передаточными функциями $W_x^{(y)}(x, p)$ и $W_x^{(b)}(x, p)$ от входов $v_y(p)$ и $v_b(p)$ к $\widetilde{Q}(x, p)$, которые, подобно (3.8) и (3.10), определяются выражениями:

$$W_x^{(y)}(x, p) = \frac{\widetilde{Q}_y(\widehat{x}_1, p)}{\widetilde{v}_y(p)} = \int_{x_0}^{x_1} W(x, \xi, p) \varphi_y(\xi) d\xi, \quad (3.11)$$

$$W_x^{(b)}(x, p) = \frac{\widetilde{Q}_b(\widehat{x}_1, p)}{\widetilde{v}_b(p)} = \int_{x_0}^{x_1} W(x, \xi, p) \varphi_b(\xi) d\xi. \quad (3.12)$$

Здесь под $\widetilde{Q}_y(\widehat{x}_1, p)$ и $\widetilde{Q}_b(\widehat{x}_1, p)$ понимаются составляющие реакции выхода $\widetilde{Q}(x, p) = \widetilde{Q}_y(\widehat{x}_1, p) + \widetilde{Q}_b(\widehat{x}_1, p)$ на воздействия $\widetilde{v}_y(p)$ и $\widetilde{v}_b(p)$ соответственно.

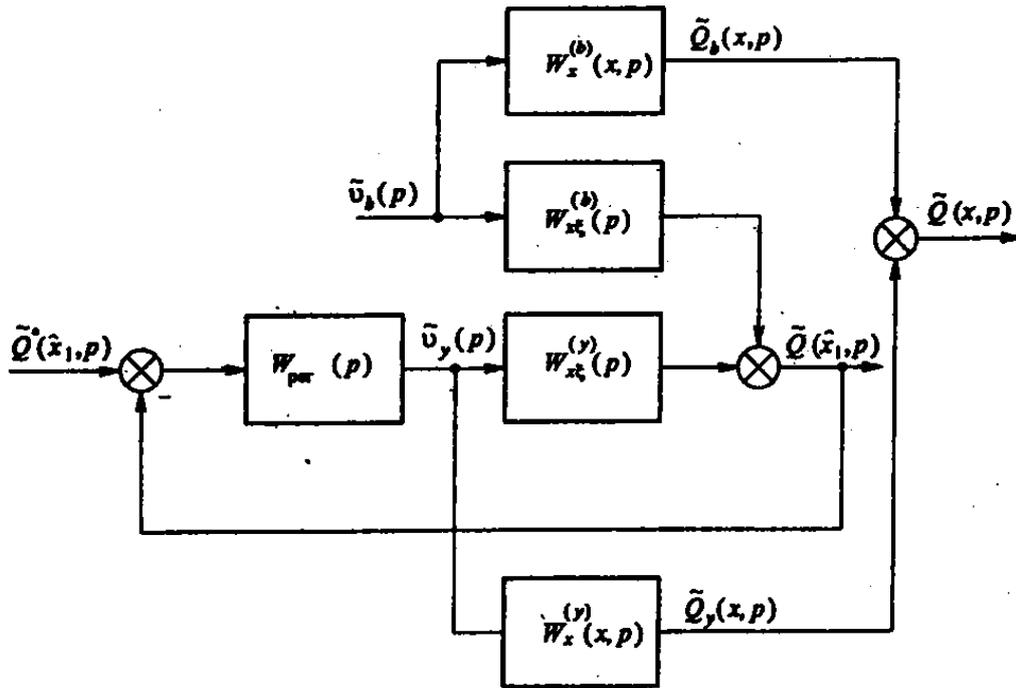


Рисунок 3.17 – Структурная схема замкнутой системы автоматического управления распределенной функцией состояния ОРП с обратной связью по сосредоточенному выходу ЭМПЭ

Статические свойства замкнутой системы по точности отработки различных внешних воздействий в установившихся режимах ее работы в зависимости от выбранного закона регулирования могут быть выявлены точно так же, как и в системе с сосредоточенными параметрами (ССП), с помощью известных теорем операционного исчисления о предельных значениях или при исследовании реакции на гармонические воздействия частотных характеристик.

3.4 Подшипниковые опоры авиационных электромеханических преобразователей энергии

В современных авиационных ЭМПЭ применяются механические (шариковые и роликовые), гидростатические, газовые подшипники, а также различные типы магнитных подшипников [296].

Основными производителями быстроходных механических подшипников являются компании *FAG, SKF, GMN* и *NTR*.

Быстроходные подшипники компании *SKF* выполнены в соответствии с ISO 683 “Heat-treated steels, alloy steels and free-cutting steels - Part 17: Ball and roller bearing steels” и представлены в серии *N10*. Вращающиеся тела подшипников выполнены из Si_3N_4 . При условии жидкого смазывания подшипников могут быть достигнуты скорости вращения 40000 мин^{-1} и они могут эксплуатироваться при температурах от -40 до $+150^\circ\text{C}$.

Скорость вращения ротора высокооборотных ЭМПЭ на подшипниках компании *FAG* при режиме жидкой смазки может достигать 170000 мин^{-1} . При этом температурный режим использования данных подшипников находится в пределах от -40 до $+150^\circ\text{C}$ [113].

Компания *GMN* представляет механические подшипники, скоростной предел которых составляет 75000 мин^{-1} , а температурный режим соответствует представленным выше аналогам [15].

Несомненно, механические подшипники достигли значительных технических высот. Однако им присущи такие недостатки, как ограниченные скорости и эксплуатационная температура.

Авиационным ЭМПЭ на механических опорах качения свойственны тепловые деформации, нестабильность траектории движения, вызванная изменением угла поворота сепаратора с комплектом тел качения и погрешностью изготовления колец механической опоры, а также ограниченный ресурс работы, определяемый механическим трением между динамическими вращающимися частями. Поэтому более перспективными для применения в авиационных ЭМПЭ являются бесконтактные подшипниковые опоры: магнитные (активные магнитные, сверхпроводящие магнитные, гибридные магнитные подшипники) или газовые (аэродинамические подшипники или аэростатические). Поэтому представляется целесообразным более подробно рассмотреть конструктивные особенности данных подшипниковых опор.

3.4.1 Пассивные магнитные подшипники как составная часть гибридных магнитных подшипников

Пассивные магнитные подшипники, согласно ГОСТ Р ИСО 14839-1-2011, это устройства поддержания ротора без механического контакта за счет сил магнитного поля без использования управления с обратной связью.

В конструкциях подшипников на постоянных магнитах или пассивных магнитных подшипниках (ПМП) опорные реакции создаются полем постоянных магнитов, которые укрепляются на валу машины и в корпусе (рисунок 3.18).

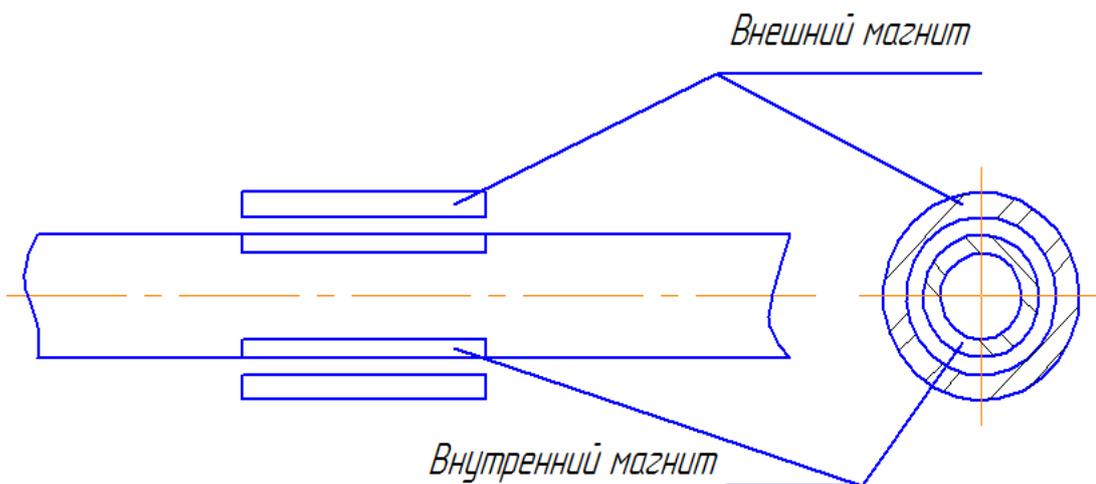


Рисунок 3.18 – Магнитный подшипник на постоянных магнитах

При расчете отталкивающей силы ПМП используется упрощенная формула Максвелла:

$$F = \frac{B_M^2}{2\mu_0} S_M + \frac{B_0^2}{2\mu_0} S_0, \quad (3.13)$$

где B_M, B_0 – усредненное значение индукции на поверхности магнита и над отверстием соответственно; S_M, S_0 – площадь поверхности магнита и отверстия соответственно; μ_0 – магнитная постоянная вакуума.

Современные постоянные магниты, в частности $NdFeB$, обладают большой остаточной индукцией $B_r \approx 1,32$ Тл. Аналитические расчеты показали, что магниты

на основе сплава $NdFeB$ обладают достаточной грузоподъемностью, что позволяет применять их в качестве подшипниковых опор. Причем, согласно исследованиям, данный тип МП обладает достаточной устойчивостью для его эксплуатации в качестве подшипников электротехнических комплексов.

Известны основные конструкции ПМП, представленные на рисунках 3.19, 3.20.

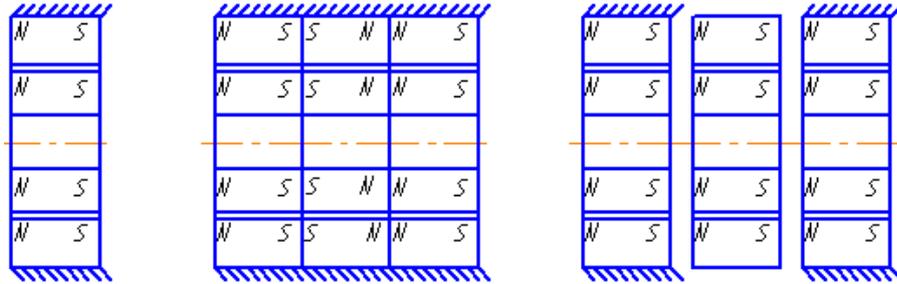


Рисунок 3.19 – Конструкции ПМП с осевым намагничиванием магнитных колец

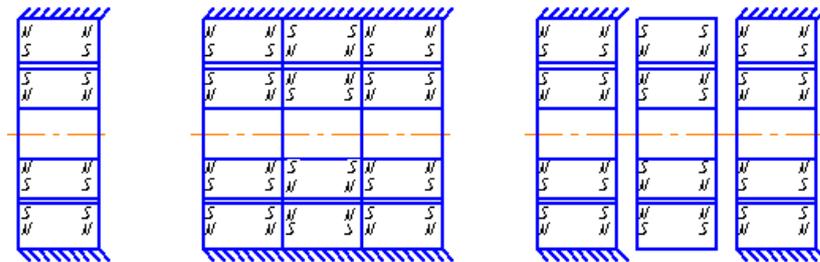


Рисунок 3.20 – Конструкции ПМП с радиальным намагничиванием магнитных колец

Определены силы отталкивания и притяжения для высококоэрцитивных постоянных магнитов, которые принимаются в виде:

$$f_z = \frac{B_r^2}{16\pi\mu_0} \sum_{i=1}^{16} [s_i t_i \arctg(\frac{s_i t_i}{u_i q_i}) + s_i t_i \operatorname{arch}(\frac{s_i}{q_i}) + u_i t_i \operatorname{arch}(\frac{t_i}{q_i}) - u_i q_i], \quad (3.14)$$

где B_r – остаточная индукция магнита; $\mu_0 = 4\pi \cdot 10^{-7}$ – магнитная постоянная;

$$s_1 = 2z + a + a_1; s_2 = 2z - a - a_1; s_3 = 2z - a + a_1; s_4 = 2z + a - a_1; s_5 = 2z - a + a_1; s_6 = 2z + a - a_1;$$

$$s_7 = 2z + a + a_1; s_8 = 2z - a - a_1; s_9 = -2z - a + a_1; s_{10} = -2z + a - a_1; s_{11} = -2z + a + a_1;$$

$$s_{12} = -2z - a - a_1; s_{13} = -2z + a + a_1; s_{14} = -2z - a - a_1; s_{15} = -2z - a + a_1; s_{16} = -2z + a - a_1; u_1 \dots u_8 = 2\delta_x$$

$$; u_9 \dots u_{16} = -2\delta_x; t_1 \cdot t_2 = 2y + b + b_1; t_3 \cdot t_2 = 2y + b - b_1; t_5 \cdot t_6 = 2y - b + b_1; t_7 \cdot t_8 = 2y + b + b_1;$$

$$t_9 \cdot t_{10} = -2y + b + b_1; t_{11} \cdot t_{12} = -2y + b - b_1; t_{13} \cdot t_{14} = -2y - b + b_1; t_{15} \cdot t_{16} = -2y - b - b_1;$$

$$q_i = \sqrt{s_i^2 + t_i^2 + u_i^2}; \operatorname{arth}(g) = \frac{1}{2} \ln \frac{(1+g)}{(1-g)} \quad \text{при } |g| < 1, \quad g = \frac{t_i}{q_i} \quad \text{или} \quad g = \frac{s_i}{q_i};$$

a, b, h, a_1, b_1, h_1 – размеры нижнего и верхнего магнита соответственно.

Недостатком представленных выше вычислений является то, что выражения сил определены для прямоугольных призматических магнитов и при использовании их для расчета ПМП, состоящих из кольцевых магнитов, величина погрешности значительна.

Здесь рассмотрены одностепенные магнитные подвесы на ПМ. Данные конструкции имеют незначительную устойчивость и обладают малой грузоподъемностью. Поэтому их применение ограничивается областью измерительной техники.

Главными барьерами применения в промышленности ПМП является отсутствие систем регулирования и управления и теорема Ирншоу.

3.4.2 Газодинамические подшипники

Газодинамические подшипники (ГДП) – это подшипники скольжения (согласно ГОСТ ИСО 4378-1-2001), в которых давление смазочной пленки и, следовательно, несущая способность создаются движением поверхности. Принцип действия ГДП заключается в том, что при отсутствии вращения цапфа опирается на внутреннюю поверхность подшипника, а при вращении воздух или иной газ всасывается из окружающей среды, создавая воздушную подушку с повышенным давлением, приподнимая цапфу и отделяя ее от подшипника;

Впервые ГДП (рисунок 3.21) были применены в США на ЛА *Boeing 727* и *Boeing 737* для обеспечения работоспособности турбокомпрессора в системе кондиционирования. При применении в составе турбокомпрессора в климатической системе *Boeing 747* при массе ротора до 10 кг показали среднее время между отказами порядка 100 000 часов.

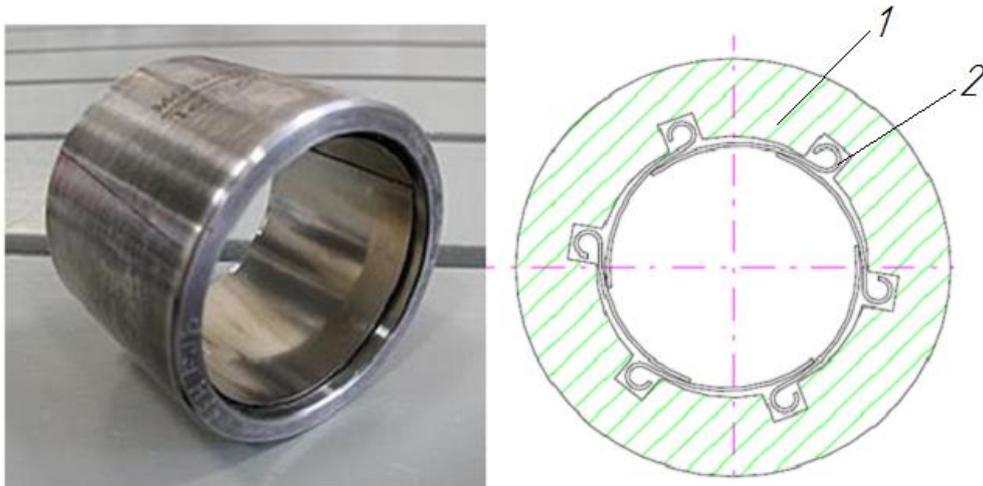


Рисунок 3.21 – Газодинамический подшипник

Работы по исследованиям и внедрению в ЛА ГДП финансируются по большей части военными ведомствами различных стран, как, например, программа *Small Business Innovation Research*, в ходе выполнения которой прошли успешные испытания силовой установки *WJ24-8* тягой 240 фунтов, разрабатываемой фирмой *Williams International* для морского беспилотного ЛА, оснащенной АДП фирмы *MiTi*.

Аналогичные работы ведутся *Glenn Research Center (NASA)*. Целью данных работ является разработка газотурбинного двигателя для ЛА нового поколения.

Известен опыт применения ГДП в отечественной авиации, например, в турбохолодильных агрегатах для Ту-204 и Ту-213.

ГДП промышленно применяются не только в узлах и аппаратах, работающих при низких и средних температурах, также известны применения ГДП в высокотемпературных мини-ГТД. Компания *Honeywell* разработала мини-ВГТД RE50 мощностью 50 кВт, предназначенный для применения в небольших ЛА.

Разработки высокотемпературных ГДП для тяжелых роторов газотурбинных установок ведутся в МАИ и ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова.

В то же время, говоря о применении ГДП для тяжелых роторов газотурбинных установок (ГТУ) и ГТД, важно отметить их невысокую несущую способ-

ность, отсутствие управления положением ротора и его контроля, что особенно важно при изменении режима полета ЛА, а также невозможность подвеса ротора в статическом режиме, то есть для обеспечения левитации ротора необходимо, чтобы он достиг определенной частоты вращения (частоты всплытия). До достижения данной частоты подшипник работает в режиме контактного трения, что соответственно приводит к износу его узлов и снижению его надежности. Ввиду необходимости частых запусков и остановов ГТУ и ГТД, а также их медленного разгона, обусловленного значительным моментом инерции ротора ГТД или ГТУ, возможности применения в них ГДП весьма ограничены. Кроме того, применение ГДП определяет высокие требования по обработке поверхности вала ГТД, что также снижает перспективность их применения в ЛА.

3.4.3 Газостатические подшипники

Газостатические подшипники (ГСП) – это подшипники скольжения (согласно ГОСТ ИСО 4378-1-2001), в которых давление смазочной пленки создается системой подачи газа. Принцип действия аэроstaticеских подшипников основан на введении через систему отверстий воздуха под давлением в зазор между цапфой и подшипником. При этом цапфа отделяется слоем сжатого воздуха от подшипника.

В отличие от ГДП в ГСП (рисунок 3.22) левитация ротора не зависит от его частоты вращения, так как рабочее давление, обеспечивающее левитацию, создается дополнительным компрессором.

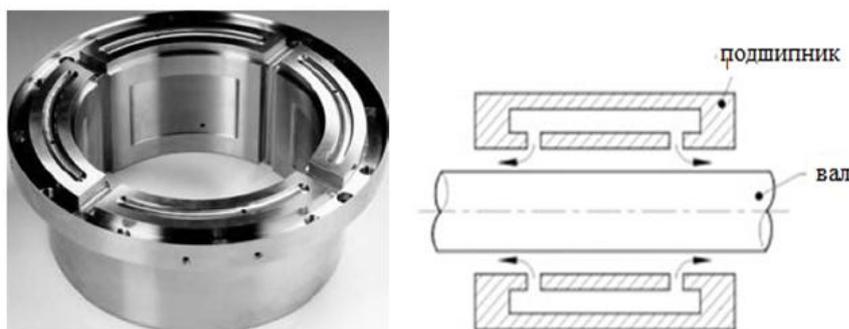


Рисунок 3.22 – Газостатический подшипник

Ввиду наличия дополнительного компрессора, а следовательно, и значительного увеличения массогабаритных показателей ГСП по сравнению с ГДП и механическими подшипниками, они находят большее применение в машиностроении и станкостроении, нежели на борту ЛА. Так, китайскими учеными было предложено применение аэростатических подшипников для поддержания крупногабаритных узлов при сборке ЛА.

В то же время применение ГСП в авиации имеет место в комбинации с ГДП. ГГП (гибридные газовые подшипники ГГП) – это подшипник скольжения, в котором при пусках давление смазочной пленки создается системой подачи газа, а при достижении частоты всплытия давление смазочной пленки создается движением поверхности. На рисунке 3.23 представлен общий вид турбогенератора на ГГП, разработанного в Московском авиационном институте. Мощность турбогенератора составляет 1000 кВт, масса ротора турбокомпрессора высокого давления 250 кг при частоте вращения 26000 мин^{-1} , масса ротора низкого давления 90 кг при частоте 12000 мин^{-1} . Расход воздуха в моменты пуска и останова турбогенератора составлял 20 г/с. При этом важно отметить, что турбогенератор выполнен вертикальным, то есть основные силы воздействуют на осевые опоры, которые являются активными магнитными подшипниками. То есть невысокая несущая способность одних гибридных аэродинамических подшипников ограничивает их практическое применение в ЛА.

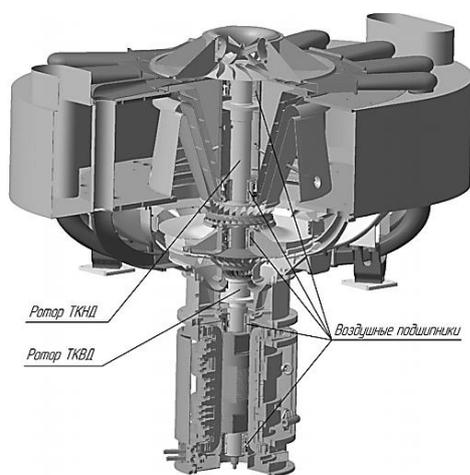


Рисунок 3.23 – Общий вид турбогенератора 1000 кВт (ТКНД–турбокомпрессор низкого давления; ТКВД – турбокомпрессор высоко давления)

Несомненно, газовые подшипники имеют и дальнейшие широкие перспективы применения в промышленности, но их недостатки, обусловленные либо высокими массогабаритными показателями, либо невозможностью обеспечения левитации ротора в статическом режиме, либо низкой надежностью, ограничивают их практическое применение на борту ЛА.

Выводы по главе 3

1. Рассмотрены методологические основы аппаратной реализации ЭМПЭ в системах ЛА, перспективные конструкции специальных ЭМПЭ, такие как высокоскоростные электрические машины, дисковые электромеханические преобразователи энергии, высокомоментные низкоскоростные двигатели и двигатели постоянного тока.

2. Предложена управляемость ЭМПЭ с распределенными параметрами, состояние которой определяется функциями нескольких независимых переменных, как правило, зависящими не только от времени, но и от пространственных координат.

3. Рассмотрены замкнутые системы автоматического управления распределенными ЭМПЭ сосредоточенными входами и выходами. Статические свойства замкнутой системы по точности обработки различных внешних воздействий в установившихся режимах ее работы в зависимости от выбранного закона регулирования могут быть выявлены точно так же, как и в ССП, с помощью известных теорем операционного исчисления о предельных значениях или при исследовании реакции на гармонические воздействия частотных характеристик.

4. Рассмотрены подшипниковые опоры авиационных ЭМПЭ, в том числе ПМП, ГДП. Перспективным для применения в авиационных ЭМПЭ являются бесконтактные подшипниковые опоры: магнитные (активные магнитные, сверхпроводящие магнитные, гибридные магнитные подшипники) или газовые (газодинамические подшипники или газостатические) из-за того, что авиационным ЭМПЭ на механических опорах качения свойственны тепловые деформации, не-

стабильность траектории движения, а также ограниченный ресурс работы, определяемый механическим трением между динамическими вращающимися частями.

5. Представленные устройства защиты магнитоэлектрического генератора от короткого замыкания, ротор высокоскоростного магнитоэлектрического генератора, ГМП с осевым управлением, ротор высокоскоростного двигателя и генератора позволяют при внедрении таких устройств расширять функциональные возможности и повышать энергетические характеристики, а также минимизировать нагрев ПМ и повышать эффективность демпфирования токов короткого замыкания в высокоскоростном двигателе и генераторе.

Глава 4 Методы и модели полунатурных испытаний электроμηχανических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов

4.1 Математическая модель системы электромагнитного управления гибридными магнитными подшипниками

Снижение расходов при эксплуатации ЭМПЭ, связанное с простоем оборудования, затратами на ремонт и техническое обслуживание, потерями энергии на трение, диктует повышенные требования к подшипниковым опорам ЭМПЭ, а именно: снижение потерь энергии на трение, энергопотребления, повышение термостойкости, ресурса, обеспечение стабильности работы и экологичности.

При эксплуатации ЭМПЭ на ГМП под воздействием центробежных сил ось ротора смещается относительно статора, т. е. возникает эксцентриситет, который является причиной дисбаланса электромагнитных сил ГМП, приводящего к нестабильности и колебаниям колец ГМП. Поэтому необходимы контроль и механизм управления смещением колец ГМП. Это можно осуществить посредством системы автоматического управления (САУ). Для этого выполняется математическое моделирование динамических процессов в ГМП. С помощью компьютерной модели исследуют САУ в реальных условиях эксплуатации ГМП.

При исследовании динамики ротора основной задачей является адекватное междисциплинарное моделирование системы «ротор-управляемые ГМП» и взаимосвязанных магнитомеханических процессов.

Конструктивная особенность ГМП – наличие постоянных магнитов – ограничивает применение полученных моделей роторов на активных магнитных подшипниках (АМП) для данных исследований.

За расчетную модель принимаем общее конструктивное исполнение системы управления ГМП из четырех электромагнитов (рисунок 4.1). Ввиду сложности

расчетов делаем следующие допущения:

- 1) в направлении оси z перемещения отсутствуют;
- 2) магнитная цепь ненасыщенная;
- 3) электромагнит 1 срабатывает только при положительном смещении в направлении оси y , электромагнит 2 только при отрицательном смещении в направлении оси y , электромагнит 3 только при положительном смещении в направлении оси x , электромагнит 4 только при отрицательном смещении в направлении оси x ;
- 4) угловых перемещений нет;
- 5) радиусы кривизны колец значительно больше зазора;
- 6) магнитные проницаемости:

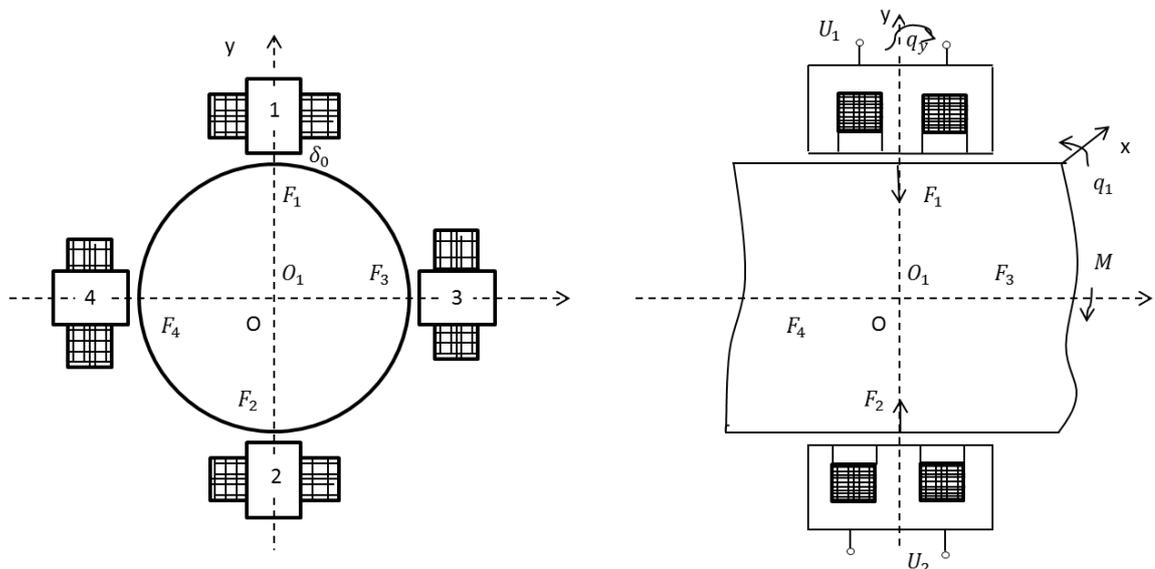


Рисунок 4.1 – САУ ГМП 4.1

Разрядка немагнитного зазора равна проницаемости вакуума $\mu_0=1$, стали сердечника $\mu_r = \mu_r(\beta)$, β – индуктивность магнитного поля, постоянных магнитов – постоянна, зависит от типа магнита.

Условия работоспособности ГМП:

$$\delta_0 \geq x, \delta_0 \geq y, \delta_0 \geq \Delta; \quad (4.1)$$

$$0 < \frac{x}{\delta_0} < 1; 0 < \frac{y}{\delta_0} < 1; 0 < \frac{\Delta}{\delta_0} < 1. \quad (4.2)$$

где δ_0 – воздушный зазор;

Δ – смещение колец ГМП;

x и y – смещение ГМП по оси соответственно x и y .

Из выражений (4.1), (4.2) видно, что ГМП работоспособен, если отсутствует механический контакт между внутренним и внешним кольцом. С учетом допущения 5 можно утверждать, что зазор в каждом небольшом секторе образован двумя элементарными плоскостями. Электромагнитная сила системы управления ГМП между двумя элементарными плоскостями определяется выражением [216]:

$$F = \frac{C_L i^2}{2 \delta^2}, \quad (4.3)$$

где $C_L = \frac{\mu_0 w^2 S}{2}$ – расчетный параметр (S – площадь полюса электромагнита, w – число витков в катушке электромагнита), i – сила тока в электромагнитах; δ – рабочий зазор.

Зазор между валом и системой управления:

$$\delta = \delta_0 - \Delta \cos q. \quad (4.4)$$

Тогда с учетом выражений (4.3) и (4.4) электромагнитная сила САУ определяется как:

$$F = \int_{-\frac{\pi}{4}}^{\frac{\pi}{4}} \frac{C_L}{2} \frac{i^2}{(\delta_0 - \Delta \cos q)^2} dq, \quad (4.5)$$

Проинтегрировав уравнение (4.1.5) в указанных пределах, получим электромагнитные силы:

для 1-го электромагнита:

$$F_1 = \frac{C_L i^2}{2 \delta^2} (k_{p1} - k_{p2}),$$

для 2-го электромагнита:

$$F_2 = \frac{C_L i^2}{2 \delta^2} (k_{p3} - k_{p1}),$$

$$\text{где } k_{p1} = \frac{4 \arctg \left[\frac{0.41(\Delta^* + 1)}{\sqrt{1 - \Delta^{*2}}} \right]}{(1 - \Delta^{*2})^{1.5}};$$

$$k_{p2} = \frac{1.74\Delta^*}{(\Delta^{*2} - 1) \left(\frac{\sqrt{2}\Delta}{2} - 1 \right)};$$

$$k_{p3} = \frac{1.74\Delta^*}{(\Delta^{*2} - 1) \left(\frac{\sqrt{2}\Delta}{2} + 1 \right)}.$$

$\Delta^* = \frac{\Delta}{\delta_0}$ относительное перемещение.

Уравнение баланса напряжений на электромагните:

$$u = \frac{d\psi}{dt} + ri. \quad (4.6)$$

Выражение (4.6) приводим к энергетическому виду умножением на idt :

$$uidt = id\psi + ri^2 dt,$$

где $uidt$ – энергия, получаемая системой от внешнего источника питания за время dt ;

$ri^2 dt$ – энергия, расходуемая на нагрев обмотки за время dt ;

$id\psi$ – приращение энергии, затрачиваемое на приращение магнитной энергии W_m и изменение зазора.

Тогда:

$$id\psi = dW_m + Fd\Delta.$$

Известно, что магнитная энергия и коэнергия (часть энергии, магнитного поля, израсходованная на совершение механической работы) связаны:

$$i\psi = W_m + W. \quad (4.7)$$

Тогда выражение (4.7) принимает вид:

$$Fd\Delta = dW - \psi di.$$

С учетом допущения 2 получим:

$$\psi = L(\Delta)i,$$

где $L(\Delta)$ - индуктивность системы управления

$$L(\Delta) = \int_{-\frac{\pi}{4}}^{\frac{\pi}{4}} \frac{C_L}{(\delta_0 - \Delta \cos q)} dq. \quad (4.8)$$

Заменяв в формуле (4.8) Δ на $\pm y$, получим выражение индуктивностей для 1-го электромагнита:

$$L(y) = \int_{-\frac{\pi}{4}}^{\frac{\pi}{4}} \frac{C_L}{(\delta_0 - y \cos q)} dq, \quad (4.9)$$

для 2-го электромагнита:

$$L(-y) = \int_{-\frac{\pi}{4}}^{\frac{\pi}{4}} \frac{C_L}{(\delta_0 + y \cos q)} dq. \quad (4.10)$$

Проинтегрировав выражения (4.9), (4.10) в указанных пределах, получим:

$$L(y) = 4 \frac{C_L}{\delta_0} K_{L1}. \quad (4.11)$$

$$L(-y) = 4 \frac{C_L}{\delta_0} K_{L2}, \quad (4.12)$$

где $y^* = \frac{y}{\delta_0}$ – относительное перемещение по оси y ;

$$K_{L1} = \frac{1}{\sqrt{1-(y^*)^2}} \operatorname{arctg} \left[0.41 \frac{1+y^*}{\sqrt{1-(y^*)^2}} \right];$$

$$K_{L2} = \frac{1}{\sqrt{1-(y^*)^2}} \operatorname{arctg} \left[0.41 \frac{1+y^*}{\sqrt{1-(y^*)^2}} \right].$$

Коэнергия магнитного поля

$$W = \frac{L(y)i^2}{2}. \quad (4.13)$$

Тогда с учетом (4.11), (4.12) уравнение (4.13) принимает вид:

$$W = \frac{C_L}{2\delta_0} \frac{1}{\sqrt{1-(y^*)^2}} \operatorname{arctg} \left[0.41 \frac{1+y^*}{\sqrt{1-(y^*)^2}} \right] i^2.$$

Движение вала описывается уравнениями:

$$m \frac{dy^2}{dt^2} = \sum F_y, \quad m \frac{dx^2}{dt^2} = \sum F_x, \quad m \frac{dz^2}{dt^2} = 0,$$

где $\sum F_y = Q_y + F_{pmy} + F_{my}$ – суммарная сила по оси y ;

Q_y – внешние механические силы, действующие на вал по оси y ;

F_{pmy} – силы отталкивания, вызванные смещением колец постоянных магнитов по оси y ;

F_{my} – электромагнитные силы, действующие по оси y [301].

При математическом моделировании системы управления ГМП важно рассмотреть силы отталкивания ПМ. В работе [301] они определяются методом эквивалентного соленоида.

Силы отталкивания, направленные по оси x , имеют вид:

$$F_{pmx} = -\frac{2I^2\mu_0 w^2}{\pi} l \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} \left(\frac{1}{d + 2\delta_0(1 - x^* \cos q)} \right) \cos(q) dq,$$

где I – сила тока эквивалентного соленоида;

d – толщина эквивалентного соленоида.

Силы отталкивания, направленные по оси y , находим из выражений:

$$F_{pmy} = \frac{2I^2\mu_0 w^2}{\pi} l \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} \left(\frac{1}{d + 2\delta_0(1 - y^* \sin q)} \right) \sin(q) dq,$$

$$F_{pmx} = f_r \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} \left(\frac{1}{d + 2\delta_0(1 - x^* \cos q)} \right) \cos(q) dq.$$

Здесь $f_r = -\frac{2I^2\mu_0}{\pi} w^2 l$.

Выполнив замену $b = d + 2\delta_0$, $c = 2x$, получим:

$$F_{pmx} = f_r \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} \left(\frac{\cos(q)}{b + c \cos q} \right) dq. \quad (4.14)$$

С учетом пределов интегрирования выражение (4.14) принимает вид:

$$F_{pmx} = f_r \left(-\frac{\pi}{c} + \frac{b}{c} \left(\frac{2}{\sqrt{b^2 - c^2}} \operatorname{arctg} \frac{(b+c)}{\sqrt{b^2 - c^2}} \right) - \left(\frac{2}{\sqrt{b^2 - c^2}} \operatorname{arctg} \frac{(c-b)}{\sqrt{b^2 - c^2}} \right) \right). \quad (4.15)$$

Условия эквивалентности соленоида и постоянных магнитов определяются в виде [300]:

$$J = \frac{Iw}{l}, \quad (4.16)$$

где J – намагниченность постоянного магнита.

С учетом уравнения (4.1.16) выражение (4.1.15) принимает вид:

$$F_{pmx} = -\frac{2B_r^2 L^3}{\mu_0 \pi c} \left(-\pi + \left(\frac{2}{\sqrt{1 - \frac{c^2}{b^2}}} \operatorname{arctg} \frac{(1 + \frac{c}{b})}{\sqrt{1 - \frac{c^2}{b^2}}} \right) - \left(\frac{2}{\sqrt{1 - \frac{c^2}{b^2}}} \operatorname{arctg} \frac{(\frac{c}{b} - 1)}{\sqrt{1 - \frac{c^2}{b^2}}} \right) \right).$$

Составляющая силы по оси y определяется аналогично:

$$F_{pmy} = \frac{2B_r^2 L^3}{\mu_0 \pi c_1} \left(\pi - \left(\frac{2}{\sqrt{1 - \frac{c_1^2}{b^2}}} \operatorname{arctg} \frac{(1 + \frac{c_1}{b})}{\sqrt{1 - \frac{c_1^2}{b^2}}} \right) - \left(\frac{2}{\sqrt{1 - \frac{c_1^2}{b^2}}} \operatorname{arctg} \frac{(\frac{c_1}{b} - 1)}{\sqrt{1 - \frac{c_1^2}{b^2}}} \right) \right).$$

Баланс сил, действующих в направлении x , определяется аналогичным образом, как и для сил, действующих в направлении y .

Система нелинейных дифференциальных уравнений динамики ротора на ГМП:

$$m \frac{dy^2}{dt^2} = \frac{C_L}{2\delta_0^2} (2k_{p1y}(i_1^2 - i_2^2) - k_{p2y}i_1^2 + k_{p3y}i_2^2) + Q_y + F_{pmy},$$

$$4 \frac{C_L}{\delta_0} k_{L1y} \frac{di_1}{dt} = U - \frac{C_L i_1}{2\delta_0^2} (k_{p1y} - k_{p2y}) \frac{dy}{dt} - ri_1,$$

$$4 \frac{C_L}{\delta_0} k_{L2y} \frac{di_2}{dt} = U - \frac{C_L i_2}{2\delta_0^2} (k_{p3y} - k_{p1y}) \frac{dy}{dt} - ri_2,$$

$$m \frac{dx^2}{dt^2} = \frac{C_L}{2\delta_0^2} (2k_{p1x}(i_3^2 - i_4^2) - k_{p2x}i_3^2 + k_{p3x}i_4^2) + Q_x + F_{pmx},$$

$$4 \frac{C_L}{\delta_0} k_{L1x} \frac{di_3}{dt} = U - \frac{C_L i_3}{2\delta_0^2} (k_{p1x} - k_{p2x}) \frac{dx}{dt} - ri_3,$$

$$4 \frac{C_L}{\delta_0} k_{L2x} \frac{di_4}{dt} = U - \frac{C_L i_4}{2\delta_0^2} (k_{p3x} - k_{p1x}) \frac{dx}{dt} - ri_4,$$

$$F_{pmx} = -\frac{2B_r^2 L^3}{\mu_0 \pi c} \left(-\pi + \left(\frac{2}{\sqrt{1-\frac{c^2}{b^2}}} \operatorname{arctg} \frac{(1+\frac{c}{b})}{\sqrt{1-\frac{c^2}{b^2}}} \right) - \right.$$

$$\left. - \left(\frac{2}{\sqrt{1-\frac{c^2}{b^2}}} \operatorname{arctg} \frac{(\frac{c}{b}-1)}{\sqrt{1-\frac{c^2}{b^2}}} \right) \right)$$

$$F_{pmy} = \frac{2B_r^2 L^3}{\mu_0 \pi c_1} \left(\pi - \left(\frac{2}{\sqrt{1-\frac{c_1^2}{b^2}}} \operatorname{arctg} \frac{(1+\frac{c_1}{b})}{\sqrt{1-\frac{c_1^2}{b^2}}} \right) - \right.$$

$$\left. - \left(\frac{2}{\sqrt{1-\frac{c_1^2}{b^2}}} \operatorname{arctg} \frac{(\frac{c_1}{b}-1)}{\sqrt{1-\frac{c_1^2}{b^2}}} \right) \right).$$

При введении оператора дифференцирования $p = \frac{d}{dt}$, выражения для канала управления по оси y принимают вид:

$$mp^2y = F_{my} + Q_y + F_{pmy}, \quad (4.17)$$

$$4 \frac{C_L}{\delta_0} k_{L1y} pi_1 = U - \frac{C_L i_1}{2\delta_0^2} (k_{p1y} - k_{p2y}) py - ri_1, \quad (4.18)$$

$$4 \frac{C_L}{\delta_0} k_{L2y} pi_2 = U - \frac{C_L i_2}{2\delta_0^2} (k_{p3y} - k_{p1y}) py - ri_2, \quad (4.19)$$

$$F_{pmy} = \frac{2B_r^2 L^3}{\mu_0 \pi c_1} \left(\pi - \left(\frac{2}{\sqrt{1 - \frac{c_1^2}{b^2}}} \operatorname{arctg} \frac{(1 + \frac{c_1}{b})}{\sqrt{1 - \frac{c_1^2}{b^2}}} \right) - \right. \\ \left. - \left(\frac{2}{\sqrt{1 - \frac{c_1^2}{b^2}}} \operatorname{arctg} \frac{(\frac{c_1}{b} - 1)}{\sqrt{1 - \frac{c_1^2}{b^2}}} \right) \right) \quad (4.20)$$

$$4 \frac{C_L}{\delta_0} k_{L2y} pi_2 = U - \frac{C_L i_2}{2\delta_0^2} (k_{p3y} - k_{p1y}) py - ri_2. \quad (4.21)$$

Ввиду сложности аналитического моделирования по представленным выражениям (4.17)-(4.21) разработана компьютерная модель, позволяющая исследовать динамические характеристики ГМП.

Компьютерная модель канала системы управления силой в рабочем зазоре ГМП, где входными сигналами являются: перемещение (y), поступающий с датчика положения ротора, и напряжение U_1 и электромагнита 2. Выходные показатели модели: электромагнитная сила по оси y тока I_1 и I_2 в электромагнитах 1, 2.

Внешние силы принимаются постоянными и не зависят от смещения ротора относительно статора. Звенья *Transfer Function 1* реализуют передаточную функцию

$$\frac{T_1 s + 1}{\tau s + 1} \text{ с постоянной времени электромагнита } T = \frac{L}{r}.$$

Полученная математическая модель динамических процессов роторов на ГМП позволяет исследовать зависимость электромагнитных характеристик ГМП от механических характеристик системы.

Достоинством данной модели является возможность ее технической реализации посредством модуля *Real-Time*, входящего в состав *Matlab Simulink* [302],

что упрощает экспериментальные исследования ГМП и их внедрение в технологический процесс.

На рисунках 4.2, 4.3 представлена компьютерная реализация разработанной математической модели.

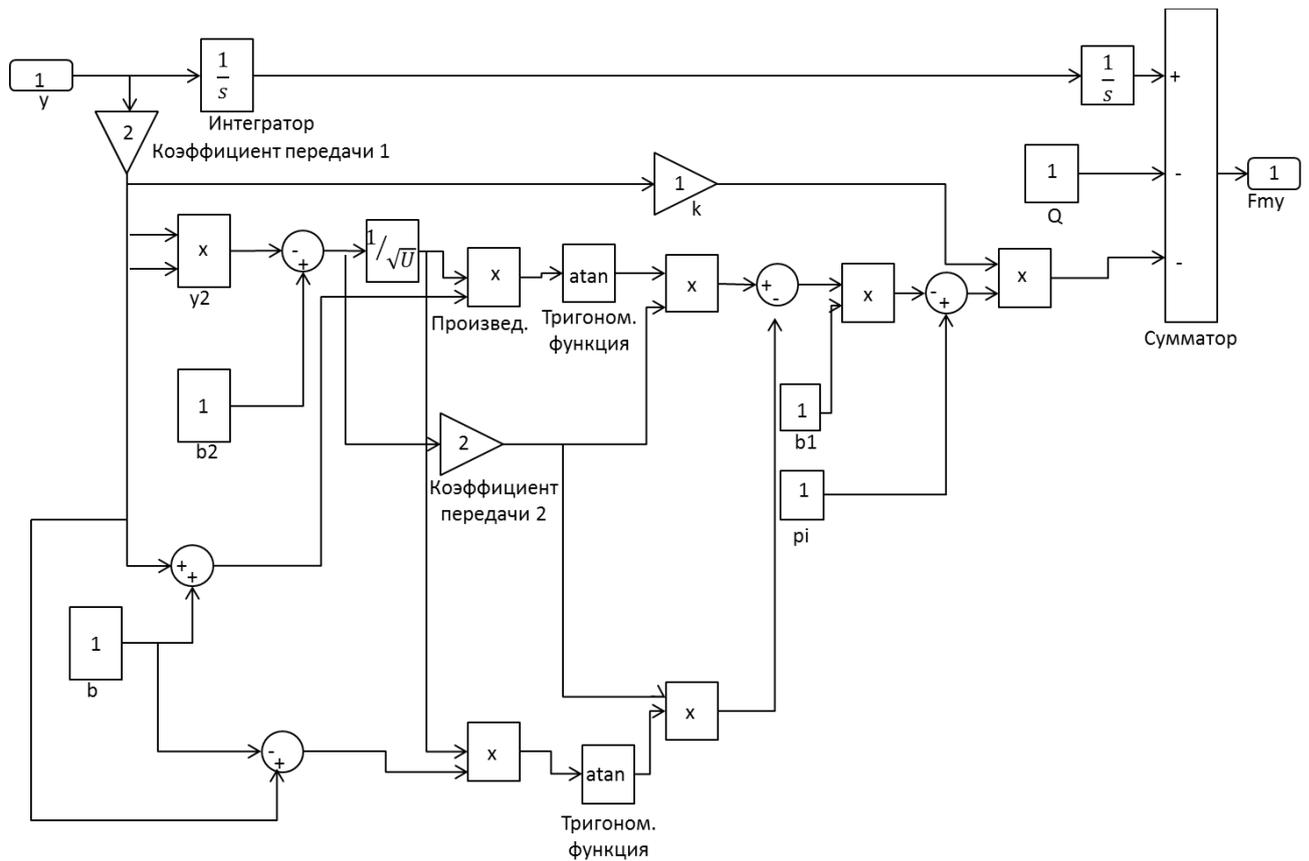


Рисунок 4.2 – Канал управления силой в рабочем зазоре

Полученная математическая модель динамических процессов роторов на ГМП позволяет исследовать зависимость электромагнитных характеристик ГМП от механических характеристик системы.

