

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

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
доктора технических наук

Москва 2019

Работа выполнена в Государственном научном центре РФ «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем» и в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

- Научный консультант: Левин Александр Владимирович, доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора по науке ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт»
- Официальные оппоненты: Казаков Юрий Борисович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой электромеханики Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Ивановский государственный энергетический университет имени В.И. Ленина» (ИГЭУ);
Капелько Константин Васильевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Системы электроснабжения ракетных комплексов» ФГКВООУ ВО Военной Академии Ракетных Войск Стратегического Назначения имени Петра Великого;
Геча Владимир Яковлевич, доктор технических наук, профессор, заместитель Генерального директора по научной работе АО «Корпорация «ВНИИЭМ».
- Ведущая организация: Акционерное общество «Научно-исследовательский институт авиационного оборудования»

Защита диссертации состоится 01 октября 2019 г. в 11 час. 00 мин. в ауд. 302, корп. 57 на заседании диссертационного совета Д 212.125.07 при Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» и на сайте www.mai.ru.

Автореферат разослан «__» _____ 2019 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.125.07, к.т.н.



В.С. Степанов

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность проблемы. Новые технологические достижения, реализуемые в современных системах производства и эксплуатации летательных аппаратов (ЛА), фундаментальным образом меняют характер и содержание промышленной политики. Использование новых конструкционных материалов и схемных решений для планера и двигательных установок, создание информационно интегрированных комплексов бортового оборудования с управляемой избыточностью, построение «сенсорных сетей» – тысяч миниатюрных интеллектуальных сенсоров с возможностями связи, которые размещаются на контролируемом объекте, обуславливает динамичный процесс наращивания функциональности перспективных ЛА военного и гражданского назначения.

Появление электрических двигателей большой мощности, отличающихся высокими КПД и быстродействием, открывает возможности создания более электрического самолета, что рассматривается в качестве одного из перспективных направлений деятельности ведущих зарубежных авиастроительных корпораций, в том числе Boeing (США), Airbus (Франция), Rolls Royce (Великобритания), PW Canada (Канада), Thales (Франция), Hamilton Sundstrand (UTC)(США) и др. Как показывают результаты исследований, применение только электрической системы обеспечит улучшение эксплуатационных показателей и снижение массы систем ЛА на 5–10 % при соответствующем повышении топливной эффективности, однако потребует 2–4-кратного повышения мощности системы электроснабжения (СЭС) (например, установленная мощность СЭС аэробуса А-380 составляет 840 кВА, а Boeing 787 – 1,4 МВт).

Рассматривая особенности применения СЭС более электрического или полностью электрического ЛА нового поколения, следует отметить, что эффективное решение задач управления ЛА на различных фазах полета обуславливается возможностью использования в заданный момент времени оптимального количества (т.е. в смешанном составе) исполнительных устройств (двигатели, генераторы и пр.) различного назначения. В конечном итоге это обстоятельство определяет необходимость поддержания заданных режимов энергопотребления не только отдельных исполнительных устройств, но и систем/подсистем ЛА в целом. Для эффективного решения рассмотренных задач современные СЭС должны создаваться с учетом определенных аспектов сложности, в том числе структуры, функционирования, выбора поведения и пр., что позволяет их классифицировать в качестве сложных изделий.

В этих условиях достижение конкурентных значений эксплуатационно-технических характеристик СЭС приводит к необходимости постановки новых задач по созданию электромеханических преобразователей энергии (ЭМПЭ) СЭС нового поколения, обеспечивающих управление в реальном времени энергопотреблением/функционированием совокупности исполнительных устройств систем ЛА, обеспечивающих его функциональную пригодность в заданных условиях применения.

Стандартные решения современных СЭС, основанных на применении переменного трехфазного тока напряжением 200/115В, стабильной частоты 400 Гц обладают принципиальными недостатками, в том числе трудностями при организации параллельной работы, относительно малой надежностью, большими эксплуатационными расходами, высокой стоимостью и пр.

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. Ключков, К. Л. Ковалев, Б. С. Зечихин, Д. Э. Брускин, А. Н. Ларионов, Б. П. Апаров, Н. Т. Коробан, 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.-P. Besnard, J. Biais, Wang, D. Howe, 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. Однако, несмотря на достигнутые результаты, общее состояние проблемы построения ЭМПЭ не отвечает современным требованиям как для государственной, так и гражданской авиации.

Актуальность настоящей работы определяется необходимостью дальнейшего совершенствования существующих и перспективных образцов СЭС ЛА по различным критериям, обеспечивающим повышение их эффективности и готовности, что является важнейшей составляющей качественного совершенствования ЛА РФ и ее конкурентоспособности на внешних рынках.

Данная работа посвящена **проблеме** построения распределенных ЭМПЭ нового поколения в составе заданной совокупности исполнительных устройств различного назначения, функционирующих под управлением единой системы и способных обеспечить повышение эксплуатационно-технических характеристик (ЭТХ) новых и перспективных ЛА за счет управления техническими характеристиками в реальном времени.

Цель и задачи. Целью работы является разработка базовых схемотехнических решений, методов и средств построения систем ЭМПЭ для повышения ЭТХ современных ЛА гражданской и государственной авиации. Причем ключевым отличием таких ЭМПЭ является использование семейства гибридных магнитных подшипников с повышенным ресурсом и их системы управления, в которой учитываются не только параметры управляющих электромагнитов, но и силовые характеристики магнитных подшипников на постоянных магнитах. Практическая направленность работы заключается в разработке технологий создания и применения универсальных схемотехнических решений, ориентированных на определенные классы задач, экспериментальной проверке результатов теоретических исследований в реальных комплексах СЭС.

Для достижения цели работы были поставлены и решены следующие основные задачи:

1. Формирование на основе анализа систем ЛА организационно-технологических требований к ЭМПЭ для повышения ЭТХ современных ЛА.

2. Разработка методов, моделей и алгоритмов для создания ЭМПЭ в СЭС ЛА, основными из которых являются:

- методологические основы и критерии оптимизации ЭМПЭ;
- математическая модель системы электромагнитного управления гибридными магнитными подшипниками;
- математическая модель осевого магнитного подшипника на постоянных магнитах для высокоскоростных роторных узлов;
- методы и модели полунатурных испытаний ЭМПЭ в системах летательных аппаратов, включающие особенности применения гибридных магнитных подшипников в быстроходных машинах.

