

ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского»  
**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АВТОНОМНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ**  
**«ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ**  
**имени профессора Н.Е. Жуковского»**  
**(ФАУ «ЦАГИ»)**

На правах рукописи

Скрябин Алексей Валерьевич



**Разработка методов и алгоритмов системы ранней  
диагностики технического состояния электромеханического  
рулевого привода летательного аппарата с использованием  
интеллектуального анализа данных**

2.3.1. Системный анализ, управление и обработка информации, статистика  
(технические науки)

Диссертация

на соискание учёной степени кандидата технических наук

Научный руководитель

д.т.н., доцент,

Баженов Сергей Георгиевич

Жуковский

2024

## Оглавление

Введение.....	4
1 Аналитический обзор способов ранней диагностики технического состояния ЭМРП летательного аппарата.....	15
1.1 Принципы построения алгоритмов диагностики состояния технического объекта .....	22
1.2 Факторы развития деградаций ЭМРП .....	25
1.3 Обзор демонстраторов технологии ранней диагностики неисправностей ЭМРП .....	29
1.3.1 Подход Parker к анализу состояния редуктора ЭМРП при ускоренном износе.....	30
1.3.2 Подход NASA и Moog к моделированию отказов датчиков и испытаниям демонстратора в составе летающей лаборатории .....	31
1.3.3 Подход DLR и Liebherr к исследованию деградаций редуктора при искусственном внедрении деградаций .....	34
1.4 Выводы к главе.....	38
2 Разработка программно-математической модели ЭМРП и методики исследования процессов развития деградаций .....	40
2.1 Описание ЭМРП беспилотного летательного аппарата .....	41
2.2 Разработка программно-математической модели ЭМРП БЛА .....	45
2.2.1 Математическая модель ЭД и блока электроники.....	46
2.2.2 Математическая модель редуктора с учетом люфта и трения.....	50
2.3 Проверка соответствия характеристик, реализуемых математической моделью по данным экспериментальных исследований .....	56
2.4 Разработка методики исследования процессов развития деградаций ЭМРП .....	61
2.5 Выбор параметров деградаций для определения технического состояния редуктора ЭМРП .....	72

2.5.1	Анализ статической характеристики позиционирования.....	76
2.5.2	Анализ характеристик диссипации энергии .....	84
2.6	Моделирование деградаций редуктора.....	87
2.7	Значения параметров, используемых в модели ЭМРП БЛА.....	96
2.8	Выводы к главе.....	97
3	Разработка подхода к ранней диагностике технического состояния ЭМРП....	99
3.1	Формализация задачи идентификации технического состояния ЭМРП	103
3.2	Разработка модели ранней диагностики технического состояния ЭМРП .....	104
3.3	Исследование критериев выбора методов интеллектуального анализа данных.....	111
3.4	Выводы к главе.....	114
4	Разработка и исследование алгоритмов системы ранней диагностики редуктора ЭМРП БЛА на основе нейросетевого классификатора .....	115
4.1	Определение класса технического состояния для неисправности определенного типа .....	116
4.2	Определение класса технического состояния для неисправностей смешанного типа .....	131
4.3	Прогнозирование технического состояния ЭМРП с использованием оптимизационных моделей для поиска информативных признаков.....	140
4.4	Выводы к главе.....	155
	Заключение .....	157
	Список сокращений и условных обозначений.....	160
	Список литературы .....	161
	Приложение. Описание стендовой установки исследований развития деградаций ЭМРП БЛА.....	173

### **Актуальность темы исследования**

В настоящее время наблюдается значительный прогресс в интеллектуализации систем управления и мониторинга сложных технических систем. В ближайшем будущем этот прогресс будет невозможен без применения методов и средств искусственного интеллекта, включая искусственные нейронные сети (НС), базы данных и знаний, методы машинного обучения и анализ больших данных [1]. Одним из актуальных направлений является разработка интеллектуальных методов и средств оценки состояния сложных технических систем летательного аппарата (ЛА) с последующим формированием рекомендаций по их эксплуатации.

В настоящее время в РФ и за рубежом активно ведутся интенсивные работы в области создания «более электрического самолета» (БЭС) [2-8], предполагающего применение электромеханических рулевых приводов (ЭМРП) вместо традиционно применяемых гидравлических приводов, что требует сохранения либо повышения безопасности полета, а также улучшения сервисного обслуживания и снижения расходов на эксплуатацию.

Исследования, проводимые ведущими производителями авиатехники (Airbus, Boeing, Sikorsky и др.), исследовательскими организациями (NASA, DLR, CESA, ЦАГИ и др.) и разработчиками силовых систем управления (Liebherr, Moog, Parker и др.) [9-12] показали возможность решения задачи оценки технического состояния ЭМРП и его прогнозирования путем анализа признаков неисправностей, прямого измерения которых не существует, для косвенного измерения в стендовых условиях применяют дополнительные датчики вибрации и акустической эмиссии [13-15]. За исключением линейных стационарных систем поиск признаков является неформализованной задачей, поэтому требуется разработка методов ранней диагностики состояния ЭМРП.

В связи с этим весьма перспективным представляется использование методов анализа больших данных (“big data”), полученных в ходе математического моделирования, натурных испытаний и эксплуатации ЭМРП для выявления трендов изменения характеристик ЭМРП и ранней диагностики его состояния.

В работе на основе системного подхода разработаны методы и алгоритмы системы ранней диагностики технического состояния ЭМРП, предназначенной для обнаружения деградации характеристик и прогнозирования появления неисправностей.

**Актуальность** настоящей диссертационной работы обусловлена:

- переходом на архитектуру системы управления БЭС;
- необходимостью повышения показателей безопасности эксплуатации летательных аппаратов и снижения затрат на техническое обслуживание авиационной техники;
- возрастающими возможностями применения средств интеллектуального анализа данных в технических системах, и, соответственно, необходимостью формирования требований к эффективности применяемых алгоритмов ранней диагностики технического состояния систем;
- необходимостью перехода к передовым технологиям проектирования и создания высокотехнологичной продукции, основанном на применении результатов обработки больших объемов данных, технологий машинного обучения и искусственного интеллекта (п. 21а Стратегии научно-технологического развития Российской Федерации, утв. Указом Президента РФ от 28.02.2024 № 145).

### **Цель диссертационной работы**

Целью диссертационной работы является разработка методов и алгоритмов ранней диагностики сложной технической системы ЭМРП на основе системного подхода с использованием интеллектуального анализа данных для повышения

безопасности эксплуатации и эффективности технического обслуживания при использовании ЭМРП в системах управления полетом БЛА и БЭС.

### **Задачи работы**

1. Разработка модели системы ранней диагностики технического состояния ЭМРП и определение ее архитектуры (подсистем, надсистем и их взаимосвязей) и функций.

2. Разработка модели деградации характеристик ЭМРП на основе экспериментальных данных и математического моделирования.

3. Выбор репрезентативных параметров ЭМРП, характеризующих деградации и разработка методики для определения признаков, характеризующих техническое состояние ЭМРП.

4. Разработка программно-математической модели ЭМРП, учитывающей изменения технического состояния в отдельных компонентах, и ее верификация по экспериментальным данным.

5. Разработка и исследование методов и алгоритмов анализа функционирования ЭМРП в различных технических состояниях на основе анализа больших данных.

6. Валидация и оценка эффективности разработанных методов и алгоритмов ранней диагностики технического состояния ЭМРП на результатах математического моделирования и экспериментальных данных.

### **Методы исследований**

Для решения поставленных задач использовались методы системного анализа, методы обработки информации в сложных системах, методы теории больших данных, методы машинного обучения, компьютерное моделирование сложных технических систем с использованием специализированных сред моделирования и методы экспериментальных исследований силовых систем управления.