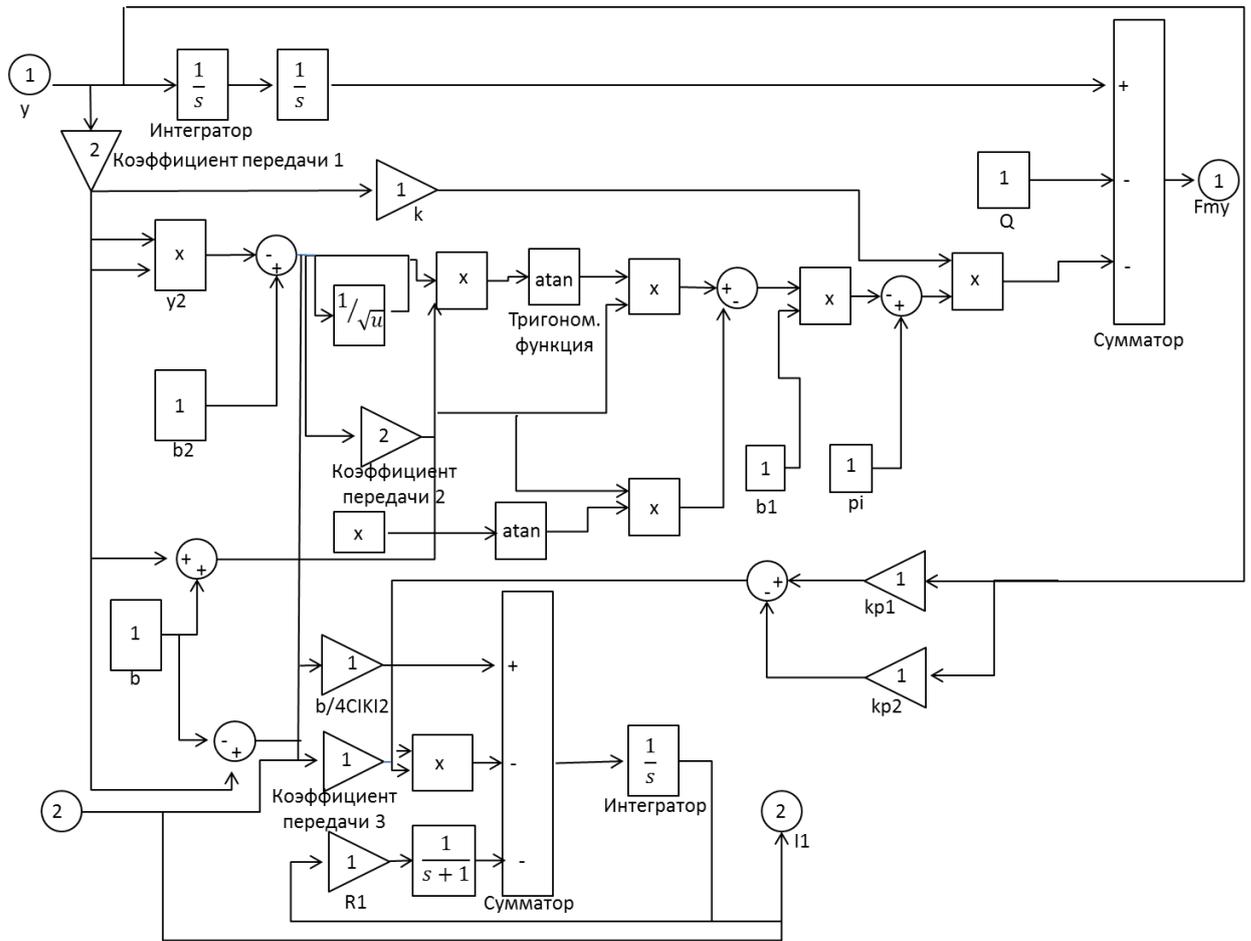


Рисунок 4.3 – Канал управления по оси y

Для определения динамических характеристик в программном комплексе Matlab Simulink производилась линеаризация полученной модели. В результате линеаризации были получены характеристики: реакция на единичное ступенчатое воздействие, логарифмические амплитудные, фазовая частотная характеристики и характеристика реакции на единичное импульсное воздействие (рисунки 4.4 – 4.6).

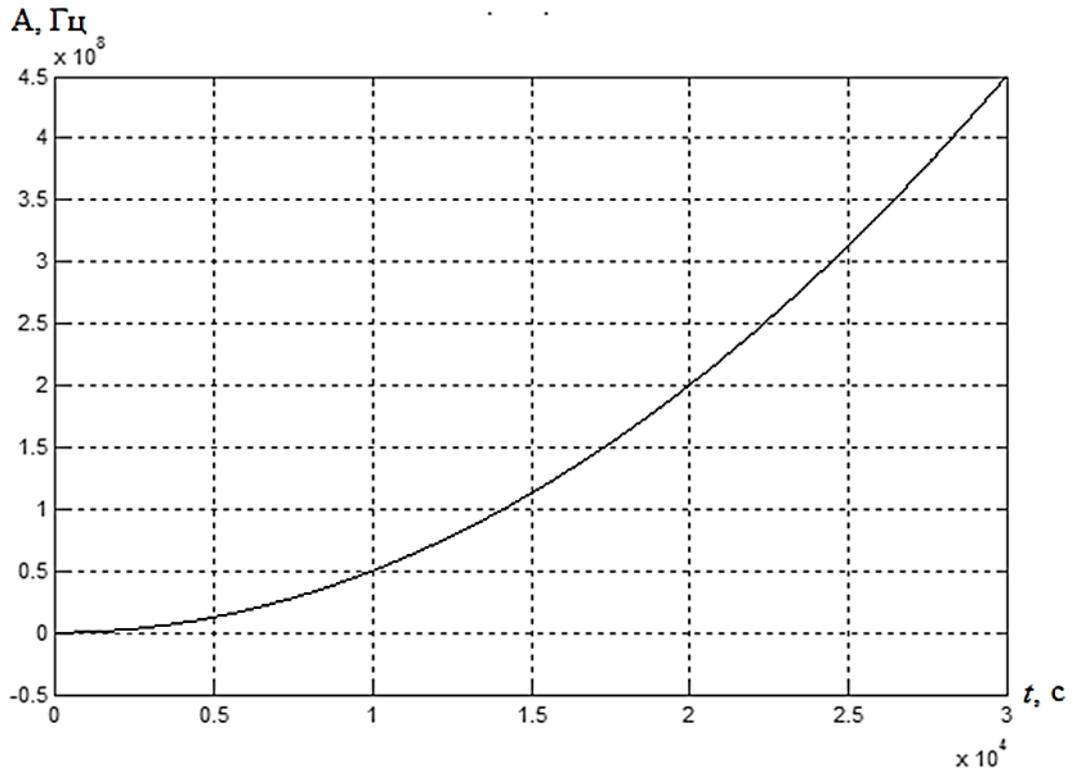


Рисунок 4.4 – Реакция канала управления силы в рабочем зазоре ГМП на единичное ступенчатой воздействие

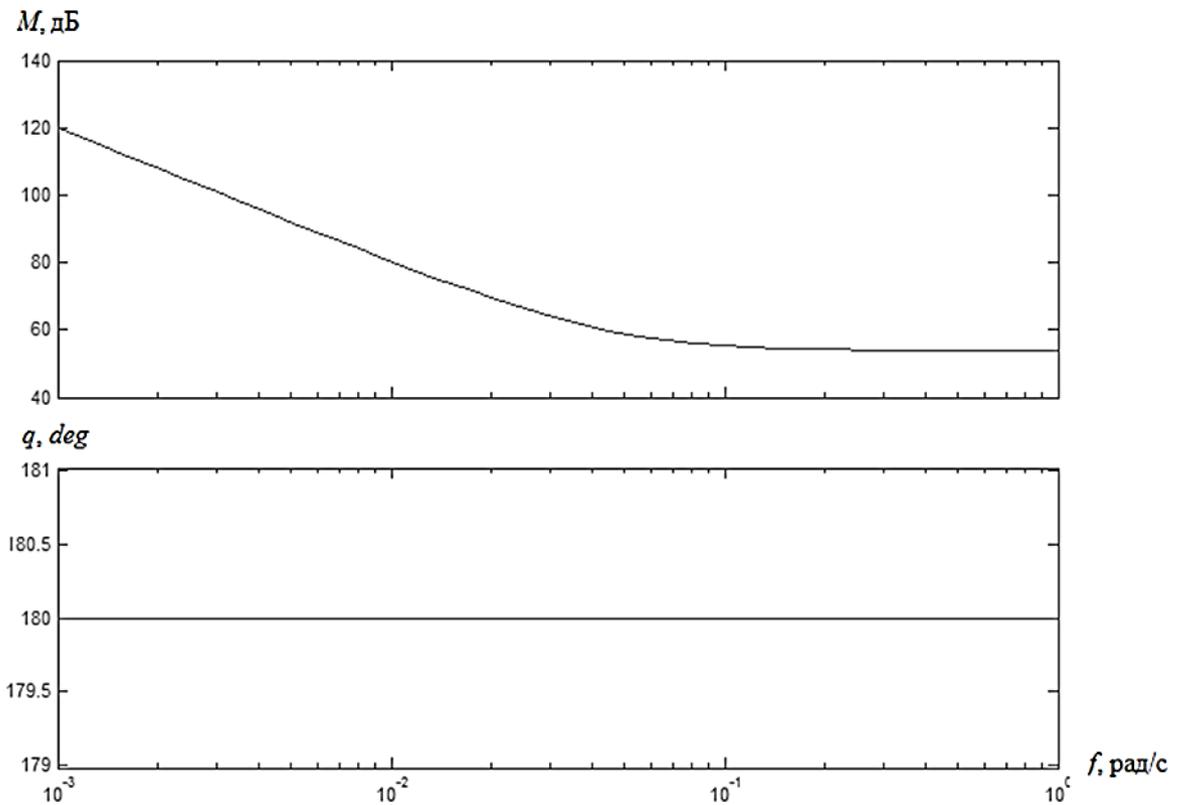


Рисунок 4.5 – Логарифмическая амплитудная и фазовая частотная характеристика канала управления силы в рабочем зазоре ГМП

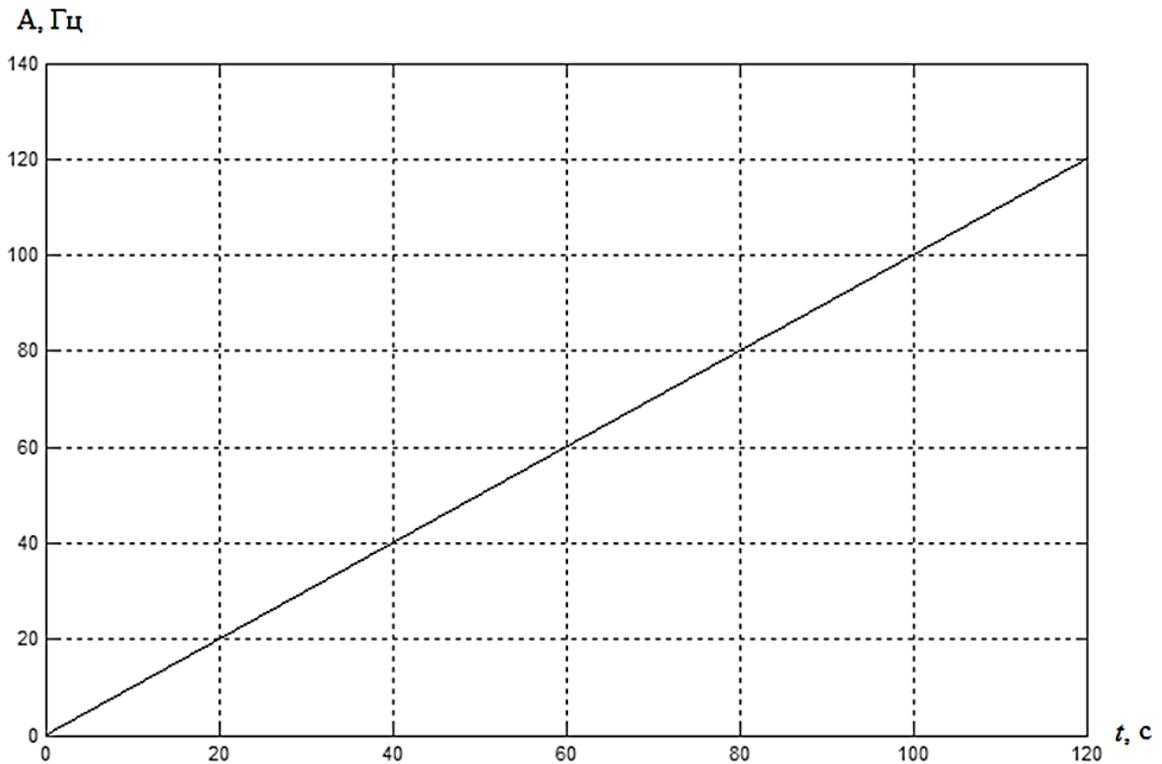


Рисунок 4.6 – Реакция канала управления силы в рабочем зазоре ГМП на единичное импульсное воздействие

4.2 Математическая модель осевого магнитного подшипника на постоянных магнитах, являющихся прототипами для разработки электромеханических преобразователей энергии

Применение ОМППМ в качестве элементов системы полного гибридного магнитного подвеса позволяет практически исключить трение в динамически подвижных узлах ЭМПЭ и, как следствие, повысить КПД электродвигателя ЭМПЭ на 20-25%, так как потери на трение в подшипниковых опорах электродвигателей составляют 20-25% [301], в зависимости от частоты вращения, увеличить долговечность ЭМПЭ и частоту вращения электродвигателя ЭМПЭ, улучшить точность и качество обработки изделий.

Несмотря на указанные преимущества применения ОМППМ в ЭМПЭ теоретические данные, позволяющие расчет, проектирование и внедрение ОМППМ в ЭМПЭ, незначительны и посвящены в большей степени использованию активных

магнитных подшипников. Ввиду этого исследования и математическое описание ОМППМ является актуальной и важной научно-технической задачей, затрагивающей такие области промышленности, как энергомашиностроение, станкостроение и др.

Объектом исследования в данной работе является ОМППМ с осевым направлением намагниченности и магнитными кольцами равного диаметра, рисунок 4.7.

Ввиду сложности аналитических расчетов в работе применяются стандартные для решения такого класса задач допущения:

– магнитная проницаемость немагнитных зазоров во внешней среде равна проницаемости вакуума μ_0 , магнитная проницаемость постоянных магнитов постоянна.

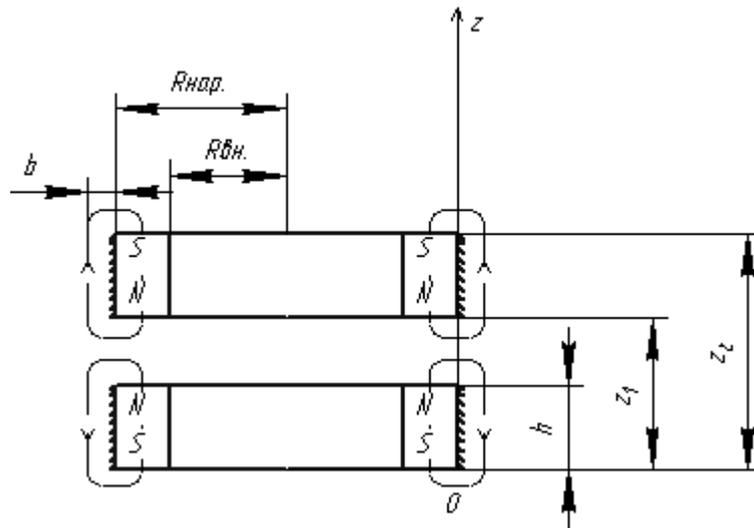


Рисунок 4.7 – ОМППМ с осевым направлением намагниченности с магнитными кольцами одинаковых диаметров

Выделим на подвижном и неподвижном кольце точки O и O_1 соответственно, тогда напряженность магнитного поля постоянного магнитного кольца в осевом направлении (см. рис. 4.7) определяют по формуле:

$$\vec{H}_{r,z} = \frac{B_r}{4\pi\mu_0} \int_0^{2\pi} \int_{R_{вн.}}^{R_{нар.}} \frac{\overline{OO_1}}{|OO_1|^3} r dr d\alpha, \quad (4.22)$$

где B_r – остаточная индукция постоянных магнитов;

μ_0 – магнитная проницаемость вакуума;

$|OO_1|$ – длина вектора OO_1 ;

$\overline{OO_1}$ – разложение вектора OO_1 по радиус–векторам;

$r = R + \delta_x$;

R – радиус магнитного кольца;

δ_x – радиальный воздушный зазор, учитывающий замыкания магнитного потока за пределами области, ограниченной внешним диаметром магнитного кольца.

Сила F_z отталкивания ОМППМ в осевом направлении определяется по формуле:

$$F_z = -\frac{B_r}{4\pi\mu_0} \iint_{S_1} H_z dS + \frac{B_r}{4\pi\mu_0} \iint_{S_2} H_z dS, \quad (4.23)$$

где H_z – напряженность магнитного поля в направлении оси z ;

S_1 – площадь подвижного магнитного кольца;

S_2 – площадь неподвижного магнитного кольца;

F_z – сила отталкивания ОМППМ в направлении оси z .

Тогда отталкивающая сила ОМППМ определяется в виде:

$$F_z = \frac{B_r}{4\pi\mu_0} (-f_{z1} - f_{z2} + f_{z3} + f_{z4}), \quad (4.24)$$

где

$$f_{z1} = \int_0^{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_{R_{вн}-b}^{R_{нар}+b} \int_{R_{вн}-b}^{R_{нар}+b} \frac{z_1 r^2 dr dr d\alpha d\alpha}{(\sqrt{r^2 - 2r^2 \cos \alpha + z_1^2})^3}; f_{z2} = \int_0^{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_{R_{вн}-b}^{R_{нар}+b} \int_{R_{вн}-b}^{R_{нар}+b} \frac{(z_1 + h_2 + h) r^2 dr dr d\alpha d\alpha}{(\sqrt{r^2 - 2r^2 \cos \alpha + (z_1 + h_2 + h)^2})^3};$$

$$f_{z3} = \int_0^{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_{R_{вн}-b}^{R_{нар}+b} \int_{R_{вн}-b}^{R_{нар}+b} \frac{(z_1 + h_2) r^2 dr dr d\alpha d\alpha}{(\sqrt{r^2 - 2r^2 \cos \alpha + (z_1 + h_2)^2})^3}; f_{z4} = \int_0^{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_{R_{вн}-b}^{R_{нар}+b} \int_{R_{вн}-b}^{R_{нар}+b} \frac{(z_1 - h) r^2 dr dr d\alpha d\alpha}{(\sqrt{r^2 - 2r^2 \cos \alpha + (z_1 - h)^2})^3};$$

$$h_2 = z_2 - z_1.$$

Интегрируя по радиусам колец:

$$f_{z_1, z_2, z_3, z_4} = \int_0^{2\pi} \left[\frac{z'_{(1,2,3,4)} r^5 \bar{F}_2(1.5, 1.5, 2, 3.5 - \frac{r^2(2-2\cos(q))}{q^2})}{|z'_{(1,2,3,4)}|^3} r dq \right]_{R_{\text{вн}}+b}^{R_{\text{нар}}+b}, \quad (4.25)$$

где $z'_1 = z_1$; $z'_2 = z_1 + h_2 + h$; $z'_3 = z_1 + h_2$; $z'_4 = z_1 - h$; ${}_3\bar{F}_2(1.5, 1.5, 2, 3.5)$ – гипергеометрическая функция Гаусса.

Дальнейшее аналитическое разложение выражения (4.24) с учетом (4.25) приводит к громоздкому математическому выражению. Ввиду этого целесообразно для определения силы отталкивания ОМППМ применять численные методы прямого интегрирования с использованием специализированных математических программ.

Анализ и теоретическая оценка разработанной математической модели были проведены посредством расчётов силы отталкивания в направлении оси z в программном комплексе *Maple*. При экспериментальных исследованиях, учитывая возможности технологической оснастки, использовались кольца размерами $R_1 = 12,5$ мм, $R_2 = 17,5$ мм. При численных расчетах считаются заданными геометрические размеры магнитных колец. Практическая сложность, возникающая при численном моделировании, обусловлена определением величины b , то есть расстояния от внешнего диаметра до линий магнитной индукции, замыкающихся по воздуху. Методами решения данной задачи могут являться:

- упрощенный: допускается, что данная величина равна средней величине воздушного зазора;
- графоаналитический, с применением современных моделирующих программных пакетов;
- аналитический, посредством полевых методов.

Применение аналитического метода значительно усложнит выражение (4.25), причем допущения, вносимые данным методом увеличат погрешность расчета. Упрощенный метод также может внести в результаты расчета значительную погрешность. Ввиду этого для определения величины b применяется графоаналитический метод, посредством компьютерного моделирования картины трехмерного магнитного поля в программном комплексе *Ansys*.

Конечно-элементная и трехмерная геометрическая модель, разработанная

по расчетной схеме с учетом определенных геометрических параметров ($R_1 = 12,5 \text{ мм}$, $R_2 = 17,5 \text{ мм}$), представлена на рисунке 4.2.2.

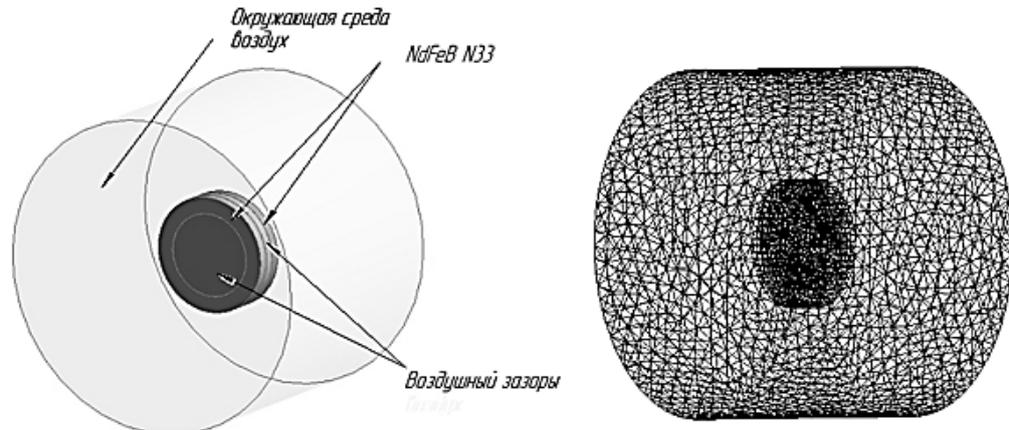


Рисунок 4.8 – Трехмерная геометрическая (слева) и конечно-элементная модель ОМППМ 4.8

В качестве материала постоянных магнитов применяется *NdFeB N33* $B_r = 1.13-1.17, H_c \geq 955 \text{ кА}$. В результате компьютерного моделирования была получена картина распределения магнитного поля, анализ которой показал, что $b=1,5 \text{ мм}$. С учетом полученных данных в программном комплексе *Maple* была построена зависимость силовых характеристик от величины z_1 .

Важно отметить, что при численном решении программный комплекс *Maple* не справился с решением выражения (4.25) на заданном промежутке. Поэтому решение проводилось для определенных точек и обрабатывалось посредством интерполяции в *Matlab*.

Ввиду значительной сложности определения сил ОМППМ методом анализа электромагнитного поля постоянного магнита целесообразно для сравнения и оценки теоретической погрешности произвести определения отталкивающих сил ОМППМ методом эквивалентного соленоида [301,312]. Зависимость силы ОМППМ от величины смещения, определенная на основе анализа электромагнитного поля постоянного магнита, приведена на рисунке 4.9.

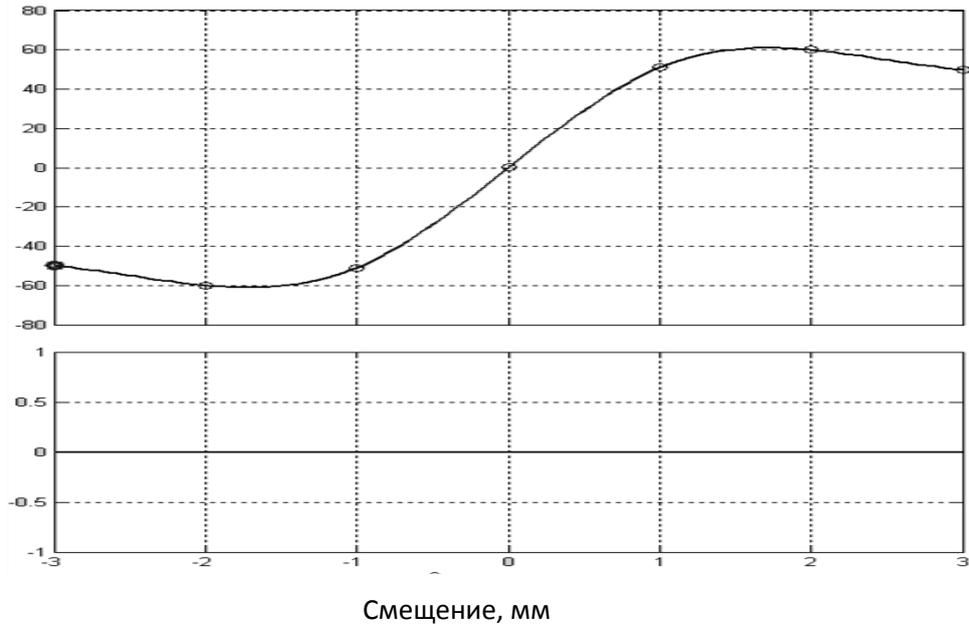


Рисунок 4.9 – Зависимость силы ОМППМ от величины смещения, определенная на основе анализа электромагнитного поля постоянного магнита

Математическое моделирование магнитного подшипника на постоянных магнитах (МППМ) с осевой намагниченностью проводилось методом эквивалентного соленоида [301], [312], показанным на рисунке 4.10.

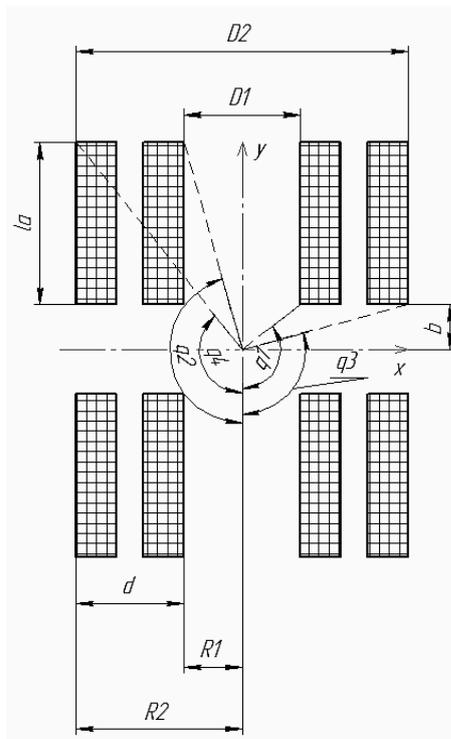


Рисунок 4.10 – Эквивалентный соленоид

При математическом моделировании методом эквивалентного соленоида линейная плотность тока соленоида принимается равной намагниченности постоянного магнита: $J = \frac{iw}{l_a}$, где i – сила тока эквивалентного соленоида; J – намагниченность соленоида; w – число витков эквивалентного соленоида.

Осевая составляющая магнитной индукции эквивалентного соленоида (рис. 4.10) принимается в виде:

$$B_x = \frac{\mu_0 J}{2} (\cos q_1 - \cos q_2 - \cos q_3 + \cos q_4 - \cos q_5 + \cos q_6 + \cos q_7 - \cos q_8), \quad (4.26)$$

где B_x – осевая составляющая индукции магнитного поля;

J – намагниченность постоянных магнитов;

μ_0 – магнитная проницаемость вакуума;

$\cos q_1 \dots \cos q_8$ – косинус геометрических углов (см. рис. 4.10).

С учетом геометрических соотношений и тригонометрических формул имеем:

$$B_x = \mu_0 J \left(\frac{2(l_a + 2x)}{\sqrt{(d - D_2)^2 + (l_a + 2x)^2}} - \frac{2(l_a - 2x)}{\sqrt{(d - D_2)^2 + (l_a - 2x)^2}} + \frac{2(l_a - 2x)}{\sqrt{(D_2)^2 + (l_a - 2x)^2}} - \frac{2(l_a + 2x)}{\sqrt{(D_2)^2 + (l_a + 2x)^2}} \right) \quad (4.27)$$

где D_2 – внешний диаметр;

l_a – осевая длина;

D – толщина кольца;

μ_0 – магнитная проницаемость вакуума.

Расчет силы отталкивания ОМППМ осуществляется прямым интегрированием. Допущение об однородности намагниченности постоянных магнитов позволяет рассчитывать силы взаимодействия как поверхностные интегралы [304, 305].

Сила отталкивания ОМППМ определяется как двойной интеграл от осевой составляющей магнитной индукции. При этом начало оси координат помещается

в центре воздушного зазора (рисунок 4.10):

$$F_x = J \int_b^{l_a+b} \int_{\delta}^{\frac{D_2+\delta}{2}} B_x dD_2 dx, \quad (4.28)$$

где B_x – осевая составляющая индукции магнитного поля;

J – намагниченность постоянных магнитов;

μ_0 – магнитная проницаемость вакуума;

D_2 – внешний диаметр.

С учетом (4.27) и (4.28) имеем:

$$F_x = \mu_0 J^2 \int_b^{l_a+b} \int_{\delta}^{\frac{D_2+\delta}{2}} \left(\frac{2(l_a+2x)}{\sqrt{(d-D_2)^2 + (l_a+2x)^2}} - \frac{2(l_a-2x)}{\sqrt{(d-D_2)^2 + (l_a-2x)^2}} + \frac{2(l_a-2x)}{\sqrt{(D_2)^2 + (l_a-2x)^2}} - \frac{2(l_a+2x)}{\sqrt{(D_2)^2 + (l_a+2x)^2}} \right) dD_2 dx, \quad (4.29)$$

где F_x – осевая составляющая силы отталкивания;

D_2 – внешний диаметр;

l_a – осевая длина;

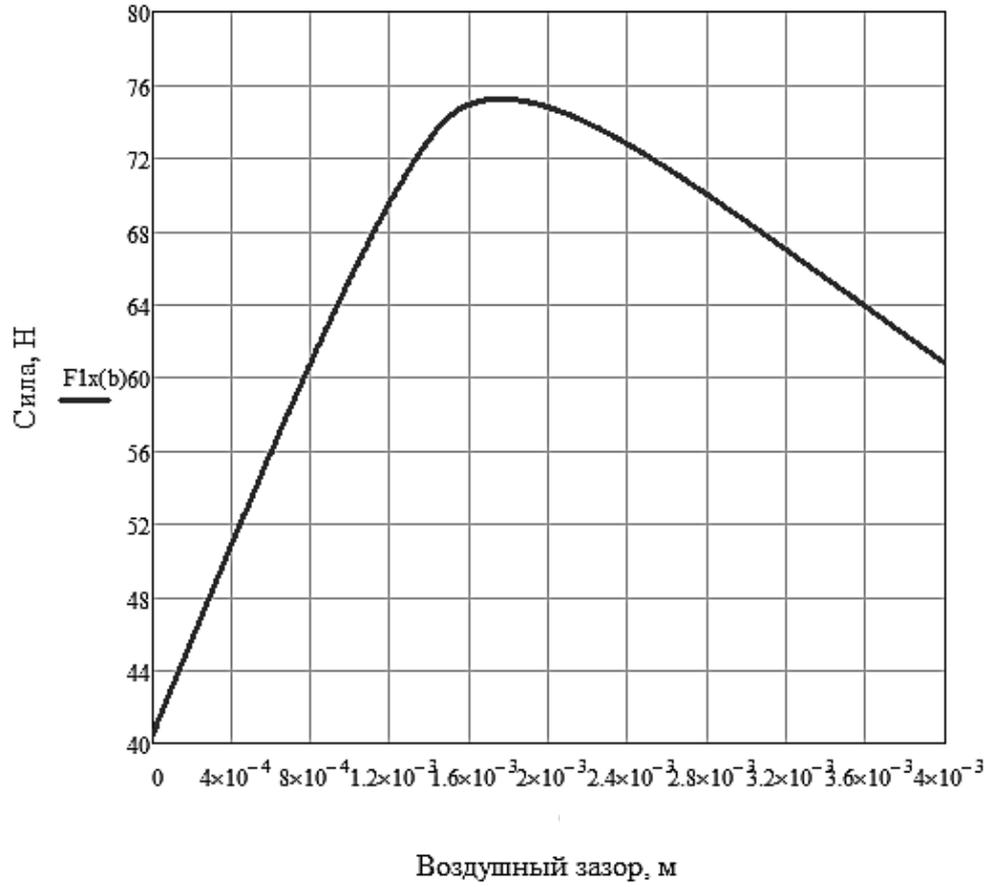
D – толщина кольца;

μ_0 – магнитная постоянная;

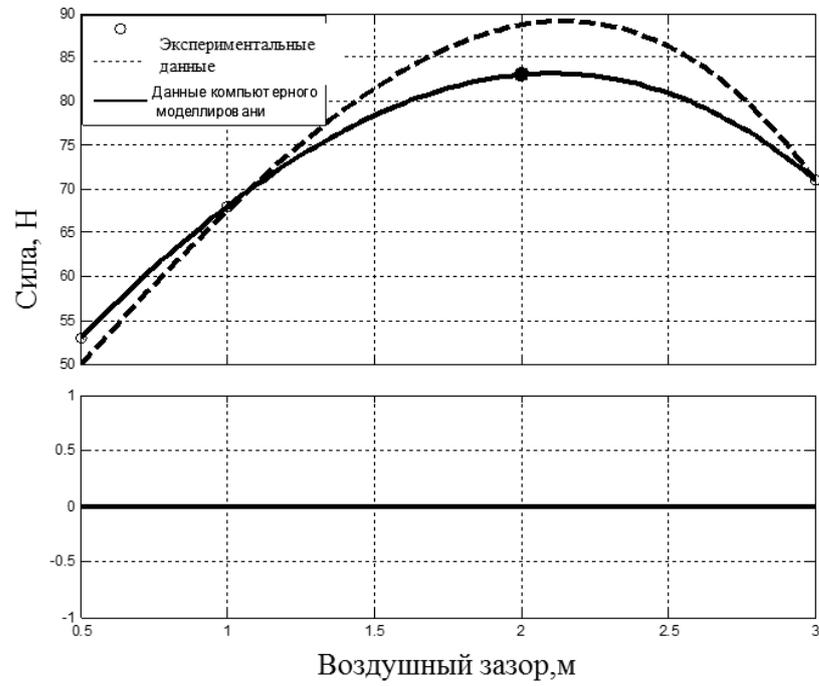
J – намагниченность постоянных магнитов.

Оценку теоретической погрешности и проверку разработанной математической модели провели в программном комплексе Matchad. В качестве материала постоянных магнитов применяется $NdFeB$ N33 $B_r = 1.13-1.17, H_c \geq 955 \text{ кА}$, геометрические параметры $R_1 = 12,5 \text{ мм}$, $R_2 = 17,5 \text{ мм}$.

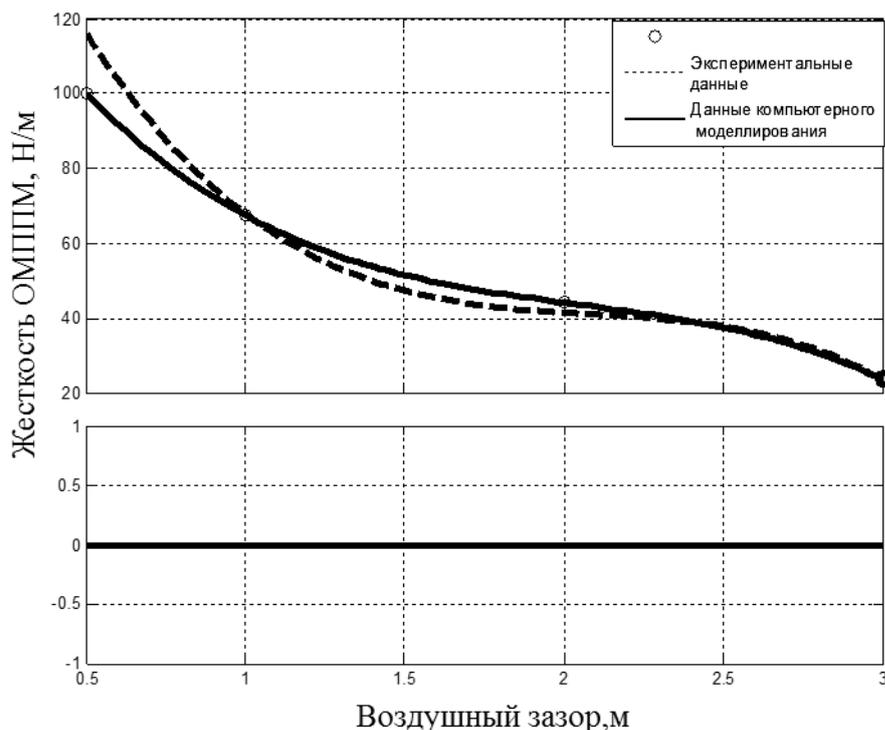
Сравнительный анализ зависимостей, определенных методами анализа магнитного поля (рис.4.11, б) и эквивалентного соленоида (рисунок 4.11, а), показал, что расхождение по этим двум методам не превышает 6%. С учетом того, что численные расчеты методом эквивалентного соленоида проще (по сравнению с расчетами на основе анализа электромагнитного поля постоянного магнита), рекомендуется на практике использовать математическую модель, разработанную на основе метода эквивалентного соленоида.



а)



б)



в)

Рисунок 4.11 – Зависимость силы ОМППМ от величины смещения, определенная методом эквивалентного соленоида (а); силовые факторы в рабочем зазоре ОМППМ от величины воздушного зазора (сверху) погрешность интерполяции (снизу) (б); жесткости ОМППМ от размера воздушного зазора (сверху) погрешность интерполяции (снизу) (в)

Для проверки разработанной математической модели ОМППМ произвели компьютерное моделирование и экспериментальные исследования.

Компьютерное моделирование производилось на конечноэлементной модели (см. рис. 4.8), в программном комплексе *Ansys* путем пошагового изменения величины воздушного зазора ОМППМ. В качестве материала постоянных магнитов применялся *NdFeB N33* $B_r = 1.13-1.17$, $H_c \geq 955$ кА, шаг изменения величины воздушного зазора 5 мм.

По данным компьютерного моделирования посредством интерполяции в программном комплексе *Matlab*, получены зависимость силы в зазоре ОМППМ от величины воздушного зазора (см. рис. 4.11, б).

Анализ зависимости (см. рис. 4.11, б) показал, что величина воздушного за-

зора имеет оптимальное значение, при котором силы отталкивания максимальны. Для исследуемого случая ($R_1 = 12,5$ мм, $R_2 = 17,5$ мм, $NdFeB$ N33 $B_r = 1.13-1.17$, $H_c \geq 955$ кА) данная величина составляет 2 мм. Наличие данного эффекта в системах с постоянными магнитами отмечалось в [305]. Использование данного эффекта в МППМ и ОМППМ приводит к увеличению воздушного зазора и снижению, тем самым, жесткости опоры. Ввиду этого важно определить зависимость жесткости ОМППМ от воздушного зазора.

На рис. 4.11, в представлена зависимость жесткости ОМППМ от величины воздушного зазора. Значение жесткости определялось косвенным методом:

$$k = \frac{F_z}{\delta}, \quad (4.30)$$

где F_z – сила отталкивания; δ – воздушный зазор.

Анализ зависимости (4.11, в) показал, что при увеличении воздушного зазора в 2 раза жесткость ОМППМ снижается в 1,8 раза. Жесткость при оптимальном воздушном зазоре, при котором силовые характеристики максимальны, составляет 42 Н/м, при минимальном исследуемом зазоре (0,5 мм) жесткость составляет 100 Н/м, то есть снижается в 2,3 раза. Сила при оптимальном зазоре, 5, 83 Н, а при зазоре 0,5 мм 53 Н, то есть увеличение в 1,56 раз.

Таким образом, использование эффекта оптимального зазора в МППМ и ОМППМ должно сопровождаться оценкой не только силовых характеристик, но и жесткости в зависимости от величины воздушного зазора.

В системах с постоянными магнитами, где жесткость не является одним из основных параметров, данный эффект может применяться с оценкой влияния величины воздушного зазора только на силовые характеристики: грузоподъемные элементы с постоянными магнитами, элементы автоматики.

На рисунках (4.11, б и в) также представлены зависимости, полученные опытным путем на экспериментальной установке, рисунок 4.12.

В экспериментальную установку входят: осевой магнитный подшипник, состоящий из постоянных магнитов $NdFeB$ N33 $B_r = 1.13-1.17$, $H_c \geq 955$ кА намагничен-

ных в осевом направлении с геометрическими параметрами $R_1 = 12,5$ мм, $R_2 = 17,5$ мм; станина; измеритель перемещений (индикатор часового типа (ИЧ-10 заводской № 5094; свидетельство о поверке № 42499-09 от 01.2012; предел измерений 0,01 мм; линейка со стрелкой)); динамометр мод. *PCE-FG 500* (заводской № 221; предел измерения 0,1 Н); передвижной шток; персональный компьютер (ПК) с установленным программным обеспечением *PCE-FG Serie*.

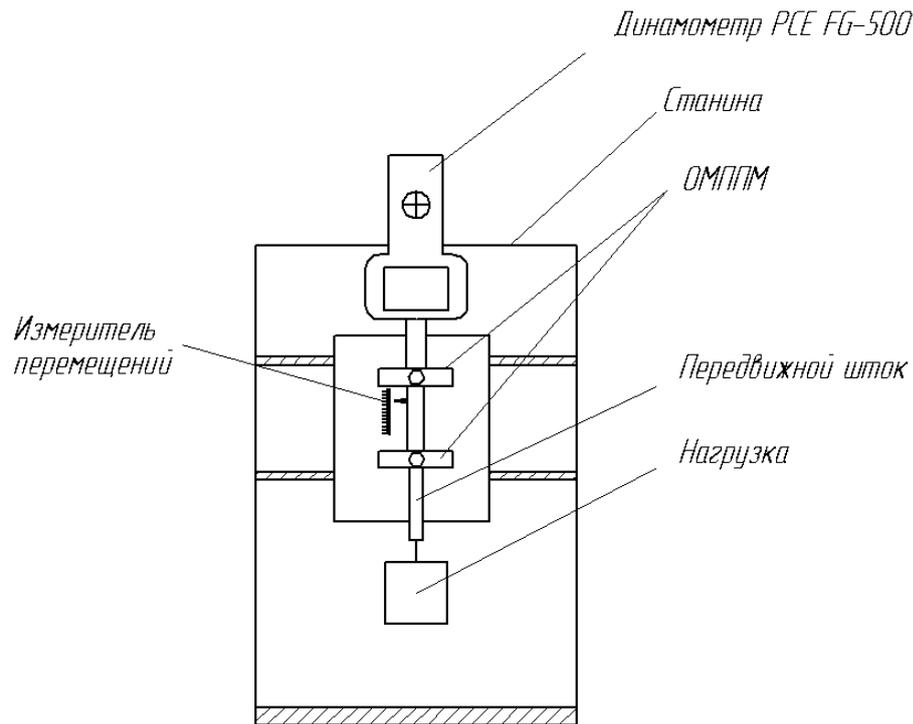


Рисунок 4.12 – Схема экспериментальной установки

На представленной экспериментальной установке измеряются статические и динамические характеристики. К концу передвижного штока прикрепляется нагрузка и измеряется перемещение штока, а также силовые характеристики исследуемого ОМППМ. Данные о силовых характеристиках через порт *RS-232* передаются в приложение *PCE-FG Serie* на ПК. Значение жесткости определяется также косвенным путем по выражению (4.30). Сравнительный анализ экспериментальных данных и данных моделирования показал, что погрешность компьютерного моделирования не превышает 7%, что соответствует стандартной погрешности *Ansys*. Погрешность разработанной математической модели составляет 4% с данными компьютерного моделирования и соответственно не превышает

11% с экспериментальными данными.

Таким образом, разработана математическая модель для определения силы в рабочем зазоре и жесткости осевого магнитного подшипника на ПМ с осевым направлением намагниченности на основе анализа электромагнитного поля ПМ и методом эквивалентного соленоида. Представленные математические модели реализованы в программном комплексе *Maple* и *Matchad*, с целью сокращения времени и трудоемкости расчетов.

Проведена проверка представленных математических моделей экспериментальным методом и методом компьютерного моделирования. В результате анализа аналитических, компьютерных и экспериментальных данных определено, что существует такая величина воздушного зазора, при которой силы отталкивания в воздушном зазоре максимальны; однако использование данного эффекта в магнитных подшипниках ограничено ввиду того, что снижается жесткость системы, хотя данный эффект может найти широкое применение в разработке ЭМПЭ для ЛА и элементах систем автоматики на ПМ. Полученные результаты могут использоваться на практике при проектировании и исследовании осевых магнитных подшипников на ПМ.

4.3 Анализ осевой составляющей силы отталкивания в многокольцевых магнитных подшипниках с осевым направлением намагниченности

Среди разнообразия конструкций магнитных подшипников наиболее перспективными являются ГМП, состоящие из МППМ и электромагнитной системы управления.

Ввиду того, что силы МППМ зависят от свойств материалов, применяемых в них (энергетических характеристик и направления намагниченности постоянных магнитов), необходимо произвести многокритериальный сравнительный анализ МППМ с осевым и радиальным направлением намагниченности.

В работах [301], [381] представлен сравнительный анализ однокольцевых МППМ с радиальным и осевым направлением намагниченности и даны рекомендации по предпочтительному использованию МППМ с осевой намагниченностью колец. Полученные выводы основываются на анализе МППМ по критерию силы для определенных геометрических параметров МППМ.

Однако в [301], [381] показано, что однокольцевые МППМ с осевой намагниченностью целесообразно применять только при определенной величине активной длины колец ($l < 10$ мм). Для создания в МППМ с осевой намагниченностью силы, равной или большей чем, создаваемая в МППМ с радиальной намагниченностью, применяют многокольцевые схемы, рисунок 4.13.

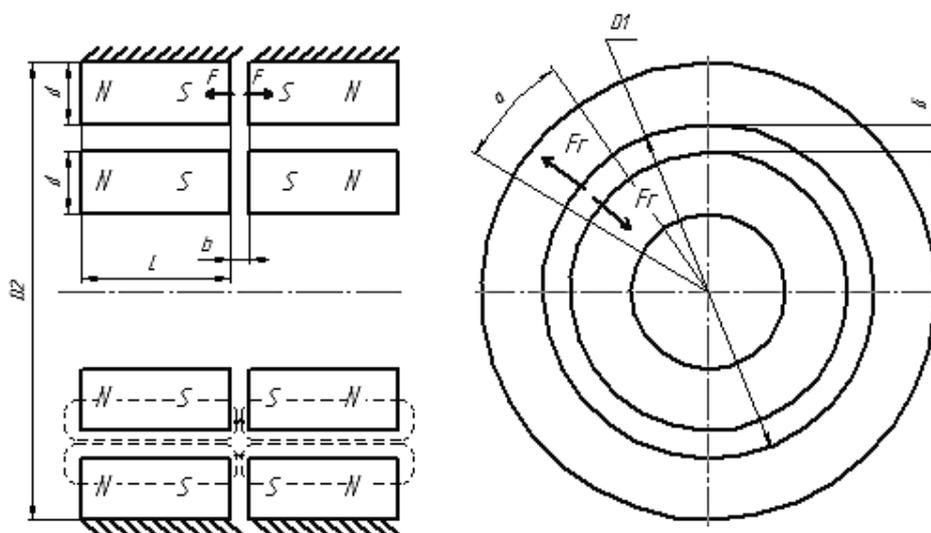


Рисунок 4.13 – Многокольцевой МППМ с осевым направлением намагниченности

D_1 и D_2 – диаметры внутреннего и внешнего магнитных колец; b – осевой воздушный зазор; l – активная длина МППМ; δ – радиальный воздушный зазор; d – толщина магнитного кольца; F_r – радиальная составляющая силы отталкивания; F – осевая составляющая силы отталкивания; α – геометрический угол элементарного участка площади; N и S – полюса магнитов

При этом осевая составляющая силы стремится сместить кольца МППМ друг относительно друга, нарушив, тем самым, работоспособность МППМ. От величины осевой составляющей силы зависит способ крепления и материал кре-

пежных изделий внешних колец и, как следствие, работоспособность ЭМПЭ.