3. Разработка универсальных схемотехнических решений ЭМПЭ, основными из которых являются:

- системные решения повышения надежности ЭМПЭ;
- специальные электромеханические преобразователи с частотным регулированием;
- перспективные конструкции специальных ЭМПЭ;
- замкнутые системы автоматического управления распределенными объектами с сосредоточенными входами и выходами.

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

5. Экспериментально-промышленная апробация и уточнение основных методических подходов и технических решений, а также оценка эффективности системы.

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

Предмет исследований. Характеристики процессов в ЭМПЭ, обуславливающие изменения режимов функционирования исполнительных устройств в системах ЛА.

Научная новизна исследований состоит в разработке оригинальных подходов и методов для синтеза систем управления в распределенных ЭМПЭ, а именно:

1. Разработаны новые математические и имитационные модели электромеханических преобразователей энергии в системах электроснабжения летательных аппаратов. К ключевым отличиям разработанных моделей следует отнести возможность исследований стационарных и переходных процессов в электромеханических преобразователях энергии с учетом нелинейности характеристик, а также с учетом эксплуатационных особенностей.

2. Разработаны методологические основы оптимизации электромеханических преобразователей энергии, критериев оптимальности, структурных схем механизмов принятия решений. Новизной предлагаемого метода оптимизации является возможность комплексного анализа всех критериев, влияющих на эксплуатацию ЭМПЭ, его сертификацию и жизненный цикл (ЖЦ).

3. Разработана уточненная имитационная модель ЭМПЭ, учитывающая процессы в подшипниковых опорах. Отличие настоящей модели от известных заключается в возможности оценки влияния параметров физических свойств подшипниковой опоры на выходные характеристики электромеханического преобразователя энергии.

4. Реализована система управления электромеханическими преобразователями энергии, включающая математическую модель системы электромагнитного управления гибридными магнитными подшипниками и математическую модель осевого магнитного подшипника на постоянных магнитах (ОМПМ) для высокоскоростных роторных узлов. Основное отличие разработанной системы управления от известных заключается в том, что в ней учитываются не только параметры управляющих электромагнитов, но и силовые характеристики магнитных подшипников на постоянных магнитах.

5. Предложена математическая модель расчета силы в рабочем зазоре и жесткости ОМПМ, основанная на результатах анализа магнитного поля постоянного магнита и методе эквивалентного соленоида. Отличие настоящей модели от известных заключается в повышенной расчетной точности, которая достигается за счет анализа трехмерного магнитного поля магнитного подшипника.

6. Разработаны методологические основы сертификации авиационного электрооборудования.

На защиту выносятся:

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

2. Методология синтеза, алгоритмические, аппаратные и программные средства для построения и проектирования, разработки и исследования, применения и оценки эффективности электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов 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 гибридных магнитных подшипников (ГМП) в быстроходных магнитоэлектрических машинах (БММ). Модель системы электромеханических преобразователей энергии.

тромагнитного 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 и метода эквивалентного соленоида.

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

8. Экспериментальные образцы ЭМПЭ для БЭС.

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

10. Методология сертификации российских ЭМПЭ за рубежом без привязки к конкретному представляемому на сертификацию воздушному судну позволит не только сертифицировать конкретный ЭМПЭ и достичь признания российских ЭМПЭ за рубежом, но и освоить используемые сертификационные процессы, а также 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.

Методы исследования. В качестве основных методов исследований в работе использовались методы 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, теории надежности ЭМПЭ в процессе эксплуатации в составе рабочих комплексов.

Обоснованность и достоверность результатов исследований:

– 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 %;

– подтверждена экспертизой внедрения результатов диссертации специалистами в области структурного синтеза теории автоматического управления, математической физики, общей теории электромеханики и электрических аппаратов;

– удостоверена практикой использования предлагаемых решений при расчете и конструировании, создании, выполнении специальных испытаний и внедрении разработанных электромеханических преобразователей энергии, в том числе АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения», АО «Электроприбор» (г. Воронеж), ПАО «Компания «Сухой», ПАО «Туполев», ПАО «АК им. С. В. Ильюшина», ПАО «ОКБ им. А. С. Яковлева».

Тема исследований соотносится с плановыми исследованиями, проводимыми по государственному заказу федеральных органов исполнительной власти (Минобороны России, Минпромторга России и др.) в рамках научно-

исследовательских работ, в том числе: разработка технической документации на программируемую реверсивную микропроцессорную систему зажигания для снегоходов «Тикси», «Тайга», «Буран» (АП-ЭМ-10-11-ХГ); разработка эскизной конструкторской документации на высокоскоростной генератор для опытного образца МТГ 100/125 (АП-ЭМ-32-11-ХГ); разработка технической документации на «Стенд испытательный (СИ-100М) для испытания электрических машин типа АИМ-100» (АП-ЭМ-12-12-ХГ); разработка программного обеспечения для испытательных установок МАВПЧ-К, ИРВД-К, ТЭМ-К, МИМ-К (АП-ЭМ-04-13-ХК); поставка базового варианта стенда МИМ-К (АП-ЭМ-05-13-ХК); разработка электродвигателя с прямым пуском (АП-ЭМ-01-17-ХК); разработка вентильного двигателя для насоса УЦНГ (АП-ЭМ-08-18-ХК) и др.

Реализация результатов. Результаты выполненных исследований нашли практическое использование в работах по созданию отечественной СЭС, в том числе:

- «Концепция более электрического самолета (БЭС)»;
- «Техническое задание (ТЗ) на выполнение работ в рамках пилотного проекта по внедрению ЭМПЭ для микротурбинных установок».

Практическая значимость полученных научных результатов заключается в создании на их основе реальных комплексов управления СЭС на различных стадиях полного ЖЦ, реализованных на базе АО Уфимское агрегатное производственное объединение «УАПО», ФГУП «ГосНИИАС», АО «Павловский машиностроительный завод «Восход» и др., а также технических предложений по созданию систем поддержки эксплуатации перспективных авиационных комплексов государственной авиации, в том числе изделий, созданных в рамках НИР по темам АП-ЭМ-10-11-ХГ, АП-ЭМ-32-11-ХГ, АП-ЭМ-12-12-ХГ, АП-ЭМ-04-13-ХК, АП-ЭМ-05-13-ХК.