## **Научная новизна**

Научная новизна заключается в разработке методической основы системы ранней диагностики технического состояния ЭМРП, а именно:

- На основе системного подхода сформирована архитектура системы ранней диагностики ЭМРП, подсистемами которой являются блок управления и контроля электромеханического привода, интеллектуальный классификатор, база прецедентов и алгоритмы прогнозирования информативных признаков. Системами верхнего уровня (надсистемами) являются комплексная система электронной индикации и сигнализации (КСЭИС) и бортовая система технического обслуживания (БСТО) или их функциональные аналоги.

- Разработана программно-математическая модель ЭМРП, учитывающая ухудшение характеристик при развитии наиболее вероятных деградаций в редукторе ЭМРП. Модель верифицирована на полученных в работе экспериментальных данных и адаптирована к работе с эксплуатационными данными работы реальных приводов.

- Сформирована система классификации и прогнозирования технического состояния ЭМРП и его элементов, включая штатное функционирование, функционирование с допустимыми параметрами деградации, функционирование в режиме, близком к отказному состоянию.

- Разработана методика обнаружения прогрессирующих деградаций, опробованная на программно-математической модели ЭМРП. Выбраны параметры, характеризующие деградации редуктора ЭМРП, исследовано их влияние на регистрируемые сигналы для формирования набора сигналов системы ранней диагностики для классификации технического состояния ЭМРП.

- На основе методов машинного обучения разработаны алгоритмы классификации технического состояния ЭМРП и его прогнозирования. Для получения обучающей и тестовой выборки для формирования алгоритмов системы ранней диагностики технического состояния ЭМРП и исследования ее эффективности используется разработанная программно-математическая модель ЭМРП.

- Подтверждена эффективность разработанных алгоритмов на экспериментальных данных моделирования процессов развития деградаций редуктора ЭМРП.

### **Практическая значимость результатов**

Сформированы и отработаны рекомендации по архитектуре, функциям и алгоритмам системы ранней диагностики технического состояния ЭМРП. Реализация предложенных автором новых научно-технических решений в области систем диагностики технического состояния ЭМРП позволит:

- повысить безопасность полета и снизить затраты на сервисное обслуживание перспективных пилотируемых и беспилотных ЛА с силовой системой управления на базе ЭМРП.
- использовать разработанные подходы и методы в инженерной практике для диагностики технического состояния электромеханических систем в авиационном, железнодорожном и автомобильном транспорте с повышенной степенью электрификации.

### **Внедрение результатов**

Результаты диссертационной работы использовались в научно-исследовательских работах Министерства промышленности и торговли, выполняемых ФАУ «ЦАГИ»:

- «Исследования перспективных систем управления для более электрического самолета с улучшенными характеристиками надежности и энергоэффективности» (шифр «Борт-К»);
- «Исследования аэродинамики, динамики полета, акустики и безопасности полета с целью разработки перспективных винтокрылых летательных аппаратов (шифр «Стрекоза»);
- «Разработка инновационных технологий повышения безопасности полета перспективных летательных аппаратов за счет новых функций

управления и мониторинга, средств человеко-машинного интерфейса и цифровых технологий» (шифр «Безопасный ЛА»);

- «Разработка технологий создания роботизированных беспилотных авиационных систем гражданского назначения и их применения в общем воздушном пространстве» (шифр «Робот»)

Материалы диссертационной работы внедрены в ОАО «ЛИИП им. Гризодубовой В.С.», что позволило сократить сроки летных испытаний БЛА.

Материалы диссертационной работы используются в учебном процессе в Филиале «Стрела» МАИ в качестве составной части курса кафедры С-12.

В ЦАГИ разработана установка для проведения ресурсных испытаний ЭМРП БЛА. В этой установке для исследований компонентов силовой части системы управления БЛА предусмотрено использование результатов работы, включая классификацию технического состояния ЭМРП, определение уровня деградаций ЭМРП и их прогнозирование.

**Достоверность** полученных результатов подтверждается использованием классических методов системного анализа, современных методов и средств исследований систем управления, отработанных технологий машинного обучения, корректным применением математического аппарата и экспериментальной верификацией модели ЭМРП и валидацией функций системы ранней диагностики.

### **Апробация работы**

Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на:

– Научно-техническая конференция «Электрификация летательных аппаратов» г. Москва, ИПУ РАН, 2016 г.

– 21-я международная конференция «Knowledge-Based and Intelligent Information & Engineering Systems (KES)». Франция, г. Марсель, 2017 г.

- 11-я, 12-я, 13-я, 14-я, 15-я, 16-я международные конференции «Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD)». г. Москва, ИПУ РАН, 2018-2023 гг.
- XII мультиконференция по проблемам управления «Управление аэрокосмическими системами (МКПУ-УАКС)». п. Дивноморское, г. Геленджик, 2019 г.
- «XXIV Международная конференция по мягким вычислениям и измерениям (SCM)». г. Санкт-Петербург, ЛЭТИ, 2021 г.
- «32-й Конгресс международного совета авиационных наук (ICAS)», КНР, г. Шанхай, 2021 г.
- Международный форум «АРМИЯ», круглый стол «Интеллектуальные алгоритмы в системах управления летательных аппаратов», аэродром г. Кубинка, 2022 г.

Все результаты, представленные в диссертации, **получены автором лично или при его непосредственном участии**. При непосредственном участии автора проведены экспериментальные исследования статических и динамических характеристик ЭМРП, на основании которых автором лично разработана программно-математическая модель ЭМРП БЛА, а также проведена ее верификация, т.е. показано, что модель адекватно воспроизводит функционирование ЭМРП с учетом деградации редуктора. Исследованы процессы развития деградаций и выбраны характеризующие их параметры ЭМРП, на основании которых автором предложена классификация технического состояния, разработаны методы диагностики и прогнозирования технического состояния с использованием данных экспериментальных исследований и математического моделирования ЭМРП. Автором определены критерии выбора методов интеллектуального анализа данных и машинного обучения, используемых в алгоритмах диагностики и прогнозирования технического состояния ЭМРП. При разработке проекта стенда ресурсных испытаний систем управления автором разработана методика проведения ускоренных ресурсных

испытаний ЭМРП с использованием разработанных методов диагностики и прогнозирования его технического состояния.

### **Публикации в изданиях, рекомендованных ВАК РФ**

По теме диссертации опубликовано 15 печатных работ (включая электронные сборники и журналы). Из них 3 работы, входящие в перечень ВАК и 6 работ, индексируемых в базах цитирования Scopus и Web of Science. По теме работы зарегистрировано 2 патента на полезную модель и 1 программа для ЭВМ.

1. Скрыбин А.В. Системы контроля технического состояния и прогнозирования неисправностей электромеханических рулевых приводов летательного аппарата. Современный уровень развития. // Общероссийский научно-технический журнал «Полет», №2, с. 50-64, 2018 (0,4 с. авт., № 1947 в перечне ВАК по состоянию на 19.12.2023 г.).

2. Вересников Г.С., Гуцевич Д.Е., Скрыбин А.В. Разработка математической модели для исследования алгоритмов оценки и прогноза технического состояния сервопривода БЛА // Известия ЮФУ. Технические науки № 7-2019 URL: [http://izv-tn.tti.sfedu.ru/index.php/izv\\_tn/issue/view/13/15](http://izv-tn.tti.sfedu.ru/index.php/izv_tn/issue/view/13/15), Таганрог, 2019, С: 170-181 (0,5 с. авт., № 1017 в перечне ВАК по состоянию на 03.04.2019 г.).

3. Вересников Г.С., Скрыбин А.В. Методы искусственного интеллекта в системах автоматизированного управления беспилотными летательными аппаратами // «Информационные технологии», 2024, Т.30, №3, С. 115-123 (0,5 с. авт., № 1385 в перечне ВАК по состоянию на 19.12.2023 г.).

### **Публикации в изданиях, индексируемых в базах Scopus и WoS**

1. Skryabin A., Veresnikov G. The development of data mining methods criteria to identify failures of aircraft control surface actuator // 21st International Conference on Knowledge-Based and Intelligent Information & Engineering Systems, Марсель, Франция, университет Экс-Марсель, Procedia Computer Science vol. 112, с. 1007-1014, 2017.