Ввиду этого важно оценить величину осевой составляющей силы отталкивания между внешними кольцами многокольцевого МППМ с осевым направлением намагниченности, для определения целесообразности применения их в качестве радиальных опор ЭМПЭ.

Таким образом, целью данной работы является исследование зависимости осевой составляющей силы отталкивания в МППМ с осевым направлением намагниченности от воздушного зазора между кольцами.

Для достижения поставленной цели решались следующие задачи:

- математическое моделирование осевой составляющей силы многокольцевого МППМ с осевой намагниченностью;
- компьютерное моделирование с целью определения зависимости осевой компоненты силы МППМ с осевой намагниченностью колец от значения воздушного зазора;
- экспериментальная верификация полученных данных.

При математическом моделировании в качестве основы расчетной модели был принят общий вариант технического исполнения МППМ, представленный на рисунке 4.13.

В работе ввиду сложности расчетов используются обычные при решении такого класса задач ограничения:

- 1) значение немагнитного зазора много меньше радиуса его кривизны;
- 2) отталкивающая сила, действующая на малый участок внутреннего кольца, создается магнитным полем ограниченной области внешнего кольца, находящейся в непосредственной близости этого участка;
- 3) магнитная проницаемость ПМ постоянна.

Математическое моделирование МППМ с осевой намагниченностью производилось методом эквивалентного соленоида [312], [314]. Для упрощения задачи математического моделирования внутренние магниты опущены, тогда эквивалентный соленоид принимается в виде представленном на рисунке 4.14.

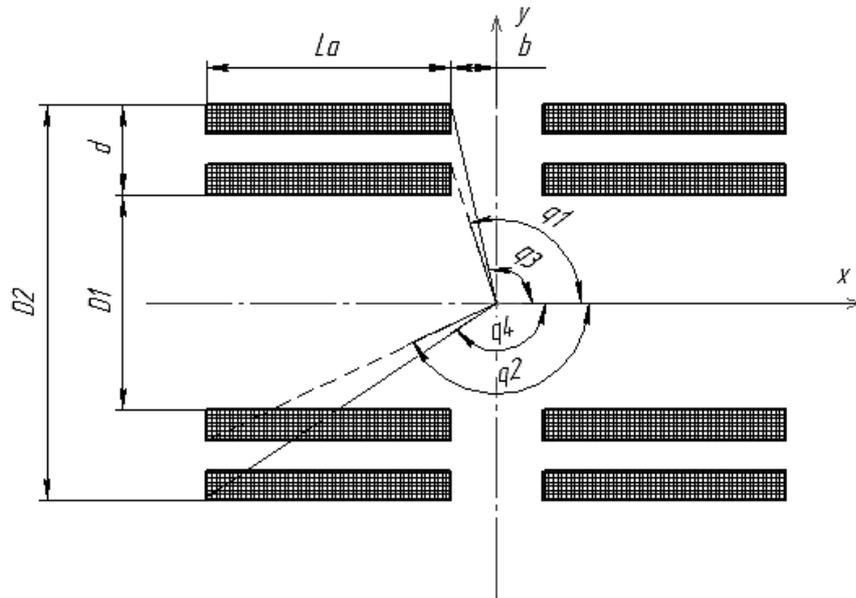


Рисунок 4.14 – Эквивалентный соленоид

D_1 – диаметр внутреннего соленоида; b – осевой воздушный зазор; D_2 – диаметр внешнего соленоида; l_a – длина соленоида; q_1 - q_4 – геометрический угол; x, y – оси координат

При математическом моделировании методом эквивалентного соленоида линейная плотность тока соленоида принимается равной намагниченности постоянного магнита: $\frac{iw}{l_a} = J$, где i – сила тока эквивалентного соленоида; J – намагниченность соленоида; w – число витков эквивалентного соленоида.

Осевая составляющая магнитной индукции эквивалентного соленоида, рис. 4.14, принимается в виде (4.26).

С учетом геометрических соотношений и тригонометрических формул приведения, формула (4.26) принимается в виде (4.27).

Расчет осевой составляющей силы МППМ осуществляется прямым интегрированием. Допущение об однородности намагниченности постоянных магнитов позволяет рассчитывать силы взаимодействия как поверхностные интегралы.

Осевая составляющая силы отталкивания F_x определяется как двойной интеграл от осевой составляющей магнитной индукции. При этом начало оси координат помещают в центре осевого воздушного зазора (4.28).

С учетом (4.27), (4.28) принимается в виде (4.29).

Выражение (4.29) предназначено для осевой составляющей сил отталкивания соленоидов с плоскопараллельным магнитным полем в воздушном зазоре. Для реальной модели МППМ важно определить осевую составляющую силы отталкивания для цилиндрического зазора. С учетом допущений формул 4.26 и 4.27 выражение (4.29) принимается в виде :

$$F_x = \frac{\mu_0 J^2}{4} \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} \int_b^{L+b} \int_{\frac{D_2}{2}}^{\frac{D_2}{2}+\delta} \left(\frac{2(L+2x)}{\sqrt{(d-D_2)^2 + (L+2x)^2}} - \frac{2(L-2x)}{\sqrt{(d-D_2)^2 + (L-2x)^2}} + \frac{2(L-2x)}{\sqrt{(D_2)^2 + (L-2x)^2}} - \frac{2(L+2x)}{\sqrt{(D_2)^2 + (L+2x)^2}} \right) \cos(\alpha) dD_2 dx d\alpha, \quad (4.31)$$

где α – угол, образованный элементарными плоскостями магнитных колец МППМ (см. рисунок 4.13).

Ввиду сложности аналитического решения (см. рис. – 4.17), интегрирование производилось численными методами в программном комплексе *Mathcad*. При этом в качестве материала постоянных магнитов приняли *NdFeB 33SH* с осевым направлением намагниченности, с остаточной индукцией $B_r = 1,17$ Тл, коэрцитивной силой по индукции $H_c = 1592$ кА/м. Были приняты следующие геометрические параметры постоянных магнитов: диаметр внешнего кольца 35мм, осевая длина 3мм, толщина 5 мм. Окружающая среда – воздух. В результате численного интегрирования полученной математической модели осевой составляющей силы отталкивания МППМ с осевой намагниченностью была построена зависимость осевой составляющей силы от величины воздушного зазора, рис. 4.15.

Анализ зависимости (рис. 4.15), показал, что осевая составляющая силы отталкивания имеет максимальное значение при определенной величине воздушного зазора. Для исследуемого МППМ величина воздушного зазора, при которой осевая составляющая силы отталкивания максимальна, составляет 1,2-1,3 мм.

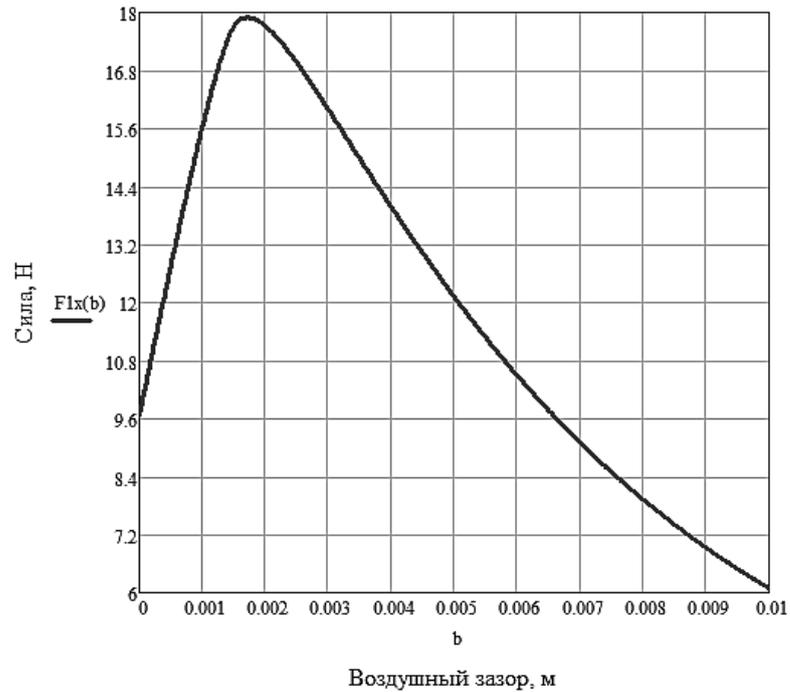


Рисунок 4.15 – Зависимость осевой составляющей силы отталкивания от величины воздушного зазора

Компьютерное моделирование поставленной задачи осуществлялось методом конечных элементов посредством программного комплекса *Ansys*. Трехмерная конечно-элементная модель исследуемого МППМ представлена на рисунке 4.16.

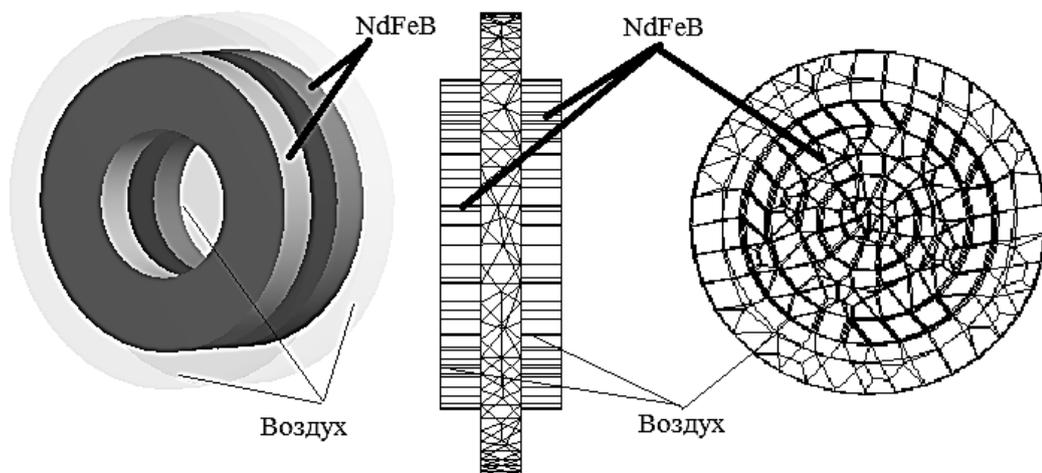


Рисунок 4.16 – Трехмерная геометрическая (слева) и конечно-элементная (справа) модель многокольцевого МППМ с осевой намагниченностью колец

Решение поставленной задачи осуществлялось путем пошагового изменения величины воздушного зазора в трехмерной конечно–элементной модели, рисунок 4.16, шаг изменения воздушного зазора – 1мм. Для каждой величины воздушного зазора рассчитывалась осевая составляющая силы отталкивания. В результате моделирования была получена зависимость изменения осевой составляющей силы отталкивания МППМ с осевым направлением намагниченности от величины воздушного зазора, рисунок 4.17.

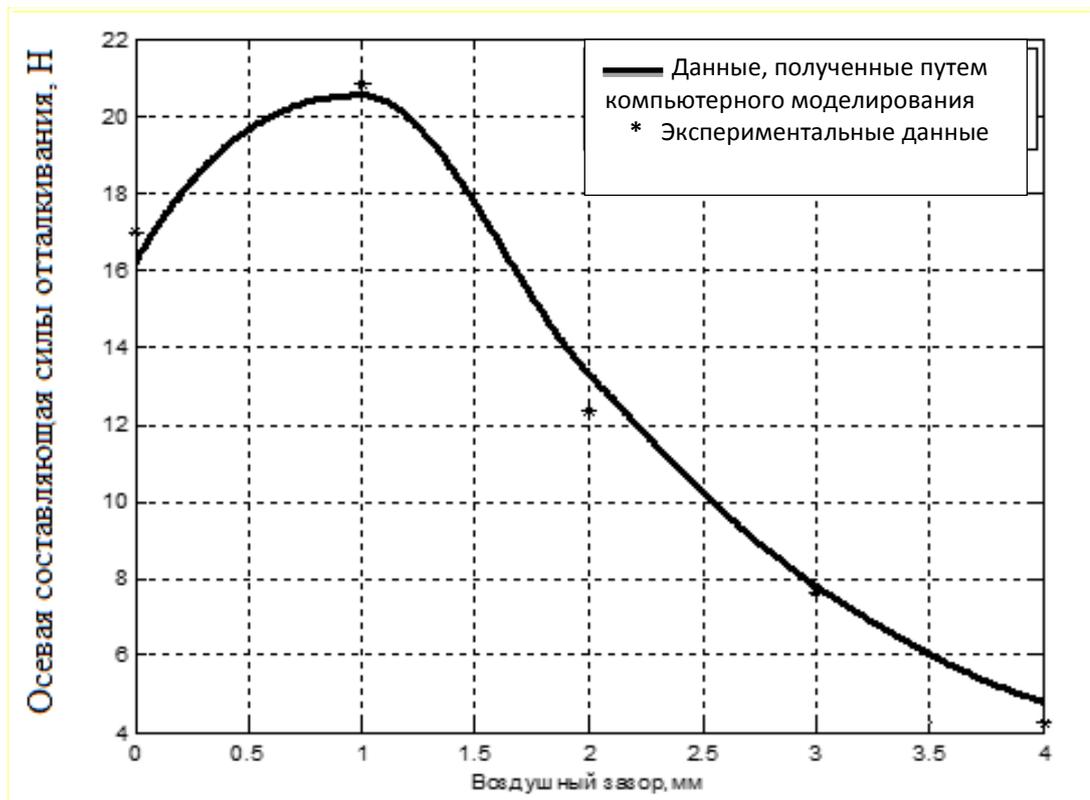


Рисунок 4.17 – Зависимость осевой составляющей силы отталкивания от величины воздушного зазора

Осевая составляющая силы в результате проведения виртуальной работы по методу конечных элементов принимается в виде [313]:

$$F_s = \int_V \{B\}^T \left\{ \frac{\partial H}{\partial s} \right\} dV + \int_V \left(\int_V \{B\}^T \{ \partial H \} \right) \left\{ \frac{\partial}{\partial s} \right\} dV, \quad (4.32)$$

где F_s – сила в элементе в направлении s ;

$\left\{ \frac{\partial H}{\partial s} \right\}$ – производная от напряженности поля по перемещению;

s – виртуальные перемещения узлов, взятые поочередно в направлениях осей координат;

V – объем конечного элемента;

H – напряженность магнитного поля в элементе;

B – индукция магнитного поля в элементе.

При решении поставленных задач методом конечных элементов применяются уравнения Лапласа. Для того чтобы уравнения Лапласа имели единственное решение для поставленных задач, используются граничные условия на замкнутой границе.

1. Граничные условия Дирихле $-\varphi_M = f_1(x, y, z)$.

2. Граничные условия Неймана $-\frac{\partial \varphi_M}{\partial n} = f_2(x, y, z)$.

3. Граничные условия третьего рода $-\frac{\partial \varphi_M}{\partial n} + f_3(\varphi_M) = f_4(x, y, z)$.

Анализ зависимости (рисунок 4.17) показал, что при уменьшении воздушного зазора на 1 мм осевая составляющая силы отталкивания увеличивается на 61,98%. Максимум осевой составляющей силы обнаруживается при величине зазора 1,2 мм, и составляет для двухкольцевого МППМ с осевым направлением намагниченности и геометрическими параметрами: диаметр внешнего кольца 35мм, осевая длина 3мм, толщина 5 мм, 20,56Н.

С целью анализа рациональности использования многокольцевых МППМ с осевым направлением намагниченности была определена зависимость отношения радиальной составляющей силы отталкивания F_z к осевой составляющей силы от-

талкивания F_n , $\eta = \frac{F_z}{F_n}$, рисунок 4.3.6. При определении данной зависимости ради-

альный воздушный зазор оставался постоянным и составлял 2,5 мм.

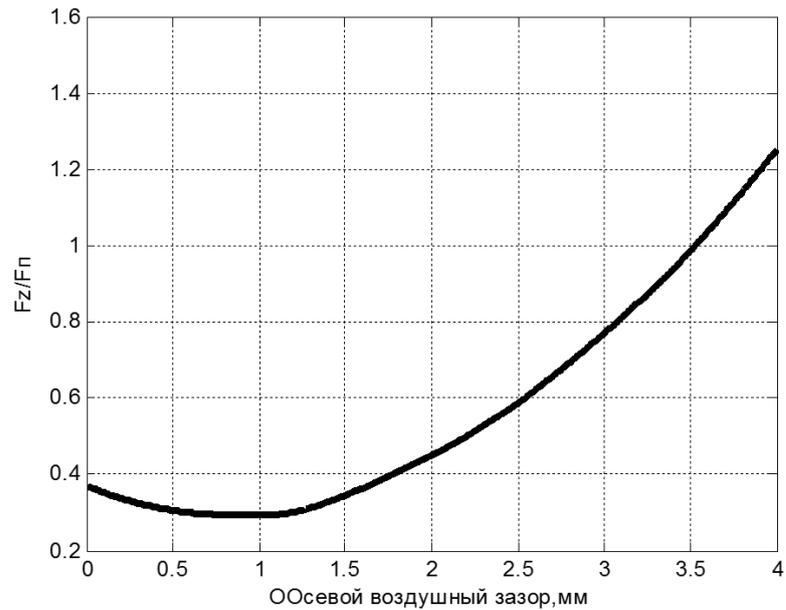


Рисунок 4.18 – Зависимость отношения радиальной составляющей силы отталкивания к осевой составляющей силы отталкивания от величины осевого воздушного зазора

Анализ зависимости (рисунок 4.18) показал: при минимальных осевых зазорах отношение радиальной составляющей силы отталкивания к осевой составляющей силы отталкивания, $\eta = \frac{F_z}{F_n}$, минимально. Следовательно, применение многокольцевых МППМ с осевой намагниченностью в качестве радиальных опор ЭМПЭ нецелесообразно, ввиду того, что большая часть силы, создаваемая МППМ, не используется и направлена на нарушение эксплуатации МППМ и разрушение крепежных элементов ЭМПЭ. Ввиду этого можно сделать вывод, что наиболее целесообразно применение многокольцевых МППМ с осевым направлением намагниченности в качестве осевых опор ЭМПЭ.

С целью экспериментальной верификации данных моделирования была разработана экспериментальная установка. Схема установки представлена на рисунке 4.19.

Объектом исследования в экспериментальной установке являются два кольцевых постоянных магнита, установленных с зазором 6мм. Материал постоянных магнитов *NdFeB 33SH* с осевым направлением намагниченности, характеристики

$B_r = 1,17 \text{ Тл}$, $H_c = 1592 \text{ кА/м}$. (где B_r – остаточная индукция, H_c – коэрцитивная сила по индукции), геометрические размеры: внешний диаметр 35 мм, толщина 5 мм, осевая длина 3 мм.

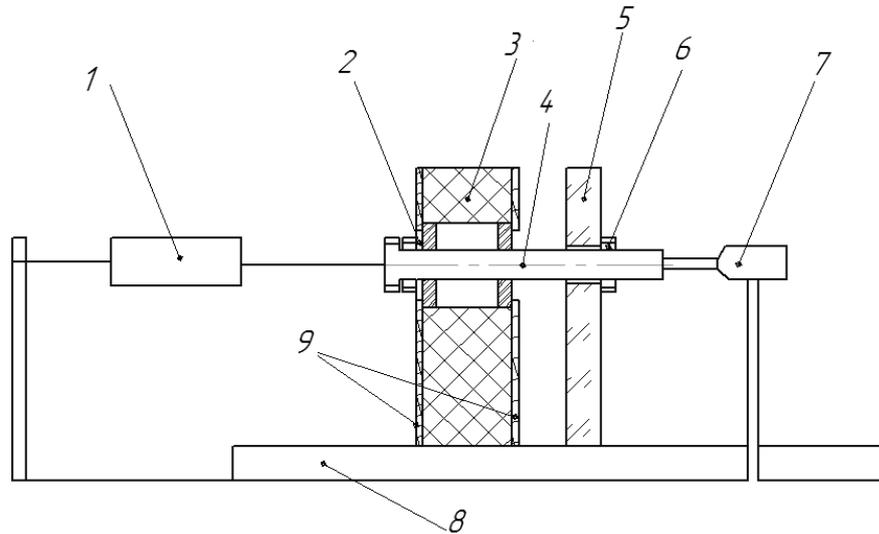


Рисунок 4.19 – Схема экспериментальной установки

Экспериментальная установка состоит из: электронного динамометра (дискретность 0,01 Н) – 1; резьбового штока – 1; упорной шайбы – 2; крепежного элемента постоянных магнитов – 3; резьбового штока – 4; фиксирующей пластины – 5; фиксирующей гайки – 6; индикатора часового типа; ИЧ- 10 (цена деления – 0,01мм) – 7; немагнитного основания – 8; фиксирующих крышек – 9.

Посредством резьбового штока, с помощью поворота фиксирующей гайки ПМ смещаются, уменьшая, тем самым, воздушный зазор, на индикаторе часового типа отображается величина зазора. При этом шток соединен с электронным динамометром, на котором отображается величина силы отталкивания, возникающей при изменении воздушного зазора.

На представленной установке были измерены значения осевой составляющей силы отталкивания в зависимости от величины осевого воздушного зазора. На рисунке 4.17 представлен сравнительный анализ аналитических и экспериментальных данных.

Сравнительный анализ экспериментальных, компьютерных и аналитических данных показал, что расхождение между экспериментальными и компьютерными данными составляет не более 5%. Полученное расхождение соответству-

ет стандартной погрешности *Ansys* [310]. Расхождение между аналитическими и экспериментальными данными не превысило 15%. Причем большое расхождение определяется в области малых зазоров.

Таким образом, полученные экспериментальные данные подтверждают результаты компьютерного и математического моделирования.

Разработана исходная математическая модель осевой составляющей силы отталкивания магнитного подшипника на ПМ с осевым направлением намагниченности, исследована осевая составляющая силы отталкивания многокольцевого радиального магнитного подшипника на ПМ с осевым направлением намагниченности. Причем определено, что величина осевой составляющей силы отталкивания превышает величину радиальной составляющей силы отталкивания, что делает нецелесообразным применение магнитных подшипников с осевым направлением намагниченности в качестве радиальных опор ЭМПЭ. Рекомендуется при практическом применении использовать магнитные подшипники с осевым направлением намагниченности в качестве осевых опор для вертикальных и горизонтальных валов. Адекватность полученных результатов подтверждена экспериментом.

Полученные результаты могут быть использованы на практике при проектировании ЭМПЭ на магнитных подшипниках с ПМ и ГМП и для разработки ЭМПЭ ЛА.

4.4 Анализ динамических процессов в высокоскоростных гибридных магнитных подшипниках являющихся прототипами для разработки электромеханических преобразователей энергии

При эксплуатации высокоскоростных ГМП центробежные силы стремятся сместить ось ротора относительно статора, тем самым возникает эксцентриситет. Эксцентриситет является причиной дисбаланса электромагнитных сил ГМП, который приводит к нестабильности и колебаниям колец ГМП. Ввиду этого необходимо контролировать и управлять смещением колец ГМП [214-220], [222-223].

Управление смещением колец ГМП и контроль эксцентриситета осуществляются посредством системы автоматического управления ГМП. В литературе [214-220], [222-223] достаточно полно исследованы математические модели динамических процессов роторов в АМП. Конструктивное отличие ГМП от АМП, такое как ПМ, ограничивает применение моделей роторов на АМП для исследования и проектирования ГМП. Ввиду этого важно произвести математическое моделирование динамических процессов системы автоматического управления ГМП, позволяющее исследовать динамические процессы системы автоматического управления ГМП в реальных условиях эксплуатации.

При исследованиях динамических процессов роторов на ГМП основной задачей является адекватное многодисциплинарное математическое моделирование системы ротор – управляемые ГМП и взаимосвязанных магнитомеханических процессов.

В качестве основ расчетной модели был принят обобщенный вариант технического исполнения системы управления ГМП, состоящей из 4 электромагнитов (рисунок 4.20).

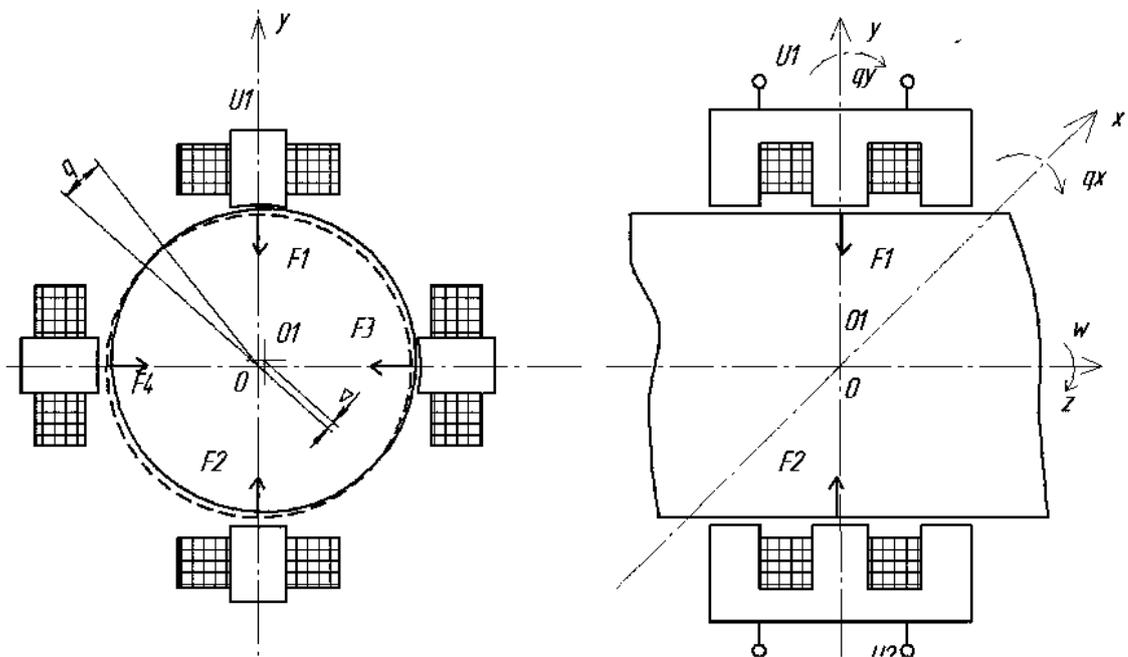


Рисунок 4.20 – Расчетная модель системы управления ГМП

В работе, ввиду сложности расчетов, используются обычные при решении такого класса задач допущения: в направлении оси z перемещения отсутствуют;

магнитная цепь ненасыщена; конструкционное допущение: электромагнит 1 срабатывает только при положительном смещении в направлении оси y ; электромагнит 2 только при отрицательном смещении в направлении оси y ; электромагнит 3 только при положительном смещении в направлении оси x ; электромагнит 4 только при отрицательном смещении в направлении оси x ; угловые перемещения системы отсутствуют; радиусы кривизны колец значительно больше зазора; магнитная проницаемость немагнитного зазора равна проницаемости вакуума μ_0 , магнитная проницаемость стали сердечника равна бесконечности $\mu_r = \infty$, магнитная проницаемость постоянных магнитов постоянна.

Условия работоспособности ГМП принимаются в виде (4.1).

Выражения (4.1), (4.2) показывают, что ГМП работоспособен тогда, когда отсутствует механический контакт между внутренним и внешним кольцом.

С учетом допущений можно утверждать, что зазор в каждом небольшом секторе образован двумя элементарными плоскостями и принимается в виде (4.4).

Тогда с учетом (4.4) электромагнитная сила системы управления определяется в виде (4.5).

С учетом уравнения напряжения электромагнита и математической модели сил отталкивания ГМП система дифференциальных уравнений ротора высокоскоростных ГМП определяется в виде (4.17, 4.18, 4.19, 4.20, 4.21).

Разработанная математическая модель динамических процессов высокоскоростных ГМП позволяет исследовать зависимость электромагнитных характеристик ГМП от механических характеристик системы.

К достоинствам разработанной компьютерной модели относится возможность ее компьютерной и технической реализации посредством пакета Matlab Simulink, что упрощает экспериментальные исследования ГМП и внедрение ГМП в технологический процесс.

Анализ устойчивости ГМП. При проектировании САУ особое место отводится анализу их устойчивости, так как устойчивость является одним из важнейших показателей работоспособности САУ [223].

В работах отечественных и зарубежных авторов достаточно полно изучен

вопрос устойчивости систем электромагнитного подвеса ротора и разработаны математические модели, учитывающие допущения разного уровня, от простейших одномассовых моделей до моделей, учитывающих процессы в стали сердечника электромагнита.

Системы электромагнитного подвеса имеют ряд недостатков, таких как сравнительно большие массогабаритные показатели (масса радиального электромагнитного подшипника с тяговым усилием 120 Н составляет 0,65 кг без учета массы блока управления), сложность системы управления (системы полного электромагнитного подвеса имеют минимум 10 каналов управления, из которых 8 приходится на радиальные электромагнитные подшипники и 2 – на осевые), а также энергетические потери, которые для ротора массой 12 кг составляют 103 Вт. Для устранения указанных недостатков предложена оригинальная конструкция магнитного подвеса, определяемая как ГМП.

В предложенной конструкции радиальная жесткость обеспечивается коаксиально расположенными одноименными полюсами кольцевых высококоэрцитивных ПМ, а осевая – управляемым электромагнитным подшипником. Тем самым снижаются массогабаритные показатели системы, масса ПМ с силами отталкивания 120 Н составляет 0,15-0,2 кг в зависимости от марки магнита, снижается количество каналов системы управления (в предлагаемой конструкции максимальное число каналов составляет два, которые приходятся на осевые электромагнитные подшипники). Для предложенной конструкции необходимо разработать математическую модель для оценки и обеспечения устойчивости.

Объектом исследования является ГМП (рис. 4.21), причем сверху изображено равновесное состояние ротора на ГМП, где D_1 D_2 – диаметр неподвижного и подвижного магнитов соответственно; l – активная длина постоянных магнитов; d – толщина постоянного магнита; δ_r – радиальный воздушный зазор; δ_z – осевой воздушный зазор, а снизу при наличии осевого смещения ротора, где F_{z1} , F_{z2} – осевые силы отталкивания соответственно в первом и втором ГМП; F_1 , F_2 – силы соответственно в первом и втором электромагните, z – осевое смещение.

Для упрощения математического анализа к объекту исследования применя-

ются следующие допущения: радиальная жесткость ротора на ГМП полностью обеспечивается ПМ, радиальные смещения отсутствуют; ПМ рассматриваются как два коаксиально расположенных соленоида, при этом магнитный момент соленоида равен магнитному моменту постоянных магнитов; применяются ПМ одной марки, одинаковой толщины и длины; угловые перемещения ротора не учитываются; температурные условия окружающей среды, а также в обмотках электромагнита на протяжении всего рабочего процесса постоянны, что позволяет принимать сопротивление обмоток электромагнита постоянным; изменение индуктивности от тока в обмотках не учитывается.

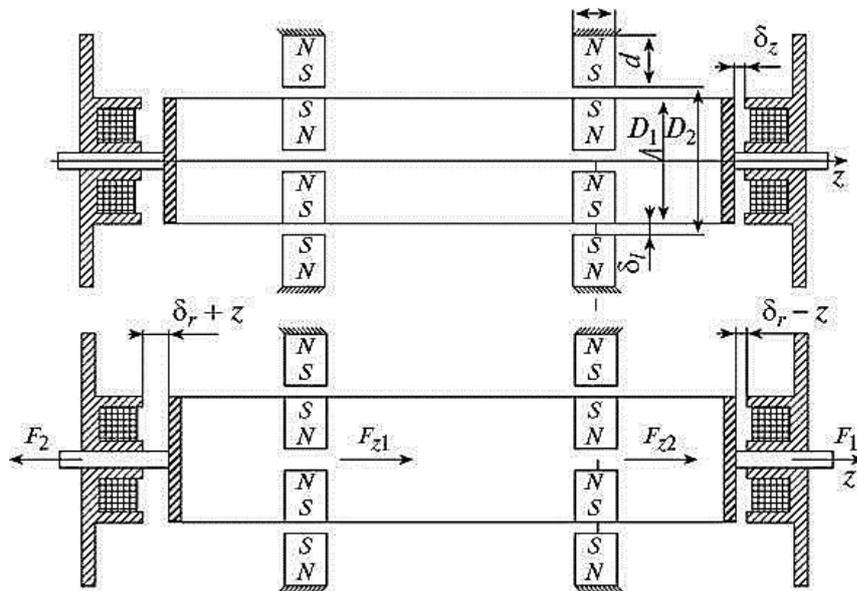


Рисунок 4.21 – Гибридный магнитный подшипник

Так как ПМ рассматриваются, как два коаксиально расположенных соленоида, необходимо рассмотреть картину их магнитного поля. Напряженности магнитного поля в центре соленоида, эквивалентного внешнему и внутреннему ПМ соответственно, определяются в виде

$$H_1 = \frac{iw}{l} \left[\frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{D_1 + 0.5d}{l} \right)^2}} \right], \quad H_2 = \frac{iw}{l} \left[\frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{D_2 - 0.5d}{l} \right)^2}} \right], \quad (4.33)$$

где H_1, H_2 – напряженность магнитного поля в первом и втором соленоиде соответственно;

i – сила тока в обмотках эквивалентного соленоида;

w – число витков эквивалентного соленоида.

Применяя принцип суперпозиции полей и условия ПМ и соленоида $J = iw/l$ (J – намагниченность постоянных магнитов), а также учитывая смещения вдоль оси z , определим магнитную индукцию в центре радиального воздушного зазора двух коаксиально расположенных ПМ:

$$B_{\delta} = \frac{J}{\mu_0} D_S,$$

где B_{δ} – индукция в воздушном зазоре ГМП, Гн/м; а также обозначено

$$D_S = \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{D_1 + 0.5d}{l}\right)^2}} - \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{D_2 - 0.5d}{l}\right)^2}}.$$

Осевая составляющая силы отталкивания постоянных магнитов определяется согласно упрощенной формуле Максвелла

$$F_z = \frac{B_{\delta}^2 S}{\mu_0}. \quad (4.34)$$

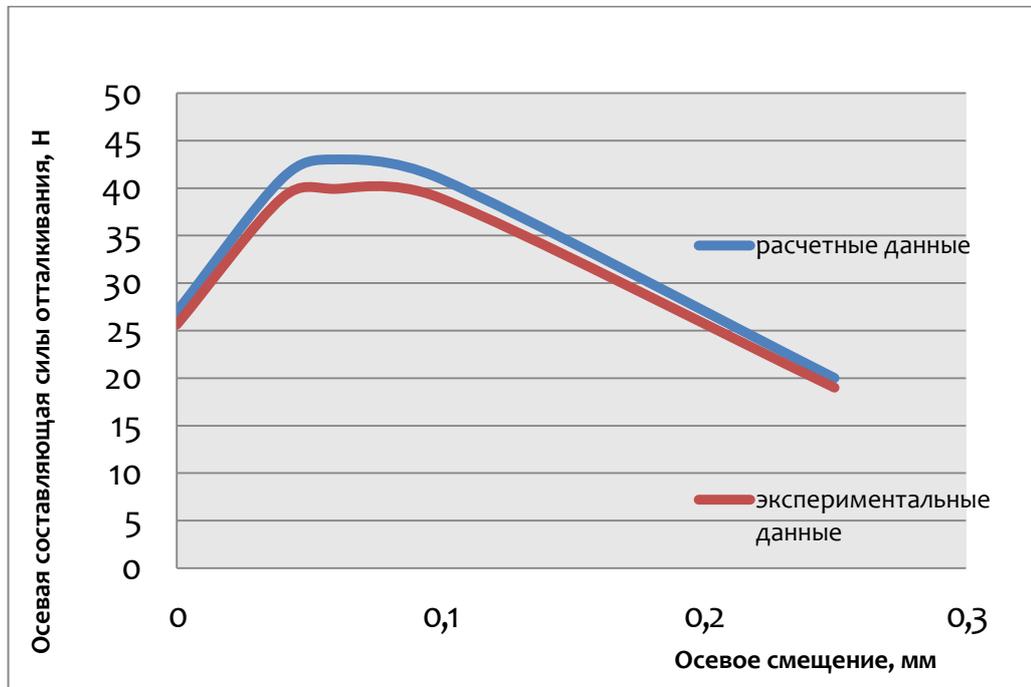


Рисунок 4.22 – Зависимость осевой составляющей силы отталкивания от осевого смещения

С учетом (4.34) и принимая площадь взаимодействия $S = \pi D l$, а $J = B_r/\mu_0$, осевую составляющую силы отталкивания постоянных магнитов определим в виде

$$F_z = \frac{B_r^2 \pi D l}{\mu_0} D_S^2, \quad (4.35)$$

где B_r – остаточная индукция постоянных магнитов;

$D = (D_1 + D_2)/2$ – средний диаметр по воздушному зазору.

Применение выражения (4.35) для расчета осевой составляющей силы отталкивания ПМ в ГМП приведет к значительной погрешности, но для анализа устойчивости точность расчета силы отталкивания является не определяющим фактором, а анализ зависимости, построенной по выражению (4.35) (рис. 4.22), показал полную качественную сходимость с экспериментальными данными.

Определим область использования выражения (4.35). Для этого необходимо решить следующие неравенства:

$$(D_1 + 0.5d)^2 > (D_1 - 0.5d)^2, \quad (4.36)$$

$$(l + z)^2 \geq (l - z)^2. \quad (4.37)$$

С учетом того, что $\delta_r = D_2 - D_1$, имеет вид $d > \delta_r$, $z \geq 0$ внешний диаметр кольцевого магнита ГМП всегда больше внутреннего диаметра.

Таким образом, выражение (4.35) справедливо тогда, когда ПМ больше радиального воздушного зазора ГМП и осевое смещение больше либо равно нулю.

Силы притяжения в первом и втором электромагнитных осевых подшипниках описываются соответственно выражениями

$$F_1 = \frac{L_0 \delta_z}{2} \left(\frac{I_1}{\delta_z - z} \right)^2, F_2 = \frac{L_0 \delta_z}{2} \left(\frac{I_2}{\delta_z - z} \right)^2, \quad (4.38)$$

Где L_0 – индуктивность обмотки электромагнита;

I_1, I_2 – токи, соответственно, в первом и втором электромагните.

Область использования выражений (4.38) определяется неравенством $\delta_z > z$.

При отсутствии смещения система находится в равновесном состоянии, и поскольку параметры электромагнитов полностью одинаковы, в равновесном состоянии по их катушкам протекает одинаковый ток I_0 . Тогда при появлении смещения ротора в направлении оси z силы в электромагнитных осевых подшипни-

ках

$$F_1 = \frac{L_0 \delta_z}{2} \left(\frac{I_0 - I}{\delta_z - z} \right)^2, F_2 = \frac{L_0 \delta_z}{2} \left(\frac{I_0 + I}{\delta_z - z} \right)^2,$$

где I — изменение тока в системе управления.

Уравнение движения ротора на ГМП вдоль оси z , с учетом постоянной времени измерения датчиков положения $\gamma, \gamma \left(\frac{dz}{dt} \right) = \delta_z - z$, имеет вид

$$m \left(\gamma \frac{d^3 z}{dt^3} + \frac{d^2 z}{dt^2} \right) = - \frac{L_0 \delta_z}{2} \left[\left(\frac{I_0 - I}{\delta_z - z} \right)^2 - \left(\frac{I_0 + I}{\delta_z - z} \right)^2 \right] - \frac{B_r^2 \pi D l}{\mu_0} (D_S^2 + D_{S1}^2), \quad (4.39)$$

где m — масса ротора, а также

$$D_{S1} = \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{D_1 + 0.5d}{l + z} \right)^2}} - \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{D_2 - 0.5d}{l - z} \right)^2}}$$

Совместно с выражением (4.39) необходимо учитывать инерционность обмотки электромагнита, что можно сделать, решая совместно с выражением (4.39) следующее выражение:

$$I = \frac{1}{R_0} \left(U_{\text{при}} - L_0 \frac{dI}{dt} \right), \quad (4.40)$$

где $U_{\text{при}}$ — приращение напряжения в обмотках электромагнита;

R_0 — сопротивление обмоток электромагнита.

Для анализа устойчивости ГМП внесем в выражение (4.39) выражение (4.40), что приведет к исходной функции для анализа. Производится интегрирование исходной функции по времени

$$m = \left(\gamma \frac{dz^2}{d^2 t} + \frac{dz}{dt} \right) = \int Q dt. \quad (4.41)$$

Здесь использованы следующие обозначения:

$$Q = \left\{ - \frac{L_0 \delta_z}{2} [F_{1x}^2 - F_{2x}^2] - \frac{B_r^2 \pi D l}{\mu_0} (D_S^2 + D_{S1}^2) \right\},$$

$$F_{1x} = \left(\frac{I_0 - \frac{1}{R_0} (U_{\text{при}} - L_0 \frac{dI}{dt})}{\delta_z - z} \right), F_{2x} = \left(\frac{I_0 + \frac{1}{R_0} (U_{\text{при}} - L_0 \frac{dI}{dt})}{\delta_z + z} \right).$$

Закон управления положением ротора на ГМП принимается в следующем виде:

$$I = \alpha z + \beta \frac{dz}{dt}, \quad (4.42)$$

где α – коэффициент управления по перемещению;

β – коэффициент демпфирования колебаний в системе.

Умножим левую и правую части уравнения (4.41) на выражение (4.42) и перенесем два из четырех слагаемых из левой части произведения направо:

$$m \frac{dz}{dt} \left(\alpha z + \gamma \beta \frac{d^2 z}{dt^2} \right) = \left(\alpha z + \beta \frac{dz}{dt} \right) \int Q dt - m \left(\alpha \gamma z \frac{dz^2}{d^2 t} - \beta \left(\frac{dz^2}{d^2 t} \right)^2 \right). \quad (4.43)$$

Используя известное преобразование подобных выражений для систем электромагнитного подвеса, (4.43) можно представить в виде

$$\frac{d}{dt} \left[\gamma \beta \left(\frac{dz}{dt} \right)^2 + \frac{1}{2} \alpha (z)^2 + \alpha \gamma z \frac{dz}{dt} \right] = (\gamma \alpha - \beta) \left(\frac{dz}{dt} \right)^2 + \frac{1}{m} (\gamma z - \beta \frac{dz}{dt}) \int Q dt. \quad (4.44)$$

Производится анализ правой части выражения при различных значениях коэффициентов управления β , $\alpha \gamma$. Произведение $\alpha \gamma$ рассматривается в данном случае в связи с тем, что коэффициент управления α пропорционально зависит от постоянной времени датчика перемещения. Подынтегральная функция – отрицательно определенная функция. При этом она сохраняет свою отрицательность при условии $\beta > \alpha \gamma$. В левой части дифференцируемое выражение является функцией Ляпунова. При этом правая часть – ее производная. Как было доказано в работе, дифференцируемое выражение есть определено-положительная функция при условии $\beta > \alpha \gamma$. Тогда очевидно, что левая часть – определено-положительная функция, а правая – ее производная с противоположным знаком, что согласно теореме Ляпунова, говорит об устойчивости системы ГМП, при этом область устойчивости ГМП определяется при $\beta > \alpha \gamma$.

Для проверки теоретических выводов разработана имитационная модель в программном комплексе Matlab Simulink, реализующая выражение (4.39) с учетом (4.42). На модели были проведены исследования устойчивости ГМП в двух случаях: $\beta > \alpha \gamma$ и $\beta < \alpha \gamma$. При этом использовались следующие параметры ГМП: $I_0 = 2$ А, $U = 27$ В; $\gamma = 0.0005$ с, $m = 10$ кг, $D_1 = 0,08$ м, $D_2 = 0,06$ м, $l = 0,015$ м, $B_r = 1,1$

Т. На разработанной имитационной модели блок Subsystem реализует член выражения (4.4.16): $[[(I_0 - I)/(\delta_z - z)]^2 - [(I_0 + I)/(\delta_z + z)]^2]$; блок Subsystem 2 реализует $(D_S^2 + D_{S1}^2)/\mu_0$; блок Gain – m; Gain 3 – $1/\gamma$; Gain 6 – α ; Gain 7 – β ; Gain 1, Gain 2 – $0.5L_0\delta$; Gain 4, Gain 5 – $(B_r^2\pi D l)/\mu_0$; Out 1 – I.

Линеаризация представленной имитационной модели осуществлялась функцией Linear Analysis в пакете Simulink в окрестностях положения равновесия и позволила определить характер переходного процесса, а также корни характеристического уравнения для обоих случаев: $-130 \pm 225j$, $-71,6 \pm 124j$. Переходный процесс представлен соответственно на рис. 4.23 и 4.24.

Характер переходного процесса и отрицательные корни характеристического уравнения для случая $\beta > \alpha\gamma$ позволяют судить об устойчивости ГМП. При $\beta < \alpha\gamma$, исходя из характера переходного процесса, можно сделать вывод, что система неустойчива.

Таким образом, доказана устойчивость ротора на гибридных магнитных подшипниках с учетом осевой составляющей силы отталкивания ПМ. Полученные результаты могут быть использованы на практике при проектировании ГМП и при анализе устойчивости систем электромагнитного подвеса с учетом внешних возмущающих сил.

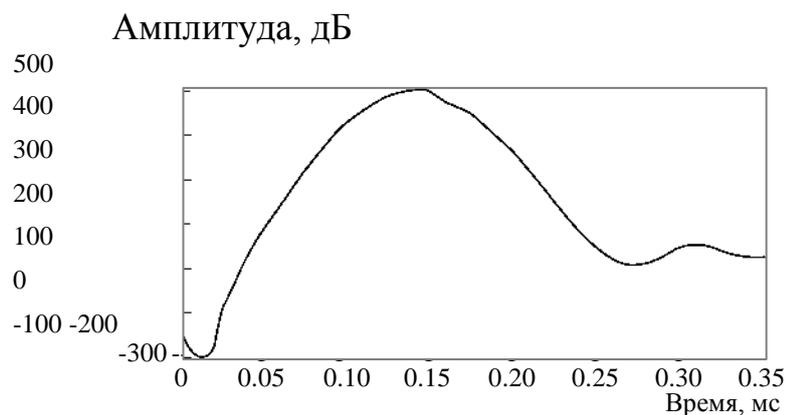


Рисунок 4.23 – Переходный процесс при $\beta > \alpha\gamma$

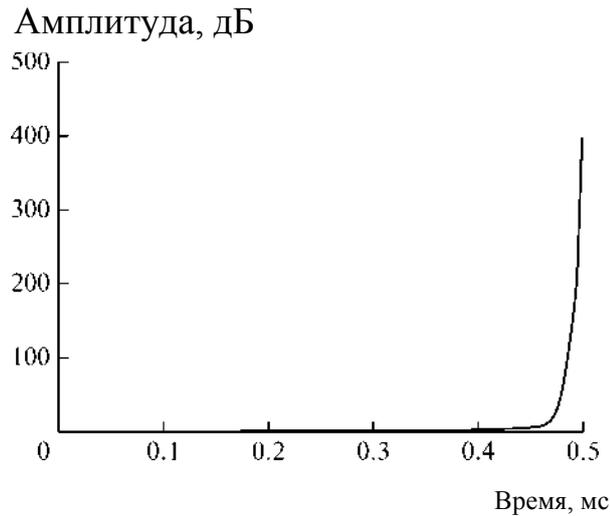


Рисунок 4.24 – Переходный процесс при $\beta < a\gamma$ 4.24

Патент 2 540 215. Гибридный магнитный подшипник с осевым управлением. Изобретение относится к области энергомашиностроения и может быть использовано для обеспечения бесконтактного вращения ротора электрических машин. ГМП (рисунок 4.25) с осевым управлением содержит вал (1), корпус (2), радиальную магнитную опору, статор и ротор осевой электромагнитной опоры, страховочные механические подшипники (15) и четыре датчика перемещения (6, 8, 10, 12). Радиальная магнитная опора выполнена в виде коаксиально расположенных одноименными полюсами друг к другу неподвижных кольцевых ПМ (3), установленных в корпусе (2), и подвижных кольцевых ПМ (4), установленных на валу (1). Статор выполнен в виде четырех Ш-образных электромагнитов (5, 7, 9, 11), установленных на кольце (13). Ротор выполнен в виде ферромагнитного диска (14), установленного на валу (1). Технический результат: повышение управляемости положения вала в магнитных подшипниках и расширение функциональных возможностей путем введения управления угловыми перекосами.