Практическая значимость подтверждается актами внедрения основных научных результатов диссертации, в том числе ФГУП «ГосНИИАС», АО «Павловский машиностроительный завод «Восход», ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт».

Материалы диссертационной работы используются при подготовке и проведении учебных занятий, разработке учебных пособий, учебных планов и программ в ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт».

Апробация работы. Результаты работы докладывались и обсуждались на Всероссийских (международных) научно-технических конференциях, в том числе:

- Международной научно-технической конференции «Фундаментальные проблемы радиоэлектронного приборостроения» (INTERMATIC) МИРЭА в 2014, 2015 гг.;
- XI Международной научно-технической конференции «АВИА-2013», г. Киев, 2013 г.;
- Научно-технической конференции «Перспективы развития авиационного оборудования и агрегатов» ГК «Ростехнология» ОАО «Концерн «Авиационное оборудование» (Холдинг «Технодинамика»), г. Москва, 2012 г.;

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

Публикации. По теме диссертационных исследований опубликованы лично и в соавторстве 39 печатных работ, в том числе 3 монографии, 6 работ включенных в международные базы цитирования Scopus и Web of Science, 14 статей в рецензируемых изданиях, включенных в перечень ВАК Министерства науки и высшего образования РФ для опубликования результатов диссертации на соискание ученых степеней доктора и кандидата наук, получены 4 патента РФ на изобретения и полезную модель, 9 свидетельств о государственной регистрации программ для ЭВМ.

Все научные результаты, включенные в диссертацию и представленные к защите, получены лично диссертантом. Личный вклад диссертанта в работах, опубликованных в соавторстве, состоит в определении направлений исследований, постановке задач, разработке математических и имитационных моделей.

Кроме того, содержание диссертации отражено в научно-технических отчетах о НИР, выполненных в 2007–2017 гг. в АО «УАПО», АО «КБ Электроприбор», Управляющая Компания (УК) «Система-Сервис» и др. с участием автора.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении показана актуальность выбранной темы диссертационных исследований, определена цель работы, изложены задачи и методы исследования, сформулированы научная новизна работы, ее практическая значимость и основные научные положения, которые выносятся на защиту.

Первая глава посвящена тенденциям развития концепций полностью электрического самолета, выявлены перспективы их развития, определена оптимальная по уровню и архитектуре структура сети СЭС ЛА и выявлены 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 авиационной техники на зарубежных рынках.

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 следующими задачами:

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

Возможность и целесообразность создания самолетов с полностью электрифицированным оборудованием (рис. 1) в настоящее время обусловлены достижениями в области микроэлектроники и микропроцессорной техники, которые открыли значительные перспективы внедрения цифровых систем управления электроэнергетическим комплексом. Опыт эксплуатации летательных аппаратов (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.



Рисунок 1 – Основные системы полностью электрического самолета

Повышение качества российских изделий авиационной техники – залог интенсивного развития экономики Российской Федерации. Это возможно, если при создании изделий авиационной техники руководствоваться процессами сертификации в соответствии с гармонизированными международными стандартами с тем, чтобы повысить конкурентоспособность отечественной авиатехники, которая остается главной задачей российского авиастроения.

Важной задачей для выполнения поставленной в диссертации цели является выбор и обоснование оптимальной системы электроснабжения ЛА.

Методом решения задачи выбора оптимальных параметров системы электроснабжения летательного аппарата (СЭС ЛА) является сравнительный анализ определенных конкурирующих вариантов СЭС ЛА. 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 систем электроснабжения: массогабаритные показатели, надежность и экономические затраты, связанные с внедрением данного типа СЭС.

Вторая глава посвящена моделированию электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов. В главе рассмотрены обобщенные методологические основы моделирования и оптимизации электромеханических преобразователей энергии, критерии оптимальности ЭМПЭ, необходимые для распознавания решений и надежности систем ЭМПЭ. Данная глава посвящена решению первой задачи диссертационной работы.

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, увеличение коэффициента полезного действия всех ЭМПЭ на 0,1 % позволит уменьшить общий выброс углекислого газа в атмосферу минимально на 70 млн тонн в год.

Помимо экологических аспектов увеличение коэффициента полезного действия электрических машин на 0,1 % приведет к большой экономической выгоде. Конечно, увеличение коэффициента полезного действия всех используемых в мире электрических машин на 0,1 % является невыполнимой задачей, но даже при увеличении коэффициента полезного действия 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 коэффициента полезного действия ЭМПЭ является повышение эффективности их подшипникового узла и снижение тем самым потерь энергии на трение. То есть именно повышение эффективности подшипникового узла позволяет достигнуть описанного выше повышения коэффициента полезного действия 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 подшипнико-

вые опоры обеспечивают быстроходность электрических машин. Учитывая, что повышенная частота вращения ротора является одним из способов минимизации удельной массы ЭМПЭ, а высоких частот вращения невозможно 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 коэффициента полезного действия ЭМПЭ.

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 моделирования.

Имитационное моделирование является наиболее наглядным методом исследования процессов в электромеханических преобразователях энергии (ЭМПЭ), получившим в последнее время широкое распространение. 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. 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 $10\,000\text{ мин}^{-1}$, 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 $30\,000\text{...}100\,000\text{ мин}^{-1}$) 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;

– исследование методами имитационного моделирования взаимозависимости электромеханических характеристик ЭМПЭ и процессов в подшипниковых опорах.

За основу при математическом моделировании была принята математическая модель синхронного ЭМПЭ во вращающихся координатах d, q .

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

$$M_e = 1,5p[\psi i_q + (L_d - L_q)i_d i_q];$$

$$\frac{d}{dt}\omega = \frac{1}{J}(M_M - k_{\text{тр}}\omega - M_e),$$

где i_d, i_q – проекции статорных токов на оси q и d ; L_d, L_q – проекции индуктивности на оси 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; $k_{\text{тр}}$ – коэффициент трения качения, учитывающий трение в подшипниках.