2. Skryabin A., Veresnikov G. The Electromechanical Actuator Technical Condition Monitoring System Based on Data Mining Methods, 2018 Eleventh International Conference Management of large-scale system development (MLSD), Москва, ИПУ РАН, 2018, pp. 1-4, doi: 10.1109/MLSD.2018.8551829.

3. Veresnikov G., Skryabin A. Methods for Mechanical Failures Assessment to Determine the Technical State of Aircraft Control Surface Electromechanical Actuator, 2021 XXIV International Conference on Soft Computing and Measurements (SCM), Санкт-Петербург, 2021, pp. 60-62, doi: 10.1109/SCM52931.2021.9507174, ЛЭТИ.

4. Bazhenov S., Skryabin A., Veresnikov G. The Development of Algorithms for EMA Fault Early Detection System // Proceedings of 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2020), Шанхай, КНР, CSAA, 2021 г.

5. Skryabin A., Veresnikov G. Feature Selection Algorithms for Forecasting Technical Condition of Electromechanical Actuator, 2021 14th International Conference Management of large-scale system development (MLSD), Москва, ИПУ РАН, 2021, pp. 1-5, doi: 10.1109/MLSD52249.2021.9600182, Россия.

6. Veresnikov G. and Skryabin A., "Diagnostics of Mixed Type Failures in the Aircraft Electromechanical Gear by Using Neural Networks" 2022 15th International Conference Management of large-scale system development (MLSD), Москва, М.: IEEE, 2022, <https://ieeexplore.ieee.org/document/9600182>, Россия.

### **Результаты интеллектуальной деятельности**

1. Потетенькин В.Я., Скрыбин А.В., Халецкий Л.В. Электромеханический следящий привод // Патент на полезную модель № 147865 от 17.06.2014.

2. Арапов Г.Е., Ерофеев Е.В., Кудрявцев П.С., Скрыбин А.В., Стеблинкин А.И., Халецкий Л.В. Патент на полезную модель № 191471 «Нагрузочная машина для динамических испытаний рулевых приводов летательных аппаратов» от 07.08.2019.

3. Берко Г.С., Ерофеев Е.В., Скрябин А.В., Стеблинкин А.И. Программа определения частотных характеристик испытуемых рулевых приводов на стенде нагрузочных испытательных машин // Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ № 2013661808 от 16.12.2013.

#### **Публикации в других изданиях**

1. Kuvshinov V., Khaletskiy L., Steblinkin A., Erofeev E., Skryabin A. Safety & energy efficiency research on advanced more electrical flight control actuation systems for short/middle range passenger aircraft // More Electric Aircraft 2015 Conference Proceedings, Toulouse, France, 3 p., 2015.

2. Билялетдинова Л.Р., Скрябин А.В., Стеблинкин А.И. Математическое моделирование электромеханического рулевого привода с шариковинтовой передачей // Сборник трудов XXVII научно-технической конференции по аэродинамике, с. 43-44 2016 г.

3. Erofeev E., Skryabin A., Steblinkin A., Khaletskiy L. Methodologies and test-rig configurations for the experimental improvement of flight control actuation systems // Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Component 2018 Conference proceedings, Toulouse, France, pp. 109-116, 2018.

4. Ерофеев Е.В., Кувшинов В.М., Скрябин А.В., Стеблинкин А.И., Халецкий Л.В. Построение силовой системы управления самолетов с использованием рулевых приводов с электрическим силовым питанием для реализации концепции «более электрического самолета» // Труды ЦАГИ, выпуск 2785. Динамика полета и системы управления летательных аппаратов. Сборник статей под редакцией В.Л. Суханова. стр. 49-70, 2019.

#### **На защиту выносятся следующие положения:**

1. Разработанный системный подход к построению системы ранней диагностики ЭМРП, предлагаемая структура, функции и алгоритмы. Подход основан на предложенной классификации технических состояний ЭМРП, анализе параметров работы привода с помощью алгоритмов интеллектуального анализа

данных, позволяющих определять текущее состояние привода и его компонентов и прогнозировать его изменение.

2. Разработанная нелинейная программно-математическая модель ЭМРП БЛА, учитывающая деградации редуктора типа «люфт» и «трение», верифицированная по результатам испытаний и результаты моделирования сценариев развития деградаций.

3. Методика определения параметров деградаций ЭМРП путем анализа статических и энергетических характеристик ЭМРП на основе экспериментальных исследований и математического моделирования с помощью разработанной программно-математической модели ЭМРП.

4. Разработанные алгоритмы поиска информативных признаков деградаций, основанные на методах анализа временных рядов и спектрального состава, которые используются для прогнозирования технического состояния ЭМРП на основе контролируемых сигналов.

5. Интеллектуальный классификатор технического состояния, построенный с использованием методов машинного обучения на данных большого объема.

6. Результаты экспериментальных исследований и математического моделирования по оценке эффективности разработанных методов и алгоритмов оценки технического состояния ЭМРП для обнаружения деградаций ЭМРП, классификации его состояния и прогноза изменения технического состояния.

## **1 Аналитический обзор способов ранней диагностики технического состояния ЭМРП летательного аппарата**

Разработки современной авиационной техники характеризуются повышением уровня электрификации основных его систем [2-5], к одной из которых относится силовая система управления (ССУ), входящая в состав комплексной системы управления (КСУ) и включающая в себя приводы отклонения аэродинамических рулей (рулевые приводы). Одним из перспективных типов рулевых приводов является электромеханический рулевой привод (ЭМРП) [6], который уже в настоящее время широко используется для отклонения основных рулевых поверхностей беспилотных летательных аппаратов (БЛА) [16].

Наибольшие достоинства в применении структуры электрифицированной ССУ [7] заключаются в повышении экологических показателей и топливной эффективности [8]. Однако, использование подобной структуры должно обеспечивать характеристики устойчивости и управляемости и показатели безопасности на уровне не ниже уровня ЛА с традиционной структурой ССУ (гидравлические приводы или механическая проводка).

Оценка показателей безопасности ЛА выполняется с использованием методов международного отраслевого стандарта SAE [17]. Безопасное функционирование электрифицированной ССУ на уровне системы с гидравлическими приводами может обеспечивать с использованием систем мониторинга состояния и активной безопасности (резервирование/реконфигурация) [18].

В таблице 1 представлены обобщенные требования к устойчивости и управляемости пассажирского самолета. Основой для формирования требований

к пассажирским самолетам являются международные нормы летной годности (АП-25, FAR-25, CS-25) [19,20].

Таблица 1 – Требования по устойчивости и управляемости для различных режимов работы КСУ самолета транспортной категории [21]

Основной режим (primary mode)		Резервный режим (direct mode)	
<b>Продольный канал</b>			
<i>Динамические характеристики переходного процесса по <math>N_y</math></i>			
$\sigma$ (заброс), не более, %	Время срабатывания, не более, с	$\sigma$ (заброс), не более, %	Время срабатывания, не более, с
20	4	30	5
<i>Требования к эффективности продольного управления</i>			
Запас эффективности продольного управления при подъёме носового колеса и отрыве самолета, а так же при посадке, в т.ч. в момент касания с $p_u=1$ , должен быть $\geq 10\%$ ;		В эксплуатационной области режимов полета в крейсерской конфигурации крыла при максимальных отклонениях рычага продольного управления должны обеспечиваться либо необходимые располагаемые перегрузки, либо необходимые располагаемые углы атаки	
<b>Боковой канал</b>			
<i>Требования к движению крена</i>			
Перевод самолета из установившегося разворота с $\gamma=30^\circ$ до $\gamma=-30^\circ$ за 7 с.		Перевод самолета из установившегося разворота с $\gamma=30^\circ$ до $\gamma=-30^\circ$ за 10 с.	
<i>Требования к эффективности поперечного управления</i>		<i>Требования к эффективности путевого управления</i>	
Эффективность поперечного управления должна быть достаточной для парирования возникающего при скольжении момента крена;		Во взлетно-посадочном положении механизации крыла максимальные отклонения педалей должны соответствовать максимальные отклонения руля направления	
<i>Требования к реализации комфортных функций</i>		-	
Должно обеспечиваться парирование возмущающих моментов, возникающих при отказе двигателя, таким образом, чтобы при невмешательстве летчика в управление исключался выход самолета на за пределы эксплуатационной области по углам атаки и скольжения, перегрузке, углу крена;		-	
<b>Требования к запасам устойчивости по общему коэффициенту усиления (по РВ, РН, Э, И)</b>			
$A$ , дБ, не менее	$\varphi$ °, не менее	$A$ , дБ, не менее	$\varphi$ °, не менее
6	45	5	40

В связи с широким распространением следящих ЭМРП на современных БЛА, а также перспективой их внедрения в эксплуатацию на пилотируемой технике вместе с повышением степени электрификации ЛА отмечается

необходимость создания и внедрения систем диагностики технического состояния, позволяющих определить степень деградации ЭМРП при воспроизведении тестового управляющего сигнала или при штатной эксплуатации.