Для оценки эффективности данной конструкции был создан испытательный стенд и макет ГМП

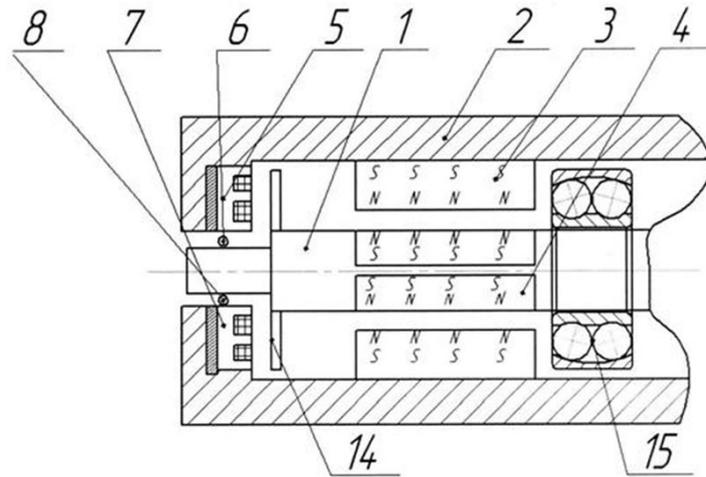


Рисунок 4.25 – Конструктивная схема

Испытательный стенд (рисунок 4.26; 4.28) содержит: вал – 1, с установленными на нем ГМП (рисунок 4.26; 4.27), состоящими из внутреннего набора магнитных колец – 3 и внешнего – 4 (рисунок 4.25), насаженных на немагнитных втулках. Втулки жестко закреплены на валу посредством штифта – 5 с пружинной – 6 с одной стороны и винтовой втулки – 7 с другой стороны жестко закрепленной с ферромагнитным диском – 9 посредством винта – 8.

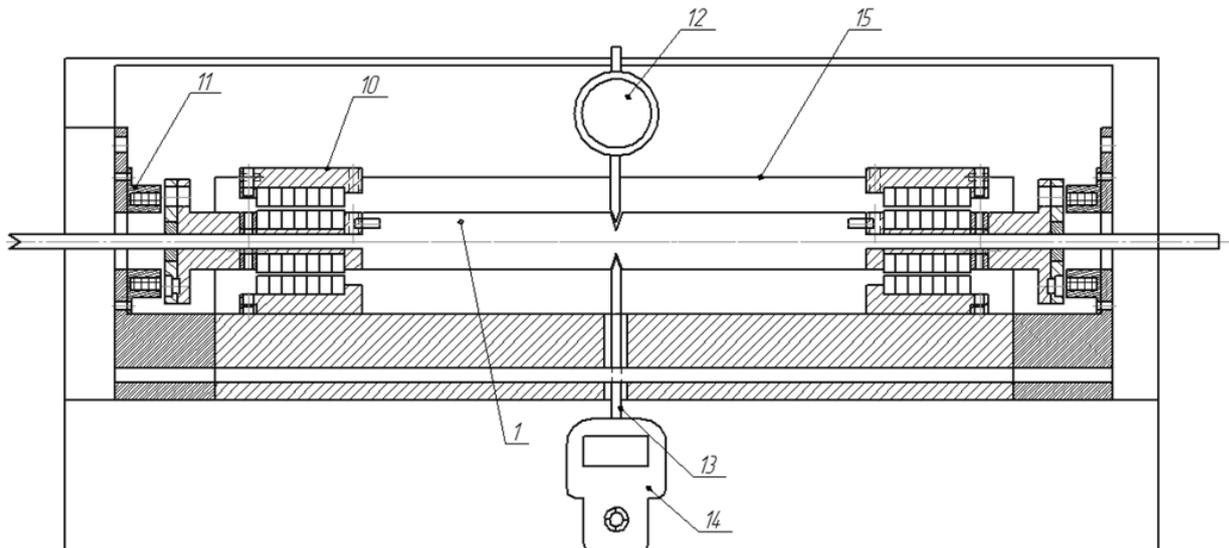


Рисунок 4.26 – Испытательный стенд ГМП для исследования статических характеристик

На рисунке 4.27 представлен экспериментальный макет ГМП



Конструкция внешнего набора
магнитных колец



Конструкция внутреннего набора
магнитных колец



Рисунок 4.27 – Экспериментальный макет ГМП

Электромагнитная система управления включает в себя ферромагнитный диск – 9 и электромагнит – 11, установленный на станине – 15. Контроль положения ротора осуществляется посредством оптических датчиков линейного перемещения. Сигнал управления передается через усилитель на систему управления ГМП. Немагнитная втулка внешнего набора магнитных колец выполнена с внешней резьбой, а станина – 15 с внутренней резьбой, таким образом, достигается возможность смещения внешнего и внутреннего набора колец друг относительно друга.

Для измерения величины данного смещения на станине установлена линей-

ка. Измерительное оборудование, установленное на испытательном стенде, включает в себя: индикатор часового типа – 12, ИЧ – 10 заводской № 5094, свидетельство о поверки № 42499–09 от 01.2012, предел измерений 0,01 мм и линейка со стрелкой; динамометра РСЕ–FG 500 заводской № 221–14, предел измерения 0,1 Н; мультиметр для упрощения не показан.

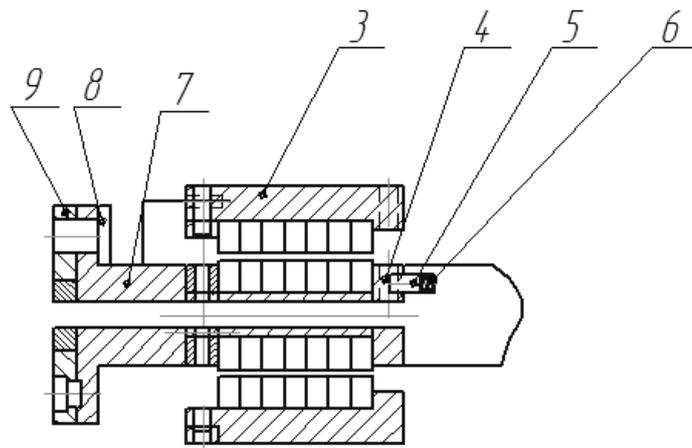


Рисунок 4.28 – Конструкция ГМП

Таким образом, разработана конструкция испытательного стенда для экспериментальных исследований радиальных ГМП с электромагнитным управлением. К достоинствам разработанного стенда относится его универсальность, то есть возможность исследования как ГМП с осевой намагниченностью колец, так и с радиальной, а также связь с ПК, что упрощает процесс получения и обработки данных исследования. Стенд на данный момент разработан на определенные габаритные размеры ГМП, однако при необходимости могут быть использованы конструкционные решения, позволяющие расширить габаритный ряд испытуемых ГМП.

При использовании ГМП происходит увеличение КПД электрической машины на 1–2 % (в особенности это видно в высокооборотных электрических машинах), Увеличение КПД приводит к увеличению мощности.

Мощность электрической машины определяется известным выражением

$$P = \frac{\pi^2}{60 \cdot 10^{10} k_e} \alpha_\delta D^2 l_a B_\delta A n k_\phi k_{об},$$

где P – мощность ЭМПЭ;

A – линейная токовая нагрузка;

D – диаметр ротора;

l_a – расчетная длина электрической машины;

B_δ – магнитная индукция в воздушном зазоре;

n – частота вращения ротора;

k_ϕ – коэффициент формы поля в воздушном зазоре ЭМПЭ;

α_δ – коэффициент полюсного деления ЭМПЭ;

$k_{об}$ – обмоточный коэффициент.

Из выражения Арнольда видно, что при неизменном объеме $\alpha_\delta D^2 l_a$ активных элементов ЭМПЭ, его мощность можно повысить тремя способами или их комбинациями:

- повысить линейную токовую нагрузку ЭМПЭ;
- повысить магнитную индукцию в воздушном зазоре ЭМПЭ;
- повысить частоты вращения ротора ЭМПЭ.

Основным препятствием повышению частоту вращения ротора являются подшипниковые опоры. В случае использования ГМП данное препятствие снимается и частота вращения ротора ограничивается лишь механической прочностью ротора. Что обеспечивает повышение мощности электрической машины.

В таблице 4.1 представлены сравнительные характеристики генераторов на ГМП и на механических подшипниках

Таблица 4.1 – Сравнительные характеристики генераторов на ГМП и на механических подшипниках

	Генератор на ГМП	Генератор на прецизионных шариковых подшипниках
Тип подшипника	Гибридный магнитный подшипник	Подшипник SKF7005 SE HCP4A
Мощность, кВт	120	120
Фазное напряжение, В	115	115
Масса генератора, кг	34	32
Масса генератора с системой смазки подшипниковых узлов и системой управления генератором и подшипниковыми узлами, кг	64 (при использовании ГМП система смазки не нужна, а следовательно не нужны и гидравлические трубопроводы, которые обеспечивают подвод смазки, не нужен насос для нагнетания смазки, система управления ГМП весит 4 кг)	65
Габаритная длина, мм	280	250
Потери на трение в подшипниковых узлах, Вт	15	387
Масса, кг	0,2-0,4 (масса ГМП на частоту вращения ротора 60000-80000 мин ⁻¹ , диаметр ротора 60-80 мм, длина до 300 мм (без учета массы системы управления))	0,05-0,07 (масса механического подшипника на частоту вращения ротора 60000-80000 мин ⁻¹ диаметр ротора 60-80 мм, длина до 300 мм (без учета системы масло подачи))
Коэффициент полезного действия электрогенератора, Вт	95	93
Необходимость смазки подшипникового узла	Нет, генератор реализуется полностью по сухой технологии	Подшипники необходимо смазывать жидкой смазкой, при этом конструктивная схема генератора усложняется за счет уплотнений и дополнительных каналов для смазки
Ресурс подшипникового узла генератора, часов	100 000	20 000

Патент РФ 140 839. Ротор высокооборотного генератора. Полезная модель относится к энергомашиностроению и может быть использована в высокоскоростных авиационных электрических генераторах. Технический результат: повышение надежности и долговечности ротора высокоскоростного магнитоэлектрического генератора. Сущность полезной модели состоит в том, что ПМ выполнены с антикоррозионным покрытием из алюминиевого сплава, которое одновременно выполняет функцию короткозамкнутой обмотки.

Сущность полезной модели поясняется чертежами. На рисунке 4.29 изображен продольный разрез ротора высокоскоростного магнитоэлектрического генератора. На рисунке 4.4.11 изображен поперечный разрез ротора высокоскоростного магнитоэлектрического генератора.

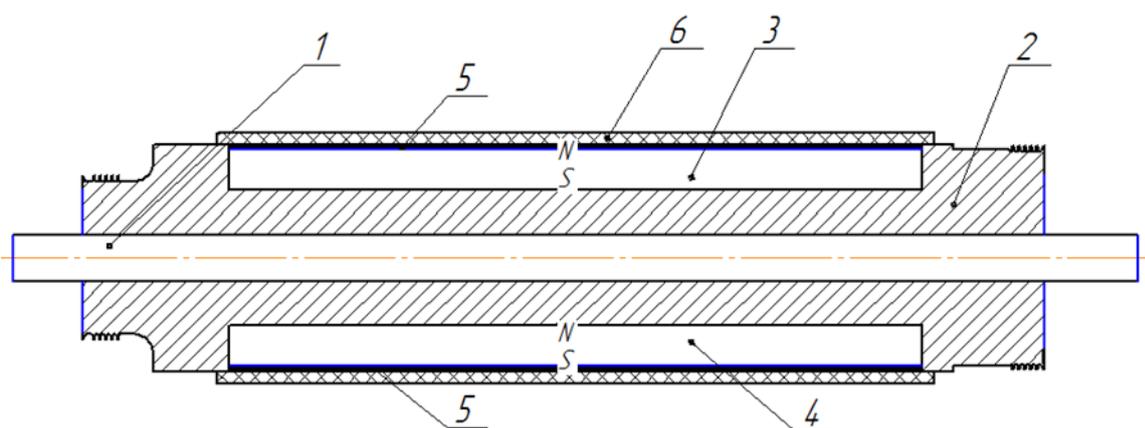


Рисунок 4.29 – Продольный разрез ротора

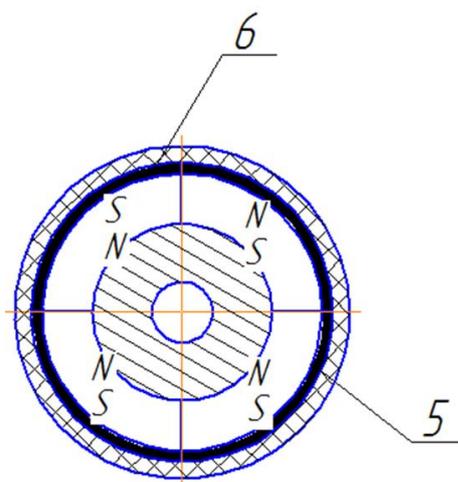


Рисунок 4.30 – Поперечный разрез ротора

Предложенное устройство содержит вал 1, с напрессованные на него ярмом 2, цилиндрические ПМ 3, намагниченные в радиальном направлении N-S и установленные на ярме 2, цилиндрические ПМ 4, намагниченные в радиальном направлении S-N и установленные на ярме 2, защитное антикоррозионное алюминиевое покрытие 5, расположенное на цилиндрических ПМ 3, намагниченных в радиальном направлении N-S и цилиндрических ПМ 4 намагниченных в радиальном направлении S-N, которое выполняет также функцию короткозамкнутой обмотки. Ротор содержит также бандажную оболочку 6 .

Предложенное устройство работает следующим образом: при вращении ротора высокоскоростного магнитоэлектрического генератора цилиндрические ПМ 3, намагниченные в радиальном направлении N-S и установленные на ярме 2 и цилиндрические ПМ 4, намагниченные в радиальном направлении S-N и также установленные на ярме 2, при взаимодействии с воздухом могут подвергаться окислению, чему препятствует защитное антикоррозионное алюминиевое покрытие 5. Кроме того, при аварийных режимах работы высокоскоростного магнитоэлектрического генератора возникает короткое замыкание, поле которого, создаваемое токами, приводит к размагничиванию ПМ. При использовании защитного антикоррозионного алюминиевого покрытия происходит демпфирование размагничивающего поля реакции якоря при коротком замыкании вихревыми токами, наводимыми в защитном антикоррозионном алюминиевом покрытии. На рисунке 4.31 представлена техническая реализация ротора.



Рисунок 4.31 – Техническая реализация ротора

Патент 2498473. Устройство защиты магнитоэлектрического генератора от короткого замыкания (варианты). Изобретение относится к области машиностроения и может быть использовано в магнитоэлектрических

генераторах. Технический результат заключается в повышении эксплуатационного ресурса обмотки статора и уменьшении времени отключения обмоток магнитоэлектрического генератора при коротком замыкании, благодаря разделению каждой обмотки магнитоэлектрического генератора на части: правую и левую посредством блока защит. Для этого заявленное устройство по первому объекту содержит магнитоэлектрический генератор, первую, вторую, третью выходные клеммы, первую, вторую, третью обмотки статора, блок защит, первую, вторую, третью пары отключающихся контактов, датчики температуры, при этом каждая обмотка статора разделена на правую и левую части блоком защит, первую пару, вторую, третью пару электрических контактов, выполненных в виде полупроводниковых вентиляей.

По второму объекту заявленное устройство содержит магнитоэлектрический генератор, первую, вторую, третью выходные клеммы, первую, вторую, третью обмотки статора, первую, вторую, третью пары отключающихся контактов, при этом каждая обмотка разделена на правую и левую части, блоком защит, первую, вторую, третью пары электрических контактов, выполненных в виде терморезистров. На рисунке 4.32 представлен общий вид разработанного высокооборотного ЭМПЭ. На рисунке 4.33 представлен магнитопровод статора разработанного ЭМПЭ с ВПМ, на рисунке 4.34 представлен эскизный чертеж ротора высокооборотного генератора.

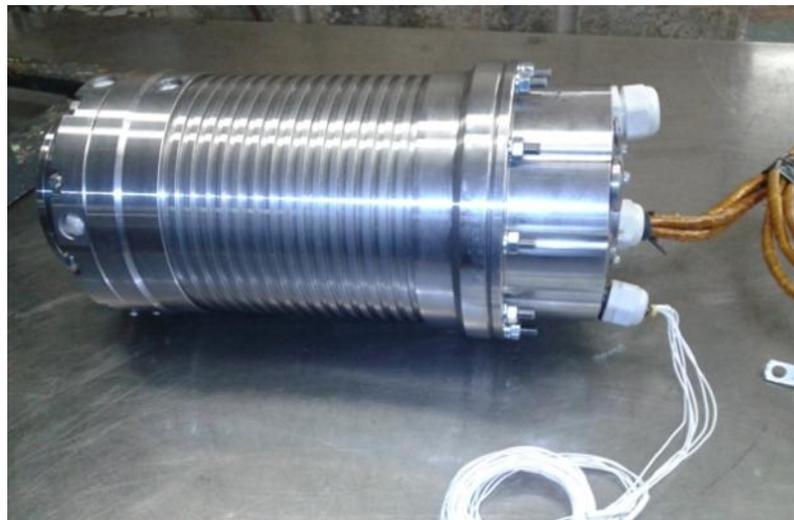


Рисунок 4.32 – Общий вид генератора

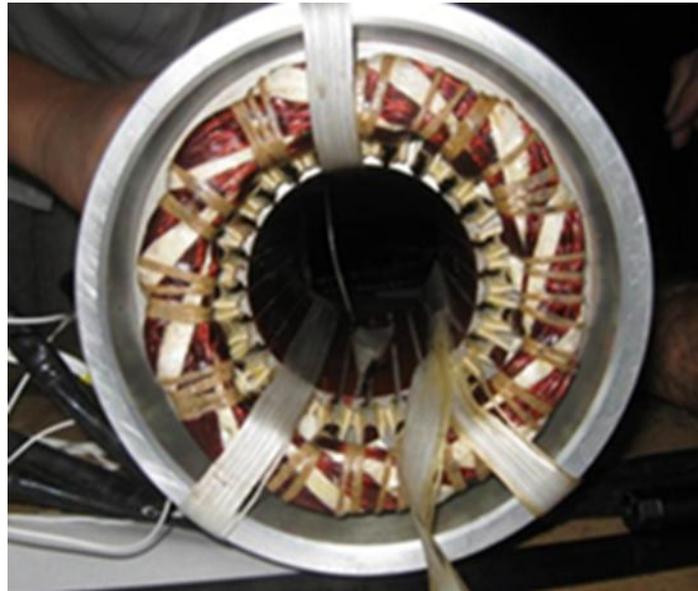


Рисунок 4.33 – Магнитопривод статора генератора

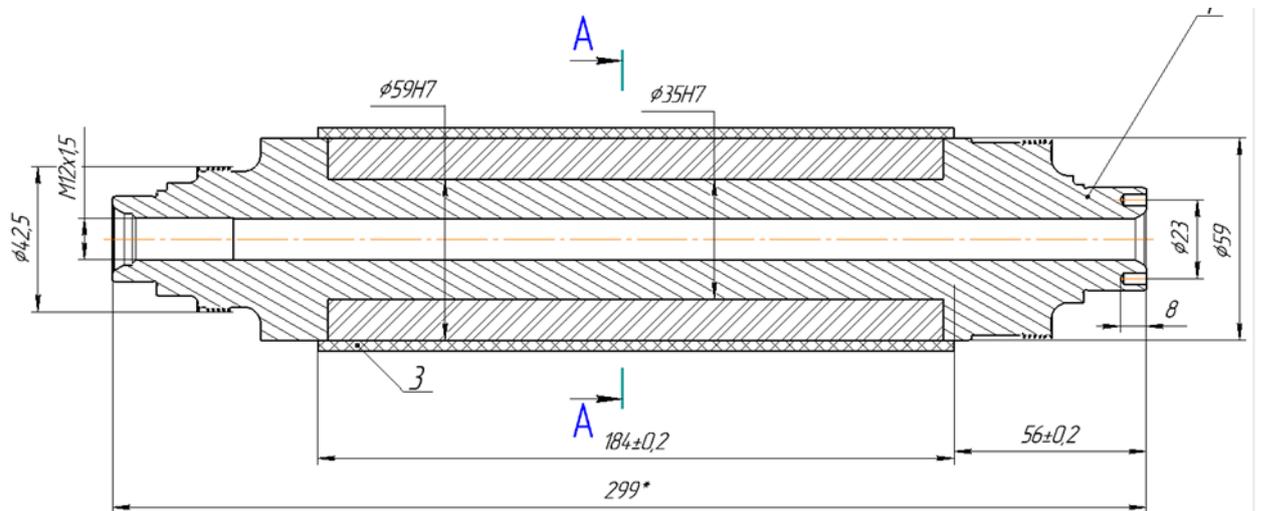


Рисунок 4.34 – Эскизный чертеж ротора генератора

4.5 Бессенсорное управление гибридными магнитными подшипниками

Решением данной задачи может быть предложенный оригинальный метод определения положения ротора в бесконтактных подшипниках по выходным параметрам ЭМПЭ. Физическая сущность данного метода заключается в следующем: при смещении ротора ЭМПЭ по осям x , y изменяется проводимость воздушного зазора, что приводит к изменению магнитного поля в воздушном зазоре

ЭМПЭ, т.е. при смещении ротора ЭМПЭ в воздушном зазоре возникают дополнительные гармонические составляющие магнитной индукции:

- гармоники с числом пар полюсов $p \pm n$ (где $n=1,2,3\dots$; p – число пар полюсов) и порядком $1 \pm p / n$, обусловленные составляющими магнитной проводимости;
- высшие гармоники с числом пар полюсов $p \pm n \pm kZ$ и порядком $1 \pm n / p \pm kZ / p$ (где $k=1,2,3\dots$; Z – число зубцов статора).

Качественное критериальное сравнение традиционных (датчиковых) способов управления, бессенсорных, разрабатываемых компаниями Siemens (ФРГ) и Ebara Corporation и предлагаемого способа показано в табл. 4.5.1.

Таблица 4.2 – Критериальное сравнение традиционных (датчиковых) способов управления

Критерий сравнения	Традиционные способы управления с применением датчиков перемещения	Известные бессенсорные способы управления по изменению импеданса или индуктивностей электромагнитов	Предлагаемый бессенсорный способ управления
Массогабаритные показатели	Высокие. Датчики требуют дополнительного пространства для установки их внутри корпуса ЭМПЭ	Появляется возможность снижения массогабаритных показателей ЭМПЭ	Появляется возможность снижения массогабаритных показателей ЭМПЭ
Ценовые характеристики	Высокие, что обусловлено ценной датчиков	Низкие, ввиду отсутствия датчиков положения ротора	Низкие, ввиду отсутствия датчиков положения ротора
Возможность интеграции в функциональные системы ЭМПЭ	Возникает ряд сложностей, обусловленных необходимостью модернизации и усложнением систем функциональной диагностики	Интеграция с функциональными системами ЭМПЭ сложна, так как система контроля предназначена только для определения положения ротора	В функциональных системах ЭМПЭ осуществляются измерения выходных токов и напряжения, поэтому для задачи интеграции не существует особых проблем
Надежность	Низкая, что обусловлено как наличием самих датчиков, так и необходимостью	Появляется возможность повышения надежности	Появляется возможность повышения надежности

	подвода к ним дополнительного кабеля		
Энергоэффективность	Низкая, так как для датчиков в ряде случаев необходим дополнительный источник питания	Более высокая	Более высокая
Чувствительность к внешним воздействиям	Высокая, так как датчики выполняются термо- и вибростойкими	Низкая, так как характеристики электромагнитов САУ зависят и от температуры внутри корпуса ЭМПЭ, и от вибраций ротора	Высокая, так как характеристики определяются непосредственно из параметров ЭМПЭ и могут корректироваться в зависимости от степени исправности ЭМПЭ
Использование в различных конструктивных модификациях ГМП	Возможно использовать во всех конструктивных модификациях	Только в модификациях, где применяются электромагниты	Возможно использовать во всех конструктивных модификациях

Данные гармонические составляющие магнитного поля в воздушном зазоре будут проявляться в создаваемых этим полем электродвижущей силе (ЭДС) и напряжении. Тогда по их наличию и абсолютной величине, возможно, определять смещение ротора ЭМПЭ на ГМП и управлять данным смещением с помощью либо электромагнита, либо сопла. При этом данные гармонические составляющие измеряются в номинальном режиме работы ЭМПЭ, т.е. когда температура обмоток ЭМПЭ достигла установившегося режима и ее изменение может произойти только в аварийных режимах работы ЭМПЭ, например, в режиме короткого замыкания, поэтому предложенный метод устойчив к температурным процессам в ЭМПЭ. Если установившаяся температура обмотки ЭМПЭ составляет 120⁰С, а сопротивление обмотки 0,003 Ом, то изменение данной температуры более чем на 10% будет говорить о неисправности ЭМПЭ, а менее чем на 10% – не окажет существенного влияния на гармонические составляющие, так как сопротивление изменится всего лишь на 3-5%. В таблице представлено качественное критериальное сравнение традиционных (датчиковых) способов управления, бессенсорных, разрабатываемых компаниями *Siemens* (ФРГ) и *Ebara Corporation* (Япония), и предлагаемого способа.

Таким образом, из таблицы видно, что предлагаемый способ бессенсорного управления имеет ряд преимуществ как перед известными бессенсорными способами управления, так и перед традиционными способами, а следовательно, он имеет перспективы практического применения.

Для практической реализации предложенного метода необходимо разработать математический аппарат, описывающий взаимозависимость выходных параметров ЭМПЭ и смещения ротора, при этом в качестве ЭМПЭ рассматривается быстроходный МЭГ на ГМП (рисунок 4.35).

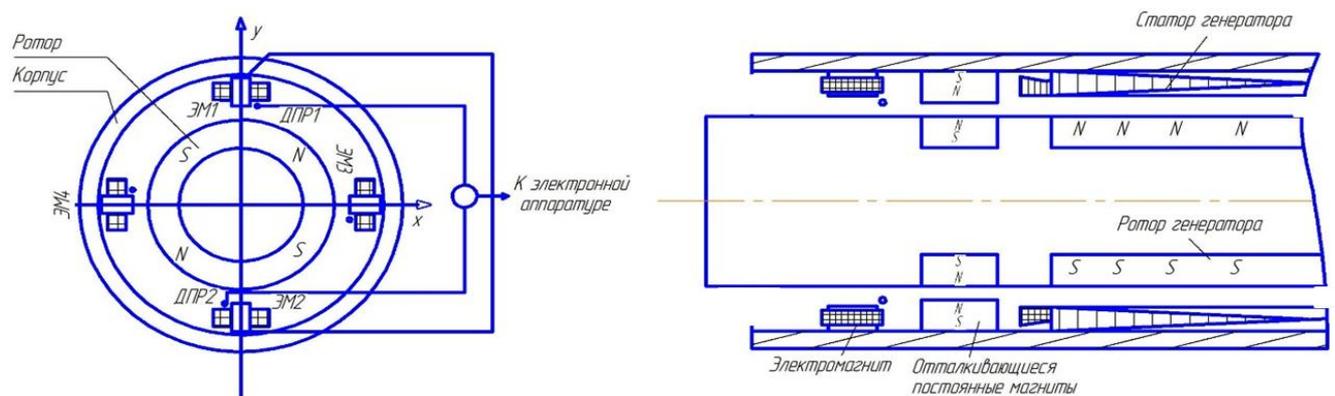


Рисунок 4.35 – Быстроходный МЭГ на ГМП

При решении поставленной задачи используются следующие допущения:

- магнитная проницаемость во всей области между статором и ротором равна проницаемости вакуума, магнитная проницаемость ПМ постоянна, магнитная проницаемость железа статора равна бесконечности;
- быстроходный МЭГ работает в симметричном установившемся режиме;
- индуктивное сопротивление по оси q равняется индуктивному сопротивлению по оси d .

Принятые допущения являются стандартными для задач подобного класса и не вносят значительных погрешностей, а влияние некоторых может быть учтено особо, например насыщение железа статора учитывается введением коэффициента насыщения.

С учетом допущения о равенстве индуктивных сопротивлений по осям d и

q , преобразование энергии в быстроходном МЭГ описывается системой уравнений:

$$\begin{aligned}\frac{d}{dt}i_d &= \frac{1}{L_d}u_d - \frac{r_a}{L_d}i_q + \frac{L_q}{L_d}p\omega i_q, \\ \frac{d}{dt}i_q &= \frac{1}{L_q}u_q - \frac{r_a}{L_q}i_d + \frac{L_d}{L_q}p\omega i_d - \frac{p\omega\Psi}{L_q}, \\ M_e &= 1,5p\Psi i_q, \\ \frac{d}{dt}\omega &= \frac{1}{J}(M_m - k_{тр}\omega - M_e),\end{aligned}\tag{4.45}$$

где i_d, i_q – проекции токов статора на оси q и d ;

u_d, u_q – проекции напряжений, подводимых к статору на оси q и d ;

L_d, L_q – индуктивности на оси q и d ;

p – число пар полюсов быстроходного МЭГ;

ω – частота вращения ротора;

Ψ – потокосцепление фазы статора;

M_m – механический момент привода;

$k_{тр}$ – коэффициент, учитывающий трение в подшипниках;

J – момент инерции;

M_e – электромагнитный момент;

r_a – активное сопротивление обмотки быстроходного МЭГ.

Индуктивное сопротивление обмотки статора по поперечной или продольной оси для неявнополюсного быстроходного МЭГ определяется суммой:

$$x_d = x_a + x_\sigma,\tag{4.46}$$

где x_a – индуктивное сопротивление обмотки статора;

x_σ – индуктивное сопротивление рассеяния.

Индуктивное сопротивление обмотки статора, при отсутствии смещения ротора:

$$x_a = \frac{4\mu_0 mf (wk_{\sigma\sigma})^2 \tau l}{\pi r k_\delta \delta},\tag{4.47}$$

где m – число фаз быстроходного МЭГ;

f – частота тока в обмотках быстроходного МЭГ;

w – число витков;

δ – воздушный зазор быстроходного МЭГ;

l – активная длина пакета статора;

$k_{об}$ – обмоточный коэффициент;

τ – полюсное деление ротора быстроходного МЭГ;

μ_0 – магнитная проницаемость вакуума;

k_δ – коэффициент, учитывающий зубчатость статора;

p – число пар полюсов быстроходного МЭГ.

При радиальном смещении ротора воздушный зазор быстроходного МЭГ будет изменяться по закону:

$$\delta = \delta_0 - x \cos \alpha - y \sin \alpha, \quad (4.48)$$

где δ_0 – номинальный воздушный зазор быстроходного МЭГ;

x, y – смещение ротора в декартовой системе координат;

α – угловая координата ротора.

Тогда индуктивное сопротивление статора при смещении ротора быстроходного МЭГ, с учетом (4.48):

$$x_a = \frac{4\mu_0 m f (w k_{об})^2 \tau l}{\pi p k_\delta (\delta_0 - x \cos \alpha - y \sin \alpha)}. \quad (4.49)$$

Индуктивное сопротивление рассеяния зависит от коэффициентов проводимости рассеяния и определяется известным соотношением:

$$x_\sigma = 15.8 \frac{f}{100} \left(\frac{w}{100} \right)^2 \frac{l}{p q_m} (\lambda_{п.к} + \lambda_{л} + \lambda_{д}), \quad (4.50)$$

где $\lambda_{п.к}$, $\lambda_{л}$, $\lambda_{д}$ – коэффициент удельной проводимости пазового, лобового

и дифференциального рассеяния соответственно;

q_m – число пазов на полюс и фазу;

p – число пар полюсов быстроходного МЭГ.

Коэффициенты удельной проводимости лобового и пазового рассеяния определяются геометрическими параметрами паза, лобовых частей и свойствами изоляции и не зависят от изменения воздушного зазора. Коэффициент удельной проводимости дифференциального рассеяния, с учетом (4.48) запишем как:

$$\lambda_d = 0.03 \frac{\tau \alpha_i}{(\delta_0 - x \cos \alpha - y \sin \alpha) k_\delta q}, \quad (4.51)$$

где α_i – коэффициент полюсного перекрытия.

Тогда:

$$L_d = L_q = \frac{1}{f} \left[\frac{4\mu_0 m f (w k_{\text{об}})^2 \tau l}{\pi p k_\delta (\delta_0 - x \cos \alpha - y \sin \alpha)} + 15.8 \frac{f}{100} \left(\frac{w}{100} \right)^2 \frac{l}{pq} \left(\lambda_{\text{п.к}} + \lambda_d + 0.03 \frac{\tau \alpha_i}{(\delta_0 - x \cos \alpha - y \sin \alpha) k_\delta q_m} \right) \right]. \quad (4.52)$$

На рис. 4.36 в качестве примера представлена зависимость индуктивности по оси d и q от величины смещения ротора, построенная для быстроходного МЭГ с частотой вращения 12000 мин^{-1} , мощностью 100 кВт, с числом витков –4 и воздушным зазором на сторону 1 мм.

Из анализа рисунка 4.36 видно, что при увеличении смещения ротора на 90% от величины воздушного зазора индуктивности по осям d и q увеличиваются в 4.4 раза.

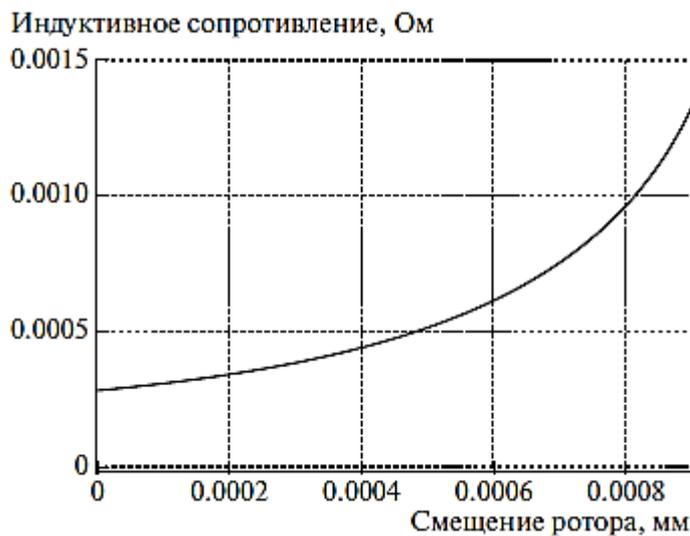


Рисунок 4.36 – Зависимость индуктивности от смещения ротора

Изменение воздушного зазора также влияет на потокосцепление быстро-

ходного МЭГ, с учетом того, что магнитодвижущая сила в быстроходном МЭГ определяется характеристиками применяемых ВПМ: $F = H_c I$, где H_c – коэрцитивная сила ВПМ, тогда:

$$\psi = \mu_0 w H_c I^2 \frac{2\tau}{\pi} \frac{1}{(\delta_0 - x \cos \alpha - y \sin \alpha)}. \quad (4.53)$$

Согласно выражениям (4.52), (4.53) и системе уравнений (4.45) может быть сформулирована математическая модель быстроходного МЭГ с учетом смещения ротора в пространственных координатах.

В реальных условиях эксплуатации быстроходного МЭГ оперировать токами и напряжениями в двухфазной системе координат для определения смещения ротора затруднительно, в отличие, например, от вентильных двигателей на ГМП, где имеет место система управления, в которой рассчитываются токи и напряжения в двухфазной системе координат и соответственно возникает возможность синтеза системы управления двигателем и системы бессенсорного управления ГМП. Применение подобного подхода в быстроходном МЭГ приведет к появлению дополнительных элементов, что значительно снизит эффективность от решения поставленной задачи. В быстроходном МЭГ наиболее удобно оперировать измеряемыми на выходе величинами: напряжением или ЭДС.

Путем интерполяции методом наименьших квадратов экспериментальных данных была установлена обобщенная зависимость первой, третьей, девятой и сорок третьей гармонических составляющих выходной ЭДС ЭМПЭ от статического эксцентриситета:

$$\varepsilon = k_3 \Delta E_v^3 + k_2 \Delta E_v^2 + k_1 \Delta E_v + k_0, \quad (4.54)$$

где k_1, k_2, k_3, k_0 – коэффициенты интерполяции;

$\Delta E_v = \left[(E_v - E_{v_{\text{сим}}}) / E_{v_{\text{сим}}} \right] 100$ – относительное отклонение измеренной гармоники ЭДС от гармоники симметричного режима;

$\varepsilon = \left[(\delta_{\text{max}} - \delta_{\text{min}}) / (\delta_{\text{max}} + \delta_{\text{min}}) \right] 100$ – относительный статический эксцентриситет в процентах от номинального воздушного зазора;

$\delta_{\text{max}}, \delta_{\text{min}}$ – минимальный и максимальный воздушный зазор при смещении;

ν – номер гармоники;

$E_{\nu \text{ сим}}$ – гармоники симметричного режима (эталонной ЭДС).

Коэффициенты интерполяции в выражении (4.54) для конкретного быстроходного МЭГ определяются:

$$\sum_{l=0}^3 k_l \int_0^{100} \varepsilon^{l+j-2} d\varepsilon = \int_0^{100} \varepsilon^{j-1} f(\varepsilon) d\varepsilon, \quad (4.55)$$

где $j=1, \dots, 4$; $f(\varepsilon)$ – функция, описывающая зависимость смещения ротора от гармоник ЭДС.

Тогда, измеряя выходную ЭДС и представляя ее в виде гармонического ряда, определяем статический эксцентриситет ротора или его смещение из условия:

$$\begin{aligned} k_{11}\Delta E_1^3 + k_{12}\Delta E_1^2 + k_{13}\Delta E_1 + k_{14} &\approx k_{21}\Delta E_3^3 + k_{22}\Delta E_3^2 + k_{23}\Delta E_3 + k_{24} \approx \\ &\approx k_{91}\Delta E_9^3 + k_{92}\Delta E_9^2 + k_{93}\Delta E_9 + k_{94} \approx k_{431}\Delta E_{43}^3 + k_{432}\Delta E_{43}^2 + k_{433}\Delta E_{43} + k_{434} \end{aligned} \quad (4.56)$$

При этом из выражения (4.56) видно, что величина эксцентриситета (смещения ротора) может быть вычислена только по гармонике 1 ЭДС, при этом отклонения гармоник 3, 9, 43, и соответственно рассчитанные по ним величины эксцентриситета необходимы для верификации данных, полученных исходя из анализа первой гармоники.

Данный метод представляет интерес для систем функциональной диагностики быстроходного МЭГ, но его применение для бессенсорного управления положением ротора на ГМП ограничено тем фактом, что неизвестна точная координата смещения и траектория движения ротора быстроходного МЭГ.

Для определения точной координаты смещения и траектории движения ротора вводится зависимость измеряемой величины от угловой координаты ротора, т.е. измерение ЭДС будет происходить при заранее определенных углах поворота ротора (рисунок 4.4.3). При этом в направлении, задаваемом этими углами, в корпусе быстроходного МЭГ установлены управляющие элементы ($P1-Pk$) (сопла газовых подшипников или полюса электромагнитов).

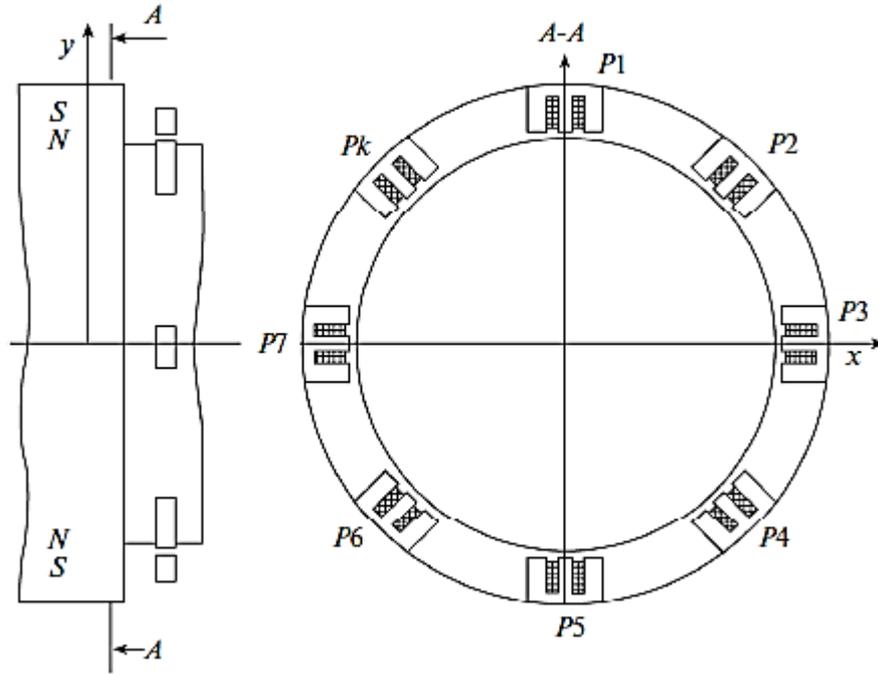


Рисунок 4.37 – К определению положения ротора на ГМП

Тогда для элемента $P1, P2, Pk$ с учетом выражений (4.54), (4.55):

$$\begin{aligned} \frac{(\delta_0 + y_{P1}) - (\delta_0 - y_{P1})}{(\delta_0 + y_{P1}) + (\delta_0 - y_{P1})} &\approx k_{21}\Delta E_3^3(\varphi) + k_{22}\Delta E_3^2(\varphi) + k_{23}\Delta E_3(\varphi) + k_{24} \approx \\ &\approx k_{91}\Delta E_9^3(\varphi) + k_{92}\Delta E_9^2(\varphi) + k_{93}\Delta E_9(\varphi) + k_{94} \approx \\ &\approx k_{431}\Delta E_{43}^3(\varphi) + k_{432}\Delta E_{43}^2(\varphi) + k_{433}\Delta E_{43}(\varphi) + k_{434} \end{aligned} \quad , (4.57)$$

$$\begin{aligned} \frac{(\delta_0 + y_{P2}\cos 2\varphi + x_{P2}\sin 2\varphi) - (\delta_0 - y_{P2}\cos 2\varphi - x_{P2}\sin 2\varphi)}{(\delta_0 + y_{P2}\cos 2\varphi + x_{P2}\sin 2\varphi) + (\delta_0 - y_{P2}\cos 2\varphi - x_{P2}\sin 2\varphi)} &\approx \\ &\approx k_{21}\Delta E_3^3(2\varphi) + k_{22}\Delta E_3^2(2\varphi) + k_{23}\Delta E_3(2\varphi) + k_{24} \quad , (4.58) \\ &\approx k_{91}\Delta E_9^3(2\varphi) + k_{92}\Delta E_9^2(2\varphi) + k_{93}\Delta E_9(2\varphi) + k_{94} \approx \\ &\approx k_{431}\Delta E_{43}^3(2\varphi) + k_{432}\Delta E_{43}^2(2\varphi) + k_{433}\Delta E_{43}(2\varphi) + k_{434} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{(\delta_0 + y_{Pk}\cos k\varphi + x_{Pk}\sin k\varphi) - (\delta_0 - y_{Pk}\cos k\varphi - x_{Pk}\sin k\varphi)}{(\delta_0 + y_{Pk}\cos k\varphi + x_{Pk}\sin k\varphi) + (\delta_0 - y_{Pk}\cos k\varphi - x_{Pk}\sin k\varphi)} &\approx \\ &\approx k_{21}\Delta E_3^3(k\varphi) + k_{22}\Delta E_3^2(k\varphi) + k_{23}\Delta E_3(k\varphi) + k_{24} \quad , (4.59) \\ &\approx k_{91}\Delta E_9^3(k\varphi) + k_{92}\Delta E_9^2(k\varphi) + k_{93}\Delta E_9(k\varphi) + k_{94} \approx \\ &\approx k_{431}\Delta E_{43}^3(k\varphi) + k_{432}\Delta E_{43}^2(k\varphi) + k_{433}\Delta E_{43}(k\varphi) + k_{434} \end{aligned}$$

где $y_{P1}, y_{P2}, x_{P2}, y_{Pk}, x_{Pk}$ – соответственно смещения ротора под 1, 2, k управляющим

элементом;

k – количество управляющих элементов;

$\varphi = 360 / k$ – угол измерения ЭДС и расположения соответственно управляющего элемента.

Из представленных рассуждений видно, что для управления положением ротора быстроходного МЭГ на ГМП необходимо знать его угловую координату и измерять выходное ЭДС. Определение угловой координаты может быть достигнуто расчётными методами или установкой одного углового датчика, например, энкодера (по аналогии с бездатчиковым векторным управлением вентильными двигателями).

На основе разработанного математического аппарата может быть сформулирован алгоритм бессенсорного управления ГМП по ЭДС быстроходного МЭГ.

Рассмотрим решение данной задачи на примере однокольцевого ГМП с системой управления, состоящей из 8 электромагнитов, расположенных на равном расстоянии по периметру вала быстроходного МЭГ (рис. 4.37). Угол поворота ротора определяется энкодером. Для формализации алгоритма вводятся следующие обозначения: $P_1, P_2, P_3, P_4, P_5, P_6, P_7, P_8$ – электромагниты системы управления; ef – энкодер (не показан на рис. 4.37).

1. В момент запуска быстроходного МЭГ датчиками напряжения измеряется действующее значение ЭДС при нулевом угле поворота (под электромагнитом P_1). Полученное ЭДС раскладывается на гармонические составляющие, и находится относительное отклонение гармоник ЭДС от гармоник симметричного режима при нулевом угле.

2. Если выполняется условие $\Delta E_1 > 2\%$ и/или $\Delta E_3 > 2\%$ и/или $\Delta E_9 > 2\%$ и/или $\Delta E_{43} > 2\%$, тогда определяется смещение под рассматриваемым электромагнитом (P_1):

$$y_{P1} \approx [k_{21}\Delta E_3^3 + k_{22}\Delta E_3^2 + k_{23}\Delta E_3 + k_{24}] \delta_0. \quad (4.60)$$

3. Если $\Delta E_1, \Delta E_3, \Delta E_9, \Delta E_{43} > 0$, то на электромагнит P_1 через усилитель мощности подается управляющий сигнал, который обуславливает увеличения на-

пряжения в обмотках электромагнита и соответственно тягового усилия. В качестве закона управления положением ротора на ГМП принимается пропорционально-дифференциальный закон управления, практическая реализация которого достигается применением пропорционально-дифференциального (ПД) регулятора:

$$I = \alpha \cdot y(P1) + \beta \cdot \frac{dy(P1)}{dt}, \quad (4.61)$$

где α , β – коэффициенты управления, зависящие от суммы сил действующих на ротор, и конструктивных особенностей ГМП. Кроме этого коэффициенты управления α , β должны выбираться таким образом, чтобы обеспечить устойчивое движение ротора на ГМП.

4. Если $\Delta E_1, \Delta E_3, \Delta E_9, \Delta E_{43} < 0$, то на электромагнит $P5$ через усилитель мощности подается управляющий сигнал, аналогично шагу 3.

5. По показаниям энкодера ef определяется угол поворота ротора, и повторяются п. 1–3 для углов 45, 90, 135, 180, 225, 270 и 315 и расположенных в направлении данных углов электромагнитов ($P2, P3, P4, P5, P6, P7, P8$).

Для проверки эффективности предложенного авторами способа была разработана имитационная модель быстроходного МЭГ на ГМП, реализующая предлагаемый алгоритм в системе Matlab Simulink. Структурная схема имитационной модели представлена на рисунке 4.38.