Тогда коэффициент трения качения определяется в виде

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

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, м²/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:

$$\lg[\lg(\gamma + 0,8)] = k_1 - k_2 \lg T,\quad (3)$$

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 (3) математическая модель синхронного ЭМПЭ с учетом процессов в подшипниковых узлах определяется в виде

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} i_d &= \frac{1}{L_d} u_d - \frac{R}{L_d} i_d + \frac{L_q}{L_d} p \omega i_q; \\ \frac{d}{dt} i_q &= \frac{1}{L_q} u_q - \frac{R}{L_q} i_q + \frac{L_d}{L_q} p \omega i_d - \frac{p \omega \psi}{L_q}; \\ M_e &= 1,5p[\psi i_q + (L_d - L_q) i_d i_q]; \\ \frac{d}{dt} \omega &= \frac{1}{J} \left\{ M_M - \left[\frac{k \sigma^{0,02} \left[\frac{HB}{E^2} \frac{Ra}{R_{np}} \right]}{10^{10 k_1 - k_2 \lg T^{0,07}} v^{0,2} v_{\Sigma k}^{0,12}} \right] \omega - M_e \right\}. \end{aligned} \quad (4)$$

Таким образом, система уравнений (4) является математической моделью, описывающей взаимозависимость электромеханических, электромагнитных, тепловых и механических процессов в ЭМПЭ на подшипниках качения.

Ввиду высоких частот вращения (30 000...100 000 мин⁻¹) в быстроходных ЭМПЭ для увеличения надежности применяют гибридные магнитные подшипники (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

$$F_{в.т} = \frac{\gamma S \pi D n}{\delta}, \quad (5)$$

где S – площадь контакта, м²; 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

$$\gamma = \gamma_0 \frac{T_0 + C}{T + C} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}}, \quad (6)$$

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

$$k_{\text{тр}} = \frac{\gamma_0 \frac{T_0+C}{T+C} \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{3}{2}} S\pi Dn}{\delta(mg+F_r)}. \quad (7)$$

С учетом формулы (7) математическая модель ЭМПЭ на ГМП определяется в виде

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} i_d &= \frac{1}{L_d} u_d - \frac{R}{L_d} i_d + \frac{L_q}{L_d} p\omega i_q; \\ \frac{d}{dt} i_q &= \frac{1}{L_q} u_q - \frac{R}{L_q} i_q + \frac{L_d}{L_q} p\omega i_d - \frac{p\omega\psi}{L_q}; \\ M_e &= 1,5p[\psi i_q + (L_d - L_q) i_d i_q]; \\ \frac{d}{dt} \omega &= \frac{1}{J} \left(M_M - \left[\frac{\gamma_0 \frac{T_0+C}{T+C} \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{3}{2}} S\pi Dn}{\delta(mg + F_r)} \right] \omega - M_e \right). \end{aligned} \quad (8)$$

Разработанные математические модели реализуются в программном комплексе Matlab Simulink для исследований методами имитационного моделирования взаимозависимости электромеханических характеристик ЭМПЭ от процессов в подшипниковых опорах.

Для практических расчетов используют схемы общего и отдельного резервирования, для которых $P_0 = 1 - \prod_{j=1}^m (1 - \prod_{i=1}^n P_{i,j})$, $P_p = \prod_{i=1}^n (1 - \prod_{j=1}^m (1 - P_{i,j}))$, где $P_{i,j}$ – вероятность безотказной работы ЭМПЭ в i -й строке j -го столба.

Общее резервирование означает, что при отказе любого элемента включается резервная цепь, полностью заменяющая исходную. Отдельное резервирование обеспечивает возможность включения резервного элемента при выходе из строя любого элемента.

Третья глава посвящена методологическим основам аппаратной реализации ЭМПЭ в системах летательных аппаратов. Данная глава раскрывает вторую задачу диссертационной работы. В данной главе на основе обобщенных моделей показаны перспективные конструкции специальных электромеханических преобразователей: высокоскоростные машины, высокомоментные низкоскоростные двигатели, высокомоментные высокоскоростные двигатели.

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 входном воздействии 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 передаточную функцию.

Рассмотрены показатели качества функционирования разработанных ЭМПЭ на основе минимальной стратегии обслуживания. Для оценки работоспособности исходного структурного варианта предложена математическая модель ЭМПЭ, которая может быть выражена аналитическим соотношением, показанным на рис. 2.

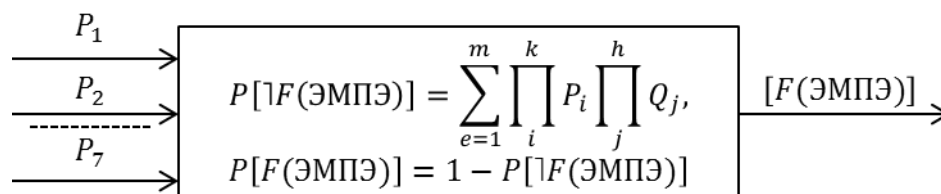


Рисунок 2 – Структура математической модели для оценивания надежности функционирования ЭМПЭ

Определение надежности заключается в анализе исследуемого ЭМПЭ, построении пространств элементарных событий и введении на них меры рассмотрения случайных величин. В автономных системах электроснабжения летательных аппаратов напряжение генератора переменного тока варьируется в широком диапазоне как по амплитуде, так и по частоте; этим обстоятельством накладываются особые требования к преобразователям, обеспечивающим стабильное или регулируемое электропитание различных типов нагрузок.

Рассмотрена управляемость кластеров ЭМПЭ с распределенными параметрами. Основное интегральное соотношение, связывающее выход $Q(x, t)$ линейного стационарного распределенного кластера ЭМПЭ со стандартизирующим входом $w(x, t)$, определяется пространственно-временной композицией w и функцией Грина данного блока G :

$$Q(x, t) = G(x, \xi, t - \tau) \circ w(\xi, \tau). \quad (9)$$

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

$$w(\xi, \tau) = w_y(\xi, \tau) + w_b(\xi, \tau), \quad (10)$$

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 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.

Современные пилотируемые и непилотируемые космические и авиационные летательные аппараты (ЛА) представляют собой сложную техническую систему, надежное и безотказное функционирование которой невозможно без надежной работы электромеханических преобразователей энергии (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 позволит 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 (ДЭМПЭ) обладают более высокой эргономичностью, что определяет перспективы их применения в ЛА. Кроме того, на различных этапах выполнения полетного задания ЛА динамические 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.

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 (табл. 1). При расчетах ЭМПЭ с цилиндрическим ротором предполагалось, что он охлаждается самовентиляцией.