Реализуемые ЛА характеристики зависят как от параметров планера и условий его эксплуатации, так и от КСУ и её отдельных компонентов, которые могут ухудшать свои характеристики при эксплуатации.

В технических системах приняты следующие определения [22,23]:

*Отказ* – потеря способности изделия выполнить требуемую функцию.

*Неисправность* – состояние изделия, характеризующееся неспособностью выполнить требуемую функцию.

*Деградация* – необратимые изменения, ухудшающие способность изделия выполнять требуемую функцию, развивающиеся со временем.

*Техническое состояние* – состояние, которое характеризуется в определенный момент времени, при определенных условиях внешней среды значениями параметров, установленных технической документацией на объект.

Таким образом, в отличие от *отказа* при наличии *неисправности* в технической системе, может сохраняться возможность выполнения системой части ее целевых функций.

Отказы технической системы могут быть разделены на 3 группы (рисунок 1):

1. Отказы, возникающие в начальный период эксплуатации. Имеют высокую интенсивность в начале эксплуатации ЭМРП, которая уменьшается в ходе приработки.
2. Случайные отказы, характеризующиеся постоянной интенсивностью на протяжении всего периода эксплуатации ЭМРП.
3. Отказы, возникающие вследствие износа и повреждений ЭМРП, интенсивность которых увеличивается с ростом времени эксплуатации изделия.

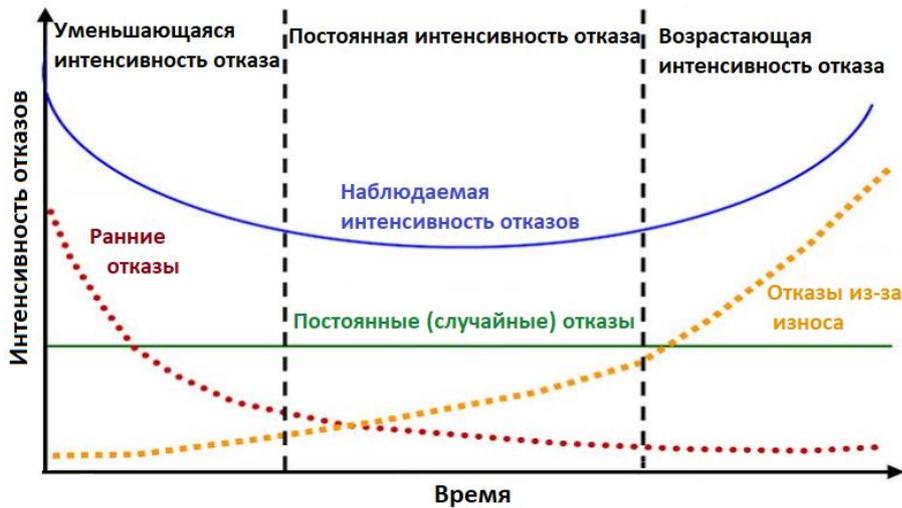


Рисунок 1 – Зависимость интенсивностей отказов от времени работы технической системы (распределение Вейбулла-Гнеденко)

Отказы, относящиеся к 3-ей группе, обусловлены деградацией системы и могут быть диагностированы до их наступления на ранних этапах развития деградации.

Таким образом необходима разработка технологии ранней диагностики сложной технической системы ЭМРП на основе системного подхода с применением интеллектуального анализа данных для увеличения показателей безопасности эксплуатации и эффективного технического обслуживания при использовании ЭМРП в системах рулевых приводов БЛА и БЭС.

ЭМРП представляет из себя следящую систему, преобразующую входной сигнал (аналоговый или цифровой) в перемещение (или поворот) выходного звена в заданное положение. Структурно ЭМРП можно разделить на три подсистемы преобразования мощности:

- Блок электроники, включающий в себя силовые полупроводниковые коммутаторы напряжения в фазах двигателя и управляющий контроллер, содержащий алгоритмы управления электродвигателем (ЭД) и приводом с использованием сигналов обратных связей;
- Регулируемый бесколлекторный ЭД постоянного тока на постоянных магнитах;
- Механический редуктор, осуществляющий понижение скорости высокооборотного ЭД вместе с увеличением момента и, при

необходимости, преобразованием вращательного движения в поступательное.

Следящий режим привода обеспечивается формированием сигнала управления скоростью ЭД, пропорционального ошибке (от управляющего сигнала и сигнала позиции выходного звена). Для более точного управления в алгоритме управления положением выходного звена может также использоваться сигнал датчика положения ротора (рисунок 2).

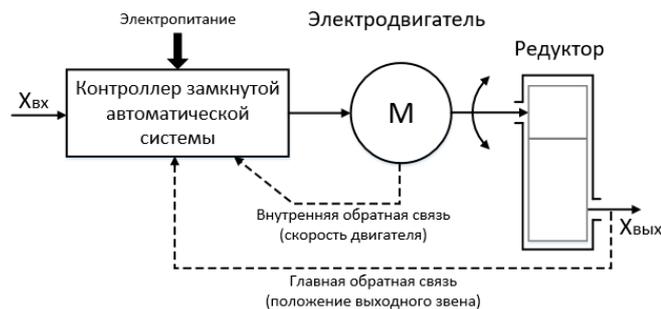


Рисунок 2 – Обобщенная функциональная схема ЭМРП

Деградации, возникающие в системе ЭМРП имеют различную физическую природу: электрические деградации в блоке электроники и электродвигателя, магнитные деградации электродвигателя и механические деградации редуктора.

Диагностика ЭМРП может выполняться по данным проведения «пассивного» эксперимента (в полете) и «активного эксперимента» (при отработке заданных последовательностей сигналов, напр. при наземном обслуживании между полетами ЛА). В англоязычных публикациях используется термин Health Usage Monitoring System (HUMS) [24] – система, осуществляющая измерение и накопление данных, а также их анализ для определения технического состояния и прогнозирования нештатных ситуаций. В работе HUMS можно выделить две операции: запись данных об эксплуатации (operational data recording – ODR) и анализ данных для обслуживания по состоянию (condition based maintenance – CBM).

В публикациях на русском языке автором не был найден устоявшийся перевод для термина HUMS.

В диссертации используется термин «система диагностики технического состояния» (СДТС). В настоящее время подобные системы отсутствуют в ЭМРП, но широко применяются в вертолетной технике для диагностики силовой установки, трансмиссии и редуктора [25-31]. Оценка технического состояния вертолета преимущественно базируется на сигналах вибродатчиков, установленных в различных частях объекта и измеряющих спектр колебаний [32]. Разработчики летательных аппаратов предлагают организовывать работу СДТС в составе комплекса, объединяющего данные, аккумулируемые по парку объектов одного типа при использовании централизованного сервера [33,34].