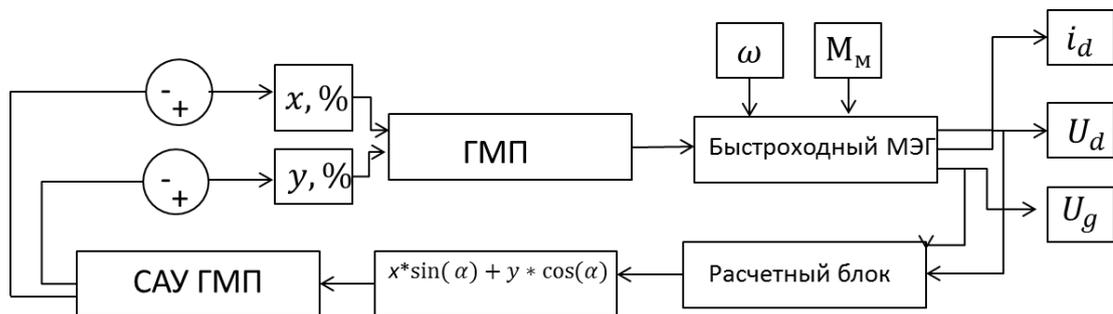


Рисунок 4.38 – Структурная схема имитационной модели

Разработанная имитационная модель состоит из блоков ГМП, быстроходного МЭГ, (энкодер установлен в блоке быстроходного МЭГ), расчетного блока, в котором вычисляется величина смещения ротора быстроходного МЭГ, и системы

управления ГМП (СУ ГМП) где определяется величина управляющего сигнала. Блок быстроходного МЭГ был реализован согласно уравнениям (4.45), при этом потокосцепление быстроходного МЭГ вычисляется исходя из величины смещения ротора (задаваемого в блоке ГМП) по выражению (4.53) и при концентричном положении ротора равняется 0,12 Вб. При численных исследованиях предлагаемого алгоритма рассматривался быстроходный МЭГ со следующими параметрами: индуктивность по осям d и q (L_d, L_q) составляла 0,0242 Ом, число полюсов – 8, мощность – 5 кВт, момент инерции ротора – 0,0002102 кг/м², частота вращения – 12000 мин⁻¹, смещение ротора по оси x задавалось равным 30% от воздушного зазора, воздушный зазор принимался равным 1 мм.

Для определения эталонной ЭДС (напряжение U_d) было проведено имитационное моделирование быстроходного МЭГ при нулевом смещении ротора, величина эталонной ЭДС составила 293,43 В. При появлении смещения, равного 30% от воздушного зазора, максимальная амплитуда ЭДС составила 420 В, тогда по выражению (4.54) $\Delta E_v = 43.13\%$, с учетом коэффициентов интерполяции, определяемых из (4.55), эксцентриситет равен:

$$\varepsilon = 0.476 \cdot (43.13)^3 - 21.12 \cdot (43.13)^2 + 26.18 \cdot 43.13 + 1.404 \approx 30\% .$$

При этом из выражения (4.4.16) определяется величина смещения ротора на ГМП:

$y(P1) \approx 0.001 \cdot (0.476 \cdot (43.13)^3 - 21.12 \cdot (43.13)^2 + 26.18 \cdot 43.13 + 1.404) = 0.0003$ м
Полученная величина смещения подается на вход пропорционально-интегрально-дифференцирующего регулятора (ПИД-регулятора), также реализованного в программном комплексе Matlab Simulink. При моделировании в ПИД-регуляторе использовались следующие параметры: $\alpha = 1000$, $\beta = 40000$. В результате моделирования на выходе ПИД-регулятора было получено значение управляющего тока 1,218 А, который необходимо подать на электромагнит P1. После подачи данного тока на электромагнит P1 смещение было устранено, что наглядно иллюстрирует предлагаемый алгоритм управления.

Измерения ЭДС производились при двух углах поворота ротора (0 и 90°, т.е.

когда $\sin \alpha = 0$ или $\cos \alpha = 0$ для определения смещения по оси x и y соответственно). С целью верификации произведена подобная операция для гармоник 3, 9 и 43. Данные операции выполнялись в расчетном блоке, так же, как и вычисление коэффициентов интерполяции, в результате чего на выходе из расчетного блока была получена кривая для угла 0° , максимальная амплитуда которой составляла величину, равную смещению ротора (30%).

Таким образом, в результате имитационного моделирования доказана возможность практической реализации управления положением ротора быстроходного МЭГ с мощностью 5 кВт без датчиков положения ротора.

Выводы по главе 4

1. Разработанная математическая модель динамических процессов роторов на ГМП позволяет исследовать зависимость электромагнитных характеристик ГМП от механических характеристик системы. Достоинством данной модели является возможность ее технической реализации посредством изготовления ЭМПЭ перспективных ЛА.

2. Разработана математическая модель для определения силы в рабочем зазоре и жесткости осевого магнитного подшипника на ПМ с осевым направлением намагниченности на основе анализа электромагнитного поля ПМ и методом эквивалентного соленоида. Представленные математические модели реализованы в программном комплексе *Maple* и *Mathcad* с целью сокращения времени и трудоемкости расчетов.

3. Разработанная математическая модель динамических процессов высокоскоростных ГМП позволяет исследовать зависимость электромагнитных характеристик ГМП от механических характеристик системы. К достоинствам разработанной компьютерной модели относится возможность ее компьютерной и технической реализации посредством пакета *Matlab Simulink*, что упростит экспериментальные исследования ГМП и внедрение ГМП в технологический процесс.

4. Разработана математическая модель осевой составляющей силы отталкивания магнитного подшипника на ПМ с осевым направлением намагниченности, исследована осевая составляющая силы отталкивания многокольцевого радиального магнитного подшипника на ПМ с осевым направлением намагниченности. Определено, что величина осевой составляющей силы отталкивания превышает величину радиальной составляющей силы отталкивания, что делает нецелесообразным применение магнитных подшипников с осевым направлением намагниченности в качестве радиальных опор ЭМПЭ. Рекомендуется при практическом применении использовать магнитные подшипники с осевым направлением намагниченности в качестве осевых опор для вертикальных и горизонтальных валов. Адекватность полученных результатов подтверждена экспериментом.

5. Предложена общая модель обслуживания систем ЭМПЭ по состоянию. Поведение системы ЭМПЭ во времени описывается некоторым случайным процессом $x(t)$. Этот процесс может быть простым или сложным, одномерным или многомерным в зависимости от информации, которую можно снимать с системы. Поскольку важна надежность системы, то единственным условием, накладываемым на процесс $x(t)$, является возможность по его состоянию в каждый момент времени однозначно определять, исправна система или нет.

Глава 5 Методология стандартизации и сертификации электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов на основе сертификации интегрированной модульной авионики

В настоящее время одним из важных конкурентных вопросов при строительстве гражданских самолетов является ориентация на принципиально новую структуру авионики. В предыдущие поколения авиации авионика была неким набором функционально законченных систем, которые интегрировались на уровне кабины самолета и органов управления. Отличие, присущее XXI веку – резкий рост количества функций, реализуемых в авионике. Поэтому зародилась новая идея, которая сводится к созданию цифровой платформы в виде компьютерной системы с очень высокой производительностью. В основе концепции ИМА лежит открытая сетевая архитектура и единая вычислительная платформа. При этом функции систем выполняют программные приложения, разделяющие общие вычислительные ресурсы. Эта компьютерная система представляет собой многопроцессорную структуру, выполненную на стандартных аппаратных модулях: процессора, памяти, графики, питания, связи, которые построены по международным стандартам. Поэтому 5 глава диссертации посвящена методологиям сертификации бортового оборудования на основе ИМА, которые в дальнейшем будут применимы и к ЭМПЭ.

5.1 Анализ вариантов сертификации бортового оборудования на основе интегрированной модульной авионики в Российской Федерации и за рубежом

В современных условиях при выборе состава бортового оборудования (БО) для нового ВС используется как опыт российских и зарубежных разработчиков авиационной техники, так и результаты многочисленных НИР, выполненных в стране и за рубежом за последние годы. Они внесли существенную новизну во все

процессы от разработки до сертификации ВС и их компонентов.

В российском авиаприборостроении несколько НИР были связаны с реализацией проектов по созданию ИМА, как авионики качественно новой архитектуры, предлагаемой к применению в перспективных ВС. Использование ИМА на борту ВС позволяет получить следующие неоспоримые выгоды:

- снижение стоимости разработки, сертификации и производства ВС;
- снижение веса авионики;
- гибкость в отношении эффективного удовлетворения требований покупателей и проведения модификаций;
- повышение эксплуатационных характеристик ВС;
- упрощение сертификационных процессов на основе декомпозиции компонентов ИМА;
- снижение стоимости и трудоемкости технического обслуживания ВС;
- упрощение процесса будущих модификаций, связанных с наращиванием функциональности в течении жизненного цикла авионики;
- увеличенный объем рынка.

При проектировании авионики ВС на основе ИМА определяющими моментами становятся вопросы технологии и соблюдения базовых принципов разработки ИМА (модульность построения, открытость и применение единой архитектуры, использование функциональной интеграции ПО в соответствии с ARINC 653, развернутое внешнее и встроенное тестирование, межпроектная унификация, соответствие действующим и перспективным нормам ИКАО и общим требованиям к функциям БРЭО, широкое использование COTS-технологий и др.).

Следует отметить, что строгое соблюдение этих условий в значительной степени предопределяет и сертифицируемость такого оборудования.

Концепция ИМА диктует также жесткие требования к программному обеспечению, способному реализовать потенциал новой аппаратно-программной архитектуры.

Рассмотренные особенности построения авионики ВС на принципах ИМА

нашли прямое отражение в создании целой группы новых нормативных документов и определили процессы для ее сертификации. В FAA совместно с RTCA и SAE были подготовлены и внедрены документы DO-297, TSO-C153, AC 20-170, большое количество других стандартов. В EASA эти документы при рассмотрении получили неоднозначную оценку.

В РФ авиационный регистр МАК (АРМАК) выпустил проекты российских нормативных документов на основе перечисленных (КТ-297, Р-297, РМ-297, РМ-КПК, РМ-ГШД). Отметим, что ряд стандартов, которые разработаны и приняты за рубежом, используются при разработке в РФ неофициально, они не внедрены и отсутствуют методы оценки соответствия этим стандартам (например, ARINC 653, 664, 825 и др.).

Специфика российской системы квалификации бортового оборудования. В АРМАК разработаны нормативные документы, описывающие системные требования к БО ВС различных классов, методы оценки соответствия ряда систем квалификационным требованиям, внедрены в сертифицирующих организациях (СЦ, ИЦ, ИЛ) методики проведения квалификационных испытаний и определены оформляемые документы по результатам испытаний на комплектующие изделия (Свидетельство годности комплектующего изделия – СГКИ, Одобрительное письмо – ОП, Одобрение на установку изделия). Методика проведения КИ достаточно хорошо известна и применялась в течение последних двух десятков лет. Но надо отметить ряд особенностей такой методики:

- используемый подход, как правило, связан с использованием квалифицируемого КИ на конкретном типе ВС и его испытания проводятся в составе этого ВС;

- используемые в РФ требования (стандарты) во многих случаях являются сокращенными и не соответствуют современным зарубежным требованиям (например, в части используемых интерфейсов);

- применяемые нормативные документы не многочисленны, не отражают особенности построения современных КИ, разработанных на ИМА-принципах,

возможностей по их тестированию, верификации ПО и т.п.;

– выдаваемые итоговые сертификационные документы (СГКИ, ОП) не признаются зарубежными сертификационными органами и, следовательно, покупателями продукции (разработчиками/производителями ВС);

– доказательная документация, используемая при сертификации КИ, не соответствует ни по своему составу, ни по содержанию зарубежным требованиям.

Эти и ряд других особенностей не позволяют рассматривать многие КИ как самостоятельные продукты для внутреннего рынка, применять их на зарубежных ВС, использовать при импортозамещении и модернизации, включать в составы БО разнотипных ВС, в конце концов выходить на внешний рынок и завоевывать свои ниши во внешней торговле и организации производства в других странах.

Одним из возможных путей изменения сложившегося положения представляется проведение сертификации российских КИ за рубежом без привязки к представляемому на сертификацию ВС. Такой шаг, особенно на начальном этапе, позволит не только отработать и сертифицировать конкретное КИ, достичь определенного признания российских КИ за рубежом, но и ознакомиться с методикой, порядком проведения и объемом таких работ, освоить используемые сертификационные процессы, создать в ходе реализации полный комплект доказательной и сопровождающей документации, признаваемый зарубежными регистрами, установить контакты с разработчиками и производителями авиационной техники, приобрести опыт взаимодействия с сертифицирующими организациями и авиационными властями другой страны, а на завершающем этапе – внедрить полученные знания у российских разработчиков и производителей АТ.

Организация работ с инофирмами по обеспечению сертификации российских КИ за рубежом. В период с 2009 по 2012 гг. ФГУП «ГосНИИАС» совместно с рядом соисполнителей провел исследования путей сертификации бортового электронного оборудования в иностранных сертифицирующих органах. Основная сложность сертификации связана прежде всего с отсутствием двухсторонних Соглашений по согласованию процедур сертификации, взаимному при-

знанию результатов сертификации (квалификации) КИ в АРМАК, FAA и EASA.

Так, «Рабочее соглашение...» с EASA (пп. d, e, h статьи 4) четко определяет, что на экспортируемое в страны ЕС комплектующее изделие распространяются все требования импортирующей стороны, а также *дополнительные технические условия, если таковые потребуются*. Таким образом (при необходимости) может быть создан непреодолимый барьер при сертификации КИ и как следствие – при экспорте любого продукта на европейский рынок. Соглашение, подписанное с FAA в 1998 г., вообще не распространяется на процессы сертификации КИ в РФ и США.

В других странах, как правило, применяются положения и правила сертификации, принятые FAA или EASA, или признаются результаты их сертификации. Поэтому так важно нахождение возможных путей сертификации БО в FAA и EASA.

Сертификация КИ в обеих системах связана с получением на первом этапе сертификации Разрешения по TSO (ETSO) (TSO authorization), которое означает одобрение FAA (EASA) конструкции и производства материалов, частей (здесь и в дальнейшем под частью понимается часть ВС, например, комплектующее изделие) и приспособлений по стандарту TSO. Разрешение по TSO выдается изготовителю материала, части и приспособления.

Полученное разрешение по TSO не дает права установки этого изделия на ВС. Разрешение по TSO означает, что изделие соответствует конкретному стандарту TSO и заявителю разрешено его производить. Одобрение установки на ВС изделия, имеющего разрешение по TSO, осуществляется в рамках процесса Сертификации типа ВС (TC) или процесса получения Дополнительного сертификата типа ВС (STC).

Возможность прямой сертификации российских КИ в EASA. Непосредственное обращение российского разработчика/производителя КИ в EASA с заявкой на сертификацию КИ возможно. Основанием для такого утверждения являются два положения.

1. В «Рабочем соглашении...» между EASA и российскими авиационными властями не исключается такая возможность. В нем говорится (п. а статьи 2), что договаривающиеся стороны «согласились реализовать сотрудничество, обозначая следующие цели: а) Создать и использовать процедуры сертификации летной годности и охраны окружающей среды, выдачи одобрений конструкции гражданской авиационной техники, частей и комплектующих, импортируемых из другой Договаривающейся стороны».

2. Директивами ЕС допускается, что сертификация компонентов и комплектующих изделий, разработанных и произведенных организациями, действующих не на территории страны-члена ЕС, осуществляется непосредственно Агентством (EASA).

Однако следует иметь ввиду, что такое обращение на основании рекомендаций Европейской комиссии и действующих правил Агентства связано с большим объемом дополнительных работ и значительными финансовыми потерями разработчика и производителя. К таким работам следует отнести:

- ликвидация технологического отставания разработчика/производителя от общеевропейского уровня;
- введение надлежащего планирования и контроля за ним;
- обучение и квалификация технического персонала (в том числе для ликвидации языковых барьеров);
- внедрение СМК европейского уровня (требуется последующая сертификация СМК европейскими органами);
- одобрение разработчика и производства в соответствии с CS-21.

В 2012 году EASA приняла решение, в соответствии с которым на сертификацию может быть допущена продукция разработанная и производимая только организациями, обладающими статусами DOA (Design organization approval) и POA (Production organization approval) соответственно. Этот статус устанавливается по решению EASA после аудитов предприятий, проведения предприятиями корректирующих действий по замечаниям EASA и выполнения итоговых проце-

дур оценки предприятий.

Объективно оценивая сложности, возникающие при прямой сертификации КИ в EASA, в том числе и финансовые, учитывая возможность предъявления «*дополнительных технических условий, если таковые потребуются*» (см. ранее), следует констатировать, что такой путь сертификации КИ не представляется возможным при современном состоянии отношений авиационных властей ЕС и России. Кардинального изменения сложившейся ситуации можно добиться только после заключения между ними Соглашения гармонизации процессов сертификации и о взаимном признании результатов сертификации АТ в EASA и АРМАК.

Сертификация российских КИ в EASA с привлечением иностранных партнеров. Возможны иные варианты сертификации с получением на комплектующие изделия ETSO и TC (STC) на ВС, на котором это КИ установлено. Все они основаны на организации совместной разработки и/или производства КИ в странах, входящих в зону ЕС (преодолевается запрет на сертификацию продуктов, произведенных вне зоны ЕС). В этом случае сертификация может производиться не в Агентстве (EASA), а в уполномоченных ею *компетентных органах*. К таким органам относятся:

- в Великобритании – САА (Гражданские авиационные власти Великобритании /UK Civil Aviation Authority);
- в Италии – ENAC (Национальный орган гражданской авиации/Ente Nazionale per Aviazione Civile);
- во Франции – DGAC (Дирекция Гражданской Авиации/Direction Generale de l'Aviation Civile).

Сертификация в компетентных органах в ряде случаев проще и не приводит к столь значительным финансовым и временным затратам.

Можно выделить несколько форм организации совместной работы с иностранным партнером в Европе:

1. Организация совместного предприятия в стране, в которой работает иностранный партнер. Отличительные особенности такой организации - жесткое разграничение прав и обязанностей партнеров, четкое определение правил финан-

сового взаимодействия и распределения доходов, практически равные условия работы сотрудников договорившихся сторон. При такой организации возможно привлечение бюджетных средств, выделяемых каждой страной-учредителем совместного предприятия (должно быть предусмотрено в учредительном договоре и уставе СП). В большей степени такая форма организации свойственна разрабатывающим организациям или производящим конечный продукт без привлечения больших материальных ресурсов и использования сложных производственных технологий.

Основным недостатком организации такого предприятия (с точки зрения выхода на европейскую сертификацию КИ) является принадлежность конечных результатов сертификации этому предприятию и невозможность использования их в целях продвижения российских разработок на международный рынок.

Этой организации в меньшей степени свойственна передача новых технологий выполнения работ между партнерами, выравнивание уровней разработки и производства на образующих СП предприятиях, сложность управления СП в меняющихся внешних условиях.

2. Организация работы российских предприятий с иностранными партнерами в форме консорциума. Такая организация полезна при заинтересованности сторон в обмене технологиями и информацией, решении рыночных задач. Но при этой форме организации работ невозможно решить задачу одобрения разработчиков и производств, а, следовательно, сертифицировать разрабатываемую продукцию можно только в случае, если основной разработчик имеет статус DOA.

3. Организация совместных разработок КИ и систем авионики с привлечением к выполнению таких проектов российских разработчиков. При такой организации работ имеются самые широкие возможности по развитию производственной базы, обмену технологиями и специалистами, использованию опыта, имеющегося у иностранного партнера в области сертификации, по созданию полностью гармонизированной с европейской российской нормативной базы, расширяются возможности по выходу российских предприятий на европейский рынок.

Широко используя эти преимущества, российский участник совместного проекта может вести собственные независимые разработки на новом уровне.

Однако на совместные разработки, как правило, не оформляются Разрешения ETSO. Известны только отдельные случаи такого оформления в ENAC (Италия), при которых совместно работающие стороны договаривались о преимущественных правах на разработку итальянской стороны.

4. Своеобразной формой совместной работы является передача разработки, выполненной одной стороной (российской), для производства другой стороне (в страну, входящую в зону ЕС). Для проведения сертификации такой разработки разработчик должен передать часть прав на нее производителю, который в свою очередь должен принять на себя ответственность перед EASA за разработку. При таком варианте организации решаются в основном задачи внедрения на внешний рынок.

Третий и четвертый варианты оказываются результативными в случае, если с европейской стороны участником работ является обладатель статуса DOA или POA, но эффективно используются такие варианты достаточно редко.

5. Вторым по эффективности является способ организации работ, при котором европейский партнер выступает в качестве интегратора сложной системы, а российский участник является разработчиком/поставщиком одного из КИ этой системы. В этом случае одобрение на разработку получает заявитель (интегратор системы) и сертифицируется система в целом, на нее выдается Разрешение по ETSO.

Особо следует подчеркнуть, что в EASA до настоящего времени не приняты нормативные документы и не разработаны процедуры для сертификации компонентов ИМА систем, в том числе платформ и устанавливаемых на них приложений. В соответствии с предложением Airbus в EASA используются процедуры, которые применялись при сертификации самолета Airbus A380. Этим также ограничивается возможность сертификации комплектующих ИМА в уполномоченных органах стран ЕС.

Возможность сертификации российских КИ в FAA. Система сертифика-

ции, разработанная и применяемая FAA в США, незначительно отличается от системы, используемой в Европе. В настоящее время ее переняли во многих производящих АТ странах. К ним относятся Канада, Бразилия, Китай, Индия, Израиль. Авиационные власти этих стран заключили с FAA двухсторонние соглашения, в соответствии с которыми результаты сертификации АТ в этих странах признаются в FAA, выдаваемые документы (сертификаты типа ТС и дополнительные сертификаты STC, разрешения по TSO) принимаются без пересмотра и ограничений. Аналогичные правила действуют и в этих странах в отношении сертификационных документов, выданных в США. Поэтому утверждение, что сертификация АТ выполнена по правилам и нормам FAA, еще не означает, что сертификация проведена в США.

При сравнении процессов получения разрешения по TSO (FAA) и ETSO (EASA) можно выделить как общие черты, так и некоторые отличия, которые в большинстве своем незначительны. Но на некоторые отличия следует обратить особое внимание:

1. В FAA нет ограничений на получение разрешений по TSO на ИМА системы и ее компоненты.
2. FAA имеет 2 типа «Писем разрешения по TSO»:
 - для изготовителя, находящегося в США – «Письмо разрешения по TSO» (TSO authorization letter);
 - для импортера в США TSO-оборудования – «Письмо одобрения конструкции по TSO» (Letter of TSO design approval/LODA).
3. В FAA используются два типа Разрешений.
 - Разрешение по TSO (TSO authorization), которое может быть выдано изготовителю аппаратной части ИМА системы или ее компонентов
 - Разрешение по функциональному TSO (Function TSO). Функциональное TSO – стандарт TSO с установленной (описанной) функциональностью.
4. FAA не выдает разрешение по TSO, если производство изделия находится за пределами США за исключением, когда FAA считает, что это не является

существенной проблемой при администрировании (контроле) над держателем разрешения по TSO (TSO authorization holder) и выполнении применяемых требований летной годности (FARs).

5. Стандарт TSO C-153, в отличие от других стандартов TSO, дает возможность Заявителю (Изготовителю) самому установить требования (оформленные в виде MPS) к аппаратному элементу с учетом условий эксплуатации ВС и требований Разработчика ВС. MPS на аппаратный элемент подлежит одобрению в FAA.

6. Аппаратный элемент ИМА системы может быть одобрен в процессе получения разрешения по «функциональному» TSO («Функциональное» TSO – это стандарт TSO на функциональную систему, требования к характеристикам которой представлены в виде принятого MPS в форме стандарта RTCA, SAE или EUROCAE) при загрузке в него прикладного ПО.

Учет этих отличий и особенностей позволил сделать вывод, что сертификация комплектующих ИМА по правилам FAA возможна при соблюдении трех условий:

- она должна проводиться в одной из стран, которая внедрила систему сертификации FAA и подписала с ней соглашение о признании результатов сертификационных работ, или в США;
- работы в этой стране должны проводиться с привлечением партнера российской стороны, предпочтительно обладающего опытом сертификации АТ в этой стране;
- должна быть изыскана возможность установки российской ИМА-системы на борт ВС, принадлежащего этой стране, с последующим проведением летных испытаний для получения доказательной документации, представляемой в авиационный регистр этой страны.

Поиск такого иностранного партнера дал положительный результат. Найденная фирма обладает большим опытом работы в области сертификации ВС, их компонентов и КИ. Консультации с представителями фирмы, их контакты с со-

трудниками регистра позволили достаточно быстро определить возможную форму сотрудничества.

Обсуждению различных организационных и технических задач, привлечению фирм-соисполнителей с российской стороны, определению источников и объемов финансирования, подготовке договоров и планов проведения работ, организации учебного процесса специалисты иностранной фирмы-партнера и координатора работ (ФГУП «ГосНИИАС») уделили большое внимание. Конкретизация сформулированных обеими сторонами задач позволила в IV квартале 2013 года подготовить проект подробного плана проведения работ и приступить к его детальному обсуждению и уточнению. Общая продолжительность планируемых работ – 2,5–3 года. Количество привлекаемых предприятий с российской стороны – 7 (включая Авиационный регистр и сертификационный центр), с иностранной стороны – 4 (включая зарубежный регистр).

5.2 Практическая реализация процесса сертификации комплектующих изделий

Рассмотренный вариант сертификации оказался наиболее реализуемым. Привлекаемая для реализации проекта зарубежная фирма-партнер, обладает большим опытом проведения сертификационных работ, в ее составе работают несколько экспертов FAA. На фирме разработана собственная методика сертификации разрабатываемых КИ различных типов.

Очень коротко об этой методике. Фирме принадлежит сертифицированное в FAA ВС (самолет Piaggio Avanti P-180 с двумя рабочими местами пилотов и современным комплексом авионики). По соглашению с производителем ВС фирме предоставлено право на доработку в исследовательских целях БО ВС с последующим процессом сертификации судна для получения Дополнительного сертификата типа STC. Одним из вариантов такой доработки была замена типовой индикаторной системы (ИС) на месте второго пилота новой ИС, разработанной и поставляемой другим разработчиком. Работа такого сочетания разных ИС, как и

собственно подключение новой ИС, отлаживалась на наземном лабораторном стенде, в составе которого выполнялся целый цикл наземных испытаний, многие из которых в дальнейшем проводились в ходе летных испытаний. После завершения наземной отработки и испытаний была выполнена доработка кабины самолета (рисунок 5.1).



Рисунок 5.1 – Модернизированная кабина самолета Piaggio Avanti P-180

В ходе летных испытаний на начальном этапе ИС использовалась только для отображения информации без возможности влияния второго пилота на процесс управления полетом. Ликвидация всех замечаний, высказанных в ходе отладок и испытаний, позволила перейти к третьему этапу работ – полноценному подключению ИС на рабочем месте второго пилота. Авторы методики не скрывали, что в ходе ее отработки возникали различные варианты нештатных ситуаций, которые требовали вмешательства первого пилота для их устранения. В итоге был достигнут положительный результат – ВС с модернизированной ИС успешно прошло весь цикл запланированных наземных и летных испытаний, был получен необходимый объем доказательной документации, которая в дальнейшем была представлена в сертифицирующий орган (регистр). Результатом работы было получение на воздушное судно STC, что и явилось доказательством сертификации

КИ.

В дальнейшем фирма для выполнения других видов сертификационных работ разработала специальную унифицированную лабораторную стойку с дополнительной системой отображения и регистрации информации и пультом управления, которая размещается вместо кресел в пассажирской кабине, позволяя устанавливать в нее и подключать различные виды испытываемого авиационного оборудования (рисунок 5.2). На стойке выполняет работы специальный оператор. При разработке стойки были учтены требования по свободному ее монтажу/демонтажу на стоянке самолета.



Рисунок 5.2 – Лабораторная стойка

Разработанный подход лег в основу договоренности между российскими фирмами (включая координатора работ ФГУП «ГосНИИАС») и зарубежной фирмой-партнером о проведении совместных работ, в ходе которых предполагается получить:

- a) на российский вычислитель, ориентированный на использование в перспективных ИМА-системах, *Разрешение по TSO (TSO authorization)*, которое означает одобрение конструкции и производства КИ по стандарту TSO;
- b) на систему, включающую российский вычислитель с установленным на него общим программным и функциональным программным обеспечением, реализующим одну из самолетных функций, *Разрешение по функциональному TSO (Function TSO)*;

- с) на самолет с используемой на борту ИМА-системой, включающей российский вычислитель (с установленным в него функциональным программным обеспечением), дополнительного сертификата типа (STC).

Такая договоренность была достигнута в результате многочисленных встреч и обсуждений, в ходе которых удалось преодолеть ряд ограничений, связанных с действующими в стране-исполнителе Положений. Так, разрешения по TSO могут быть оформлены только разработчику, представляющему страну-исполнитель. Поэтому для преодоления такого ограничения, по договоренности, Заявителем на получение Разрешения по функциональному TSO будет выступать фирма-партнер, которая выполнит работы по установке функционального программного обеспечения на вычислитель, а Разрешение по TSO будет оформляться отдельно на вычислитель. Такой подход полностью соответствует документу DO-297. В описательной части на вычислитель, прилагаемой в дальнейшем к Разрешению по TSO, должны быть приведены разрабатываемые Изготовителем аппаратной части системы минимальные рабочие характеристики (MPS), которым аппаратная часть должна соответствовать, и данные о Разработчике/Изготовителе. По действующим правилам MPS должны быть утверждены зарубежным регистром до начала сертификационных работ.

Важность получения STC на используемый самолет определяется тем, что в приложении к нему (декларации) описывается полностью та доработка, которая проведена на ВС, и приводятся характеристики как установленного нестандартного оборудования, так и разработчика/изготовителя этого оборудования. Этим определяется важность участия в подготовке приложения (декларации) разработчика/изготовителя оборудования.

Отмеченные особенности предполагают использование дополнительных требований на подготовку документации как на аппаратную часть заявляемой системы, так и на функциональное программное обеспечение. Полный комплект документации должен описывать ИМА-систему в целом, а не отдельно входящие в него два компонента (аппаратную часть и программное обеспечение). Общая последовательность выполнения работ по рассматриваемому проекту иллюстри-

руется на рисунке 5.3.

Первая группа работ (1-5) выполняется российской стороной в соответствии с требованиями Зарубежного регистра страны-исполнителя. Результаты этих работ представляются не только в зарубежный регистр (СГКИ с Декларацией), но и на фирму-партнер (результаты проведенных испытаний), которая на этом этапе не принимает участия.



Рисунок 5.3 – Взаимосвязь работ при сертификации российских КИ в зарубежном регистре

На рисунке не отображены два важных и обязательных этапа проводимых работ – одобрение Разработчика/Производителя КИ сертифицирующими органами обеих сторон. Одобрение является обязательным условием при проведении сертификационных работ. Отличительной особенностью организации работ по одобрению является их проведение до начала всех работ.

Результаты испытаний, проводимых российской стороной, могут быть рассмотрены, проанализированы и зачтены при сертификационных работах в Зарубежном регистре. К таким результатам могут быть отнесены результаты, полученные в ходе наземных испытаний, проводимых разработчиком КИ.

Отношение к результатам летных испытаний, проводимых российской стороной, может быть двойным. Если при испытаниях в РФ летающая лаборатория не будет являться полным аналогом используемой зарубежной фирмой-партнером, а

летные испытания будут проводиться не летчиками-экспертами Зарубежного регистра, то большинство результатов будет в дальнейшем рассматриваться как справочные и должны будут перепроверяться.

Если же российской стороной при летных испытаниях будет использована летающая лаборатория – полный аналог ВС зарубежной фирмы-партнера (рисунок 5.4), а проводить полеты будут хотя бы частично летчики-эксперты Зарубежного регистра, то можно ожидать, что большинство полученных результатов будет зачтено как доказательные. Такой вариант проведения испытаний не только существенно выгоднее финансово, но и позволит заметно сократить сроки и объемы испытаний.

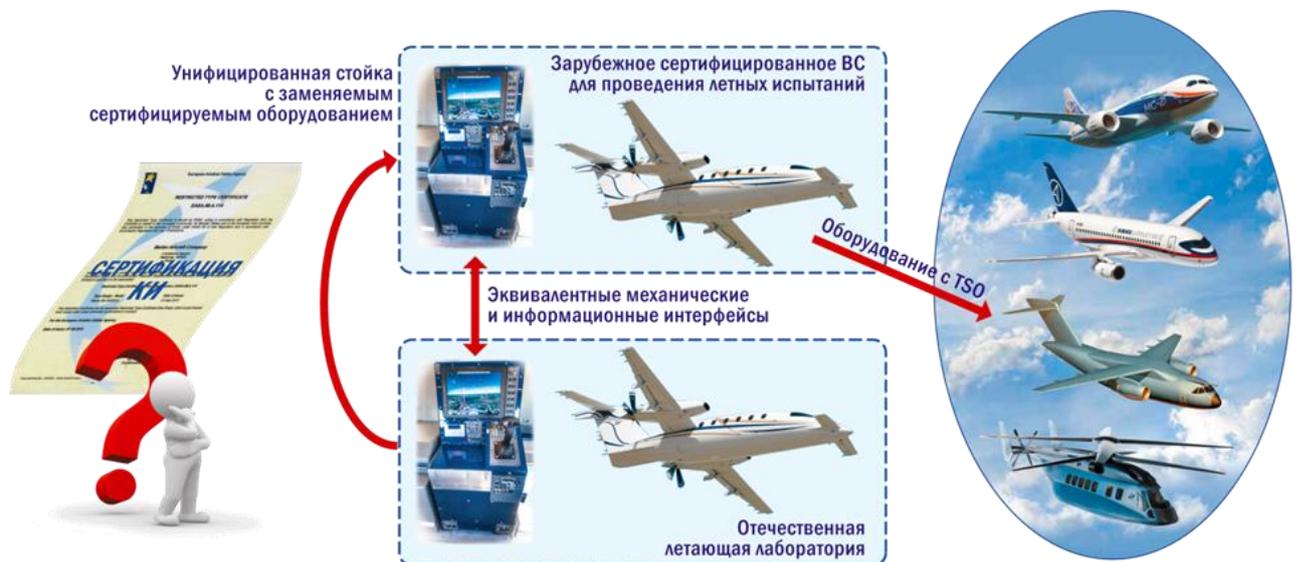


Рисунок 5.4 – Вариант организации летных испытаний

В условиях создания «Цифровой экономики» необходимо организовать доступ разработчиков ЭМПЭ и АТ к базам данных, отражающих все работы по сертификации, а также к нормативным документам (рисунок 5.5).

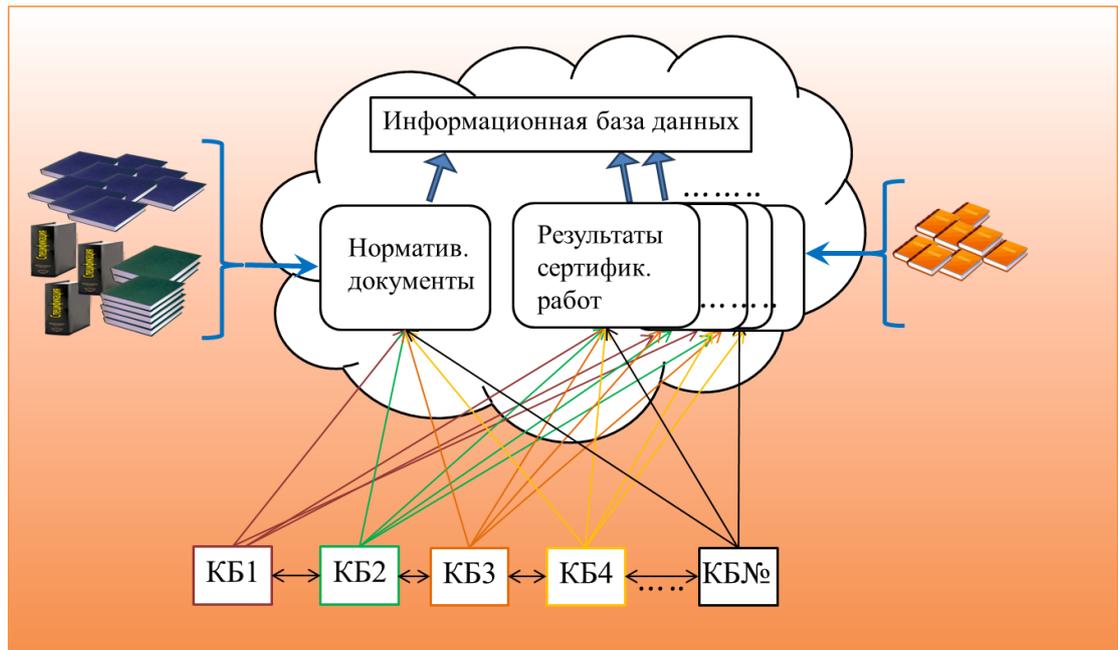


Рисунок 5.5 – Информационная база данных

Выводы по главе 5

1. Система сертификации, разработанная и применяемая FAA в США, незначительно отличается от системы, используемой в Европе. В настоящее время ее переняли во многих производящих АТ странах. К ним относятся Канада, Бразилия, Китай, Индия, Израиль. Авиационные власти этих стран заключили с FAA двухсторонние соглашения, в соответствии с которыми результаты сертификации АТ в этих странах признаются в FAA, выдаваемые документы (сертификаты типа ТС и дополнительные сертификаты STC, разрешения по TSO) принимаются без пересмотра и ограничений. Аналогичные правила действуют и в этих странах в отношении сертификационных документов, выданных в США. Поэтому сертификация АТ, выполненная по правилам и нормам FAA, еще не означает, что она проведена в США.

2. Результаты испытаний, проводимых российской стороной, могут быть рассмотрены, проанализированы и зачтены при сертификационных работах в зарубежном регистре. К таким результатам могут быть отнесены результаты, полученные в ходе наземных испытаний, проводимых разработчиком КИ. Отношение к результатам летных испытаний, проводимых российской стороной, может быть

двойким. Если при испытаниях в РФ летающая лаборатория не будет являться полным аналогом используемой зарубежной фирмой-партнером, а летные испытания будут проводиться не летчиками-экспертами зарубежного регистра, то большинство результатов будет в дальнейшем рассматриваться как справочные, и должны будут перепроверяться.

Заключение

1. Решена проблема создания научных основ разработки ЭМПЭ в системах ЛА. Предложенные математические модели, эффективные алгоритмы управления и патентоспособные устройства электромеханических преобразователей позволяют принимать научно-технические решения, которые целесообразны и экономически выгодны при создании высоконадежных ЭМПЭ.

2. Созданы теоретические основы построения новых ЭМПЭ в системах ЛА. Так, в частности, проведенное моделирование ЭМПЭ в системах ЛА позволило создать методологические основы их оптимизации, разработать критерии оптимальности, структурные схемы механизмов принятия решений, обобщенный критерий оценки качества ЭМПЭ, имитационную модель ЭМПЭ, оценить надежность их кластеров

3. Разработанная методология аппаратной реализации электромеханических преобразователей позволила создать кластерные решения ЭМПЭ повышенной надежности, специальные электромеханические преобразователи с частотным регулированием, перспективные конструкции специальных электромеханических преобразователей, в том числе дисковых, методику сравнения вариантов ЭМПЭ на основе оценок полезности.

4. В прикладных задачах показано, что разработанные методы и модели полунатурных испытаний ЭМПЭ в системах ЛА позволили обосновать применение ГМП в быстроходных магнитоэлектрических машинах, создать модель системы электромагнитного управления ГМП, провести динамический анализ процессов для ЭМПЭ на ГМП, экспериментально исследовать влияние магнитных подшипников на параметры их внешнего магнитного поля, сформировать общую модель обслуживания кластеров по состоянию.

5. При исследовании динамических процессов роторов на ГМП основной задачей является адекватное междисциплинарное математическое моделирование системы ротор–управляемые ГМП и взаимосвязанных магнитомеханических процессов. В основу расчетной модели принят вариант конструктивного исполне-

ния системы управления ГМП, состоящей из четырех электромагнитов. Разработанная математическая модель динамических процессов высокоскоростных ГМП позволяет исследовать зависимость электромагнитных характеристик системы посредством пакета Matlab Simulink, сокращая тем самым объем экспериментальных исследований ГМП.

6. Разработанные математические модели реализуются в программном комплексе Matlab Simulink для проведения исследований методами имитационного моделирования взаимосвязи электромеханических характеристик ЭМПЭ от процессов в подшипниковых опорах. Компьютерное моделирование показало, что электромагнитные характеристики ЭМПЭ зависят от типа подшипниковых опор. При применении радиальных шариковых подшипников максимальная развиваемая угловая скорость ЭМПЭ составляет $12 \cdot 10^3$ рад/с, что на 35 % меньше, чем в ЭМПЭ на ГМП, на 50% больше, чем в ЭМПЭ на шариковых сферических подшипниковых, и на 75% больше, чем в ЭМПЭ на конических роликовых подшипниках.

7. Представленный метод бессенсорного управления положением ротора в бесконтактных подшипниках по выходным параметрам ЭМПЭ обеспечивает снижение массогабаритных показателей ЭМПЭ на ГМП в 1,5 раза благодаря интеграции САУ ГМП в функциональные системы ЭМПЭ и уменьшение экономических затрат на создание и эксплуатацию ЭМПЭ на ГМП в 2 раза за счет отсутствия датчика положения ротора. Физическая сущность метода заключается в следующем: при смещении ротора электромеханического преобразователя энергии по осям x , y изменяется проводимость воздушного зазора и соответственно магнитного поля в воздушном зазоре, т.е. при смещении ротора возникают дополнительные гармонические составляющие магнитной индукции, которые создают дополнительные гармонические составляющие электродвижущей силы. Оценив величину этих гармонических составляющих, можно определять смещение ротора без применения датчиков положения ротора. Для практической реализации представленного метода разработан математический аппарат, на основе которого создан бессенсорный алгоритм управления положением ротора.

8. Практическое внедрение концепции БЭС на новом поколении самолётов способствует существенному улучшению лётно-технических и эксплуатационных характеристик. Однако, в настоящее время, зарубежная и особенно отечественная авиапромышленность ещё не готовы к полной электрификации самолёта, поэтому переход к нему осуществляется фрагментарно, эволюционным путем – посредством реализации программ «более электрифицированного самолёта». Последние разработки зарубежных гражданских самолётов А-380 и В-787, а также боевого самолёта F-35 JSF являются наглядным тому подтверждением. Перспективный отечественный самолёт МС-21 также разрабатывается с учётом тенденции расширенного применения электрических систем, в первую очередь электропривода.

9. Необходимо учитывать, что в настоящее время рождаются новые технологии, которые расширяют рамки концепции БЭС. Современные сверхпроводниковые материалы уже достаточно изучены, чтобы обеспечить разработку двигателей и генераторов с очень высокой эффективностью и удельными параметрами, сопоставимыми с традиционными газовыми турбинами при наличии на борту ЛА водородного топлива. Кроме того, большие надежды возлагаются на топливные элементы, причём возможный диапазон использования топливных элементов очень обширен: от участия в создании тяги ЛА до применения в качестве вспомогательной силовой установки. Эти перспективные направления разработок самолётных энергетических систем найдут широкое применение в ближайшем будущем.

10. При выборе состава кластера ЭМПЭ используется как опыт российских и зарубежных разработчиков авиационной техники, так и результаты НИР, выполненных при участии автора настоящей научно-квалификационной работы. Специфика российской системы квалификации бортового оборудования, включая и кластер ЭМПЭ, заключается в том, что применяемые нормативные документы немногочисленны, не отражают особенностей построения современных ЭМПЭ, разработанных на ИМА-принципах, возможностей по их тестированию и верификации; выдаваемые итоговые сертификационные документы не признаются зарубежными сертификационными органами и покупателями авиационной продук-

ции; доказательная документация, используемая при квалификации ЭМПЭ, не соответствует ни по своему составу, ни по содержанию зарубежным требованиям. Эти особенности не позволяют рассматривать многие ЭМПЭ как самостоятельные продукты для внутреннего рынка, применять их на зарубежных ВС, использовать при импортозамещении и модернизации, включать в составы БО разработанных ВС, выходить на внешний рынок и занять свои ниши во внешней торговле и организации производства в других странах.

11. Одним из путей выхода из сложившегося положения представляется проведение сертификации российских ЭМПЭ за рубежом без привязки к представляемому на сертификацию ВС. Это позволит не только отработать и сертифицировать конкретный ЭМПЭ и достичь определенного признания российских КИ за рубежом, но и ознакомиться с методикой, порядком проведения и объемом таких работ, освоить используемые сертификационные процессы, создать в ходе реализации полный комплект доказательной и сопровождающей документации, признаваемый зарубежными регистрами, установить контакты с разработчиками и производителями авиационной техники, приобрести опыт взаимодействия с сертифицирующими организациями и авиационными властями другой страны, а на завершающем этапе – внедрить полученные знания у российских разработчиков и производителей АТ.

12. Основным результатом диссертационной работы является Создание научных основ формирования отечественных самолетов нового поколения с полностью электрифицированным оборудованием (с повышенным уровнем электрификации), отработка новейших технологий и создание техники с переходом к использованию электрической энергии для функционирования бортового оборудования ЛА. Сокращено имеющееся отставание в этом сегменте науки и техники от США и стран Евросоюза и позволяет приступить непосредственно к созданию полностью электрических самолетов. Повышенный уровень электрификации самолетов гражданской авиации способствует обеспечению конкурентоспособности отечественного самолетостроения на международном рынке авиационной техники.