Таблица 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 табл. 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 раз 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 ввиду конструктивных особенностей это будет затруднительно.

При исследовании управления ДЭМПЭ рассматривалась система уравнений, описывающая электромеханические процессы в синхронном ЭМПЭ в d, q координатах. Для упрощения исследований процессов управления ДЭМПЭ полученная система уравнений была реализована в программном коде в программном комплексе Matlab Simulink в виде имитационной модели. Для оценки эффективности управления ДЭМПЭ были проведены его численные исследования. На разработанной имитационной модели при указанных численных параметрах были произведены исследования реакции контура тока и скорости на ступенчатое (дестабилизирующее) воздействие. Таким образом, результаты имитационного моделирования подтвердили возможность применения дисковых электродвигателей в системах авиационных и космических ЛА.

Необходимо отметить, что наиболее перспективными функциональными типами ДЭМПЭ для применения в ЛА являются дисковые электродвигатели и дисковые электромеханические 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 авиакосми-

ческую промышленность необходимо расширить общую теоретическую базу дисковых электромеханических преобразователей с высококоэрцитивными постоянными магнитами.

Также в третьей главе приведены новые конструктивные схемы, разработанные и запатентованные автором.

В четвертой главе представлены частные математические модели для ЭМПЭ, рассмотренных в третьей главе, разработаны методы и модели полунатурных испытаний электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов. Представлен математический анализ процессов в электромеханических преобразователях. Данная глава раскрывает третью задачу диссертации.

За расчетную модель принимаем общее конструктивное исполнение системы управления ГМП из четырех электромагнитов (рис. 3). 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 по оси y , а электромагнит 2 – только при отрицательном смещении по оси y , электромагнит 3 – только при положительном смещении по оси x , электромагнит 4 – только при отрицательном смещении по оси x ;
- 4) угловых перемещений нет;
- 5) радиусы кривизны колец значительно больше зазора;
- 6) магнитная проницаемость немагнитного зазора равна проницаемости μ_0 вакуума; стали сердечника – бесконечна ($\mu_r = \infty$), постоянных магнитов – постоянна.

Условия работоспособности ГМП:

$$\delta_0 \geq x; \delta_0 \geq y; \delta_0 \geq \Delta; \quad (11)$$

$$0 < \frac{x}{\delta_0} < 1; 0 < \frac{y}{\delta_0} < 1; 0 < \frac{\Delta}{\delta_0} < 1, \quad (12)$$

где δ_0 – воздушный зазор; Δ – смещение колец ГМП; x и y – смещение колец ГМП по оси соответственно x и y .

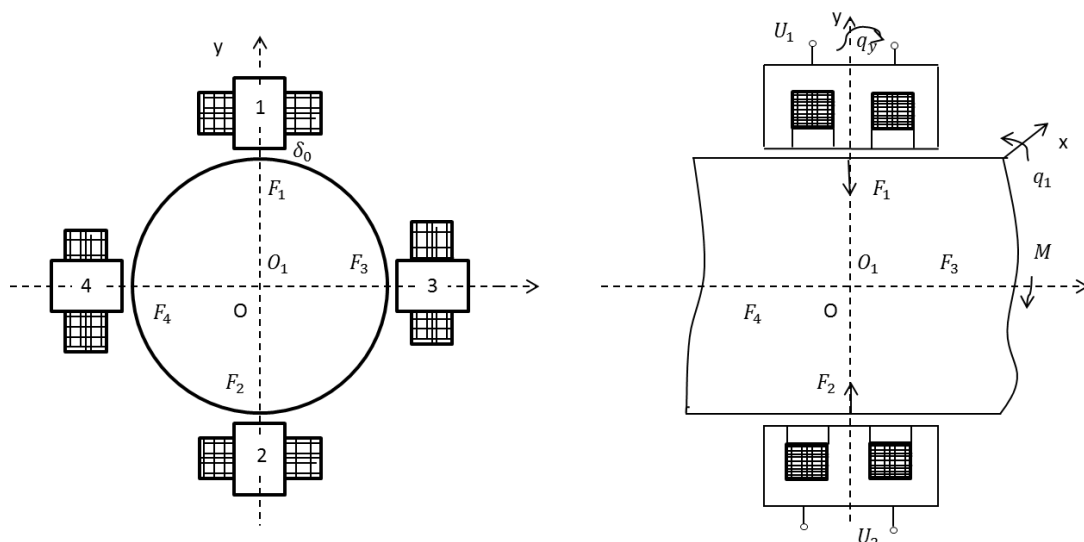


Рисунок 3 – Система автоматического управления гибридным магнитным подшипником

Из выражений (11), (12) 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:

$$F = \frac{C_L}{2} \frac{i^2}{\delta^2}, \quad (13)$$

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:

$$\delta = \delta_0 - \Delta \cos q. \quad (14)$$

Тогда с учетом выражений (13) и (14) электромагнитная сила САУ определяется как

$$F = \int_{-\frac{\pi}{4}}^{\frac{\pi}{4}} \frac{C_L}{2} \frac{i^2}{(\delta_0 - \Delta \cos q)^2} dq, \quad (15)$$

Проинтегрировав уравнение (15) 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.

При математическом моделировании системы управления ГМП важно рассмотреть силы отталкивания постоянных магнитов. С учетом выше написанных формул получаем математическую модель динамических процессов роторов на ГМП, которая 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, что упрощает экспериментальные исследования ГМП и их внедрение в технологический процесс. 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.

Осевые магнитные подшипники на постоянных магнитах (ОМПМ) позволяют практически исключить трение в динамически подвижных узлах ЭМПЭ. Ввиду значительной ОМПМ методом анализа электромагнитного поля постоянного магнита целесообразно для сравнения и оценки теоретической погрешности

произвести определения отталкивающих сил ОМППМ методом эквивалентного соленоида. Оценка теоретической погрешности и проверка разработанной математической модели проведены на программном комплексе Mathcad. В качестве материала постоянных магнитов применяли NdFeB N33 ($B_r = 1,13 \div 1,17$; $H_c \geq 955$ кА), геометрические параметры $R_1 = 12,5$ мм; $R_2 = 17,5$ мм.

Сравнительный анализ зависимостей, определенных методом эквивалентного соленоида и методом анализа магнитного поля, 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.