В отличие от СДТС, применяемых на винтокрылых объектах, использование таких систем для приводов рулевых поверхностей не может выполняться исключительно на основе виброакустических сигналов. Виброакустическая эмиссия на винтокрылом объекте зависит от скорости вращения механических систем и собственных характеристик отдельных механических систем и трактов между источником шума и местом размещения вибрационного или акустического датчика. Привод рулевой поверхности работает в недетерминированных условиях, определяемых скоростью отклонения поверхности, шарнирным моментом и иными факторами воздействия. Поэтому задача определения состояния такой сложной технической системы как рулевой привод отличается от вертолетных СДТС расширением набора анализируемых параметров и иными алгоритмами анализа данных.

Прогресс в развитии современных СДТС представлен в таблице 2 [9]. Современные исследования в области создания СДТС для ЛА сфокусированы на технологиях 4-7. Прототипы СДТС [13-15] показывают эффективность комбинации различных подходов к диагностике технического состояния для выявления информативных признаков. Их использование позволяет определить степень деградации системы и прогнозировать ее остаточный ресурс с приемлемой точностью.

Таблица 2 – Эволюция методов мониторинга технического состояния [9]

№	Подход	Описание	Уровень технологической готовности
1	<b>Использование пороговых величин Threshold</b>	Сравнение сигналов с пороговыми величинами	9
2	<b>Сравнение каналов реальной системы с математической моделью Model-based Function</b>	Математическая модель используется для оценки исправности натурной системы и ее отдельных подсистем	9
3	<b>Анализ времени активной работы системы Usage</b>	Накопление данных о фактических циклограммах в ходе полета для оценки расхода ресурса и планирования техобслуживания	3/4
4	<b>Алгоритм контроля состояния при сравнении «канал-модель» Model-Based System Health</b>	Математическая модель использует сигналы разнородных датчиков физических величин и параметров факторов внешнего воздействия для оценки текущего состояния и прогнозирования возможных изменений. Осуществляется сравнение функционирования фактической системы с моделью исправной системы	3/5
5	<b>Контроль исправности с использованием большого объема данных Data Driven Health</b>	«Обучение» системы типичным условиям эксплуатации с использованием разнородных данных об эксплуатации в различных условиях. Для определения состояния алгоритм сравнивает текущие данные с выборкой, полученной для исправной системы.	3/4
6	<b>Диагностика состояния Diagnostic Health</b>	Объединение алгоритмов «Model-Based» и/или «Data Driven» с критериями отнесения тех или иных компонентов к определенным классам технического состояния. Результат используется для планирования своевременного технического обслуживания	3/4
7	<b>Прогнозирование состояния Prognostic Health</b>	Построение трендов деградаций системы с использованием разнородных сигналов. Алгоритм комбинирует данные о расходовании ресурса с выявленными деградациями для прогнозирования остаточного ресурса компонентов	3/4

## 1.1 Принципы построения алгоритмов диагностики состояния технического объекта

Наиболее подробное описание принципа построения СДТС сложной технической системы приводится в статье Рольфа Айзерманна [35] (рисунок 3).

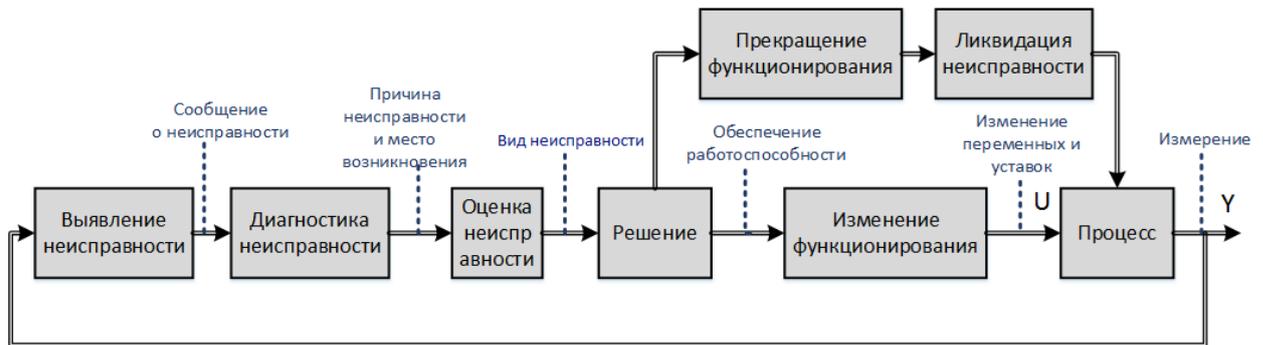


Рисунок 3 – Замкнутый контур контроля состояния сложной технической системы

Понятие неисправности соответствует недопустимому отклонению одного или нескольких характерных информативных признаков, что ведет к ухудшению характеристик работы сложной технической системы. При возникновении неисправности целесообразно определить ее до наступления отказной ситуации. Определение неисправности может выполняться в ходе сравнения измеренных и вычисленных диагностических сигналов с пороговыми значениями, соответствующими штатной работе сложной технической системы. При отклонении значения контролируемого сигнала или признака за допустимый порог система считается неисправной, таким образом осуществляется мониторинг/ «выявление неисправности» (1-й блок рисунка 3). Далее проводится «диагностика неисправности» – определяется место неисправности и ее причины. Затем неисправность оценивается, что, позволяет определить ее вид и критичность в соответствии с выполненным анализом видов и последствий отказов [36] и принимается решение о необходимости проведения дальнейших действий. Если неисправность оценивается как допустимая, то работа сложной технической системы может быть продолжена, в т.ч. с наложением ограничений на предельные режимы работы сложной технической системы. В случае опасности продолжения функционирования сложной технической системы, ее

работа прекращается до ликвидации неисправности. Показанный процесс контроля технического состояния сложной технической системы содержит замкнутый контур и схож с системой автоматического управления объектом.

В отношении ранней диагностики состояния сложных технических систем известны два направления: подход, использующий модель процесса (model-based), и прецедентный подход (feature-driven). Под прецедентом понимается эмпирическая информация о поведении системы в определенном техническом состоянии и условиях работы. Прецедент состоит из ситуационного вектора (параметров/признаков ситуации, описывающих данный прецедент) и оценки технического состояния системы.

Модель рабочего процесса  $Y = f\{U, N, \theta, X\}$ , формируется с использованием следующих исходных данных (рисунок 4):

$N$  – сигналы внешнего воздействия при протекании рабочих процессов в сложной технической системе (неизмеряемые);

$\theta$  – внутренние параметры рабочих процессов, протекающих в сложной технической системе (неизмеряемые и измеряемые);

$X$  – вектор, определяющий состояние системы, состоящий из флагов, определяющих класс технического состояния (измеряемые и неизмеряемые).



Рисунок 4 – Обобщенная структура способа выявления неисправностей на базе модели процесса

За исключением линейных стационарных систем поиск признаков представляется неформализованной проблемой, поэтому требуется разработка методов ранней диагностики технического состояния ЭМРП. На сегодняшний день широко применяются способы оценки состояния технических систем, базирующиеся на интеллектуальном анализе больших данных и методах машинного обучения, показавшие высокую эффективность. Подобные методы

для их внедрения требуют наличия статистических данных, содержащих информацию о развитии неисправностей.

Из изложенного выше можно заключить, что при создании СДТС ЭМРП целесообразно комбинирование алгоритмов, использующих модель процесса и прецедентный подход. Подобные примеры создания СДТС ЭМРП, использующих комбинированный подход, также встречаются в литературе [37].

Производитель ЛА Airbus [11,38] определяет роль и место использование бортовых СДТС, как сбор, обработку и анализ эксплуатационных данных для выдачи рекомендаций по техническому обслуживанию наземному персоналу. Текущий уровень развития алгоритмов ранней диагностики, основанных на интеллектуальном анализе данных (ИАД), сложных технических систем, обеспечивающих безопасный для людей полет не позволяет использовать СДТС для автоматического принятия решения без эксперта. Кроме того, применение методов ИАД, являющихся недетерминированным алгоритмами, сдерживается законодательством и не позволяет внедрить их повсеместно в контур «летчик – система управления – ЛА» [39].