Список сокращений и условных обозначений

АД	–	авиадвигатель
АП	–	авиационные правила
АРМАК	–	авиационный регистр МАК
АТ	–	авиационная техника
АМП	–	активный магнитный подшипник
БММ	–	бесконтактные магнитоэлектрические машины
БО	–	бортовое оборудование
БПЛА	–	беспилотный летательный аппарат
БЭС	–	более электрифицированный самолет
ВВДПТ	–	высокоскоростной вентильный двигатель постоянного тока
ВМП	–	внешнее магнитное поле
ВПМ	–	высококоэрцитивные постоянные магниты
ВС	–	воздушное судно
ВСУ	–	вспомогательная силовая установка
ВТСП	–	высокотемпературные сверхпроводники
ГДП	–	газодинамические подшипники
ГМП	–	гибридный магнитный подшипник
ГП	–	гидропривод
ГС	–	гидравлическая система
ГТД	–	газотурбинный двигатель
ДЭМПЭ	–	дисковые ЭМПЭ
ДЭТ	–	дисковые электромеханические тормоза
ИМА	–	интегрированная модульная авионика
ИЦ	–	испытательный центр
К	–	конвертор
КБО	–	комплекс бортового оборудования
КВД	–	компрессор высокого давления
КИ	–	комплектующее изделие
КНД	–	компрессор низкого давления
КНЭ	–	кинетический накопитель энергии
КЭМПЭ	–	комплекс ЭМПЭ

ЛА	–	летательный аппарат
МАК	–	Межгосударственный авиационный комитет
МПШМ	–	магнитный подшипник на постоянных магнитах
МС	–	мехатронная система
МЭГ	–	магнитоэлектрический генератор
НВ	–	неуправляемый выпрямитель
НТСП	–	низкотемпературный сверхпроводник
ОАД	–	основной авиационный двигатель
ОМПШМ	–	осевой магнитный подшипник на постоянных магнитах
ОРП	–	объект с распределенными параметрами
ПМ	–	постоянный магнит
ПМП	–	пассивные магнитные подшипники
ПЧ	–	преобразователь частоты
ПЭС	–	полностью электрифицированный самолет
САУ	–	система автоматического управления
СГ	–	стартер-генератор
СКНЭ	–	сверхпроводниковые кинетические накопители энергии
СПИН	–	сверхпроводниковые индуктивные накопители энергии
СПЭО	–	самолет с полностью электрифицированным оборудованием
ССП	–	система с сосредоточенными параметрами
СТ	–	силовой трансформатор
СЦ	–	сертификационный центр
СЭС	–	система электроснабжения самолета
ТЭ	–	топливный элемент
ЭГ	–	электрогенератор
ЭД	–	электродвигатель
ЭМП	–	электромеханический привод
ЭМПЭ	–	электромеханические преобразователи энергии
ЭХГ	–	электрохимические генераторы
ЭСДУ	–	электронная система дистанционного управления
EASA	–	European Aviation Safety Agency (Европейское агентство по авиационной безопасности)
ETSO	–	European Technical Standard Order (Европейский технический

- стандарт)
- ICAO – International Civil Aviation Organization (ИКАО – Международная организация гражданской авиации).
 - MPS – Minimum Performance Standards (Стандарт минимальных характеристик)
 - STC – Supplemental type certificate (Дополнение к сертификату типа)
 - TSO – Technical Standard Order (Технический стандарт, содержащий минимальные рабочие характеристики (MPS) для определенных материалов, частей и приспособлений, используемых на гражданских самолетах)

Литература

1. Боргест Н.М. Краткий словарь авиационных терминов/Н.М. Боргест, А.И. Данилин, В.А. Комаров. – М.: Издательство МАИ, 1992. – 220 с.
2. Bird D. The all-electric aircraft // Int. Conf. Of the Aeronautical Sciences (ICAS) – Munich, 1980. – pp. 161-176.
3. Плунгян А.М. Гидросистемы самолетов 5-го поколения (по зарубежным источникам) // Датчики и системы. – 2002. – №7. – С. 27-29.
4. Белевитин Б.В., Фомичев В.М. Авиационный гидропривод – состояние и перспектива // Датчики и системы. – 2003. – №7. – С. 3-5.
5. Концепция создания полностью электрического самолета за рубежом [www. aviationtoday. com](http://www.aviationtoday.com).
6. Башта, Т.М. Надежность гидравлических систем воздушных судов / Т.М. Башта [и др.]/ под ред. Т.М. Башты. – М.: Транспорт – 1986. – 279 с.
7. [www. arms-expo.ru](http://www.arms-expo.ru).
8. Воронович С.И. Полностью электрический самолет / С.И. Воронович // Авиапанорама. – 2009. – №2. – С. 23-27.
9. <http://www.startergenerator.com>
10. www.pribor.ru
11. <http://www.dfrc.nasa.gov>
12. <http://www.sheffield.ac.uk/>
13. <http://www.polito.it/>
14. <http://new.abb.com/ru>
15. <http://www.gmn.de/>
16. Котенко П.С. На пути к полностью электрическому самолету: сборник научно-технических трудов // П.С.Котенко/. – Уфа: УГАТУ, –2009.
17. Окрепилов В.В. Управление качеством: Учебник для ВУЗов /2-е изд., доп. и перераб. СПб.: ОАО «Издательство «Наука», 2000, 912 с.
18. ГОСТ Р 1.0-92 Государственная система стандартизации Российской Федерации. Основные положения

19. ГОСТ Р 1.2-92 Государственная система стандартизации Российской Федерации. Порядок разработки государственных стандартов.
20. ГОСТ Р 1.3-92 Государственная система Российской Федерации. Порядок согласования, утверждения и регистрации технических условий.
21. ГОСТ Р 1.4-92 Государственная система Российской Федерации. Стандарты предприятия. Общие положения.
22. ГОСТ Р 1.5-92 Государственная система Российской Федерации. Стандарты предприятия. Общие положения.
23. ГОСТ Р 1.5-92 Государственная система Российской Федерации. Общее требование к построению, изложению, оформлению и содержанию стандартов
24. ГОСТ 40.9001-88 «Система качества. Модель для обеспечения качества при проектировании и (или) разработке, производстве, монтаже и обслуживании».
25. ГОСТ 40.9002-88 «Система качества. Модель для обеспечения при производстве и монтаже».
26. ГОСТ 40.9003-88 «Система качества. Модель для обеспечения качества при окончательном контроле и испытаниях».
27. Gieras J.F., Jonsson U. Design of a High-Speed Magnet Brushless Generator for Microturbines // ICEM – 2004, Poland, Krakow, sept. – 2004.
28. Johannes J., Paulides H., Geraint V., Howe D. An Evaluation of Alternative Stator Lamination Materials for a High-Speed, 1,5 MW, Permanent Magnet Generator // IEEE Trans, on Magnetic. Vol. 40, № 4 – pp. 2041-2043.
29. Danilevich Yu., Antipov V. High-Speed permanent magnet generators: design and testing // ICEM – 2006, Chania, Crete Island, Greece, sept. 2006.
30. Федюкин В. И. др. Распределения архитектуры перспективных встроенных систем // Электроника: Наука Технология Бизнес. – № 6, – 2007, (<http://www.ttagroup.org>).
31. D. van den Bossche. More electric control surface action; a standard for the next generation of transport aircraft EPE 2003 conference, Toulouse (France). 2-4 September 2003.

32. Cetner M., Hanitsch R. Design consideration for die-cast rotor induction-motors operating at speed Of 30000 rpm // ICEM-2006, Chama, Crete Island, Greece, Sept. – 2006.
33. Ahrens M., Frei-Spreiter D., Wieser R. Cost Efficient Electric Yigh-Speed Lrives with Magnetic Bearing for the Cog Market // Seventh International Symp. On Magnetic Bearing, August 23-25, 2000, ETH Zurich.
34. Коган В.В., Самойлович Н.Я., Смирнов Г.К. Вопросы проектирования сверхбыстроходных асинхронных электродвигателей большой мощности // Электротехника – №6 – 2007 – С. 23-29.
35. Bausch H., Greif A., Lange B., Bautz R. A 50 kW/15000 rpm switched reluctance drive for an electric vehicle: current control and performance characteristics / ICEM 2000 28-30 august 2000 Espoo Finland – pp. 603-607.
36. Gieras J.F., Choi Jae-ho. Design of a High-Speed High Power Switched Reluctance Motor // ICEM 2000 28-30 august 2000 Espoo Finland. P. 798-801.
37. Iglesias I.J., Garsia-Tabares L., Lafos M., Calero J., a.o. A Flywheel Switched Reluctance Motor Drive for Wind Energy Applicatons // ICEM 2002 28-30 august 2002. Belgeum, Brruge.
38. Holab M., Palka R., Canders W. R. Control of Switched Reluctance Machines for Flywheel Energy Storage Applications // ICEM 2004 5-8 sept. 2004. Cracow, Poland.
39. Radun A.V. Design consideration for the switched reluctance motors // IEEE Trans. And Industry Appl. 1995. Vol 31, – № 5.
40. Nagorny A.S., Jamsen R.H. Kankam D.M. Experimental Performance Evaluation of a High- Speed Permanent Magnet Synchronous motor and Drive for a Flywheel Application at Different Frequencies // ICEM-2006, Chania, Crete Island, Greece, sept. – 2006.
41. Spitzer C.R. The all electric airplane benefits and challenges / C.R. Spitzer, R.V. Hood // SAE Techn. Pap. Ser. – 1982. – №821434. – 8p.
42. Phillips J.W. All electric subsystem for next generation transport aircraft / J.W. Phillips, N.E. Wood // AIAA Pap. – 1979. - № 1832. – 14 p.

43. Cronin M.J. All electric vs conventional aircraft: the production / operational aspects // J. Aircraft. – 1983. - № 6. – pp. 481-486.
44. Cronin M.J. Design aspect of systems in all electric aircraft // SAE Techn. Pap. Ser. – 1982. –№ 821436. – 11 p.
45. Fitch, E.C. Extending Component Service Life Through Proactive Maintenance / E.C. Fitch // An FES/BarDyne Technology Transfer Publication № 2. Tribolics, Inc., – 1998.
46. Анализ работы и перспективы использования гидравлических систем летательных аппаратов за рубежом (www.allstar.fiu.edu/aero/hydraulics.htm).
47. Fitch, E.C. Fluid contamination control // Technology transfer Series #4, Oklahome, FFS, INC. – 1988.
48. Stephen L. Botten, Chris R. Whitley, Andrew D. King. Flight Control Actuation Technology for Next-Generation All-Electric Aircraft // Technology Review Journal – Millennium Issue-Fall/Winter, 2000. – pp. 55-68.
49. Состояние и результаты научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по созданию перспективных электрогидростатических приводов для систем управления полетом самолетов «AIRBUS». (Обзор по материалам иностранной печати)/ Выпуск 1. – М.: НИИСУ, 2003. – 56с.
50. Weimer J.A. Power management and distribution for the More Electric Aircraft. Proceedings of the 30th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, vol. July 1995 – pp. 273-277.
51. Larry O. Ezell, John Sehmit. Failsafe Electrohydraulic control system for variable displacement pump. Patent US № 4823552, publish 25.04.1999.
52. Ведяшкин А.А. Электромеханический привод с преобразователем «матричного» типа и электрической машиной с постоянным магнитов приводе руля направления самолета // Силовая электроника. – 2006. – №4. – С. 42-45.
53. Elerktrohydrostaisher Aktuator // Liebherr – Aero – Technik // Hausy Werner, Patent US № 87117244.1-1987.
54. Шенгардт А.С., Скрыпник В.И., Завадский В.К. и др. Система управления аэродинамическими поверхностями самолета // Патент РФ №2110445.

55. Барвинский А.П., Козлова Ф.Г. Электрооборудование самолетов: учеб. для сред. спец. учеб, заведений. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Транспорт, 1990-320с.
56. Гарганеев А.Г. , Харитонов С.А. Техничко-экономические оценки создания самолета с полностью электрифицированным оборудованием. – Томск: ТОСУР, 2009. – Вып. № 2(20). – С. 179-184.
57. Брускин Д.Э. Самолеты с полностью электрифицированным оборудованием. Сер. Электрооборудование транспорта. – Т.6/Д.Э. Брускин, С.И. Зубакин.-М.: ВИНТИ, 1986.-108с.
58. Никитин, Г.А. Влияние загрязнения жидкости на надежность работы гидросистем летательных аппаратов / Г.А. Никитин, С.В. Чирков. – М.: Транспорт, 1969. – 184 с.
59. Следящие приводы: в 3 т. / ред. Б.К. Чемоданов. – 2-е, изд. перераб. и доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 1999. – 903 с.
60. Константинов С.В., Редько П.Г., Ермаков С.А. Электрогидравлические рулевые приводы систем управления полетом маневренных самолетов – М.: Янус-К, 2006.
61. Редько П.Г. Повышение безотказности и улучшение характеристик электрогидравлических следящих приводов. – М.: Янус-К, 2002. – 232 с.
62. www.minpromtorg.gov.ru
63. Левин А.В., Алексеев И.И., Лившиц Э.Я. Стартер-генераторная система со встроенным в авиадвигатель электромашиным агрегатом для полностью электрифицированного самолета // Авиационная промышленность. – 2007. - №1. – С. 50-52.
64. <http://www.npmavia.ru>.
65. Кузьмичев Р.В. Генератор в системе электроснабжения самолета с повышенным уровнем электрификации (kuzmi4i@rambler.ru).
66. www.aquaglide.ru
67. Авиационные автоматизированные силовые приводы на базе вентильных двигателей – URL (<http://epv.ru>).

68. Пыртников В.И. Обеспечение динамической чувствительности рулевого гидропривода объемного регулирования: Дис. ... канд. техн. наук..., 2005.
69. Хомутов В.С. Улучшение статических и динамических характеристик электрогидростатического привода: канд. дис. МАИ, 2009 (www.mai.ru).
70. Редько П.Г., Селиванов А.М. Электрогидростатический привод с взводимым гидрокомпенсатором // Патент на изобретение № 2289878.
71. Волокитина Е.В. Исследование и разработка быстродействующего электропривода органов управления новых самолетов: Дис. ... канд. наук, 2006.
72. Волокитина Е.В., Свиридов В.И., Шалагинов В.Ф. вентильные электродвигатели с постоянными магнитами для электроприводов полностью электрифицированного самолета // Труды IV Междунар. симпоз. ЭЛМАШ-2004. М: «Интерэлектромаш», 2004. – 172-177. info@npo-elektromash.ru.
73. Халютин С.П. Проблемы создания автономных рулевых приводов для систем управления полетом // Датчики и системы. 2003. №7. – С.22-24.
74. Wood N.E., Echolds E.F., Ashmore J.H. Electromechanical actuation feasibility study. Techn. Rept AFFDL-TR-76-L2, 1977.-121p.
75. Лазарев Л.П., Колочкин В.Я., Метелкин А.Н. и др. Автоматизация проектирования оптико-электронных приборов – М.: Машиностроение. – 1986 – 216 с.
76. Авиационный электропривод с вентильными магнитоэлектрическими двигателями и микропроцессорным управлением: Отчет о НИР / Руководитель Лозенко В.К.– М.: ГР Ф 30446, МЭИ, 1987. – 88с.
77. Губанов М.Н. Коэффициент использования и КПД вентильного двигателя // Электричество 1999. – №14. – С.35-39.
78. Губанов М.Н. Процессы коммутации в вентильном двигателе. // Электричество – 1983. – №16. – С.23-30.
79. <http://www.npmavia.ru>
80. <http://vpk.name/news/>.
81. www.minpromtorg.gov.ru
82. Аракелян А.К. Определение положения ротора в высокоскоростных

бездатчиковых вентильно-индукторных электроприводах/ А.К. Аракелян, Т.Г. Глухенький //Электричество. 2003. №4. – С. 27-30.

83. <http://www.abb.ru/product/ap/setip322/ec5d4e40e6becf9b4425779e001cf9e4>.

84. <http://papers.sae.org/2004-01-3174/>.

85. Raed A. Ahmad, Member IEEE, Zhiguo «Zach» Pan, Member, IEEE, Dan M. Saban, Senior Member IEEE, On-Board Electrical Network Topology Using High Speed Permanent Magnet Generators, 2007.

86. <http://www.highspeedgenerator.com/>.

87. Лаптев Н.Н. Заявка на полезную модель № 2008145961/22, опубл. 21.11.2008.

88. Гуреев Б.В. Автономный магнитоэлектрический генератор. Патент на полезную модель № 98645, опубл. 20.10.2010.

89. www.upo@ukr.net.

90. www.parker.com

91. <http://elekromehanicka.narod.ru/>.

92. www.inelsy.com

93. vsmex.ru/electrodvigateli.

94. Карнаухов Н.Ф. Особенности применения асинхронных двигателей в мехатронных системах малых перемещений: сборник научно-техн. трудов Донского ГТУ, 2010.

95. Исмагилов Ф.Р., Пашали Д.Ю. и др. Методы повышения технологичности взрывозащищенных электродвигателей/ Технология машиностроения. - №4 – 2011. С.45-48.

96. Исмагилов Ф.Р. Проектирование современных специальных асинхронных двигателей с взрывозащитой вида «е» (статья) / Афанасьев Ю.В. Султангалеев Р.Н. Хайруллин И.Х. // Электромеханические комплексы и системы управления ими. Межвуз. Сборник. – Уфа, УГАТУ, 2008.

97. Корешков К.В. Бесконтактный низкоскоростной высокомоментный двигатель постоянного тока // Патент РФ № 2071630, дата опубл. 10.01.99.

98. Наний, В.В. Влияние конструкции вентильного двигателя с катящимся ротором на параметры его магнитного поля / В.В. Наний [и др.]. – Электричество – №7 – 1998. – С.62- 65.

99. Жуловян В.В. сравнительный анализ двигателей с электромагнитной редукцией частоты вращения и двигателей с катящимся ротором / В.В. Жуловян А.Ф. Шевченко // Электротехника. 1998. – №4. – С. 1-4.

100. Григорович А.М. Линейный двигатель с катящимся ротором // Патент РФ № 2016476, дата опубл. 15.07.1994.

101. Лифанов В.А. Электрические машины систем автоматики и бытовой техники: учебное пособие. – Челябинск: изд. ЮУрГУ, 2006-237с.

102. www.icreator.ru/ed/index.htm.

103. Емельянов А.В., Шилин А.Н. Шаговые двигатели: учебное пособие. РПК «Политехник». – Волгоград: 2005. 48с.

104. www.npoatom.ru/catalog/print/sm/

105. Май Ксуан Ту, Мишель Шваб. Многополюсный шаговый двигатель // Патент СН 2008757, дата опубл. 28.02.1994.

106. Хайруллин И.Х. Шаговый двигатель / И.Х. Хайруллин, С.П. Скуратов // Патент РФ №2077108.

107. Краснопевцев А.И. Однофазный шаговый двигатель // Патент РФ 2030068, опубл. 27.02.1995.

108. Скоромец Ю.Г. Двигатель-генератор электрической энергии. www.ntpo.com.

109. Исмагилов Ф.Р., Пашали Д.Ю. и др. Линейный асинхронный двигатель // Патент РФ № 2416864 опубл. 20.04.2011 Бюл. №11.

110. Романов И.А., Романов С.И. Двигатель возвратно-поступательного движения // Патент РФ 2103790, опубл.12.11.1998.

111. www.info.ru/project/33286/

112. Швецов В.М. Электромагнитный двигатель возвратно-поступательного движения // Патент РФ № 2044389, дата опубл. 20.09.1995.

113. www.sodick.ru

114. www.grossen.ru/upload/file/elektrodivigateli.pdf
115. Исследование установившегося режима синхронного генератора возвратно-поступательного движения / Р.Р. Саттаров, Е.А. Полихач, Н.Л. Бабилова // Вестник УГАТУ. 2007. Т.9, №6 (34). – Уфа: УГАТУ, 2007. С. 194-199.
116. К вопросу о квалификации линейных генераторов / Р.Р. Саттаров, Н.Л. Бабилова, Е.А. Полихач, // Вестник УГАТУ. 2009. Т.12 №2 (31). – Уфа: УГАТУ, 2009. С. 144-149.
117. Исследование магнитной цепи синхронного магнитоэлектрического генератора возвратно-поступательного движения для мобильной аппаратуры / Р.Р. Саттаров, Ф.Р. Исмагилов, Н.Л. Бабилова // Вестник СГТУ. 2009. Вып. 2 №2 (39). – Саратов: СГТУ С. 78-86.
118. Мишин Д.Д. Магнитные материалы / Д.Д. Мишин – М.: Высшая школа, 1991. – 383 с.
119. Кекало И.Б. Быстрозакаленные магнитотвердые материалы системы Nd-Fe-B./ И.Б. Кекало, В.П. Менушенков – М.: МИСиС, 2000. – 117 с.
120. Менушенков В.П. Новые магнитотвердые материалы, вопросы использования и область применения // Электротехника. 1999. – №10. – С. 1-4.
121. Кудреватых Н.В., Остоушко А.А., Тарасов Е.Н. и др. Исследование деградации магнитных свойств постоянных магнитов из сплава Nd-Fe-B в солевых растворах и водородных средах при наличии покрытий // Электротехника. - 1999. – №10. – С.20-23.
122. Волокитина Е.В., Шалагинов В.Ф. Опыт использования постоянных магнитов неодим-железо-бор в ручном электроприводе для медицины // Электротехника – №8. – С.45-60.
123. ГОСТ 10589-73. Полиамид 610 литьевой. Технические условия.
124. Патент на изобретение РФ № 2312043. МПК В64D5/00, В64D25/00. Устройство для стыковки самолетов в воздухе / Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Сыромятников В.С., Папернюк В.А., Намазгулова Л.Р., Гумерова М.Б. Опубл. 10.12.07., БИ № 14/2010.
125. Хайруллин, И.Х. Устройство для аварийной посадки самолета при от-

казе шасси / И.Х. Хайруллин, Ф.Р. Исмагилов, В.С. Сыромятников и др. / Патент РФ № 2272756. МПК В64F1/02. Оpubл. 27.03.06., БИ № 06/2008.

126. Пашали, Д.Ю. Диагностика электромеханических преобразователей по ВМП / Д.Ю. Пашали, И.Х. Хайруллин // Вестник УГАТУ. Научный журнал УГАТУ // №1(14). Т.7, – Уфа: УГАТУ. – 2006. С. 165-169.

127. Исмагилов Ф.Р., Пашали Д.Ю. и др. Устройство для измерения частичных разрядов. Патент РФ № 2402092, опубл. 20.09.2010. БИ №29.

128. Исмагилов Ф.Р., Пашали Д.Ю. и др. Накладной электромагнитный преобразователь / Патент на полезную модель № 68700, опубл. 27.11.2007. БИ №33.

129. Пашали Д.Ю., Афанасьев Ю.В. и др. Устройство для диагностики подшипников электрической машины. Патент на полезную модель № 68802, опубл. 27.11.2007. БИ №33.

130. Исмагилов Ф.Р., Вавилов В.Е., Пашали Д.Ю. и др. Программа формирования диагностических критериев ЭМПЭ / Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2010615111. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 9.09.2010.

131. Исмагилов Ф.Р., Вавилов В.Е., Пашали Д.Ю. и др. Программа расчета ВМП асинхронных двигателей / Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2010615107. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 9.08.2010.

132. Реклейтис Г. Оптимизация в технике: В 2-х кн.-Кн. 1. – Пер. с англ./ Г. Реклейтис, А.Рейвиндран, К.Рэгсдел – М.: Мир – 1986 – 349 с., ил.

133. Катулев А.Н. Математические методы в системах поддержки принятия решений / А.Н. Катулев, Н.А. Северцев – М.: Высш. школа, 2005 – 311 с.

134. D.P. Bertsekas, ‘Combined primal-dual and penalty function methods’ SIAM Journal on Control, 13, 521-545, 1975.

135. D.P. Bertsekas, Constrained Optimisation and Lagrange Multiplier Methods, Academic Press, 1982. [имеется перевод: Д. Бертсекас. Условная оптимизация и методы множителей Лагранжа: Пер. с англ. – М.: Радио и связь, 1987. – 000с.]

136. B. D. Craven, *Mathematical Programming and Control Theory*, Chapman and Hall, 1978.
137. J.E. Dennis and J.J. More, 'Quasi-Newton methods, motivation and theory', *SIAM Review*, 19, 46-89, 1977.
138. R. Fletcher, 'An ideal penalty function for constrained optimisation', *J. Inst. Maths. App.*, 15, 319-342, 1975.
139. P.E. Gill, W. Murray and M.H. Wainwright. *Practical Optimization*. Academic Press, 1982. [Имеется перевод: Ф.Гилл, Ую Мюррей, М. Райт. Практическая оптимизация: Пер. с англ. – М.: Мир, 1985...-509с.]
140. S-P. Han, 'A globally convergent method for nonlinear programming', *J. Opt. Theory App.*, 22, 297-309, 1977.
141. M.R. Hestenes, *Conjugate Direction Methods in Optimization*, Springer-Verlag, 1980.
142. D.Q. Mayne and N. Maratos, 'A first order exact penalty function algorithm for equality constrained optimization problems', *Math. Prog.*, 16, 303-324, 1979.
143. M. J. D. Powell, 'Some convergence properties of the conjugate gradient method', *Math. Prog.*, 11, 42-49, 1976.
144. M. J. D. Powell, 'Algorithms for nonlinear constraints that use Lagrangian functions', *Math. Prog.*, 14, 224-248, 1978.
145. M. J. D. Powell, 'A fast algorithm for nonlinearly constrained optimization calculations', (in *Numerical Analysis*, Edited by G.A. Watson), 144-157, Springer-Verlag, 1978.
146. M. J. D. Powell (Editor), *Nonlinear Optimization*, Academic Press, 1982.
147. D. Shanno, 'Conjugate gradient methods with inexact searches', *Maths of Op. Res.*, 3, 244-256, 1978.
148. Frank N., Wolfe P., *An Algorithm for Quadratic Programming*, *Naval Res. Log. Quart.*, 3, 95-110 (1956).
149. Zangwill W.I., *Nonlinear Programming*, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, NJ, 1969. [имеется перевод. – М.: Советское радио, 1973.]
150. Wolfe P., *Convergence Theory in Nonlinear Programming*, in: *Integer and*

Nonlinear Programming (J. Abadie, Ed.), North – Holland Amsterdam, 1970.

151. Griffith R.E., Stewart R.A., A Nonlinear Programming Technique for Optimization of Continuous Processing Systems, *Manage. Sci.*, 7, 379-391 (1961).

152. Smith H.V., A Process Optimization Program for Nonlinear Systems, Pop II, 7090 H9 IBM UD21, SHARE General Program Library, 1965.

153. Graves G.W., Development and Testing of a Nonlinear Programming Algorithm, Aerospace Corporation, Rep. No. ATR-64 (7040)-2, June 1964.

154. Clasen R.J., Graves G.W., Lu J. Y., Sortie Allocation by a Nonlinear Programming Model for Determining a Munitions Mix, Rand Corporation Rep. R-1411-DDPAE, March 1974.

155. Palacios-Gomez F.E., The Solution of Nonlinear Optimization Problems Using Successive Linear Programming, Ph. D. Dissertation, School Business Administration, The University of Texas, Austin, TX, 1980.

156. Beale E.M.L., Nonlinear Programming Using a General Mathematical Programming System, in: *Design and Implementation of Optimization Software* (H.J. Greenberg, Ed.), Sijthoff and Noordhof, Netherlands, 1978.

157. Lasdon L.S., Warren A.D., Survey of Nonlinear Programming Applications, *Oper. Res.*, 28, 1029-1073 (1980).

158. Baker T.E., Lasdon L.S. Successive Linear Programming at Exxon, Working Paper 81/82-2-8, Graduate School of Business, The University of Texas, Austin, TX, July 1982.

159. Haverly C.A., Studies of the Behavior of Recursion of the Pooling Problem, *SIGMAP Bull.*, 25, 19-28 (Dec. 1978).

160. Lasdon L.S., Warren A.D., Sarkar S., Palacios-Gomez F.E., Solving the Pooling Problem using Generalized Reduced Gradient and Successive Linear Programming Algorithms, *SIGMAP Bull.*, 77, 9-15 (July 1979).

161. Miller C. E., The Simplex Method for Local Separable Programming, in: *Recent Advances in Mathematical Programming* (R. Graves, P. Wolfe, Eds.), McGraw-Hill, N.Y., 1963.

162. Bazaraa M.S., Shetty C.M., *Nonlinear Programming: Theory and*

algorithms, Wiley, N.Y., 1979. [Имеется перевод: Базара М., Шетти К. Нелинейное программирование: Теория и алгоритмы. – М.: Мир, 1982.]

163. Beale E. M. L., Advanced Algorithmic Features for General Mathematical Programming Systems, in: Integer and Nonlinear Programming (J. Abadie, Ed.), North-Holland, Amsterdam, 1970.

164. El Agizy, Applications of Separable Programming to Refinery Models, ORSA 36th National Meeting, Nov. 1969.

165. Kawatani T.K., Ullman R.J., Dantzig G.B., Computing Tetraethyl-lead Requirements in a Linear Programming Format, Oper. Res., 8, 24-29 (1960).

166. Kelley J.E., The Cutting Plane Method for Solving Convex Programs, SIAM J., 8, 703-712 (1960).

167. Cheney E.W., Goldstein A.A., Newton's Method of Convex Programming and Tchebycheff Approximation, Numer. Math., 1, 253-268 (1959).

168. Topkis D.M., Cutting Plane Methods without Nested Constraint Sets, Oper. Res., 18, 404-413 (1975).

169. Eaves B.C., Zangwill W. I., Generalized Cutting Plane Algorithms, SIAM J. Control, 9, 529-542 (1971).

170. Veinott A.F., Jr., The Supporting Hyperplane Method for Unimodal Programming, Oper. Res., 15, 147-152 (1967).

171. Ларичев О.И., Мошкович Е.М. Качественные методы принятия решений. – М.: «Наука», 1996.

172. Вальд А. Последовательный анализ. – М.: Изд-во физ.-мат. лит., 1960.

173. Беллман Р., Заде Л. Принятие решений в расплывчатых условиях. Вопросы анализа и процедуры принятия решений. – М.: «Мир», 1976.

174. Орловский С.А. Проблемы принятия решений при нечеткой исходной информации. – М.: «Наука», 1981.

175. Негойцэ К. Применение теории систем к проблемам управления. – М.: «Мир», 1981.

176. Геймейер Ю.Б. Введение в теорию исследования операций. – М.: «Наука», 1971.

177. Демьянов В.Ф., Малоземов В.А. Введение в минимакс. – М.: «Наука», 1972.
178. Федоров В.В. Численные методы максимина. / В.В. Федоров– М.: «Наука», 1979.
179. Морозов В.В. Исследование операций в задачах и упражнениях./ В.В. Морозов, А.Г. Сухарев, В.В. Федоров – М.: Высшая школа», 1986.
180. Макаров И.М. Теория выбора и принятия решений. / И.М. Макаров, Т.М. Виноградская, А.А. Рубчинский, В.Б. Соколов – М.: «Наука», 1982.
181. Фишберн П. Теория полезности для принятия решений / П. Фишберн – М.: «Наука», 1978.
182. Юдин Д.Б. Вычислительные методы теории принятия решений / Д.Б. Юдин – М.: «Наука», 1989.
183. Катулев А.Н., Михно В.Н. Современный синтез критериев в задачах принятия решений / А.Н.Катулев, В.Н.Михно – М.: «Радио и связь», 1992.
184. Фихтенгольц Г.М. Курс дифференциального и интегрального исчисления: В 3-х т. Т. 1 / Г.М. Фихтенгольц – М.: Изд-во физ.-мат. лит., 1958.
185. Деннис Д.Б. Математическое программирование и электрические цепи / Д.Б. Деннис– М.: Изд-во иностр. лит., 1961.
186. Шилов Г.Е. Математический анализ / Г.Е. Шилов– М.: «Наука», 1960.
187. Эльсгольц Л.Э. Дифференциальные уравнения и вариационное исчисление / Л.Э. Эльсгольц – М.: «Наука», 1968.
188. Алексеев В.М. Оптимальное управление / В.М.Алексеев, В.М.Тихомиров, С.В. Фомин – М.: «Наука», 1979.
189. Васильев Ф.П. Численные методы решения экстремальных задач / Ф.П. Васильев– М.: «Наука», 1980.
190. Сухарев А.Г. Курс методов оптимизации/ А.Г.Сухарев, А.В.Тимохов, В.В.Федоров – М.: «Наука», 1986.
191. Моисеев Н.Н. Методы оптимизации / Н.Н.Моисеев, Ю.П.Иванилов, Е.М.Столяров – М.: «Наука», 1978.
192. Поляк Б.Т. Введение в оптимизацию / Б.Т. Поляк – М.: «Наука», 1983.

193. Рокафеллар Р. Выпуклый анализ / Р.Рокафеллар –М.: «Мир», 1973.
194. Зуховицкий С.И. Линейное и выпуклое программирование / С.И.Зуховицкий, Л.И.Авдеева – М.: «Наука», 1967.
195. Брайсон А. Прикладная теория оптимального управления / А. Брайсон, Хо Ю-Ши. – М.: «Мир», 1972.
196. Хофер Э. Численные методы оптимизации / Э.Хофер, Р.Лундерштедт – М.: «Машиностроение», 1981.
197. Понтрягин Л.С. Математическая теория оптимальных процессов / Л.С.Понтрягин, В.Г.Болтянский, Р.В.Гамкрелидзе, М.Е.Ф.ищенко – М.: «Наука», 1961.
198. Афанасьев В.И. Математическая теория конструирования систем управления / В.И.Афанасьев, В.Б.Колмановский, В.Р.Носов – М.: «Высшая школа», 1998.
199. McFarlan F.W., Portfolio approach to information systems// Harvard Business Rev. 59, Pp. 142-150.
200. McKeen J.D. and Guimares T., Selecting MIS project by steering committee.// Commun. ACM 28, 1985, Pp. 1344-1352.
201. Muralidhar K., Santhanam R. and Wilson R., Using the analytic hierarchy process for information system project selection.// Information Mgmt 18, 1990, Pp. 87-95.
202. Santhanam R. and others, A zero-one goal programming approach for information system project selection.// OMEGA 17, 1989, Pp. 583-593.
203. Schniederjans M.J. and Santhanam R., A multi-objective constrained resource information system project selection problem.// Eur. Res. 70, 1993, Pp. 244-253.
204. Silayeva T., Grosspietsch K.-E. An Innovative Method for Program Reliability Evaluation. Accepted for publication at Euromicro '95. Como (Italy). September 1995.
205. Silayeva T., Grosspietsch K.-E. Eline Methode zur Zuverlaessigkeitsaschaetzung fuer Software. In: Workshop des DGLR-Fachausschusses Software Engineering am 17. Mai 1995 in Neubiberg. UniBW Mu-

nich, 1995. Pp. 51-59.

206. Tai A., Meyer J., Avizienis A. Performability Enhancement of Fault-Tolerant Software// IEEE Trans. on Reliability. Vol. 42, No. 2, 1993, Pp. 227-237.

207. Tapia C.G., Murtagh B.A. Interactive fuzzy programming with preference criteria in multiobjective decision – making// Computer Ops. Res., Vol 18, No. 3, 1991, Pp. 307-316.

208. Whitehouse G.E., Wechsler B. L. Applied operations research: a survey, Wiley, Inc., New York, 1976, 424 p.

209. Zahedi F., Ashrafi N. Software reliability allocation based on structure, utility, price, and cost.// IEEE Trans. on Software Engineering, Vol. 17, No. 4, April 1991, Pp. 345-356.

210. Zeleny M. Multiple Criteria Decision Making.-Mcgraw-Hill, New York, 1982, 358 p.

211. Банди Б. Методы оптимизации. Вводный курс: Пер. с англ. – М.: Радио и связь, 1988 – 128 с., ил.

212. Слободин М.Ю. Компьютерная поддержка многоатрибутных методов выбора и принятия решения при проектировании корпоративных информационно-управляющих систем / М.Ю.Слободин, Р.Ю.Царев – СПб.: Инфо – да, 2004 – 223 с.

213. Герасин, А.А. Специальные электромеханические преобразователи автономных объектов [Текст] / А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, Д.Ю. Пашали. – М.: Машиностроение, 2012. – 250с.; 22см. – Библиогр.: 230 – 239. – 500экз. – ISBN 978–5–217–03521–2.

214. Герасин, А.А. Анализ осевой составляющей силы отталкивания в многокольцевых магнитных подшипниках с осевым направлением намагниченности [Текст] / А.А. Герасин, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Е. Вавилов // Сборка в машиностроении, приборостроении. – 2012. – №10. – С. 14-18.

215. Герасин, А.А. Особенности применения гибридных магнитных подшипников в быстроходных магнитоэлектрических машинах [Электронный ресурс]/ Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Е. Вавилов // Современные проблемы

науки и образования. – 2012. – №5. – URL: <http://www.science-education.ru> / 105 – 6935 (дата обращения: 03.09.2012).

216. Герасин, А.А. Математическая модель системы электромагнитного управления гибридным магнитным подшипником [Текст] / А.А. Герасин, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Е. Вавилов // Вестник машиностроения. – 2013. – №1. – С. 30-34.

217. Герасин, А.А. Метод диагностирования гибридных магнитных подшипников быстроходных магнитоэлектрических машин по внешнему магнитному полю [Текст] / А.А. Герасин, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Е. Вавилов, Д.Ю. Пашали, О.А. Бойкова // Вестник машиностроения. – 2013. – №7. – С. 37- 41.

218. Герасин, А.А. Имитационная модель электромеханических преобразователей энергии с учетом процессов в подшипниковых опорах [Текст] / А.А. Герасин, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, М.М. Зюков, В.Е. Вавилов // Сборка в машиностроении, приборостроении. – 2013. – №2. – С. 35-39.

219. Герасин, А.А. Экспериментальное исследование влияния технического состояния магнитных подшипников на параметры их внешнего магнитного поля [Электронный ресурс] / Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, Д.Ю. Пашали, О.А. Бойкова, В.Е. Вавилов // Современные проблемы науки и образования. – 2013. – №1. – URL: <http://www.science-education.ru> / 107 – 8151 (дата обращения: 17.01.2013).

220. Герасин, А.А. Математическая модель осевого магнитного подшипника на постоянных магнитах для высокоскоростных шпиндельных узлов [Текст] / А.А. Герасин, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Е. Вавилов // Станки и инструмент. – 2013. – №5. – С. 10-15.

221. Gerasin, A.A. An Algorithm for Controlling Hybrid Magnetic Bearings Using the Magnetic Field Pattern [Text] / F.R. Ismagilov, I.H. Hyrullin, V.E. Vavilov // Journal of Computer and Systems Science International. – 2013. – Vol. 52. – №5. – p. 794-799. – DOI: 101134/S1064230713050134.

222. Герасин, А.А. Алгоритм управления гибридными магнитными подшипниками по внешнему магнитному полю [Текст] / А.А. Герасин, Ф.Р. Исмаги-

лов, И.Х. Хайруллин, В.Е. Вавилов // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2013. – №5. – С. 126-131.

223. Герасин, А.А. Анализ динамических процессов в высокоскоростных шпиндельных узлах на гибридных магнитных подшипниках [Текст] / А.А. Герасин, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Е. Вавилов // Международный научно-технический форум, посвященный 100-летию ОАО «Кузнецов» и 70-летию СГАУ. – Самара: – 5 – 7 сентября 2012 / Сборник трудов в 3-х томах. – Т.2.

224. Герасин, А.А. Анализ устойчивости гибридных магнитных подшипников [Текст] / А.А. Герасин, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Е. Вавилов // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2014. – №1. – С.137-143.

225. Свидетельство 2012616976 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Автоматизированная система управления гибридным магнитным подшипником [Текст] / Герасин А.А., Чуянов Г.А., Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Вавилов В.Е., Пашали Д.Ю., Афанасьев Ю.В., Охотников М.В. – Заявка №2012614950; заявл. 18.06.2012; зарег. 03.08.2012.

226. Свидетельство 2012610872 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Автоматизированный расчет нагрузки и вращающегося момента шарико-винтовой пары авиационных СЭП [Текст] / Герасин А.А., Чуянов Г.А., Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Афанасьев Ю.В., Пашали Д.Ю., Вавилов В.Е., Охотников М.В. – Заявка №2011618909; заявл. 23.11.2011; зарег. 20.01.2012.

227. Свидетельство 2012610873 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Автоматизированное проектирование высокоскоростной магнитоэлектрической авиационной машины [Текст] / Герасин А.А., Чуянов Г.А., Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Афанасьев Ю.В., Пашали Д.Ю., Вавилов В.Е., Охотников М.В. – Заявка №2011618910; заявл. 23.11.2011; зарег. 20.01.2012.

228. Свидетельство 2012617365 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Автоматизированный расчет проводимостей системы управления магнитными подшипниками [Текст] / Герасин А.А., Чуянов Г.А., Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Афанасьев Ю.В., Пашали Д.Ю., Вавилов В.Е., Охотников М.В. – Заявка №2012615032; заявл. 19.06.2012; зарег. 15.08.2012.

229. Свидетельство 2012619366 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Пакет трехмерного моделирования и расчет бандажа ротора авиационного магнитоэлектрического генератора [Текст] / Герасин А.А., Чуянов Г.А., Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Афанасьев Ю.В., Пашали Д.Ю., Вавилов В.Е., Охотников М.В. Якупов А.М. – Заявка №2012617285; заявл. 27.08.2012; зарег. 16.10.2012.

230. Свидетельство 2013660109 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Имитационная модель высокоскоростного авиационного магнитоэлектрического генератора [Текст] / Герасин А.А., Чуянов Г.А., Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Пашали Д.Ю., Бойкова О.А., Афанасьев Ю.В., Гусаков Д.В., Охотников М.В., Вавилов В.Е., Фаррахов Д.Р. – Заявка № 2013617851; заяв. 02.09.2013; зарег. 24.10.2013.

231. Свидетельство 2013619849 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Инженерная методика электромагнитных расчетов и проектирования ГМП с использованием пакета математических вычислений MathCad [Текст] / Герасин А.А., Чуянов Г.А., Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Пашали Д.Ю., Бойкова О.А., Гусаков Д.В., Вавилов В.Е.. – Заявка № 2013618209; заяв. 06.09.2013; зарег. 17.10.2013.

232. Свидетельство 2013616680 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Программа проектирования и расчета ГМП высокоэнергетических высокоскоростных электромеханических преобразователей энергии (в частности ВМСГ) в среде Matlab [Текст] / Герасин А.А., Чуянов Г.А., Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Пашали Д.Ю., Бойкова О.А., Афанасьев Ю.В., Гусаков Д.В., Охотников М.В; Вавилов В.Е.. – Заявка № 2013614283; заяв. 21.05.2013; зарег. 16.07.2013.

233. Патент на изобретение 2498473 Российская Федерация, МПК H02N 7/06. Устройство защиты магнитоэлектрического генератора от короткого замыкания (варианты) [Текст] / Герасин А.А., Чуянов Г.А., Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Пашали Д.Ю., Афанасьев Ю.В., Охотников М.В; Вавилов В.Е; заявители и патентообладатели: Федеральное государственное бюджетное образовательное

учреждение высшего профессионального образования «Уфимский государственный авиационный технический университет», Федеральное государственное унитарное предприятие «ГосНИИАС» – Заявка № 2012134419; заявл. 10.08.2012; зарег. 10.11.2013 – Оpubл. 10.11.2013 – Бюл. № 31.

234. Автоматическое управление электротермическими установками / Под ред. А.Д. Свенчанского. – М.: Энергоатомиздат, 1990.

235. Алексеев А.А. Теория управления / А.А.Алексеев, Д.Х Имаев., Н.Н. Кузьмин, В.Б. Яковлев; под ред. В.Б. Яковлева. – СПб.: ГЭТУ, 1999.

236. Андреев Ю.Н. Управление конечномерными линейными объектами / Ю.Н.Андреев – М.: Наука, 1976.

237. Баранчук Е.И. Взаимосвязанные и многоконтурные регулируемые системы / Е.И.Баранчук – Л.: Энергия, 1968.

238. Бесекерский В.А. Теория систем автоматического управления / В.А. Бесекерский, Е.П.Попов – СПб.: Профессия, 2003.

239. Бутновский А.Г. теория оптимального управления системами с распределенными параметрами / А.Г.Бутновский – М.:Наука, 1975.

240. Бутновский А.Г. Структурная теория распределенных систем / А.Г. Бутновский – М.: Наука, 1977.

241. Бутновский А.Г. Характеристики систем с распределенными параметрами / А.Г. Бутновский – М.: Наука, 1979.

242. Бутновский А.Г. Оптимальное управление нагревом металла / А.Г Бутновский., С.А.Малый, Ю.Н. Андреев– М.: Металлургия, 1972.

243. Бутновский А.Г. Теория подвижного управления системами с распределенными параметрами / А.Г.Бутновский, Л.М. Пустыльников – М.: Наука, 1980.

244. Владимиров В.С. Управления математической физики / В.С. Владимиров – М.: Наука, 1981.

245. Воеводин В.В., Кузнецов Ю.А. Матрицы и вычисления. – М.: Наука, 1984.

246. Воронов А.А. основы теории автоматического управления / ч.П. А.А. Воронов– М.-Л.: Энергия, 1966.

247. Воронов А.А. Основы теории автоматического управления: Особые линейные и нелинейные системы / А.А. Воронов – М.: Энергоиздат, 1981.
248. Воронов А.А. Введение в динамику сложных управляемых систем / А.А. Воронов – М.: Наука, 1985.
249. Градштейн И.С. Таблицы интегралов, сумм, рядов и произведений / И.С. Градштейн., И.М. Рыжик – М.: Наука, 1971.
250. Дегтярев Г.Л. Теоритические основы оптимального управления упругими космическими аппаратами / Г.Л. Дегтярев, Т.К. Сиразетдинов – М.: Машиностроение, 1986.
251. Деч Г. Руководство к практическому применению преобразования Лапласа и z-преобразования / Г. Деч – М.: Наука, 1971.
252. Дидук Г.А. Специальные разделы теории автоматического регулирования и управления (теория СРП) / Г.А. Дидук, О.И. Золотов, Л.М. Пустальников; с предисловием А.Г. Бутковского. Учебное пособие. – СПб.: СЭТУ, 2000.
253. Кадымов Я.Б. Переходные процессы в системах с распределенными параметрами / Я.Б. Кадымов – М.: наука, 1968.
254. Карташов Э.М. Аналитические методы в теории теплопроводности твердых тел / Э.М. Карташов – М.: Высшая школа, 2001.
255. Коваль В.А. Спектральный метод анализа и синтеза распределенных управляемых систем / В.А. Коваль – Саратов: СГТУ, 1997.
256. Кошляков Н.С. Уравнения в частных производных математической физики / Н.С. Кошляков, Э.Б. Глинер., М.М. Смирнов – М.: высшая школа, 1970.
257. Кудышкин В.А. Подвижное управление в системах с распределенными параметрами / В.А. Кудышкин, В.А. Финягина – М.: Синтег, 2005.
258. Лыков А.В. Теория теплопроводности / А.В. Лыков – М.: Высшая школа, 1967.
259. Маковский В.А. Динамика металлургических объектов с распределенными параметрами / В.А. Маковский – М. Металлургия, 1971.
260. Мармер Э.Н. Электроды для термовакuumных процессов / Э.Н. Мармер, С.Г. Мурованная, Ю.Э. Васильев – М.: Энергоавтомиздат, 1991.

261. Мартыненко Н.А. Конечные интегральные преобразования и их применение к исследованию систем с распределенными параметрами / Н.А.Мартыненко, Л.М.Пустыльников – М.: Наука, 1986.
262. Основы проектирования следящих систем/ Под ред. Н.А. Лакоты. – М.: Машиностроение, 1978. – 391 с.
263. Полупроводниковые выпрямители/ Под ред. Ф.И. Ковалева и Г.П. Мостковой. – М.: Энергия, 1978. – 448 с.
264. Принципы построения и проектирования самонастраивающихся систем управления/ Под ред. Б.Н. Петрова. – М.: Машиностроение, 1972. – 260 с.
265. Пугачев В.С. Основы статистической теории автоматических систем / В.С.Пугачев, И.Е.Казаков, Л.Г. Евланов – М.: Машиностроение, 1974. – 400 с.
266. Растрингин А.А. Системы экстремального управления / А.А. Растрингин – М.: Наука, 1974. – 632 с.
267. Ратмиров В.А. Основы программного управления станками. / В.А. Ратмиров – М.: Машиностроение, 1978. – 240 с.
268. Решмин Б.И. Проектирование и наладка систем подчиненного регулирования электроприводов. / Б.И.Решмин, Д.С.Ямпольский – М.: Энергия, 1975. – 184 с.
269. Сандлер А.С. Динамика каскадных асинхронных электроприводов / А.С.Сандлер, Л.М. Тарасенко – М.: Энергия, 1977. – 200с.
270. Сандлер А.С. Автоматическое частотное управление асинхронными двигателями / А.С.Сандлер, Р.С. Сарбатов – М.: Энергия, 1974. – 328 с.
271. Сиротин А.А. Автоматическое управление электроприводами. – М.: Энергия, 1969. – 560 с.
272. Следящие приводы Под ред. Б.К. Чемоданова. – М.: Энергия, 1976. – 480 с., т.1.
273. Слежановский О.В. Устройства унифицированной блочной системы регулирования дискретного типа (УБСР – Д) / О.В.Слежановский, А.В.Бирюков, В.М. Хуторецкий– М.: Энергия, 1975. – 296 с.
274. Станки с числовым программным управлением / Под ред. В.А. Ле-

щенко. – М.: Машиностроение, 1979. – 592 с.

275. Структуры систем управления автоматизированным электроприводом/ Под ред. А.Г. Галкина. – Минск: Наука и техника, 1978. – 368 с.

276. Сю Д. Современная теория автоматического управления и ее применение. / Д.Сю, А.Мейер – М.: Машиностроение, 1972. – 544 с.

277. Управление вентильными электроприводами постоянного тока/ Е.Д. Лебедев, В.Е. неймарк, М.Я. Пистрак, О.В. Слежановский. – М.: Энергия, 1970. – 197 с.

278. Филатов А.С. Электропривод и автоматизация реверсивных станов холодной прокатки / А.С. Филатов – М.: Металлургия, 1973. – 376 с.

279. Фишбейн В.Г. Расчет систем подчиненного регулирования вентильного электропривода/ В.Г. Фишбейн – М.: Энергия, 1972. – 136 с.