Для проверки разработанной математической модели ОМППМ проведены компьютерное моделирование и экспериментальные исследования.

Компьютерное моделирование выполнено на конечно-элементной модели в программном комплексе Ansys путем пошагового изменения величины воздушного зазора ОМППМ. В качестве материала постоянных магнитов применяли NdFeB N33 ($B_r = 1,13 \div 1,17$; $H_c \geq 955$ кА), шаг изменения величины воздушного зазора равен 0,5 мм. По данным компьютерного моделирования и посредством интерполяции в программном комплексе Matlab получена зависимость силы в зазоре ОМППМ от величины воздушного зазора. Анализ зависимости показал, что величина воздушного зазора имеет оптимальное значение, при котором силы отталкивания максимальны. Для исследуемого случая ($R_1 = 12,5$ мм; $R_2 = 17,5$ мм; NdFeB N33 $B_r = 1,13 \div 1,17$; $H_c \geq 955$ кА) данная величина составляет 2 мм.

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 не превышает 11 % с экспериментальными данными.

Таким образом, разработана математическая модель определения силы в рабочем зазоре и жесткости ОМППМ на основе анализа электромагнитного поля постоянного магнита методом эквивалентного соленоида. Представленные математические модели реализованы в программном комплексе Maple и Matchad, чтобы сократить время и трудоемкость расчетов.

При разработке систем автоматического управления (САУ) ГМП ЭМПЭ особое внимание уделяется датчикам положения ротора (ДПР), основной задачей которых является максимально точное измерение величины смещения ротора во времени. Требования к ДПР, такие как высокая точность и максимальное быстродействие, при минимальных массогабаритных показателях и максимальной надежности соответственно определяют их стоимость, которая может достигать 30–50 % от стоимости всего ГМП в целом.

В данных системах отсутствуют ДПР, а о смещении ротора судят по изменению индуктивностей или импеданса электромагнитов активного магнитного

подшипника (АМП). Важно отметить, что на точность регулирования положения ротора и работоспособность подобных систем в значительной степени оказывают влияние тепловые процессы, происходящие внутри ЭМПЭ, под действием которых изменяются сопротивления электромагнитов, а следовательно, их индуктивностей и импеданса.

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 Simens и Ebara Corporation, и предлагаемого способа, показано в табл. 2.

Таблица 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 ценой 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 осуществляется измерение выходных токов и напряжения, поэтому для задачи интеграции не существует особых проблем

Продолжение таблицы 2

Критерий сравнения	Традиционные способы управления с применением датчиков перемещения	Известные бессенсорные способы управления по изменению импеданса или индуктивностей электромагнитов	Предлагаемый бессенсорный способ управления
Надежность	Низкая, что обусловлено как наличием самих датчиков, так и необходимостью подвода к ним дополнительного кабеля	Появляется возможность повышения надежности	Появляется возможность повышения надежности
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 120°C , а сопротивление обмотки $0,003\ \text{Ом}$, 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 магнитоэлектрический генератор (быстроходный МЭГ) на ГМП.

В пятой главе представлена методология сертификации ЭМПЭ в системах летательных аппаратов, включающая анализ вариантов сертификации бортового оборудования на основе ИМА в РФ и за рубежом, практическую реализацию процессов сертификации ЭМПЭ, выполнение комплекса патентно-лицензионных исследований в области ЭМПЭ.

Разработанный подход сертификации 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 разрешение по TSO (TSO authorization), которое означает одобрение конструкции и производства КИ по стандарту TSO.

Важность получения STC (Supplemental Type Certificate – Дополнительный сертификат типа) на используемый самолет определяется тем, что в приложении к декларации полностью описывается 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.

Общая последовательность выполнения работ по проекту следующая (рис. 4):

- 1) подача заявки разработчиком КИ в Росавиацию на сертификацию КИ;
- 2) передача доказательной документации;
- 3) проведение сертификационных работ (с участием Сертификационного центра (СЦ) и испытательных лабораторий (ИЛ));
- 4) получение от Росавиации СГКИ или одобрительного письма (ОП);
- 5) обращение Росавиации в зарубежный регистр с заявкой (письмом) и передачей СГКИ или ОП;
- 6) получение фирмой-партнером (владелец сертификационного ВС) уведомления о приеме заявки регистром;
- 7) передача дополнительных требований от фирмы-партнера разработчику КИ;
- 8) доработка КИ;
- 9) поставка КИ фирме-партнеру;
- 10) наземная отработка КИ на стендах;
- 11) доработка ВС с установкой КИ;
- 12) проведение испытаний;
- 13) передача заявки фирмой-партнером в местный регистр на получение STC;
- 14) рассмотрение заявки и доказательной документации. Выдача STC (TSO) фирме-партнеру и разработчику КИ.

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 (Свидетельство годности комплектующего изделия (СГКИ) с Декларацией), но и в фирму-партнер

(результаты проведенных испытаний), которая на этом этапе не принимает участия.

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.



Рисунок 4 – Взаимосвязь работ при сертификации российских КИ в зарубежном регистре

Отношение к результатам летных испытаний, проводимых российской стороной, может быть двояким. 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 будут 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, 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 существенно выгоднее финансово и позволяет заметно сократить сроки и объемы испытаний.

В условиях создания цифровой экономики необходимо организовать доступ разработчиков ЭМПЭ и АТ к базам данных, отражающим все работы по сертификации, а также к нормативным документам (рис. 5).