## **1.2 Факторы развития деградаций ЭМРП**

Как и для традиционных гидроприводов для ЭМРП, возможно определить стадии оценки технического состояния [40]: ретроскопия, диагностика и прогноз. При ретроскопии с использованием данных, собранных за определенный временной промежуток, исследуются тенденции отклонения параметров сложной технической системы от расходования ресурса в процессе повреждений, износа и старении материала. Для сложной технической системы определенного типа выполняется анализ отказов и оценивается достигнутый уровень надежности. В ходе диагностики анализируется текущее техническое состояние с использованием результатов измерений диагностических сигналов, формирующих признаки технического состояния. При прогнозировании определяются тренды изменения признаков технического состояния и вероятность отказной ситуации, связанной с развитием деградаций.

Каждый из этапов оценки технического состояния требует наличия данных о физических параметрах функционирования ЭМРП. В диагностике состояния сложной технической системы, как правило, выделяют следующие группы физических параметров [41]:

- Структурные – определяются конструкцией сложной технической системы (в частности включают в себя жесткость, люфт, зазоры и пр.);
- Функциональные – определяются режимом эксплуатации сложной технической системы и ее подсистем (энергетические характеристики, динамические показатели и пр.);
- Сопутствующие – определяются факторами внешней среды (механические, тепловые, виброакустические и пр.).

Следует признать, что текущие разработки ЭМРП рулевой поверхности отличаются как по своей структуре (напр. различие в применяемых подсистемах и комплектующих, резервировании), так и функциональными параметрами. Кроме того, сопутствующие параметры ЭМРП будут меняться в зависимости от целевого применения и места размещения на отдельно взятом объекте. Различия в конструкции, схемотехнике и условиях применения ЭМРП обуславливают необходимость разработки научных основ для получения и анализа данных, используемых в системе ранней диагностики для идентификации технического состояния ЭМРП.

Особого внимания заслуживает оценка качества функционирования СДТС. Независимо от структуры и типа используемого программного обеспечения необходимо проведение верификации и валидации применяемых решений для определения деградаций, исходные данные (ИД) о работе привода. Прецедентный подход также требует наличия ИД, которые позволяют использовать их в качестве «обучающей выборки» при создании алгоритмов, использующих интеллектуальный анализ данных. Накопление ИД может проводиться, как при моделировании процессов зарождения и развития деградаций в ЭМРП, так и при испытаниях в условиях, приближенных к натурным эксплуатационным.

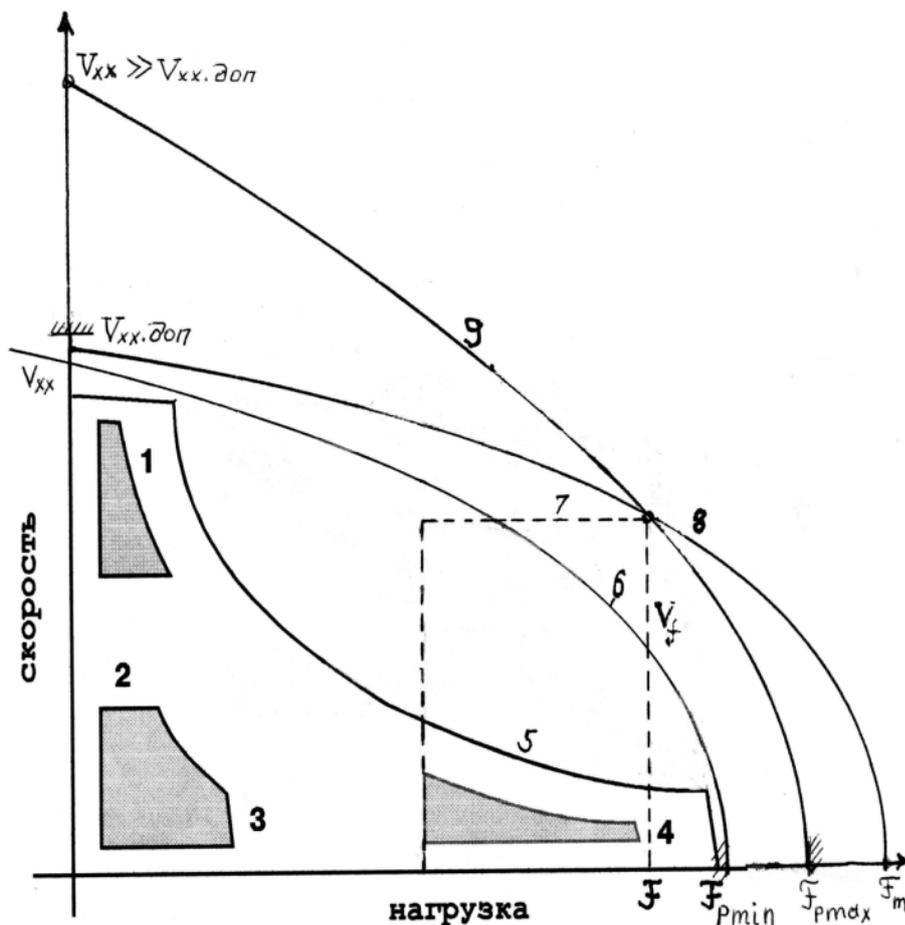
Одним из способов получения релевантных данных является проведение стендовых высокоускоренных испытаний на износ (HALT – Highly Accelerated Lifecycle Tests) [31-43]. Следует отметить, что для повышения точности работы, используемого в СДТС алгоритма, ИД должны быть получены во всем диапазоне различных режимов функционирования ЭМРП, характеризующихся различиями в функциональных и сопутствующих параметрах. Имеющийся задел в проведении ускоренных испытаний [44] связан с системами, работающими на детерминированных режимах, что ограничивает возможность их применения для рулевого привода и определяет необходимость разработки метода проведения экспериментальных исследований, позволяющих ускорить процессы развития деградации и получить ИД для исследования алгоритмов диагностики технического состояния ЭМРП. Для ЭМРП основными параметрами, определяющими режим работы, являются значения действующей механической нагрузки и скорости отклонения выходного звена. Организация ускоренных испытаний может выполняться в соответствии со схемой, показанной на рисунке 5 [42].



Рисунок 5 – Схема организации ускоренных испытаний на износ

Механический режим работы рулевого привода (нагрузка и скорость), определяется режимом полета ЛА. На рисунке 6 заштрихованы основные области механической характеристики, в которых функционирует рулевой привод,

используемый на маневренном самолете [45]. Таким образом, можно выделить 3 основных режима работы ЭМРП: с низкой скоростью и низкой нагрузкой, с высокой скоростью и низкой нагрузкой, с низкой скоростью и высокой нагрузкой. Следует отметить, что для магистральных самолетов на большинстве режимов эквивалентная обобщенная частота изменения управляющего сигнала не превышает 0,2 Гц, а действующая нагрузка в редких случаях достигает 50 % от максимальной, а на большинстве режимов не превышает 20% от максимальной.



1- режим взлёта и посадки; 2 и 3 – основные режимы полёта на дозвуковой скорости; 4- полёт на сверхзвуковой скорости и малой высоте; 5 – желаемый вид механической характеристики; 6 – реальная механическая характеристика привода с дроссельным регулированием; 7 – возможные требования к скорости поршня под нагрузкой рулевого привода маневренного самолёта для обеспечения маневра на сверхзвуковой скорости полёта; 8 и 9 – варианты механической характеристики привода, обеспечивающие указанную скорость  $V_f$  при нагрузке  $F$ .

Рисунок 6 – Типовые варианты потребных механических характеристик рулевого привода маневренного самолета и их сравнение с типовой механической характеристикой гидравлического привода.  $V_f$  – требуемая скорость поршня;  $V_{xxmin}$  – максимальная скорость выходного звена без нагрузки;  $F_{pmin}$  – максимальная развиваемая приводом сила при неподвижном звене;  $V_{xxдоп}$  и  $F_{pmax}$  – максимальные развиваемые приводом скорость и сила из условия обеспечения прочности конструкции.