280. Фрер Ф., Ортенбургер Ф. Введение в электронную технику регулирования / Ф.Фрер – М.: Энергия, 1973. – 423 с.

281. Цифровые системы управления электроприводами / А.А. Батоврин, П.Г. Дашевский, В.Д. Лебедев, Б.Л. Марков, Н.И. Чичерин. – Л.: Энергия, 1977. – 256 с.

282. Чиликин М.Г. Теория автоматизированного электропривода / М.Г. Чиликин, В.И.Ключев, А.С.Сандлер – М.: Энергия, 1979. – 619 с.

283. Шипилло В.П. Автоматизированный вентильный электропривод / В.П. Шипилло – М.: Энергия, 1969. – 400 с.

284. Эйкхофф П. Основы идентификации систем управления / П.Эйкхофф – М.: Мир, 1975. – 683 с.

285. Blaschke F. Das Prinzip der Feldorientierung die Grundlage fur Transvektor-Regelung von Drehfeldmaschinen. – Siemens-Zeitschrift, 1971, Bd. 45, H. 10, S. 761-764.

286. Schonfeld R. Das SignalfluBbild das Asynchronmaschine. – Messen, steuern, regeln, 1965, H. 4, S. 122-128.

287. Die Technik der elektrischen Antriebe. Grundlagen. – Berlin: VEB Verlag Technik, 1976. – 598 S.

288. Wehrich G. Drehzahlregelung von Gleichstromantrieben unter Verwendung eines Zustands- und Storgroßen-Beobachters. – Regelungstechnik, 1978, Н. 11, S. 349-354.

289. Рапопорт Э.Я. Анализ и синтез систем автоматического управления с распределенными параметрами – М.: Высшая школа, 2005 – 292 с.

290. Управление электроприводами – Л.: Энергоиздат. Ленингр. отд-ние, 1982 – 392 с.

291. Moore M.J., «Micro-turbine generators.» – Professional Engineering. Printed in the USA, 2002г – 113 с.

292. Инновационное развитие – основы модернизации экономики России: Национальный доклад.» – М: ИМЭМО.РАН.ГУ – ВШЭ, 2008г. – 168 с.

293. Кузнецов П.А., Фармаковский Б.В., «Экранирование магнитных полей аморфными магнитомягкими материалами»// [Электронный ресурс] URL: http://www.crisp-prometey.ru/Rus/Commercial/PDF/conf_EMS-2003.pdf, (дата обращения 15.06.2012)

294. Мартыненко Г.Ю. «Определение жесткостных характеристик радиальных магнитных подшипников на двух кольцевых постоянных магнитах» // Вісник НТУ «ХП». Тем. Вип. «Динаміка і міцність машин». – Харків: НТУ «ХП», 2007. – №38.

295. Шаров В.С. Высокочастотные и сверхвысокочастотные электрические машины / В.С. Шаров– М.: «Энергия», 1973г. – 248с.

296. Журавлев Ю.Н. Активные магнитные подшипники: Теория, расчет, применение / Ю.Н.Журавлев – СПб.: Политехника, 2003. 206 с.

297. Верещагин В.П., Клабуков В.А. Математическая модель магнитного подшипника // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. –2009. – т. 112.

298. Вышков Ю.Д. Магнитные опоры в автоматике/ Ю.Д.Вышков, В.И. Иванов – М.: Энергия, 1978. 160 с.

299. Хайруллин И.Х., Исмагилов Ф.Р., Вавилов В.Е. Определение влияния статического эксцентриситета на устойчивость гибридного магнитного подшипника // Вестник УГАТУ. Т. 16. 2012. С. 147-150.

300. Бронштейн И.Н. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов / И.Н.Бронштейн, К.А.Семендяев – М.: Наука, 1986. 544 с.
301. Хайруллин И.Х., Исмагилов Ф.Р., Вавилов В.Е. Определение сил гибридного магнитного подшипника для высокоскоростных шпинделей // Вестник УГАТУ. Т.16.2012. С.70-74.
302. Альтман А.Б. Постоянные магниты: Справочник. / А.Б.Альтман, Э.Е. Верниковский – М.: Энергия. 1980. 488 с.
303. Герман-Галкин С.Г. Matlab & Simulink. Проектирование мехатронных систем на ПК / С.Г. Герман-Галкин – СПб.: КОРНОНА – Век. 2008. 368 с.
304. Пархоменко Т.А. Применение магнитной левитации для разгрузки опорных подшипников вертикально осевых ветроустановок // Авиационно - космическая техника и технологии. – 2012. – №7. – С. 12-14.
305. Белоусов А.И. Расчет осевых сил действующих в турбомашинах /А.И. Белоусов, А.И. Иванов – Куйбышев: КуАИ, 1981. – 84 с.
306. Кирсанов М.Н. Задачи по теоретической механике с решениями в Maple 11. / М.Н. Кирсанов – М.: Физматлит, 2010. – 264 с.
307. Анго А. Математика для электро- и радиоинженеров / А. Анго; под ред. К.С. Шифрина – М.: Наука, 1967. – 779 с.
308. Постоянные магниты: Справочник / Под ред. Ю.М. Пятина. – М.: Энергия, 1971. – 376 с.
309. Красильников А.Я. Силовые взаимодействия между полумуфтами и расчет крутящего момента магнитной муфты // Вестник машиностроения. – 2000. – № 12. – С. 37-40.
310. Буль О.Б. Погрешности расчета электромагнита с помощью программ ANSYS и FEMM // Электричество. – 2006. – №7. – С. 10-12.
311. Дискретная математическая модель цифровой системы управления электромагнитным подвесом ротора / И.С. Ткаченко, Ю.А. Макаричев, А.В. Стариков // Вестник СамГТУ. Серия «Физико-математические науки». – 2007. – №2(15). – С. – 186-188.
312. Определение сил гибридного магнитного подшипника для высокоско-

ростных шпинделей / И.Х. Хайруллин, Ф.Р. Исмагилов, В.Е. Вавилов // Вестник УГАТУ. – 2012. – Т.16.

313. Ковалев Л.К. Перспективы использования сверхпроводниковых технологий в электромеханических преобразователях энергии // Авиационные технологии в энергетике: сб. РАН / Л.К.Ковалев, К.Л.Ковалев, Д.С. Дежин – М.: Наука – 2010.

314. Хайруллин И.Х., Вавилов В.Е. Уточнение математических выражений силового воздействия магнитных подшипников на постоянных магнитах // Седьмая Всероссийская зимняя школа – семинар аспирантов и молодых ученых. Актуальные проблемы науки и техники. Сборник научных трудов. Т. 2./ И.Х. Хайруллин, В.Е.Вавилов – Уфа: – 2012.

315. Постоянные магниты: справочник / А.Б. Альтман, Э.Е. Верниковский, А.Н. Герберг и др. Под ред. Ю.М. Пятина. 2-е изд., доп. и перераб. – М.: Энергия, 1980. 486 с.

316. Бойкова О.А. Функциональная диагностика неисправностей электромеханических элементов электротехнических комплексов по внешнему электромагнитному полю: автореферат ... канд. техн. наук – Уфа: УГАТУ, – 2011. –19 с.

317. Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Пашали Д.Ю., Бойкова О.Л. Обзор современных методов и средств оперативной диагностики электромеханических преобразователей энергии // Вестник УГАТУ. – 2010. Т.14. – № 4 (39). – С. 73-79.

318. Пашали Д.Ю. магнитная индукция при интегральной оценке неравномерности воздушного зазора для задач диагностирования // Электротехнические комплексы и системы: внутривуз. сб. науч. трудов. – Уфа: УГАТУ. – 2011. – С. 194-199.

319. Алатырцев А.А. Применение метода линейного программирования для решения задач теории надежности. – Стандартизация, 1963, №5.

320. Алексеев О.Г., Якушев В.И. Комбинаторный метод расчета оптимального резервирования. – Изв. вузов СССР. Приборостроение, 1964, т. 7, № 4.

321. Багдонавичус В.Б. Статистическая проверка модели аддитивного накопления повреждений. – Теория вероятностей и ее применения, 1978, т.23, № 2,

с. 403-408.

322. Багдонавичус В.Б. Проверка гипотез и оценка параметров при ускоренных испытаниях: Канд. дис./Вильн. Гос. ун-т./ В.Б. Багдонавичус – Вильнюс: 1978.

323. Барзилович Е.Ю. Модели технического обслуживания сложных систем / Е.Ю. Барзилович – М.: Высшая школа, 1982.

324. Барзилович Е.Ю. Введение в теорию обслуживания авиационных систем по состоянию/ Е.Ю.Барзилович, В.Ф. Воскобоев – М.: Транспорт, 1981.

325. Базирович Е.Ю. Некоторые математические вопросы теории обслуживания сложных систем/ Е.Ю.Базирович, В.А. Каштанов – М.: Сов. радио, – 1971.

326. Барзилович Е.Ю. Организация обслуживания при ограниченной информации о надежности системы / Е.Ю. Барзилович, В.А. Каштанов – М.: Сов. радио, – 1975.

327. Барзилович Е.Ю., Каштанов В.А., Коваленко И.Н. О минимаксных критериях в задачах надежности. – Изв. АН СССР. Техническая кибернетика, 1971, №3, с. 87-98.

328. Барлоу Р. Математическая теория надежности: Пер. с англ./ Под ред. Б.В. Гнеденко / Р.Барлоу, Ф.Прошан – М.: Сов. радио, –1969.

329. Барзилович Е.Ю. Вопросы математической теории надежности / Е.Ю.Барзилович, Ю.К.Беляев, В.А. Каштанов и др – М.: Радио и связь – 1983 – 376 с.

330. Marschall A., Proschan F. Classes of distributions applicable in replacement with renewal theory implications. – Proc. Sixth Berkeley Symp. On Math. Statist. And Prorab., Univ. California Press, 1972, v. 1, p. 395-415.

331. Marschall A.W., Walkup D. W., Wets R. J. B. Order preserving functions; Applications to majorisation and order statistics. – Pacific J. Math., 1967, v. 23, p. 569-584.

332. MIL STD-781S – Washington D.C.: Government Printing Office, 1977.

333. Molenaar W. Approximations to the Poisson, Binomial and hypergeometric

distribution functions. – Amsterdam: Math Centrum, 1970.

334. Moskowitz F., McLean J. Some reliability aspects of systems design. – IRE Trans., 1956, v. PGRQC-8, sept.

335. Neyman J. On the problem of confidence intervals – Ann Math. Statist., 1935, v. 6, № 1, p. 111-116.

336. Norula S.C., Li F. S. Sample size calculations in exponential life testing. – Technometrics, 1975, v. 17, № 2, p. 229-231.

337. Osaki Shunji, Mine Hisashi Linear programming algorithms for semi-Markovian decision process. – J. Math. Anal. And Appl., 1968, v. 22.

338. Pough E.L. The best estimate of reliability in the exponential case. – Operations Research, 1963, v. 11, p. 57-61.

339. Proschan F. Recent research on classes of life distribution useful in maintenance modeling. C. 13. – In Modern trends in logistic research/ Ed. by W. H. Marlow. – MIT Press, 1976, p. 334-347.

340. Pyke R. Spacings. – J. Royal Statist. Soc. Ser B27, 1965, p. 395-449.

341. Vee MingNg. A note on the best test for discrimination between exponentiality and uniformity. – Technometrics, 1976, v. 18, № 2, p. 237-238.

342. Winter B. Optimal diagnostic procedures. – IRE Trans., 1960, PRQC-9, № 3.

343. Таташев А.Г., Ушаков И.А. Задача переключения резервных элементов по расписанию. – Изв. АН СССР. Техническая кибернетика, 1981, № 5.

344. Монден Я. «Тоета» — методы эффективного управления / Пер. с англ. – М.: Экономика, 1989.

345. Народнохозяйственные последствия присоединения России к ВТО / Национальный инвестиционный совет РАН. – М.:, 2002.

346. Никитина В.А. Управление качеством на базе стандартов ИСО 9000:2000./ В.А. Никитина – М.:, СПб., 2002.

347. Оучи У. Методы организации производства (японский и американский подходы) / У.Оучи – М.: Экономика, 1984.

348. Пирогов Г.С. Интенсификация инженерного творчества: Потребности,

методы, формы организации / Г.С.Пирогов, Ю.Н.Таран, В.П.Бельгольский – М.: Профиздат, 1989.

349. Репин В.В. Процессный подход к управлению. Моделирование бизнес-процессов / В.В.Репин, В.Г.Елиферов – М.: РИА «Стандарты и качество», 2004.

350. Шiba Ш., Грэхэм А., Вальден Д. Новое американское тотальное управление качеством. [Электронный ресурс] URL: <http://www/mibif.ru/library/html/book.htm> – 2002.

351. Шонбергер Р. Японские методы управления производством / Р.Шонбергер – М.: Экономика, 1989.

352. Шестопал Ю.Т. Управление качеством / Ю.Т Шестопал., В.Д.Дорофеев, Н.Ю.Шестопал, Э.А. Андреева – М.: ИНФРА-М, 2008. – 331 с.

353. Эрхард Крейер (Eckhard Kreier). Успешная сертификация на соответствие нормам ИСО 9000. Рук. по подг. и провед. сертификации.

354. Патент на полезную модель 140839 Российская Федерация, МПК Н02К 1/27, Н02К 21/14. Ротор высокоскоростного магнитоэлектрического генератора [Текст] / Герасин А.А., Чуянов Г.А., Исмагилов Ф.Р., Хайрулин И.Х., Вавилов В.Е., Пашали Д.Ю., Бойкова О.А., Фаррахов Д.Р; заявители патентообладатели: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Уфимский государственный авиационный технический университет, Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем – Заявка № 2013145038/07; заявл. 08.10.2013; зарег. 20.05.2014 – Бюл. № 14

355. Герасин, А. А. Электрический самолет: концепция и технологии [Текст]/ А.В. Левин, С.М. Мусин, С.А. Харитонов, К.Л. Ковалев, А.А. Герасин, С.П. Халютин – Уфа: Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т, 2014 – 388 с.; 22см – Библиогр.: 370-383 – 500 экз – ISBN 978-5-4221-0606-6.

356. Герасин, А.А. Электромеханические системы с высококоэрцитивными постоянными магнитами [Текст]/ Ф.Р. Исмагилов, А.А. Герасин, И.Х. Хайрулин, В.Е. Вавилов – М.: Машиностроение, 2014 – 262с., 22 см – Библиогр.: 219-241 –

500 экз – ISBN 978-5-94275-755-7

357. Власов А.И. Предварительная оценка главных размеров электрических машин по постоянной Арнольда./ А.И.Власов, Е.В.Волокитина, Ю.Г. Опалев // Электроника и электрооборудование транспорта. – 2007. – №3. – С.28-30.

358. Власов А.И. Исследование и оптимизация динамических и массогабаритных показателей вентильных электродвигателей методами численного моделирования магнитного поля / А.И.Власов, Е.В. Волокитина, Ю.Г.Опалев //Электроника и электрооборудование транспорта. – 2007. – №3. – С.22-25.

359. Власов А.И. Систематизация общей процедуры проектирования вентильного индукторного электродвигателя/А.И.Власов, Е.В.Волокитина, В.Ф.Шалаганов // Электроника и электрооборудование транспорта. – 2005. – №5. – С.10-12.

360. Власов А.И. Численное моделирование магнитного поля вентильных электродвигателей постоянного тока./ А.И.Власов, Е.В.Волокитина, В.В.Никитин, Ю.Г.Опалев // Все российская научно-техническая конференция «Наука-производство-технология-экология» Сборник материалов: В 7т. – Киров: Изд-во ВятГУ, 2008. Том 3. ЭТФ – С.223-225.

361. Власов А.И. Выбор типа электрической машины стартер-генераторного устройств автономных подвижных объектов./ А.И.Власов, Е.В. Волокитина //Груды XII Международной конференции «Электромеханика, электро-технологии, электрические материалы и компоненты» МКЭЭЭ-2008, Крым, Алушта – М.: Изд-во МЭИ, – 2008 – С. 428.

362. Власов А.И. Выбор типа стартер-генератора для автономных подвижных объектов./ А.И.Власов, Е.В. Волокитина //Электроника и электрооборудование транспорта. – 2008. – №5. – С.2-б.

363. Власов А.И. Влияние механической обработки магнитов на параметры магнитоэлектрических машин авиационного назначения./ А.И.Власов, Е.В.Волокитина, В.В.Никишн, Ю.Г. Опалев //Электроника и электрооборудование транспорта. – 2009. – №2-3. – С.47-51.

364. Власов А.И. Влияние механической обработки самарий-кобальтовых

постоянных магнитов на параметры магнитоэлектрических машин / А.И. Власов, Е.В.Волокитина, В.В.Никитин, Ю.Г.Опалев // XVII Международная конференция по постоянным магнитам МКПМ XVII, Тезисы, 21-25 сентября, Суздаль - Москва: Издательский Дом МИСиС, 2009 – С. 168.

365. Власов А.И. Расчет времени отпускания электромеханических тормозных устройств./ А.И.Власов, Е.В.Волокитина, В.В.Никитин //Электроника и электрооборудование транспорта. — 2010. — №2-3. — С.45-48.

366. Власов А.И. Исследования, по определению оптимальных параметров структуры системы электроснабжения полностью электрифицированного самолета. А.И.Власов, Е.В.Волокитина, Н.А Данилов, Е.В.Москвин, В.В.Никитин // Электроника и электрооборудование транспорта. – 2010. – №4. – С.2-7.

367. Власов А.И. Частотно - регулируемый асинхронный электродвигатель для электропривода подачи криогенного топлива газотурбовоза ГТ-1./ А.И.Власов, Е.В.Волокитина, Н.А Данилов, В.А.Миронов, В.В.Никитин, В.Ф.Шалаганов // Электроника и электрооборудование транспорта. – 2010. – №4. – С. 33-36.

368. Giri L. Agrawal FOIL Air/gas bearing technology ~ an overview // ASME Publication 97-GT-347, pp. 2–11

369. Bulat, P.V. The history of the gas bearings theory development // World Applied Sciences Journal, Volume 27, Issue 7, 2013, Pages 893–897

370. SpecBearings // Электронный ресурс [URL: <http://www.techlab.cz/en/SpecBearings.pdf>]

371. Бесчастных В.Н., Равикович Ю.А. Газовый подшипник тяжелого ротора газотурбинных двигателей. Опыт разработки и перспективы внедрения // Вестник МАИ. Т.17, №3. с. 91–98

372. Foil Bearings Example Applications // Электронный ресурс [URL: <http://www.nano-nano.cc/foil-bearings-applications.html>]

373. Della Corte, C. “The Evaluation of a Modified Chrome Oxide Based High Temperature Solid Lubricant Coating for Foil Gas Bearings” // NASA/TM—1998-208660, National Aeronautics and Space Administration, Cleveland

374. Ермилов Ю.И., Теоретическое и экспериментальное определение пре-

дельной несущей способности осевых лепестковых газодинамических подшипников // Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук, Москва, 2005 г.

375. Пономарев Б.А., Гаврилов В. В. Проблемы создания ВГТД с ротором на газовых подшипниках // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, № 1, 2009 с.41–55

376. A World of Air Bearings Solutions // [Электронный ресурс URL: <http://westwind-airbearings.com/airBearing/>]

377. Rui Bin Xiong, Ying Lin Ke, Pu Jin Huang An Adaptive Posture Following and Keeping Fixture Based on Aerostatic Bearing and Universal Ball Joint for Aircraft Digital Assembly // Materials Science Forum, Vol. 626 – 627, 2009, pp. 623-628.

378. Герасин А.А. Электромеханические преобразователи энергии в летательных аппаратах // Материалы Международной научно-технической конференции «Intermatic-2014» – М.: МГТУ МИРЭА, 2014

379. Герасин А.А. Бессенсорное управление гибридными магнитными подшипниками [Текст] / В.Е. Вавилов, Р.А. Гайсин, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин // Известия РАН. Теория и системы управления – 2015. – №2 – С.139-147.

380. Патент на изобретение 2552846 Российская Федерация, МПК H02K 1/27. Ротор высокоскоростного генератора [Текст] / Герасин А.А., Чуянов Г.А., Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Вавилов В.Е., заявители и патентообладатели: ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет», Федеральное государственное унитарное предприятие «ГосНИИАС» - Заявка № 2014109789/07; заявл. 13.03.2014; зарег. 10.06.2015 – Опубл. 10.06.2015 – Бюл. № 16.

381. Патент на изобретение 2540215 Российская Федерация, МПК F16C 32/04. Гибридный магнитный подшипник с осевым управлением [Текст] / Герасин А.А., Чуянов Г.А., Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Вавилов В.Е., заявители патентообладатели: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Уфимский государственный авиационный технический университет, Федеральное государственное унитарное

предприятие «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем» - Заявка № 2013145049/11; заявл. 08.10.2013; зарег. 10.02.2015 – Бюл. №4.

382. Свидетельство 2015616969 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Автоматизированный расчет высокоэффективной системы охлаждения магнитоэлектрического стартер-генератора [Текст] / Герасин А.А., Чуянов Г.А., Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Пашали Д.Ю., Айгузина В.В., Меднов А.А., Минияров А.Х., Тарасов Н.Г., Вавилов В.Е.. – Зарег. 26.06.2015г.

383. Герасин А.А. Гибридный метод управления напряжением магнитоэлектрического генератора [Текст]/Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Е. Вавилов, Д.Р. Фаррахов - Известия РАН. Теория и системы управления. – 2017. – №2. – С. 114 – 120.

384. Gerasin A.A. Stability Analysis of Hybrid Magnetic Bearings [Text]/V. E. Vavilov, F. R. Ismagilov, I. Kh. Khairullin // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2014, Vol.53, № 1, 130-136. DOI: 10.1134/S1064230714010122

385. Gerasin A.A. An Algorithm for Controlling Hybrid Magnetic Bearings Using the Magnetic Field Pattern [Text]/ V. E. Vavilov, F. R. Ismagilov, I. Kh. Khairullin, // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2013, Vol.52, № 5, 794-799. DOI: 10.1134/S1064230713050134

386. Gerasin A.A. Sensorless Control of Hybrid Magnetic bearings [Text]/ V. E. Vavilov, F. R. Ismagilov, I. Kh. Khairullin, // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2015, Vol.54, № 3, 415-423. DOI: 10.1134/S1064230715020124

387. Gerasin A.A. A Way to Control and Stabilize the Output Voltage in a System for Generating an Alternating Current with Stable Frequency on the Base of a Magneto-Electric Generator [Text]/ V. E. Vavilov, F. R. Ismagilov, I. Kh. Khairullin, D. R. Farrakhov, I. I. Yamalov // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2016, Vol. 55, No. 5, pp. 770–777 DOI: 10.1134/S1064230716030151

388. Gerasin A.A. Permanent-magnet shaft bearing for high-speed spindles [Text]/ F. R. Ismagilov, I. Kh. Khairullin, V. E. Vavilov // Russian Engineering Research Volume 33, Issue 12, December 2013, Pages 718-722 DOI:

10.3103/S1068798X1312006X

389. Gerasin A.A. Hybrid Control Method of the Voltage of a Permanent Magnetic Generator[Text]/ V.E. Vavilov, F.R. Ismagilov, I.Kh. Khairulin, D.R. Farrakhov// Journal of Computer and Systems Sciences,2017, Vol. 56, No. 2, pp. 268–274, ISSN 1064-2307

390. Герасин А.А. Проектирование, оптимизация и испытание высокоскоростного магнитоэлектрического генератора для электроснабжения микробеспилотных летательных аппаратов [Текст]/, Ф.Р. Исмагилов, В.Е. Вавилов, А.М. Веселов, А.Х. Минияров, В.В. Айгузина // Новые технологии. Нано- и микросистемная техника. – 2018. – №5. – С. 267-276.

ПРИЛОЖЕНИЯ

Методика расчета гибридных магнитных подшипников

Основными данными для инженерного расчета ГМП являются непосредственно технические параметры ВМСГ частота вращения, масса ротора, режим работы, максимально возможные нагрузки и габаритные размеры, а также ограничения габаритных размеров ГМП.

Исходя из технических параметров ВМСГ, определяются геометрические размеры ГМП и параметры системы управления.

Внутренний диаметр кольца МППМ и ГМП, а также диаметр ротора ВМСГ определяется в виде:

$$D_2 = 60 \frac{v}{\pi n}, \text{ м} \quad (1.1)$$

где D_2 – внутренний диаметр, м;

v – линейная скорость, м/с;

n – частота вращения ротора ВМСГ, об/с.

После этого необходимо определить нагрузки, действующие на ГМП:

$$Q = K_H R_a, \quad (1.2)$$

где R_a – радиальная нагрузка на ГМП; K_H – коэффициент, учитывающий характер нагрузки, для авиационных машин принимается равным двум.

При расчётах необходимо определить место установки опор и исходя из этого, рассчитать нагрузку на ГМП. Далее расчет ведется по рис. 1.1.

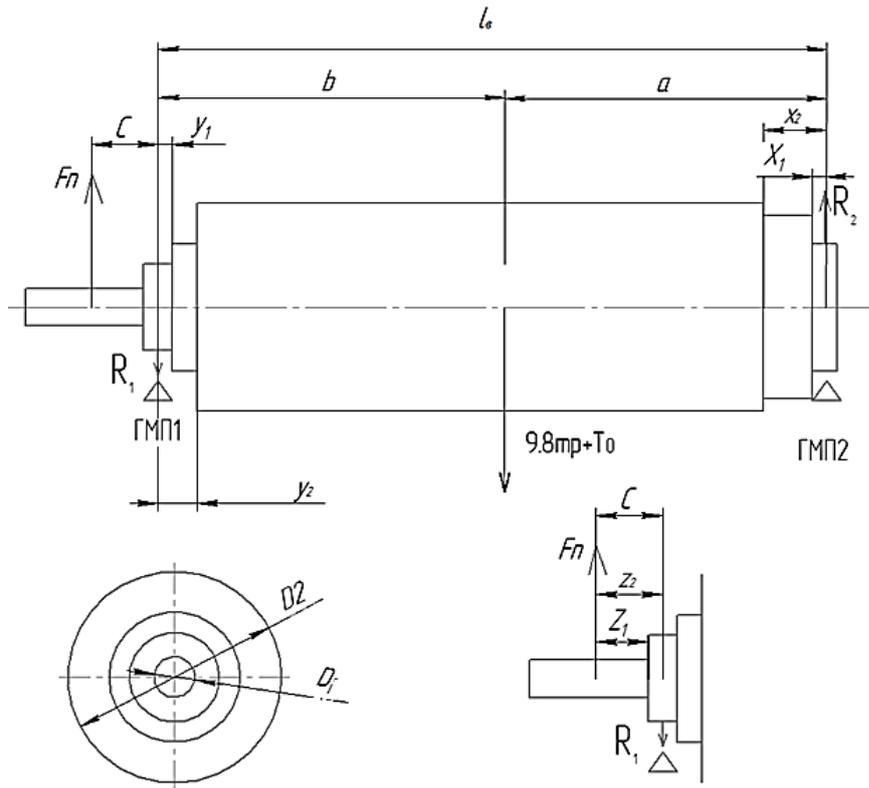


Рисунок 1.1 – Эскиз ротора на ГМП

По эскизу определяются расстояния до мест установки ГМП:

$$R_{\text{ГМП1}} = F_n \frac{l_e + c}{l_e} + (9,8m_p + T_0) \frac{a}{l_e}, \quad (1.3)$$

$$R_{\text{ГМП2}} = F_n \frac{c}{l_e} + (9,8m_p + T_0) \frac{b}{l_e}, \quad (1.4)$$

где $F_n = \frac{k_p M}{r_3}$ – поперечная сила, действующая на вал;

k_p – коэффициент передачи, для зубчатых передач 1, для упругих 0,3, при ременной передаче от 1,8 до 3;

r_3 – радиус делительной окружности или радиус по центрам пальцев муфт;

$T_0 = 2,94 D l_a \frac{e_0}{\delta_{em}} 10^5$ – сила одностороннего магнитного притяжения;

D – диаметр ротора;

l_e – активная длина ротора;

δ_{em} – воздушный зазор ВМСГ;

e_0 – первоначальное смещение ротора, $e_0 = 0,1\delta_{em} + f_G + f_n$; $f_G = \frac{9,8m_p}{3El^2}(S_b a^2 + S_a b^2)$;

E – модуль упругости материала вала;

S_a, S_b определяются согласно эскизу ротора, $S_a = \sum \frac{x_i^3 - x_{i-1}^3}{J_i}$, $S_b = \sum \frac{y_i^3 - y_{i-1}^3}{J_i}$.

$J_i = \frac{\pi D_i^4}{64}$ – момент инерции i -го участка;

$S_c = \sum \frac{z_i^3 - z_{i-1}^3}{J_i}$; $f_n = \frac{F_n c}{3El^2} \left(\frac{3}{2} S_c - S_b \right) a + S_a b$.

Далее определяется динамическая грузоподъемность ГМП:

$$F = \frac{Q}{25.6} \sqrt[3]{L_n n}, \quad (1.5)$$

где L_n – необходимая долговечность подшипника, в часах.

Задается предварительная величина воздушного зазора и жесткость подшипниковой опоры, которая определяется в виде:

$$G_\delta = \frac{F}{\Delta \delta}, \quad (1.6)$$

где G_δ – жесткость ГМП;

F – тяговое усилие ГМП, Н, принимается на 40–50% больше максимально возможной нагрузки ВМСГ;

$\Delta \delta$ – допустимая величина смещения колец ГМП.

Инженерные расчеты ГМП целесообразно начинать с радиальной системы управления (рисунок 1.2) ввиду ее влияния как на тепловые, так и на силовые характеристики ГМП. Принимается, что тяговое усилие системы управления составляет 30–40% основного тягового усилия, то есть номинальное усилие в системе управления ГМП $F_H = 0.3F$, а максимальное F_M , действующее при отказе МППМ, соответственно $1,2F$.

Тогда коэффициент перегрузки СУ ГМП:

$$k_n = \frac{F_M}{F_H}. \quad (1.7)$$

Значение данного коэффициента будет много больше, чем, например, у активных магнитных подшипников, но включение в перегрузочном режиме является для ГМП довольно редким явлением и происходит только при отказе МППМ.

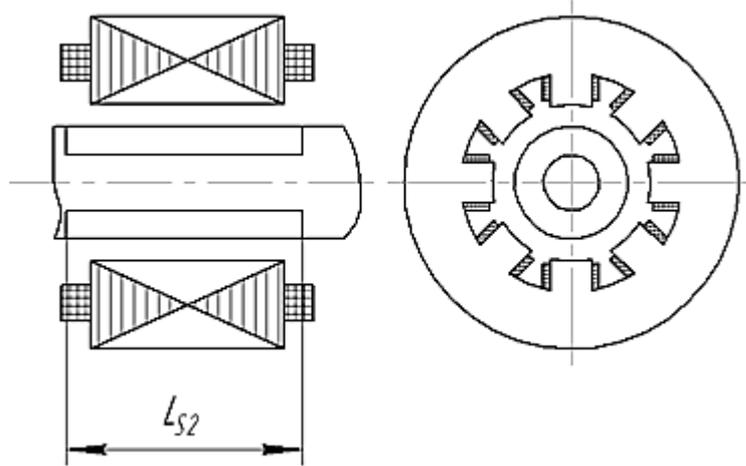


Рисунок 1.2 – Эскиз системы радиального управления ГМП

Выбирается сталь магнитопровода СУ ГМП и определяется, исходя из ее характеристик, максимальная индукция насыщения в магнитопроводе ГМП, B_{sm} .

Задаются максимально возможная индукция в рабочем зазоре СУ ГМП и коэффициент индукции k_{s1} , обычно равен от 1,05 до 1,2, максимальную индукцию в B_{6M} рабочем зазоре принимаем на 20% меньше индукции насыщения:

$$B_{\delta} = \frac{B_{6M}}{k_{s1}}. \quad (1.8)$$

Определяем удельную силу СУ ГМП приходящуюся на 1 см²:

$$F_{yD} = \frac{B^2}{2\mu_0}. \quad (1.9)$$

Расчетная величина удельного усилия СУ ГМП:

$$F_p = \frac{F_{yD}}{k_{s1}^2}. \quad (1.10)$$

Задаемся числом полюсов СУ ГМП, Z и определяем максимальное силу, приходящуюся на один полюс:

$$F_{1M} = \frac{F_M}{Z}. \quad (1.11)$$

Площадь полюса:

$$S_z = \frac{F_{zM}}{F_p}. \quad (1.12)$$

Задается коэффициентами $k_L = 0,4-0,6$, k_s – коэффициент заполнения сталью и эмпирическим коэффициентом k_p , зависящим от числа полюсов СУ ГМП, определяется по табл. 1.1.

Таблица 1.1 – Определение площади полюса

p	8	16	24
k_p	0,924	0,906	0,903

Внутренний диаметр пакета СУ ГМП:

$$D_{S1} = \sqrt{\frac{S_z Z}{k_s k_L \pi}}. \quad (1.13)$$

Длина пакета СУ ГМП:

$$L_{S1} = D_{S1} k_L. \quad (1.14)$$

Номинальная индукция в рабочем зазоре СУ ГМП:

$$B_\delta = \frac{B_{\delta s}}{\sqrt{k_n}}, \quad (1.15)$$

Намагничивающая сила катушки СУ ГМП:

$$Iw = 8 \cdot 10^2 B_\delta \delta_{su} k_H, \quad (1.16)$$

где δ_{su} – зазор в системе управления ГМП.

Номинальный ток, I_H выбирается исходя из мощности ВМСГ, и находится в пределах 1–5А: соответственно нижние пределы для машин малой мощности, верхние – для большой.

Число витков обмотки СУ ГМП:

$$w = \frac{I_w}{I_H}. \quad (1.17)$$

Максимальная плотность тока j определяется условиями охлаждения и режимами работы ГМП, рекомендуется для нормальных режимов принимать до 4 А/мм^2 , тогда площадь сечения обмотки:

$$S_o = \frac{I_w}{jk_o}, \quad (1.18)$$

где j – плотность тока;

k_o – коэффициент заполнения паза медью.

Площадь сечения провода обмотки:

$$q_n = S_o \frac{k_o}{w}. \quad (1.19)$$

Провод выбирается согласно нормативно-технической документации.

Далее рассчитываются основные геометрические параметры СУ ГМП (рис.

1.3.)

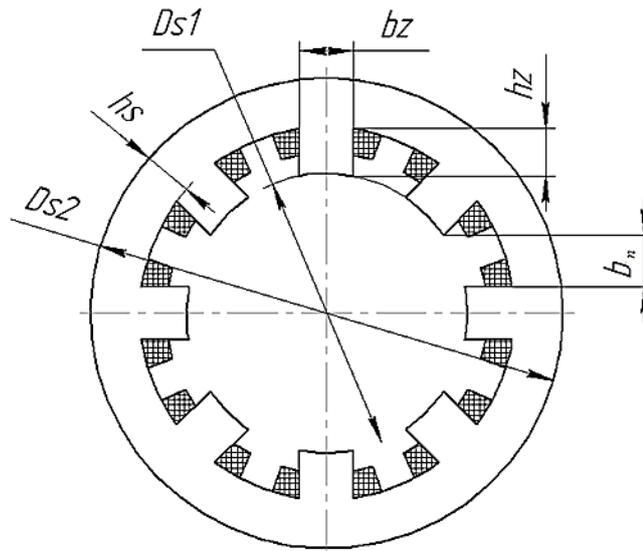


Рисунок 1.3 – Магнитная система СУ ГМП

Ширина зубца в расточке по дуге:

$$b_{z0} = \pi D_{s1} \frac{k_s}{Z}. \quad (1.20)$$

Ширина зубца линейная:

$$b_z = D_{s1} \sin \left[\pi \frac{k_s}{Z} \right]. \quad (1.21)$$

Для трапецевидного зубца ширина у основания:

$$b_{z0} = 1,2D_{s1} \sin \left[\pi \frac{k_s}{Z} \right]. \quad (1.22)$$

Ширина паза:

$$b_n = b_z \frac{(1-k_s)}{k_s}. \quad (1.23)$$

Ширина трапецевидного паза:

$$b_n = 1,2b_z \frac{(1-k_s)}{k_s}. \quad (1.24)$$

Ширина катушки:

$$b_k = \frac{b_n - b_{k1}}{2}, \quad (1.25)$$

где b_{n1} – расстояние между катушками, допустимо принять 5–10 мм.

Высота спинки:

$$h_s = b_z. \quad (1.26)$$

Высота катушки:

$$h_o = \frac{S_o}{b_k}. \quad (1.27)$$

Высота полюса:

$$h_z = h_o + (4-7 \text{ мм}). \quad (1.28)$$

Внешний диаметр:

$$D_{s2} = D_{s1} + 2(h_z + h_s). \quad (1.29)$$

При наличии ферромагнитной накладки, ее длина составляет:

$$L_{s2} = L_{s1} + 4\delta_{su}. \quad (1.30)$$

Определяется сопротивление обмотки СУ ГМП:

$$R_o = \frac{\rho w (L_{s1} + \frac{2\pi D_2}{Z})}{q_n}, \quad (1.31)$$

где ρ – удельное сопротивление меди.

Индуктивность СУ ГМП при отсутствии смещения:

$$L_o = \frac{z}{8k_o^2} \frac{w^2 \mu_0 D_2 L_{s1} \Delta\alpha}{\delta_{su}}, \quad (1.32)$$

где $\Delta\alpha$ – угол между полюсами;

k_o – число параллельных ветвей обмотки СУ ГМП, при последовательном соединении равняется 1, при параллельном – $Z/4$.

Постоянная времени СУ ГМП:

$$T = \frac{L}{R_o}. \quad (1.33)$$

При переходе к расчёту магнитного подшипника на постоянных магнитах необходимо определить его температурные условия работы. При этом задаются внешние температурные условия и определяются тепловые сопротивления СУ ГМП.

Тепловое сопротивление между обмотками и воздухом:

$$R_{Cu} = \frac{1}{k_\alpha A_{Cu}}, \quad (1.34)$$

где A_{Cu} – площадь поверхности лобовых частей (рис. 1.4);

k_α – коэффициент теплопередачи от обмотки в воздух, 12 Вт/(м²К).

Тепловое сопротивление изоляции:

$$R_i = \frac{b_i}{\lambda_i A_i}, \quad (1.35)$$

где $A_i = 2A_{i1} + 2A_{i2}$ – площадь поверхности теплопроводности;

λ_i – коэффициент теплопроводности изолирующего материала;

b_i – толщина изоляционного слоя.

После этого определяется температура обмотки:

$$\Theta_1 = \frac{(R_{Cu} R_i P_1 + R_i \Theta + R_{Cu} \Theta_h)}{R_{Cu} + R_i}, \quad (1.36)$$

где $P_1 = ZI^2 R_o$ – мощность потерь в обмотке;

Θ – температура окружающей среды.

Температура обмотки сравнивается с допустимой температурой выбранного

провода.

Температура магнитов может быть рассчитана в виде:

$$2 \frac{S_1 R_{Cu} R_i r \alpha_1}{R_{Cu} + R_i} i_0^2(\infty) T e^{\frac{-t}{T}} - \frac{1}{2} \frac{S_1 R_{Cu} R_i r \alpha_1}{(R_{Cu} + R_i)} i_0^2(\infty) T e^{\frac{-t}{T}} +$$

$$+ t \left(\frac{S_1 \Theta R_i \alpha_1 + S_1 \Theta_n R_i \alpha_1}{R_{Cu} + R_i} - 2c_0 Q_0 \Theta - \alpha_1 \Theta S_1 - 2\alpha_2 \Theta S_1 + \frac{S_1 R_{Cu} R_i r \alpha_1}{R_{Cu} + R_i} i_0^2(\infty) \right) -$$

$$-c_2 m_2 \Theta = -c_2 m_2 \Theta_2 \quad (1.37)$$

где S_1 – площадь поверхности МППМ, в данном случае может быть рассчитана как

$$\text{площадь СУ ГМП} \quad S_1 = \frac{\pi(D_{s2}^2 - D_{s1}^2)}{4};$$

α_1, α_2 – коэффициент теплопередачи, допустимо принять 12 Вт/(м²К);

c_2 – удельная теплоемкость магнитов;

c_0 – удельная теплоемкость воздуха;

Q_0 – количество теплоты, создаваемое окружающей средой;

m_2 – масса магнитов, примерно определяется как масса необмотанной системы управления ГМП: $m_2 = \rho_{pm} S_1 L_{s1}$;

ρ_{pm} – плотность постоянных магнитов;

t – время, допустимо принять равным 10 с.

При температуре окружающей среды более 50°С и превышении температуры магнитов над температурой среды более чем на 10 градусов параметры ПМ для *NdFeB* определяются в виде:

$$\frac{B_r(T) - 2,97B_r(50)}{-2,97B_r(50)} = \frac{T - 50}{T_{\max} - 50}, \quad (1.38)$$

$$\frac{H_c(T) - 0,838H_c(50)}{-0,838H_c(50)} = \frac{T - 50}{T_{\max} - 50}, \quad (1.39)$$

где $B_r(50), H_c(50)$ – остаточная индукция и коэрцитивная сила ВПМ при 50°С,

определяются по выражениям (1.40, 1.41);

T_{\max} – максимальная рабочая температура ВПМ, указывается в технических характеристиках материала.

При температуре среды и магнитов менее 50°С параметры ПМ определяются в виде :

$$B_r(T) = B_r \left(1 + \frac{k_{Br}(T_{\text{ВПМ}} - 23)}{100} \right), \quad (1.40)$$

$$H_c(T) = H_c \left(1 - \frac{k_{Hc}(T_{\text{ВПМ}} - 23)}{100} \right). \quad (1.41)$$

где $B_r(T), H_c(T)$ – действующие значения остаточной индукции и коэрцитивной силы ВПМ соответственно;

$B_r(T), H_c(T)$ – значения остаточной индукции и коэрцитивной силы ВПМ, указанные в технических характеристиках соответственно;

$T_{\text{ВПМ}}$ – температура ВПМ;

k_{Br} – температурный коэффициент остаточной индукции ВПМ;

k_{Hc} – температурный коэффициент коэрцитивной силы ВПМ.

Тяговое усилие, создаваемое ПМ равняется $0,7 F$, диаметр внутреннего кольца МППМ принимается равным диаметру ротора (рис. 1.4), задается индукцией в воздушном зазоре МППМ:

$$B_z = 0,55 B_r(T). \quad (1.42)$$

Тогда длина ПМ:

$$l_{\text{пм}} = \frac{1,4 F \mu_0}{2 B_z^2 \pi (D_2 + \delta)}. \quad (1.43)$$

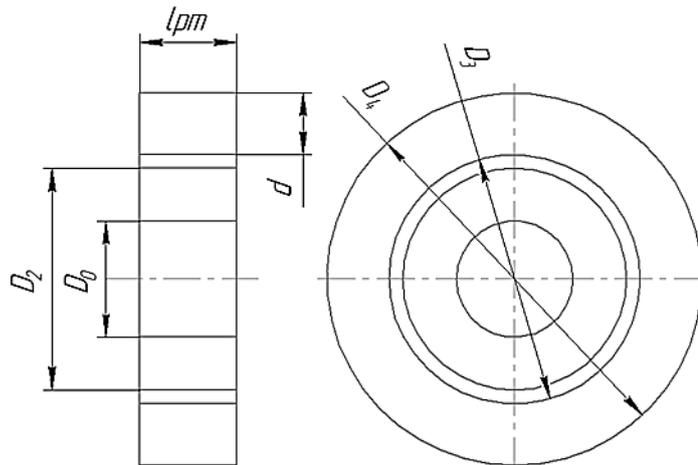


Рисунок 1.5 – Эскиз МППМ

Исходя из выражения (1.40) определяется необходимая толщина ВПМ:

$$0,7F = -\frac{4B_r(T)H_c(T)}{\pi} l_{pm}^3 \left(-\frac{\pi}{c} + \frac{b}{c} \left(\frac{2}{\sqrt{b^2 - c^2}} \operatorname{arctg} \frac{(b+c)}{\sqrt{b^2 - c^2}} \right) \right) - \left(\frac{2}{\sqrt{b^2 - c^2}} \operatorname{arctg} \frac{(c-b)}{\sqrt{b^2 - c^2}} \right) \quad (1.44)$$

где $b = d + 2\delta$; $c = 2\Delta\delta$;

d – толщина ПМ;

$\Delta\delta$ – допустим смещение колец МППМ, задается жесткостью ГМП.

Определяется объем воздушного зазора МППМ:

$$V_\delta = \frac{\pi(D_2^2 - 2D_2\delta + \delta^2)}{4} l_{pm} \quad (1.45)$$

Внутренний диаметр внешнего кольца МППМ:

$$D_3 = D_2 + 2\delta \quad (1.46)$$

где D_2 определяется согласно выражению (1.1).

Внешний диаметр внешнего кольца МППМ:

$$D_4 = D_3 + 2d \quad (1.47)$$

Внутренний диаметр внутреннего кольца:

$$D_0 = D_2 - 2d \quad (1.48)$$

Определяется объем воздушного зазора МППМ:

$$V_\delta = \frac{\pi(D_2^2 - 2D_2\delta + \delta^2)}{4} l_{pm} \quad (1.49)$$

Определяется объем внешнего кольца МППМ:

$$V_{\text{вк}} = \frac{\pi(D_4^2 - D_3^2)}{4} l_{pm} \quad (1.50)$$

Коэффициент оптимальности воздушного зазора:

$$\lambda = V_\delta / V_{\text{вк}} \quad (1.51)$$

Если коэффициент оптимальности лежит в пределах 0,3–0,7, то можно сказать, что воздушный зазор МППМ оптимален, в противном случае необходимо скорректировать выбранное значение воздушного зазора.

Следующим этапом при инженерных расчетах ГМП является определение осевой составляющей силы отталкивания МППМ:

$$B_x = \frac{B_r(T)}{4\pi} \ln \left[\frac{\left(\sqrt{(2x+l)^2 + (2y+b_1)^2 + 2z^2} - (2y+b_1) \right)}{\left(\sqrt{(2x+l)^2 + (2y-b_1)^2 + 2z^2} - (2y-b_1) \right)} \right], \quad (1.52)$$

$$\left[\frac{\left(\sqrt{(2x-l)^2 + (2y-b_1)^2 + 2z^2} - (2y-b_1) \right)}{\left(\sqrt{(2x-l)^2 + (2y+b_1)^2 + 2z^2} - (2y+b_1) \right)} \right]$$

где D – толщина ПМ; $x = \frac{l_{pm}}{2}$, $y=0$, $b_1 = 2\pi \frac{D_2}{2}$, $z = \frac{d}{4} + \frac{\delta}{2}$.

Осевая составляющая силы отталкивания, создаваемая МППМ:

$$F_{xM} = 1,4 \frac{B_x^2 \pi D_2 l_{pm}}{2\mu_0}. \quad (1.53)$$

После определения осевой составляющей силы отталкивания необходимо определить осевые силы ВМСГ:

$$F_{xBMC} = -\pi(D_2 + \delta_{em})l_{\delta}\delta_{em} \frac{\mu_0 F_{\delta m}^2 x_0}{2(x_0^2 + \delta_{em}^2)^2}, \quad (1.54)$$

где $F_{\delta m}$ – амплитуда магнитодвижущей силы на один зазор;

μ_0 – магнитная проницаемость вакуума;

x_0 – величина аксиального смещения;

D_2 – внешний диаметр ротора;

l_{δ} – длина пакета стали.

Тогда полная нагрузка в осевом направлении определяется в виде:

$$F_{xIM} = F_{xM} + F_{xBMC}. \quad (1.55)$$

Конструктивно осевая стабилизация ГМП может быть выполнена управляемой, на ПМ (рис. 1.6), или управляемой, на электромагнитах (рис. 1.7).