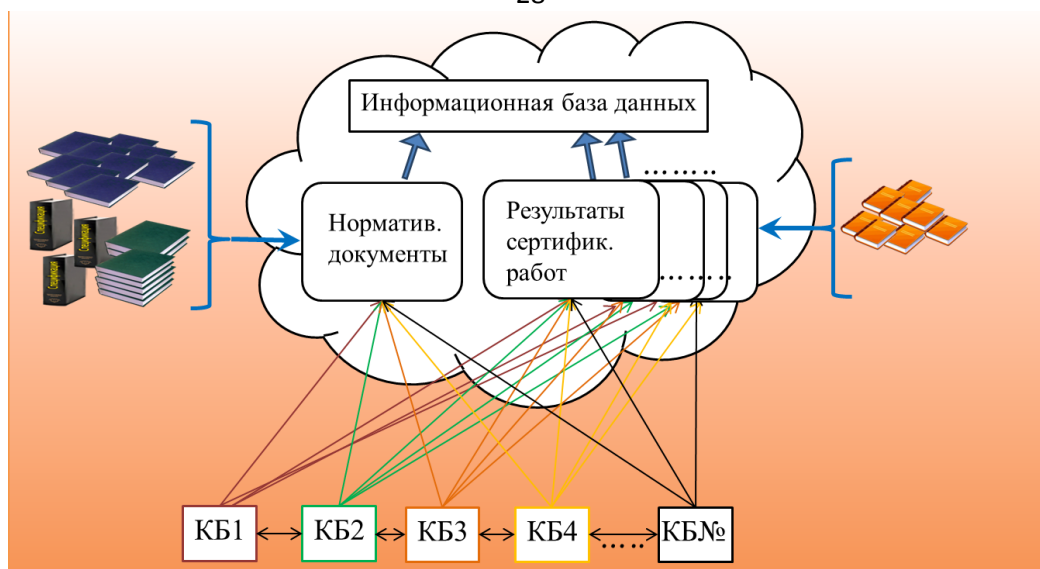


Рисунок 5 – Информационная база данных

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Решена проблема создания научных основ разработки электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов. 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 летательных аппаратов. В частности, проведенное моделирование электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов позволило создать методологические основы их оптимизации, разработать критерии оптимальности, структурные схемы механизмов принятия решений, обобщенный критерий оценки качества электромеханического преобразователя энергии, имитационную модель электромеханического преобразователя энергии, 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 электромеханических преобразователей энергии в системах летательных аппаратов позволили обосновать применение гибридных магнитных подшипников в быстроходных магнитоэлектрических машинах, создать модель системы электромагнитного управления гибридными магнитными

подшипниками, провести динамический анализ процессов для ЭМПЭ на гибридных магнитных подшипниках, 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 многодисциплинарное математическое моделирование системы «ротор – управляемые ГМП» и взаимосвязанных магнитомеханических процессов. В основу расчетной модели принят вариант конструктивного исполнения 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 и 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, на 75 % больше, чем в ЭМПЭ на конических роликовых подшипниках.

7. Представленный метод бессенсорного управления положением ротора в бесконтактных подшипниках по выходным параметрам электромеханического преобразователя энергии обеспечивает снижение массогабаритных показателей ЭМПЭ на ГМП в 1,5 раза благодаря интеграции САУ ГМП в функциональные системы ЭМПЭ и уменьшению экономических затрат на создание и эксплуатацию ЭМПЭ на ГМП в 2 раза за счет отсутствия датчика положения ротора (ДПР). 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 смещения 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 самолетов способствует существенному улучшению летно-технических и эксплуатационных характеристик. Однако в настоящее время зарубежная и особенно отечественная авиапромышленность еще не готова к полной электрификации самолета, поэтому переход к ней осуществляется фрагментарно, эволюционным путем – по-

средством реализации программ «более электрифицированного самолета». Последние разработки зарубежных гражданских самолетов А-380 и В-787, а также боевого самолета F-35 JSF являются наглядным тому подтверждением. Перспективный отечественный самолет МС-21 также разрабатывается с учетом 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, причем возможный диапазон использования топливных элементов очень обширен: от участия в создании тяги ЛА до применения в качестве вспомогательной силовой установки. Эти перспективные направления разработок самолетных 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 продукции; 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 занимать 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, 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, признаваемой зарубежными регистрарами, 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 летательных аппаратов. Сокращено имеющееся отставание в этом сегменте науки и техники от США и стран Евросоюза, что 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 РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Монографии

1. Герасин, А.А. Специальные электромеханические преобразователи автономных объектов [Текст] / А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, Д.Ю. Пашали. – М.: Машиностроение, 2012. – 250 с.

2. 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.

3. 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. – 262 с.

Публикации в изданиях, индексируемых в БД Scopus и Web of Science

4. Gerasin, A.A. Stability Analysis of Hybrid Magnetic Bearings [Text] / V.E. Vavilov, A.A. Gerasin, F.R. Ismagilov, I. Kh. Khairullin // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2014, Vol. 53, № 1, p. 130–136. DOI: 10.1134/S1064230714010122.

5. Gerasin, A.A. An Algorithm for Controlling Hybrid Magnetic Bearings Using the Magnetic Field Pattern [Text] / V.E. Vavilov, A.A. Gerasin, F.R. Ismagilov, I. Kh. Khairullin // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2013, Vol. 52, № 5, p. 794–799. DOI: 10.1134/S1064230713050134.

6. Gerasin, A.A. Sensorless Control of Hybrid Magnetic bearings [Text] / V.E. Vavilov, A.A. Gerasin, F.R. Ismagilov, I. Kh. Khairullin // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2015, Vol. 54, № 3, p. 415–423. DOI: 10.1134/S1064230715020124.

7. 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, A.A. Gerasin, F.R. Ismagilov, I. Kh. Khairullin, D.R. Farrakhov, I.I. Yamalov // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2016, Vol. 55, № 5, p. 770–777. DOI: 10.1134/S1064230716030151.

8. Gerasin, A.A. Permanent-magnet shaft bearing for high-speed spindles [Text] / A.A. Gerasin, F.R. Ismagilov, I. Kh. Khairullin, V.E. Vavilov // Russian Engineering Research Volume 33, Issue 12, December 2013, p. 718–722. DOI: 10.3103/S1068798X1312006X.

9. Gerasin, A.A. Hybrid Control Method of the Voltage of a Permanent Magnetic Generator [Text] / A.A. Gerasin, V.E. Vavilov, F.R. Ismagilov, I. Kh. Khairullin, D.R. Farrakhov // Journal of Computer and Systems Sciences, 2017, Vol. 56, № 2, p. 268–274, ISSN 1064-2307.

Публикации в изданиях, рекомендованных ВАК Минобрнауки РФ

10. Герасин, А.А. Анализ осевой составляющей силы отталкивания в много-кольцевых 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.

11. 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>.

12. 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.

13. 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.

14. 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.

15. 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>.

16. 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.

17. Герасин, А.А. Алгоритм управления гибридными магнитными подшипниками по внешнему магнитному полю [Текст] / А.А. Герасин, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Е. Вавилов // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2013. – № 5. – С. 126–131.

18. 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.

19. 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.