При этом следует учитывать, что для ЭД постоянного тока, применяемых в ЭМРП длительное функционирование допускается в области не более половины от максимального (стопорящего) момента. Поэтому при исследовании деградаций механической природы для недопущения отказа ЭД действующая в ходе испытаний на износ нагрузка должна быть также ограничена и составлять не более 50 % от максимальной.

Следует отметить, что значительное воздействие на режимы работы ЭМРП оказывает температура внешнего воздействия. Изменение температуры вызывает изменение зазоров в контактирующих парах редуктора и меняет параметры трения, изменяет сопротивление обмоток статора ЭД и потокосцепления ротора на постоянных магнитах, оказывает влияние на полупроводниковую элементную базу. Повышение температуры интенсифицирует процессы развития деградаций.

### **1.3 Обзор демонстраторов технологии ранней диагностики неисправностей ЭМРП**

В данном разделе представлен обзор проектов по созданию СДТС рулевых ЭМРП, выполняемых ведущими мировыми разработчиками авиационной техники. Подавляющее большинство работ в данной области выполняется иностранными организациями, что вызвано более высоким уровнем в электрификации зарубежной авиационной техники, содержащей ЭМРП в качестве элементов архитектуры ССУ [46-48]. В отечественной промышленности рулевые приводы с электрическим энергопитанием в настоящее время существуют в виде прототипов и имеют уровень готовности технологии 5/6 [49,50]. Тем не менее государственные программы импортозамещения стимулируют разработчиков создавать серийно выпускаемые отечественные агрегаты, в т.ч. с электрическим энергопитанием [1,51]. Для ускорения процесса разработки СДТС отечественных ЭМРП следует учитывать сформировавшийся мировой научно-технический задел в данной области. Создание подобных систем также требует соблюдения законодательства в области защиты прав интеллектуальной собственности по регистрации патентов, в которой лидируют такие организации, как [52]: [GE]

Liebherr-Aerospace Lindenberg, [US] Sikorsky Aircraft Corporation, [US] BOEING CO, [US] Goodrich Corporation, [FR] Sagem Défense Sécurité.

Проведенный обзор систем показал, что наиболее критичной подсистемой ЭМРП является редуктор, отказ (заклинивание или рассоединение) которого может приводить к потере управления ЛА. Существует много факторов, характеризующих деградации редуктора (износ, выработка зубцов, развитие трещин и пр.) для выявления которых может применяться «активный эксперимент», получивший широкое распространение в автомобильной промышленности. Перспективные системы диагностики механических систем в качестве основных признаков неисправностей (деградаций) используют параметры люфта и сухого трения.

### **1.3.1 Подход Parker к анализу состояния редуктора ЭМРП при ускоренном износе**

Для достижения ускоренного износа на механические элементы нескольких приводов такими организациями, как Parker, Lockheed Martin и Dynamic Controls Inc. были проведены исследования процессов развития неисправностей при нанесении загрязнения абразивного типа на механические части приводов [53], в результате определены признаки износа.

На рисунке 7 показано как меняется относительный ток потребления (при постоянном напряжении питания пропорционален входной мощности) от развиваемой выходной мощности через 0,3 часа и через 15 часов с момента начала испытаний. У привода с высокой степенью износа (деградации редуктора) отмечается различие потребляемых мощностей при движении штока на выпуск и втягивание.

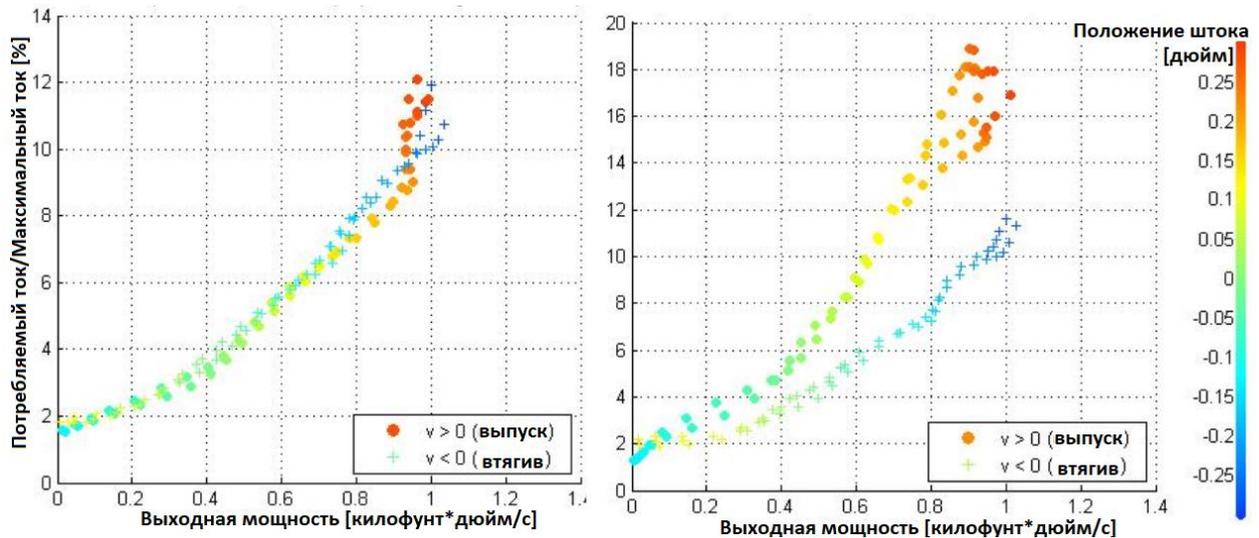


Рисунок 7 – Диаграмма «потребляемый ток-выходная мощность ЭМРП Parker» через 0,3 часа (слева) и 15 часов с момента начала испытаний на износ редуктора

Результаты исследований подтвердили, один признак износа не обеспечивает высокой точности для диагностики технического состояния, а определенные диагностические сигналы совместно могут быть использованы для эффективного определения неисправностей в релевантных условиях работы.

### 1.3.2 Подход NASA и Moog к моделированию отказов датчиков и испытаниям демонстратора в составе летающей лаборатории

NASA совместно с Moog проводили исследования по искусственному внедрению неисправностей в подсистемы ЭМРП. В работе [54] приводится список типовых отказов и неисправностей, относящихся к различным компонентам ЭМРП с шариковинтовым редуктором, а также приводится описание системы измерений диагностических сигналов. На основе моделирования деградаций характеристик датчиков (рисунок 8) в работе показана эффективность классификации технического состояния с использованием нейронных сетей.