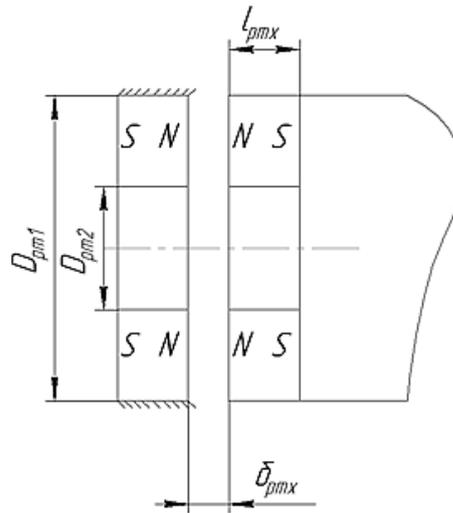


Рисунок 1.6 – Эскиз неуправляемой осевой системы стабилизации ГМП

Неуправляемая ОСУ ГМП здесь не рассматривается.

При применении управляемой осевой системы управления (ОСУ) ГМП площадь полюса определяется выражением:

$$S_{xM} = 0,5 \frac{F_{x1M}}{F_{Px}},$$

где F_{Px} – удельное усилие, определяется исходя из материала магнитопровода по выражениям (1.9), (1.10).

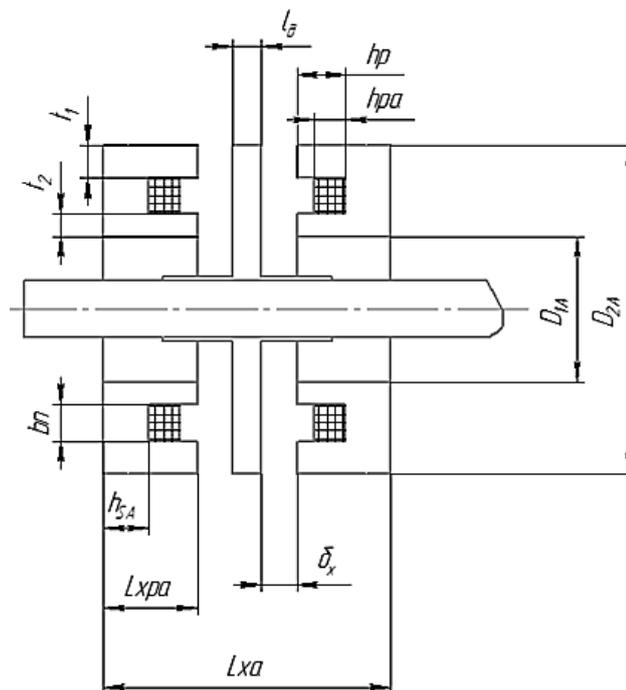


Рисунок 1.7 – Эскиз управляемой осевой системы стабилизации ГМП

Внешний диаметр D_{2A}

$$D_{2A} = \sqrt{\frac{1,25F_{x1M}}{F_{Px}k_{sx}(1-k_{Dx}^2)}},$$

где k_{Dx} – коэффициент диаметров, выбирается в пределах 0,6–0,7; k_{sx} – коэффициент площади полюсов, выбирается в пределах 0,55–0,6.

Внутренний диаметр определяется в виде:

$$D_{1A} = k_{Dx} D_{2A}.$$

Внутренний диаметр определяется в виде:

$$t_1 = k_{Zx} \frac{S_{xM}}{\pi D_{1A}}, \quad (1.56)$$

где k_{Zx} – в пределах 1–1,1.

Коэффициент перегрузки в данном случае характеризует только запас в системе управления по тяговому усилию и может приниматься равным 1,2–1,3:

$$k_n = \frac{F_{x1M}}{F_{xH}}. \quad (1.57)$$

Номинальная индукция в рабочем зазоре ОСУ ГМП:

$$B_{\delta x} = \frac{B_{\delta sx}}{\sqrt{k_{nx}}}. \quad (1.58)$$

Намагничивающая сила катушки ОСУ ГМП:

$$I_{Wx} = 0,18 B_{\delta x} \delta_x, \quad (1.59)$$

где δ_x – зазор в осевой системе управления ГМП.

Номинальный ток I_{Hx} выбирается исходя из мощности ВМСГ и находится в пределах 1–5 А: соответственно нижние пределы для машин малой мощности, верхние – для большой.

Число витков обмотки ОСУ ГМП:

$$w_x = \frac{I_{Wx}}{I_{Hx}}. \quad (1.60)$$

Максимальная плотность тока, j , определяется условиями охлаждения и ре-

жимами работы ГМП, рекомендуется для нормальных режимов принимать до 4 А/мм², тогда площадь сечения катушки:

$$S_{ox} = \frac{I_{wx}}{j_x k_{ox}}, \quad (1.61)$$

где k_{ox} – коэффициент заполнения паза медью.

Площадь сечения провода обмотки:

$$q_{nx} = S_{ox} \frac{k_{ox}}{w_x}. \quad (1.62)$$

Далее рассчитываются основные геометрические параметры ОСУ ГМП (рис. 1.7).

Ширина паза:

$$b_{nx} = 0,5(D_{2A} - D_{1A}) - t_1 - t_2. \quad (1.63)$$

Ширина катушки:

$$b_{kx} = b_{nx}. \quad (1.64)$$

Высота катушки:

$$h_{pa} = \frac{S_{ox}}{b_{kx}}. \quad (1.65)$$

Глубина паза:

$$h_p = h_{pa} + (3 - 4 \text{ мм}). \quad (1.66)$$

Высота спинки:

$$h_p = 1,1t_1. \quad (1.67)$$

Длина одного электромагнита:

$$l_{xpa} = h_p + h_{sa}. \quad (1.68)$$

Длина диска:

$$l_{\theta} = t_1. \quad (1.69)$$

Длина диска:

$$l_{\theta} = t_1. \quad (1.70)$$

Полная длина ОСУ ГМП

$$L_{\text{ха}} = 2l_{\text{хра}} + 2\delta_x + l_d. \quad (1.71)$$

Для обеспечения надежной эксплуатации ГМП применяются страховочные подшипники, в качестве которых предполагается использование подшипников скольжения (рис. 1.8).

В предложенном техническом решении, в отличие от известных, внешний и внутренний наборы постоянных магнитов ГМП 1,2 запрессованы во внешнюю и внутреннюю втулки 3,4, внутренняя втулка установлена на валу 5. Торцевые поверхности втулок на 10–15% закрывают воздушный зазор ГМП.

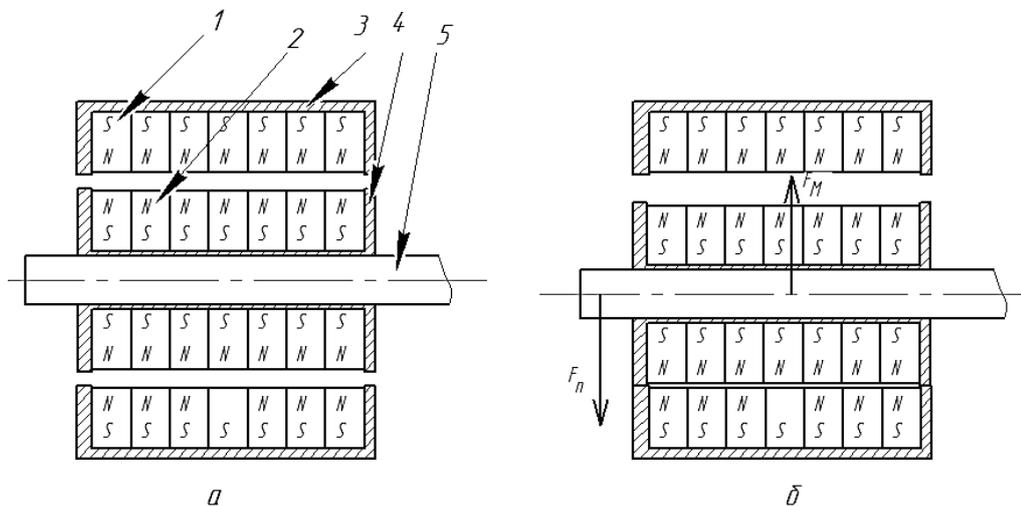


Рисунок 1.8 – а- конструкция предлагаемого технического решения; б – предлагаемое техническое решение в стартерном режиме работы БММ

Тогда диаметр шейки вала для подшипника скольжения принимается в виде:

$$d_{\text{ш}} = D_2 + (1,15 \dots 1,2)\delta. \quad (1.72)$$

При воздействии на вал ВМСГ силой, превосходящей силы отталкивания постоянных магнитов ГМП, торцевые поверхности внешней и внутренней втулок соприкасаются и эксплуатируются как подшипники скольжения, с увеличенным зазором.

Задается материал страховочных подшипников и его характеристики: модуль упругости, предел текучести, допускаемое контактное напряжение.

При расчете страховочных подшипников важно определить нагрузку, действующую на опору. При этом долговечность подшипника принимается минимально 1000 часов, динамическая нагрузка на подшипник определяется по выражению 1.5.

Зазор в страховочных подшипниках:

$$\delta_{подш} = D_3 - (1,15 \dots 1,2) 2\delta - D_2. \quad (1.73)$$

Максимально возможный зазор подшипников скольжения определяется в виде:

$$l_n = \frac{\delta_n 0,35 N E_{np}}{[\sigma]^2 d^2}, \quad (1.74)$$

где δ_n – зазор подшипника скольжения; l_n – длина подшипника; N – нагрузка на подшипник; E_{np} – приведенный модуль упругости материала подшипников скольжения, при применении одинаковых материалов равен 1.

После определения размеров подшипника скольжения разрабатывается конструкторская документация к ГМП.

Методика расчета и проектирования высокоскоростного магнитоэлектрического генератора

Настоящая методика расчета и проектирования определяет задачи, объем, порядок и методы проведения расчета и проектирования демонстрационного макета высокоскоростного магнитоэлектрического генератора ВМГ-02 М (далее «генератор»).

Генератор предназначен для использования в качестве источника электроэнергии в системе электроснабжения самолёта нового поколения по теме «ИМА-Интеграция – УГАТУ-ЭМ 2» (договор № 1207-2012 от 21 марта 2012 г.).

При проектировании генератора определяются:

- базовые размеры проектируемого генератора (длина, внутренний и наружный диаметры статора, значение зазора);
- параметры генератора (индукция в зазоре и линейная нагрузка);
- выбор оптимального варианта конструкции, отвечающего всем требованиям.

На основании технического задания выбираются тип магнитной системы и конструкция генератора. Критериями выбора типа магнитной системы и конструкции генератора являются: материал постоянного магнита, предельная мощность, минимальная удельная масса и надежность, а также механическая прочность ротора, определяемая окружной скоростью:

$$v_2 = \frac{\pi \cdot D_2 \cdot n \cdot 10^{-3}}{60} \text{ м/с.} \quad (2.1)$$

Угловая скорость ротора

$$\Omega_2 = \frac{2 \cdot \pi \cdot n}{60} \text{ рад/с.} \quad (2.2)$$

Число пар полюсов

$$p = 60 \cdot \frac{f}{n}. \quad (2.3)$$

Остаточная индукция постоянного магнита B_r , Тл

Коэрцитивная сила постоянного магнита по индукции H_c , кА/м.

Индукция магнита при холостом ходе (х.х.) B_{m0} , Тл.

Коэффициент отношения при коротком замыкании (к.з.)

$$k_{\text{онт}} = \sqrt{2 \cdot (1 + \sin \phi)}. \quad (2.4)$$

Обмоточный коэффициент $k_{\text{об}}$. Коэффициент формы поля k_{ϕ} . Коэффициент рассеяния магнита в режиме х.х. $\sigma_{\text{хх}}$.

Коэффициент, учитывающий внутреннее падение напряжения в генераторе

$$k_E = \sqrt{(\cos \phi)^2 + (\sin \phi + 0,1)^2}. \quad (2.5)$$

Коэффициент скоса пазов k_c .

Напряженность поля в магните при к.з.

$$H_{\text{МК}} = 0,85 \cdot H_c \text{ кА/м}. \quad (2.6)$$

Коэффициент, учитывающий падение магнитного напряжения в магнитной цепи в долях МДС реакции якоря α_1 .

Коэффициент приведения МДС реакции якоря по продольной оси к МДС ротора $k_{\text{ад}}$.

Коэффициент ударности $k_{\text{уд}}$.

Объем магнита

$$V_M = \frac{0,9 \cdot P \cdot \alpha_1 \cdot \sigma_{\text{хх}} \cdot k_{\text{ад}} \cdot k_{\text{уд}} \cdot k_{\text{онм}} \cdot 10^6}{4 \cdot k_{\phi} \cdot f \cdot B_{m0} \cdot H_{\text{МК}} \sqrt{1 - \frac{(\cos \phi)^2}{k_{\text{онм}}^2} - \frac{\sin \phi}{k_{\text{онм}}^2}}} \text{ см}^3. \quad (2.7)$$

Длина магнита

$$l_2 = \frac{4 \cdot V_M \cdot 10^3}{\pi \cdot (D_2^2 - d_в^2)} \text{ мм}. \quad (2.8)$$

Длина статора $l_1 = l_2$ мм.

Коэффициент, учитывающий изменение радиальной составляющей индукции по длине воздушного зазора,

$$k_z = \frac{\left(1 + \frac{2 \cdot \delta}{D_2}\right)^{-1}}{p \cdot \frac{2 \cdot \delta}{D_2} \left(\left(1 + \frac{2 \cdot \delta}{D_2}\right)^{2p} + 1 \right)}. \quad (2.9)$$

Коэффициент, учитывающий изменение формы магнитного поля из-за насыщения зубцовой зоны,

$$\xi_\alpha = -0,58 - 0,64 \cdot k_z + 2,22 \cdot k_z. \quad (2.10)$$

Расчетный коэффициент полюсного перекрытия

$$\alpha_i = \frac{2 \cdot \xi_\alpha}{\pi}. \quad (2.11)$$

Линейная нагрузка

$$A = \frac{6,1 \cdot 10^{10} \cdot P}{(D_2 + 2 \cdot \delta)^2 \cdot \alpha_1 \cdot k_\phi \cdot k_{об} \cdot l_2 \cdot B_\delta \cdot n} \text{ A/см.} \quad (2.12)$$

Внутренний диаметр статора

$$D_1 = D_2 + 2 \cdot \delta \text{ мм.} \quad (2.13)$$

Полюсное деление статора

$$\tau = \pi \cdot \frac{D_1}{2 \cdot p} \text{ мм.} \quad (2.14)$$

Ширина магнита

$$b_m = D_2 \cdot \sin\left(\frac{\pi \cdot \alpha_i}{2 \cdot p}\right) \text{ мм.} \quad (2.15)$$

Магнитный поток в зазоре при холостом ходе (х.х.)

$$\Phi_{\delta 0} = B_{M0} \cdot \frac{b_M \cdot l_2 \cdot 10^{-6}}{\sigma_{xx}} B_\delta. \quad (2.16)$$

Индукция в воздушном зазоре при х.х.

$$B_{\delta 0} = \frac{\Phi_{\delta 0} \cdot 10^6}{\alpha_i \cdot \tau \cdot l_2} \text{ Тл.} \quad (2.17)$$

Магнитный поток в зазоре

$$\Phi_\delta = b_m \cdot l_2 \cdot B_\delta \cdot 10^{-6} \text{ Вб.} \quad (2.18)$$

Фазный ток

$$I_1 = P \cdot \frac{10^3}{\sqrt{3} \cdot U \cdot \cos \phi} \text{ A.} \quad (2.19)$$

Число витков в фазе

$$\omega_\phi = \frac{A \cdot \pi \cdot D_1 \cdot 10^{-1}}{2 \cdot m \cdot I_1}. \quad (2.20)$$

ЭДС х.х.

$$E_0 = 4 \cdot k_\phi \cdot k_{об} \cdot \omega_\phi \cdot f \cdot \Phi_{\delta 0}. \quad (2.21)$$

Плотность тока обмотки статора j , А/мм². Количество параллельных ветвей обмотки статора $a_1 = 1$.

Площадь поперечного сечения обмотки статора

$$S_1 = \frac{I_1}{j \cdot a_1} \text{ мм}^2. \quad (2.22)$$

Принимаем проводники круглой формы.

$$S_1 = \frac{\pi d^2}{4} \text{ мм}^2. \quad (2.23)$$

Количество пазов на полюс и фазу q .

Число зубцов

$$z = 2 \cdot m \cdot p \cdot q. \quad (2.24)$$

Число проводников в пазу

$$N_{\text{п}} = \frac{\omega_\phi \cdot a_1}{q \cdot p}. \quad (2.25)$$

Укорочение шага β_1

Шаг обмотки по пазам

$$y_{\text{п}} = \beta_1 \cdot m \cdot q. \quad (2.26)$$

Коэффициент распределения

$$k_p = \frac{0,5}{q \cdot \sin\left(\frac{30}{q}\right)}. \quad (2.27)$$

Магнитная проницаемость магнита

$$\mu_m = \frac{B_r}{H_c \cdot 10^3} \text{ ГН/м.} \quad (2.28)$$

Относительная длина средней силовой магнитной линии l_{m^*} ,

Относительная длина воздушного зазора

$$\delta_* = \frac{2 \cdot \delta}{D_2}. \quad (2.29)$$

Длина средней магнитной силовой линии

$$l_m = D_2 \cdot 0,8 \text{ мм.} \quad (2.30)$$

Зубцовое деление статора

$$t_z = \pi \cdot \frac{D_2 + 2 \cdot \delta}{z} \text{ мм.} \quad (2.31)$$

Относительная длина средней силовой магнитной линии на 2 полюса

$$L_{m^*} = \frac{l_2}{D_2}. \quad (2.32)$$

Средняя по длине воздушного зазора индукция при х.х.

$$B_{\delta_{cp0}} = \frac{k_1 \cdot B_r}{1 + k_2 \cdot \mu_m} \text{ Тл,} \quad (2.33)$$

где

$$k_1 = \frac{1}{p \cdot \delta_*} \cdot \frac{(1 + \delta_*)^{2 \cdot p} - 1}{(1 + \delta_*)^{2 \cdot p} + 1}, \quad (2.34)$$

$$k_2 = \frac{\delta_*}{L_{m^*} \cdot \mu_0}. \quad (2.35)$$

Расчетная ширина зубца

$$b_z = \frac{b_{z_{\max}} + 2 \cdot b_{z_{\min}}}{3} \text{ мм.} \quad (2.36)$$

Площадь зубца S_z , мм².

Коэффициент заполнения пакета статора сталью k_{3c} .

Коэффициент заполнения паза медью k_{3m} .

Индукция в зубцах статора

$$B_z = \frac{B_{\delta_{cp0}}}{k_{\text{эс}} \cdot \left(1 - \frac{A}{2 \cdot h_{\text{п}} \cdot j \cdot k_{\text{эм}} \cdot 10}\right)} \text{ Тл.} \quad (2.37)$$

Коэффициент Картера

$$k_{\delta} = \frac{t_z \cdot 10^3}{t_z \cdot 10^3 - \gamma \cdot \delta}, \quad (2.38)$$

где

$$\gamma = \frac{b_{\text{ш}} \cdot \left(5 + \frac{b_{\text{ш}}}{\delta}\right)}{\delta}. \quad (2.39)$$

Коэффициент, учитывающий рассеяние магнита, σ .

Индукция на поверхности магнита при нагрузке

$$B_{\text{мп}} = \frac{1 - \frac{\sqrt{2} \cdot k_{\text{об}}}{p} \frac{A}{l_{\text{м}^*} \cdot H_c \cdot 10}}{1 + \frac{\delta^* \cdot k_{\text{об}}}{k_{\text{об}} \cdot l_{\text{м}^*} \cdot H_c \cdot \sigma} \frac{B_r}{\sigma}} \cdot \frac{B_r}{\sigma} \text{ Тл.} \quad (2.40)$$

Индукция на поверхности магнита при х.х.

$$B_{\text{мп}} = \frac{1}{1 + \frac{\delta^* \cdot k_{\text{об}}}{k_{\text{об}} \cdot l_{\text{м}^*} \cdot H_c \cdot \sigma} \frac{B_r}{\sigma}} \cdot \frac{B_r}{\sigma} \text{ Тл.} \quad (2.41)$$

Высота ярма статора

$$h_j = \frac{\alpha_i \cdot \pi \cdot D_1 \cdot B_{\delta_{cp0}}}{4 \cdot p \cdot k_{\text{эс}} \cdot B_z} \text{ мм.} \quad (2.42)$$

Диаметр машины

$$D_{\text{м}} = D_1 + 2 \cdot h_{\text{п}} + 2 \cdot h_j \text{ мм.} \quad (2.43)$$

Средняя ширина секции

$$\tau_y = \pi \cdot (D_1 + h_{\text{п}}) \cdot \frac{y_{\text{п}}}{z} \text{ мм.} \quad (2.44)$$

Зубцовое деление по нижнему диаметру обмоточной меди

$$t_c = \frac{\pi \cdot D_1}{z} \text{ мм.} \quad (2.45)$$

Угол поворота секции в лобовой части

$$\alpha_c = \arcsin\left(\frac{b_n + 1}{t_c}\right). \quad (2.46)$$

Длина лобовой части

$$l_s = \frac{\tau_y}{\cos(\alpha_c)} + 10 + h_n \text{ мм}. \quad (2.47)$$

Длина лобового вылета обмотки

$$l_B = \tau_y \cdot \frac{\sin \alpha_c}{2 \cdot \cos \alpha_c} + 5 + \frac{h_n}{2} \text{ мм}. \quad (2.48)$$

Длина машины

$$L_{\text{маш}} = l_2 + 2 \cdot l_B \text{ мм}. \quad (2.49)$$

Средняя длина лобовой части полувитка

$$l_n = 1,25 \cdot \left(\pi \cdot \frac{D_1 + h_n}{2 \cdot p} \right) \text{ мм}. \quad (2.50)$$

Средняя длина витка

$$l_{cp} = 2 \cdot (l_2 + l_n) \text{ мм}. \quad (2.51)$$

Масса меди обмотки статора $M_{об} = \gamma_M \cdot m \cdot a_1 \cdot \omega_\phi \cdot l_{cp} \cdot S_1$ кг где γ_M – плотность меди ($\gamma_M = 8,96 \cdot 10^{-6}$ кг/мм³).

Масса зубцов статора

$$M_z = \gamma_{ст} \cdot l_2 \cdot k_{зс} \cdot \left(\left((D_1 + 2 \cdot h_n)^2 - D_1^2 \right) \cdot \frac{\pi}{4} - z \cdot h_n \cdot b_n \right) \text{ кг}, \quad (2.52)$$

где $\gamma_{ст}$ – плотность стали.

Масса ярма статора [2]

$$M_j = \gamma_{ст} \cdot k_{зс} \cdot \pi \cdot (D_1 + 2 \cdot h_n + h_j) \cdot h_j \cdot l_2 \text{ кг}. \quad (2.53)$$

Коэффициент, учитывающий увеличение магнитного сопротивления воздушного зазора вследствие зубчатого строения статора

$$k_{\delta 1} = 1 + \frac{b_m}{t_z - b_m + 5 \cdot \delta \cdot \frac{t_z}{b_m}}. \quad (2.54)$$

Расчетная площадь поперечного сечения воздушного зазора

$$S_{\delta} = \alpha_i \cdot \tau \cdot (l_1 + 2 \cdot \delta) \text{ мм}^2. \quad (2.55)$$

Уточненное значение магнитной индукции в воздушном зазоре

$$B_{\delta} = \frac{\Phi_{\delta} \cdot 10^6}{S_{\delta}} \text{ Тл}. \quad (2.56)$$

МДС воздушного зазора

$$F_{\delta} = 0,8 \cdot \delta \cdot k_{\delta 1} \cdot B_{\delta} \cdot 10^3 \text{ А}. \quad (2.57)$$

Напряженность магнитного поля в зубцах статора H_z , А/см.

МДС зубцов статора

$$F_z = 0,1 \cdot h_n \cdot H_z \text{ А}. \quad (2.58)$$

Расчетная площадь поперечного сечения ярма статора

$$S_j = h_j \cdot l_1 \cdot k_{3c} \text{ мм}^2. \quad (2.59)$$

Магнитная индукция в ярме статора

$$B_j = \frac{\Phi_{\delta} \cdot 10^6}{2 \cdot S_j} \text{ Тл}. \quad (2.60)$$

Напряженность магнитного поля в ярме статора H_j , А/см.

Средняя длина магнитного потока ярма статора

$$L_j = \frac{\pi \cdot (D_1 + 2 \cdot h_n + h_j)}{4 \cdot p} \text{ мм}. \quad (2.61)$$

МДС ярма статора

$$F_j = 0,1 \cdot H_j \cdot L_j \text{ А}. \quad (2.62)$$

Суммарная МДС магнитной цепи

$$F_{\Sigma} = 2 \cdot F_{\delta} + 2 \cdot F_z + F_j \text{ А}. \quad (2.63)$$

Коэффициент насыщения[4]

$$k_{\text{нас}} = \frac{F_{\Sigma}}{2 \cdot F_{\delta}}. \quad (2.64)$$

2.1 Расчет проводимостей рассеяния магнита

Проводимость рассеяния между наружными частями цилиндрической поверхности

$$\Lambda_3 = \frac{\mu_0 \cdot \frac{l_2}{1000} \cdot \frac{l_2}{D_2}}{2} \cdot \frac{1}{\pi \cdot \left(1 - \frac{\alpha_i}{2}\right)} \cdot \ln \frac{1 + \frac{8}{\pi^2} \cdot \frac{\delta \cdot k_\delta}{D_2}}{1 + \frac{1 - \alpha_i}{p}} \Gamma_{\text{Н/М}}. \quad (2.65)$$

Проводимость рассеяния между внутренними частями цилиндрической поверхности

$$\Lambda_1 = \frac{\mu_0 \cdot \frac{l_2}{D_2} \cdot \left(\frac{D_2}{10}\right)^2}{4 \cdot L_1} \cdot \ln \left(\frac{3}{2} - \frac{\sqrt{2}}{2 \cdot p} \right) \cdot \sin \left(\frac{\pi}{2 \cdot p} \cdot \alpha_i \right) \Gamma_{\text{Н/М}}, \quad (2.66)$$

где

$$L_1 = D_2 \cdot \left(\frac{\sin \left(\pi \cdot \frac{1 - \alpha_i}{2 \cdot p} \right)}{\sin \frac{\pi}{2 \cdot p}} + \left(\sin \left(\frac{\pi}{4 \cdot p} \cdot \alpha_i \right) + \frac{\pi}{2} \cdot \left(1 - \frac{1}{p} \right) \right) \cdot \sin \left(\frac{\pi}{2 \cdot p} \cdot \alpha_i \right) \right). \quad (2.67)$$

Проводимость рассеяния зазора

$$\Lambda_\delta = \frac{\mu_0 \cdot S_\delta}{l_2}. \quad (2.68)$$

Суммарная проводимость рассеяния зазора

$$\Lambda_{\text{см}} = 2 \cdot \Lambda_3 + \Lambda_1 \Gamma_{\text{Н/М}}. \quad (2.69)$$

2.2 Индуктивные сопротивления обмотки статора

Удельная проводимость по продольной оси

$$\lambda_{ad} = 2 \cdot q \cdot \frac{b_m \cdot \tau \cdot \alpha_i}{2 \cdot b_m \cdot \tau + (D_2 - d_B) \cdot 0,5 \cdot \tau \cdot \alpha_i} \cdot k_{\text{об}}^2. \quad (2.70)$$

Удельная проводимость по поперечной оси

$$\lambda_{aq} = 2 \cdot q \cdot \frac{b_m \cdot \tau \cdot \alpha_i}{2 \cdot \left((D_2 - d_B) + \delta \right) \cdot 0,5 \cdot \tau + (b_m + 2 \cdot \delta) \cdot \tau \cdot \alpha_i} \cdot k_{\text{об}}^2. \quad (2.71)$$

Коэффициент, учитывающий укорочение обмотки

$$k_\beta = \frac{1 + 3 \cdot \beta_1}{4}. \quad (2.72)$$

Удельная проводимость лобового рассеяния

$$\lambda_n = 0,67 \cdot \frac{q}{l_2} \cdot \left(l_b - 0,64 \cdot 0,6 \cdot \frac{\pi \cdot (D_2 + 2 \cdot \delta + h_n)}{2 \cdot p} \right). \quad (2.73)$$

Удельная проводимость пазового рассеяния

$$\lambda_n = \frac{k_\beta \cdot h_n}{3 \cdot b_n}. \quad (2.74)$$

Индуктивное сопротивление по продольной оси

$$x_d = 4 \cdot \pi \cdot f \cdot \mu_0 \cdot \left(\frac{\omega_\Phi^2}{p \cdot q} \right) \cdot \frac{l_2}{1000} \cdot (\lambda_{ad} + \lambda_n + \lambda_n) \text{ Ом}. \quad (2.75)$$

Индуктивное сопротивление по поперечной оси

$$x_q = 4 \cdot \pi \cdot f \cdot \mu_0 \cdot \left(\frac{\omega_\Phi^2}{p \cdot q} \right) \cdot \frac{l_2}{1000} \cdot (\lambda_{aq} + \lambda_n + \lambda_n) \text{ Ом}. \quad (2.76)$$

2.3 Расчет и построение характеристики холостого хода

МДС воздушного зазора при х.х.

$$F_{\delta 0} = 0,8 \cdot B_{\delta 0} \cdot \delta \cdot k_{\delta 1} \cdot 10^3 \text{ А}. \quad (2.77)$$

Индукция в зубцах статора при х.х.

$$B_{z 0} = \frac{B_{\delta 0} \cdot t_z}{k_{zc} \cdot b_z} \text{ Тл}. \quad (2.78)$$

Напряженность в зубцах статора при х.х. $H_{z 0}$, А/см.

МДС в зубцах статора при х.х.

$$F_{z 0} = 0,1 \cdot h_n \cdot H_{z 0} \text{ А}. \quad (2.79)$$

Индукция в ярме статора при х.х.

$$B_{j 0} = \frac{\Phi_{\delta 0} \cdot 10^6}{2 \cdot l_1 \cdot h_j \cdot k_{zc}} \text{ Тл}. \quad (2.80)$$

Напряженность в ярме статора при х.х. $H_{j 0}$, А/см.

МДС в ярме статора при х.х.

$$F_{j 0} = 0,1 \cdot H_{j 0} \cdot L_j \cdot 0,4 \text{ А}. \quad (2.81)$$

Суммарная МДС в магнитопроводе на пару полюсов

$$F_{\Sigma 0} = 2 \cdot F_{\delta 0} + 2 \cdot F_{z 0} + F_{j 0} \text{ А}. \quad (2.82)$$

Поток рассеяния магнита на один полюс

$$\Phi_{\Sigma 0} = 0,5 \cdot F_{\Sigma 0} \cdot 0,5 \cdot \Lambda_{\Sigma 0} \text{ Вб.} \quad (2.83)$$

Поток магнита при х.х.

$$\Phi_{\Sigma 0} = \Phi_{\delta 0} + \Phi_{\Sigma 0} \text{ Вб.} \quad (2.84)$$

МДС магнита при х.х. на пару полюсов

$$F_{\Sigma 0} = F_{\Sigma 0} \text{ А.} \quad (2.85)$$

Коэффициент рассеяния

$$\sigma_0 = \frac{\Phi_{\Sigma 0}}{\Phi_{\delta 0}}. \quad (2.86)$$

Остаточный магнитный поток магнита,

$$\Phi_r = \frac{B_r \cdot D_2 \cdot l_2 \cdot 10^{-6}}{p} \text{ Вб.} \quad (2.87)$$

МДС, соответствующая коэрцитивной силе магнита

$$F_c = H_c \cdot l_m \text{ А.} \quad (2.88)$$

Пример построения диаграммы холостого хода

1. На оси OX наносят точку F_c (388; 0).
2. На оси OY наносят точку Φ_r (0;84).
3. Проводят линию возврата $F_c \Phi_r$ через точки F_c и Φ_r .
4. На диаграмме наносят расчетную точку $A(F_{\Sigma 0}; \Phi_{\Sigma 0})$.
5. Из начала координат проводят прямую OA через точку A . Прямая OA соответствует характеристике холостого хода $\Phi_{\Sigma 0}$.
6. Пересечение прямой OA и линии возврата $F_c \Phi_r$ определяет положение точки B . Точке B соответствуют фактический поток $\Phi_{\Sigma 0}$ (ордината b_0) и МДС $F_{\Sigma 0}$.

Глубина проникновения электромагнитного поля в обмотку $X_0 = 6,6 \cdot f^{-0,5} \cdot 10$ мм.

Суммарная ширина проводов в слое без изоляции $b_{\text{пр}}$, мм.

Полная высота голого проводника $h_{\text{ст}}$, мм.

Коэффициент приведения

$$\alpha_{np} = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{b_{np} \cdot f}{b_n \cdot \frac{1}{57} \cdot (1 + 0,004 \cdot (t - 20)) \cdot 10^5}} \quad (2.89)$$

Коэффициент вытеснения тока в проводнике

$$\gamma_a = 1 + \frac{n_{np}^2 - 0,2}{9 \cdot \left(1 + \frac{l_n}{l_1}\right)} \cdot \left(\alpha_{np} \cdot \frac{h_{ст}}{10}\right)^2 \quad (2.90)$$

Активное сопротивление фазы обмотки статора

$$r_a = \frac{\omega_\phi \cdot l_{сп} \cdot 10^{-3}}{S_1 \cdot 57} \cdot (1 + 0,004 \cdot (t - 20)) \cdot \gamma_a \text{ Ом} \quad (2.91)$$

МДС реакции якоря

$$F_a = \frac{\sqrt{2}}{\pi} \cdot \frac{m \cdot \omega_\phi \cdot 0,92}{p} \cdot I_1 \cdot (k_{a0} - k_{a1}) \text{ А} \quad (2.92)$$

Индуктивное сопротивление обмотки якоря, обусловленное потоком якоря по поперечной оси

$$x_{aq1} = \frac{E_0}{I_1} \cdot \frac{F_a}{F_{\delta 0}} \cdot k_{aq} \cdot \frac{1,1 \cdot \alpha_i}{1 + \frac{0,4 \cdot \pi \cdot 10^{-6} \cdot \alpha_i \cdot \tau}{4 \cdot p \cdot k_{\delta 1} \cdot \delta}} \text{ Ом} \quad (2.93)$$

где k_{q0} ; k_{q1} ; $k_{aq} = (k_{q0} + k_{q1}) \cdot (1 + k_{\delta 1})$.

Индуктивное сопротивление рассеяния обмотки якоря

$$x_s = \frac{4 \cdot \pi \cdot f \cdot l_1 \cdot \omega_\phi^2}{10^9 \cdot p \cdot q} \cdot (\lambda_n + \lambda_n) \text{ Ом} \quad (2.94)$$

Полное индуктивное сопротивление рассеяния $x_1 = x_s$ Ом.

Расчетный ток к.з. $I_{dkp} = 3 \cdot I_1$ А.

Расчетное сопротивление продольного тока к.з.

$$x_{s1} = x_s + \frac{r_a^2}{x_q} \text{ Ом} \quad (2.95)$$

ЭДС при к.з.

$$E_{dk} = I_{dkp} \cdot x_{s1} \text{ В} \quad (2.96)$$

Магнитный поток к.з. в якоре

$$\Phi_{dk} = \frac{\Phi_{\delta 0} \cdot E_{dk}}{E_0} \text{ Вб.} \quad (2.97)$$

МДС продольной реакции якоря при к.з. на один полюс

$$F_{adk} = \frac{F_a \cdot I_{dkp}}{I_1} \text{ А.} \quad (2.98)$$

Магнитное напряжение цепи якоря при к.з.

$$F_{1к} = F_{\Sigma 0} \cdot \frac{E_{dk}}{E_0} \text{ А.} \quad (2.99)$$

Коэффициент формы поля возбуждения

$$k_{\text{фв}} = k_{\text{ф0}} + k_{\text{ф1}}, \quad (2.100)$$

Поток дифференциального рассеяния при к.з.

$$\Phi_{sd} = \frac{\Phi_{\delta 0} \cdot F_{adk}}{F_{\Sigma 0}} \cdot \left(1 - \frac{1}{(k_{a0} - k_{a1}) \cdot k_{\text{фв}}} \right) \text{ Вб.} \quad (2.101)$$

Поток рассеяния магнита при к.з.

$$\Phi_{smk} = F_{1к} \cdot \Lambda_{sm} \text{ Вб.} \quad (2.102)$$

Поток магнита при к.з.

$$\Phi_{mk} = \Phi_{dk} + \Phi_{sd} + \Phi_{smk} \text{ Вб.} \quad (2.103)$$

МДС магнита при к.з. на пару полюсов

$$F_{mk} = F_{1к} + 2 \cdot F_{adk} \text{ А.} \quad (2.104)$$

Пример построения диаграммы короткого замыкания

1. На оси OX наносят точку $F_c (388; 0)$.
2. На оси OY наносят точку $\Phi_r (0; 84)$.
3. Проводят линию возврата $F_c \Phi_r$ через точки F_c и Φ_r .
4. На диаграмме наносят расчетную точку $K_1 (F_{mk}; \Phi_{mk})$.
5. Из начала координат проводят прямую OK_1 через точку K_1 . Прямая OK_1 соответствует характеристике короткого замыкания Φ_k .
6. Пересечение прямой OK_1 и линии возврата $F_c \Phi_r$ определяет положение

точки К. Точке К соответствуют фактический поток $\Phi_{МК}$ (ордината a_k) и МДС $F_{МК}$.

Продольная составляющая действительного тока к.з.

$$I_{dk} = I_{dkp} \cdot \frac{a_k}{a_{k1}} \text{ A.} \quad (2.105)$$

Действительная ЭДС х.х.

$$E_{0д} = E_0 \cdot \frac{b_0}{b'_0} \text{ В.} \quad (2.106)$$

Ток к.з.

$$I_k = I_{dk} \cdot \sqrt{1 + \frac{r_a^2}{x_q^2}} \text{ A.} \quad (2.107)$$

Параметры нагрузки в номинальном режиме

$$r_n = \frac{U}{I_1} \cdot \cos \phi \text{ Ом,} \quad (2.108)$$

$$x_n = \frac{U}{I_1} \cdot \sin \phi \text{ Ом.} \quad (2.109)$$

Требуемая ЭДС х.х.

$$E'_0 = I_1 \cdot \left(\frac{x_{qn} \cdot x_{dn} + r_{adn}^2}{\sqrt{x_{qn}^2 + r_{adn}^2}} \right) \text{ В,} \quad (2.110)$$

где $x_{qn} = x_q + x_n$, Ом; $x_{dn} = x_d + x_n$, Ом; $r_{adn} = r_a + r_n$, Ом.

ЭДС при номинальной нагрузке

$$E_n = I_1 \cdot \sqrt{r_{adn}^2 + x_{sn}^2} \text{ В,} \quad (2.111)$$

где $x_{sn} = x_s + x_n$ Ом.

Индукция в воздушном зазоре при номинальной нагрузке

$$B_{\delta n} = \frac{B_{\delta 0} \cdot E_n}{E'_0} \text{ Тл.} \quad (2.112)$$

Индукция в зубцах статора при номинальной нагрузке

$$B_{zH} = \frac{B_{z0} \cdot E_H}{E'_0} \text{ Тл.} \quad (2.113)$$

Индукция в ярме статора при номинальной нагрузке

$$B_{jH} = \frac{B_{j0} \cdot E_H}{E'_0} \text{ Тл.} \quad (2.114)$$

Потери в обмотке статора

$$P_{Cu} = m \cdot I_1^2 \cdot r_a \text{ Вт.} \quad (2.115)$$

Удельные потери в стали P_0 , Вт/кг.

Технологический коэффициент k_T .

Потери в ярме статора

$$P_j = P_0 \cdot k_T \cdot B_{jH}^2 \cdot M_j \cdot \left(\frac{f}{400} \right)^{1,5} \text{ Вт.} \quad (2.116)$$

Потери в зубцах статора

$$P_z = P_0 \cdot k_T \cdot B_{zH}^2 \cdot M_z \cdot \left(\frac{f}{400} \right)^{1,5} \text{ Вт.} \quad (2.117)$$

Давление окружающей среды $p_a = 101991$ Па.

Аэродинамические потери

$$P_{аз} = 0,744 \cdot 10^{-7} \cdot \Omega_2^{2,7} \cdot p_a^{0,7} \cdot \left(1 + \frac{4,4 \cdot l_2}{D_2} \right) \cdot \left(\frac{D_2}{1000} \right)^{4,4} \text{ Вт.} \quad (2.118)$$

Добавочные потери в обмотке статора и стали магнитопровода при нагрузке

$$P_{доб} = 0,005 \cdot P \text{ Вт.}$$

Суммарные потери

$$P_\Sigma = P_{Cu} + P_j + P_z + P_{аз} + P_{доб} \text{ Вт.} \quad (2.119)$$

КПД

$$\eta = \left(1 - \frac{P_\Sigma}{P \cdot \cos \phi \cdot 10^3 + P_\Sigma} \right) \cdot 100. \quad (2.120)$$

Внешняя характеристика строится графоаналитическим методом. Пример расчета для $I_H = I$.

Индуктивное сопротивление по поперечной оси (о.е.)

$$x_q^* = \frac{I_1 \cdot \sqrt{3}}{U} \cdot x_q \text{ о.е.} \quad (2.121)$$

Индуктивное сопротивление по продольной оси (о.е.)

$$x_d^* = \frac{I_1 \cdot \sqrt{3}}{U} \cdot x_d \text{ о.е.} \quad (2.122)$$

Активное сопротивление обмотки фазы статора (о.е.)

$$r_a^* = \frac{I_1 \cdot \sqrt{3}}{U} \cdot r_a \text{ о.е.} \quad (2.123)$$

Действительная ЭДС холостого хода (о.е.)

$$E_{0д}^* = \frac{2 \cdot E_{0д} \cdot \sin\left(\frac{\pi}{m}\right)}{U} \text{ о.е.} \quad (2.124)$$

Угол между током и напряжением

$$\phi = \arccos(\cos \phi) \quad (2.125)$$

Угол между током и ЭДС:

$$\psi = \arctg\left(\frac{\sin(\phi) + x_q^* \cdot I}{\cos(\phi) + r_a^* \cdot I}\right) \quad (2.126)$$

Задавшись произвольным значением и направлением тока I , выбирают точку D и из нее под углом $\frac{\pi}{2}$ и углом $((-\pi) + \psi)$ по направлению тока проводят прямые, на которых отложены соответственно отрезки OD и DC .

$$OD = I \cdot \sin(\psi) \cdot (x_q^* - x_d^*) + E_{0д}^*$$

$$OD_a = OD \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2}\right)$$

$$OD_r = OD \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2}\right)$$

$$DC = x_q^* \cdot I,$$

$$DC_a = DC \cdot \cos(\psi),$$

$$DC_r = DC \cdot \sin(\psi).$$

Проведя из точки С прямую под углом $\frac{\pi}{2}$ к отрезку DC и отложив на ней отрезок AC, находят точку А:

$$AC = I \cdot r_a^*,$$

$$AC_a = AC \cdot \cos\left(-\psi - \frac{\pi}{2}\right),$$

$$AC_r = AC \cdot \sin\left(-\psi - \frac{\pi}{2}\right),$$

$$U_a = OD_a + DC_a + AC_a$$

$$U_r = OD_r + DC_r + AC_r$$

Отрезок OA в выбранном масштабе определяет искомое напряжение U:

$$U = \sqrt{U_a^2 + U_r^2}. \quad (2.127)$$

Угол нагрузки

$$\Theta = \psi - \phi. \quad (2.128)$$

График функции $U = f(I)$ представлен на рис. 2.3.

Угловая характеристика – зависимость $M = f(\Theta)$ при $U = const$.

Если пренебречь активным сопротивлением обмотки статора, то вращающий момент определяется:

$$M_c = \frac{p \cdot m}{\omega} \cdot \left[\frac{U_\phi^2 \cdot \varepsilon}{x_d^*} \cdot \sin \Theta + \frac{U_\phi^2}{2} \cdot \left(\frac{1}{x_q^*} - \frac{1}{x_d^*} \right) \cdot \sin 2\Theta \right], \quad (2.129)$$

где ε – степень возбужденности полем постоянных магнитов:

$$\varepsilon = \frac{E_{0д}}{U_\phi}. \quad (2.130)$$

Угловая характеристика генератора (рис.2.4) строится по данным из таблицы 2.1.

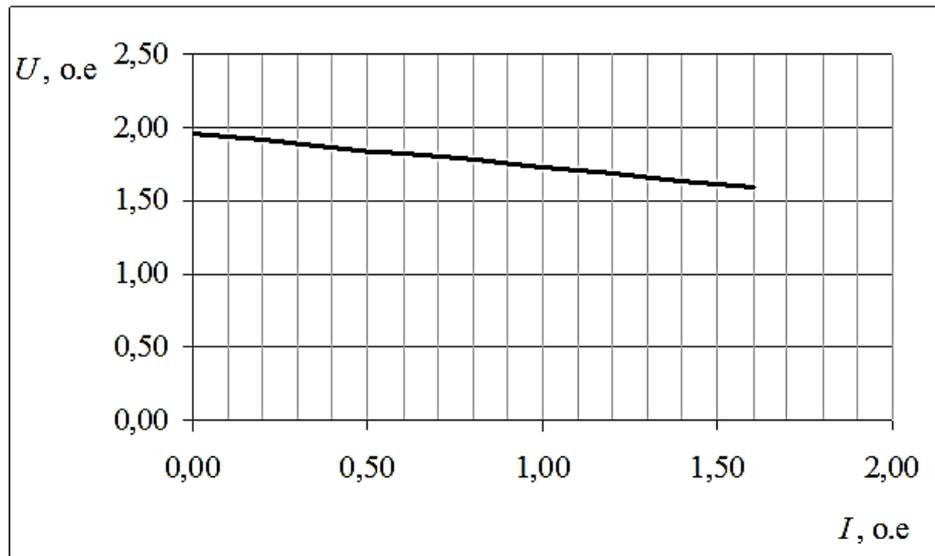


Рисунок 2.3 – Пример внешней характеристики

Таблица 2.1 – Угловая характеристика

Угол нагрузки, рад	Активная составляющая, о.е.	Реактивная составляющая, о.е.	Результирующий момент, о.е.
θ	$\frac{\varepsilon}{x_d} \cdot \sin \Theta$	$\frac{1}{2} \cdot \left(\frac{1}{x_q} - \frac{1}{x_d} \right) \cdot \sin 2\Theta$	$\frac{\varepsilon}{x_d} \cdot \sin \Theta + \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{1}{x_q} - \frac{1}{x_d} \right) \cdot \sin 2\Theta$

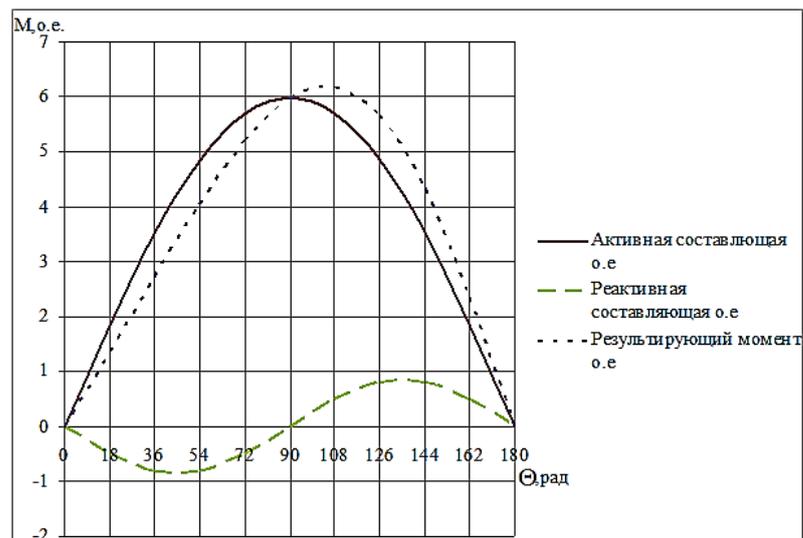


Рисунок 2.4 – Пример угловой характеристики