20. Герасин, А.А. Метод управления и стабилизации выходного напряжения системы генерирования переменного тока стабильной частоты на базе магнитоэлектрического генератора [Текст] / Ф.Р. Исмагилов, И. Х. Хайруллин, Д. Р. Фаррахов, И.И. Ямалов, В.Е. Вавилов // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2016. – № 5. – С. 100–106.

21. Герасин, А.А. Экспериментальные исследования высокооборотных генераторов с магнитопроводов статора их аморфного железа [Текст] / Ф. Р. Исмагилов, В.Е. Вавилов // Авиакосмическое приборостроение. – 2017. – № 12. – С. 3–11.

22. Герасин, А.А. Гибридный метод управления напряжением магнитоэлектрического генератора [Текст] / А.А. Герасин, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Е. Вавилов, Д.Р. Фаррахов // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2017. – № 2. – С. 114–120.

23. Герасин, А.А. Проектирование, оптимизация и испытание высокоскоростного магнитоэлектрического генератора для электроснабжения микробеспилотных летательных аппаратов [Текст] / А.А. Герасин, 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.

Патенты, свидетельства о регистрации программ для ЭВМ

24. Патент на изобретение 2498473 Российская Федерация, МПК H02H 7/06. Устройство защиты магнитоэлектрического генератора от короткого замыкания (варианты) [Текст] / А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, Д.Ю. Пашали, Ю.В. Афанасьев, М.В. Охотников; В.Е. Вавилов; заявители и патентообладатели: ФГБОУ ВПО «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.

25. Патент на изобретение 2552846 Российская Федерация, МПК H02K 1/27. Ротор высокоскоростного генератора [Текст] / А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Е. Вавилов, 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. – Оpubл. 10.06.2015. – Бюл. № 16.

26. Патент на полезную модель 140839 Российская Федерация, МПК H02K 1/27, H02K 21/14. Ротор высокоскоростного магнитоэлектрического генератора [Текст] / А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Е.

Вавилов, Д.Ю. Пашали, О.А. Бойкова, Д.Р. Фаррахов; заявители и патентообладатели: ФГБОУ ВПО «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.

Патент на изобретение 2540215 Российская Федерация, МПК F16C 32/04. Гибридный магнитный подшипник с осевым управлением [Текст] / А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Е. Вавилов; заявители патентообладатели: ФГБОУ ВПО «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.

27. Свидетельство 2012616976 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Автоматизированная система управления гибридным магнитным подшипником [Текст] / А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, В.Е. Вавилов, Д.Ю. Пашали, Ю.В. Афанасьев, М.В. Охотников. – Заявка № 2012614950; заявл. 18.06.2012; зарег. 03.08.2012.

28. Свидетельство 2012610872 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Автоматизированный расчет нагрузки и вращающегося момента шарико-винтовой пары авиационных СЭП [Текст] / А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, Ю.В. Афанасьев, Д.Ю. Пашали, В.Е. Вавилов, М.В. Охотников. – Заявка № 2011618909; заявл. 23.11.2011; зарег. 20.01.2012.

29. Свидетельство 2012610873 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Автоматизированное проектирование высокоскоростной магнито-электрической авиационной машины [Текст] / А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, Ю.В. Афанасьев, Д.Ю. Пашали, В.Е. Вавилов, М.В. Охотников. – Заявка № 2011618910; заявл. 23.11.2011; зарег. 20.01.2012. 42

30. Свидетельство 2012617365 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Автоматизированный расчет проводимостей системы управления магнитными подшипниками [Текст] / А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, Ю.В. Афанасьев, Д.Ю. Пашали, В.Е. Вавилов, М.В. Охотников. – Заявка № 2012615032; заявл. 19.06.2012; зарег. 15.08.2012.

31. Свидетельство 2012619366 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Пакет трехмерного моделирования и расчет бандажа ротора авиационного магнитоэлектрического генератора [Текст] / А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, Ю.В. Афанасьев, Д.Ю. Пашали, В.Е. Вавилов, М.В. Охотников, А.М. Якупов. – Заявка № 2012617285; заявл. 27.08.2012; зарег. 16. 10.2012.

32. Свидетельство 2013660109 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Имитационная модель высокоскоростного авиационного магнито-электрического генератора [Текст] / А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, Д.Ю. Пашали, О.А. Бойкова, Ю.В. Афанасьев, Д.В. Гусаков, М.В. Охотников, В.Е. Вавилов, Д.Р. Фаррахов. – Заявка № 2013617851; заявл. 02.09.2013; зарег. 24.10.2013.

33. Свидетельство 2013619849 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Инженерная методика электромагнитных расчетов и проектирования ГМП с использованием пакета математических вычислений MathCad [Текст] А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, Д.Ю. Пашали, О.А. Бойкова, Д.В. Гусаков, В.Е. Вавилов. – Заявка № 2013618209; заявл. 06.09.2013; зарег. 17.10.2013.

34. 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] / А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, Д.Ю. Пашали, О.А. Бойкова, Ю.В. Афанасьев, Д.В. Гусаков, М.В. Охотников, В.Е. Вавилов. – Заявка № 2013614283; заявл. 21.05.2013; зарег. 16.07.2013.

35. Свидетельство 2015616969 РФ о государственной регистрации программы для ЭВМ. Автоматизированный расчет высокоэффективной системы охлаждения магнитоэлектрического стартер-генератора [Текст] / А.А. Герасин, Г.А. Чуянов, Ф.Р. Исмагилов, И.Х. Хайруллин, Д.Ю. Пашали, В.В. Айгузина, А.А. Меднов, А.Х. Минияров, Н.Г. Тарасов, В.Е. Вавилов. – Зарег. 26.06.2015.

Публикации в других изданиях

36. 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: сб. трудов. В 3 т. – Самара, 2012. – Т. 2.

37. Герасин, А.А. Электромеханические преобразователи энергии в летательных аппаратах // Материалы Международной научно-технической конференции «Intermatic-2014». – М.: МГТУ МИРЭА, 2014.

Личный вклад

В публикациях опубликованных в соавторстве, вклад автора состоит в разработке базовых схемотехнических решений, методов и средств построения систем ЭМПЭ на основе гибридных магнитных подшипников с повышенным ресурсом, а также методологических основ оптимизации, критериев оптимальности и структурных схем механизмов принятия решений.