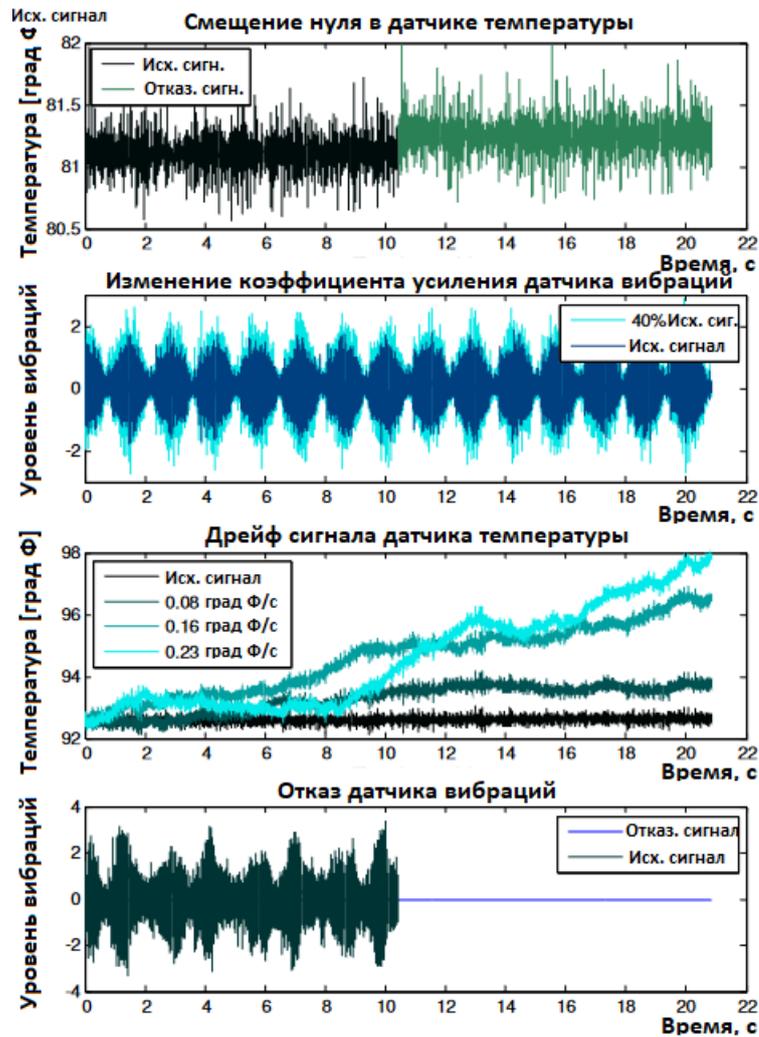


Рисунок 8 – Моделирование отказов датчиков температуры и датчиков вибраций

В работах [37,55] описана стендовая установка, которая использовалась для проведения экспериментов в составе бортов Sikorsky UH-60 Black Hawk и Boeing C-17 и разработаны алгоритмы диагностики ЭМРП. Полученные результаты лабораторных испытаний изготовленного прототипа (рисунки 9, 10) были использованы для подтверждения эффективности алгоритмов построения трендов изменения диагностических сигналов с ростом деградаций.

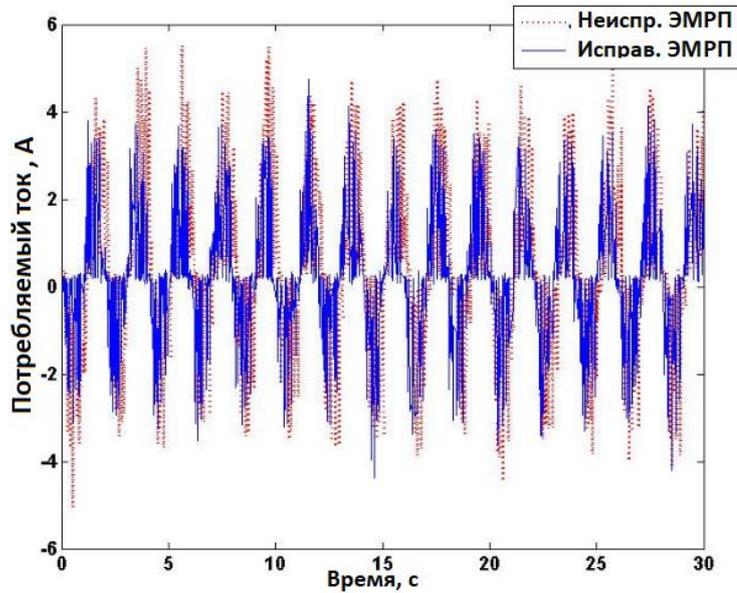


Рисунок 9 – Изменение силы тока исправного и неисправного ЭМРП при воспроизведении штоком синусоидального сигнала «sine14»

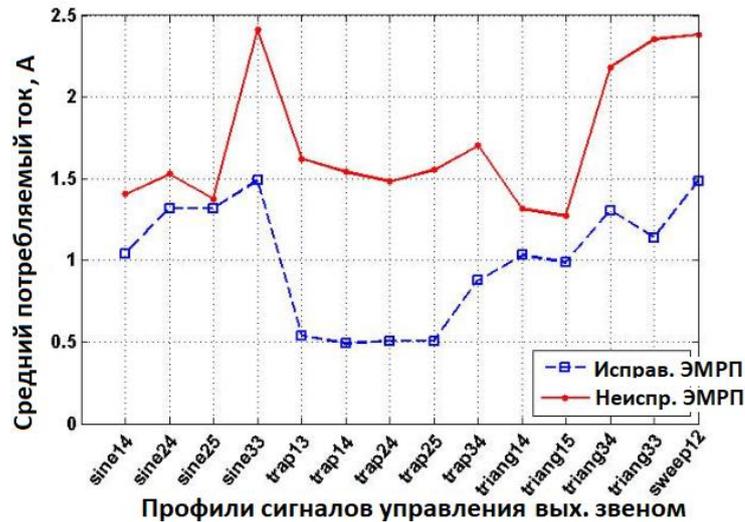


Рисунок 10 – Изменение среднего потребляемого тока в зависимости от типа профиля сигнала управления выходным звеном ЭМРП (sine – синусоидальный, trap – трапецевидный, triang –треугольный, sweep – синусоидальный переменной частоты)

При бортовых испытаниях проведена отработка измерительной и вычислительной систем, а также получена выборка для разработки и исследования алгоритмов диагностики и прогнозирования на натурных данных [13]. На рисунке 11 показан фрагмент полетной циклограммы работы ЭМРП: перемещение выходного штока привода и действующий шарнирный момент, соответствующий этим перемещениям.

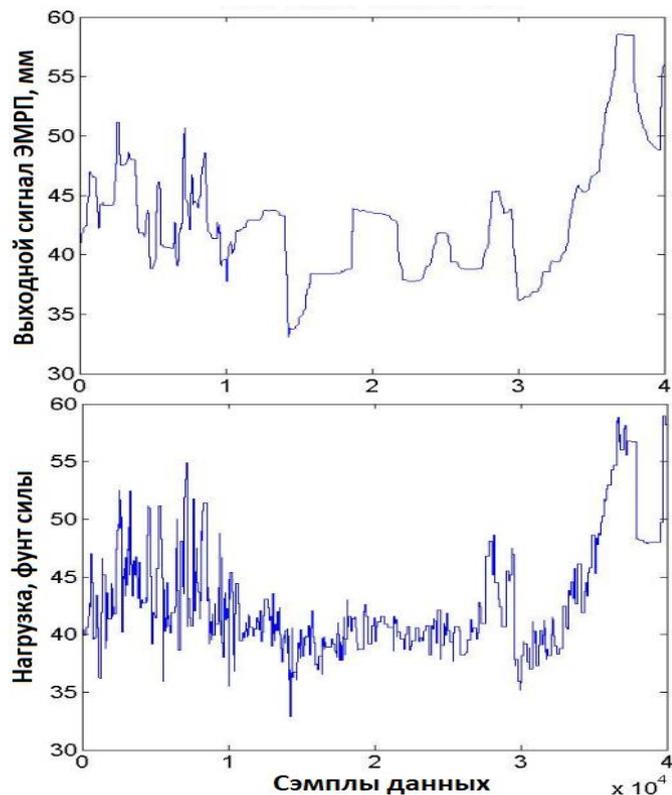


Рисунок 11 – Запись фрагменты полетной циклограммы в ходе летных испытаний разработанного прототипа в составе летающей лаборатории УН-60

### 1.3.3 Подход DLR и Liebherr к исследованию деградаций редуктора при искусственном внедрении деградаций

DLR и Liebherr-Aerospace проводит исследования деградаций отдельных элементов конструкции привода [12,56]. В ходе исследований создаются демонстраторы для проведения экспериментальных исследований [15] и уточнения математических моделей деградаций редуктора ЭМРП. В установке, показанной на рисунке 12 применяются 2 ЭД постоянного тока, кинематически связанных друг с другом через редуктор и сильфонные соединительные муфты. Установка обеспечивает измерение позиционных значений и моментов в отдельных звеньях электромеханической системы. Для сбора данных о характерных технических состояниях редуктора применяются виброакустические и температурные датчики. Был испытан исправный редуктор и редуктором, с искусственно устраненным прямым зубом. Также исследовались неисправности, относящиеся к подсистемам подшипников.

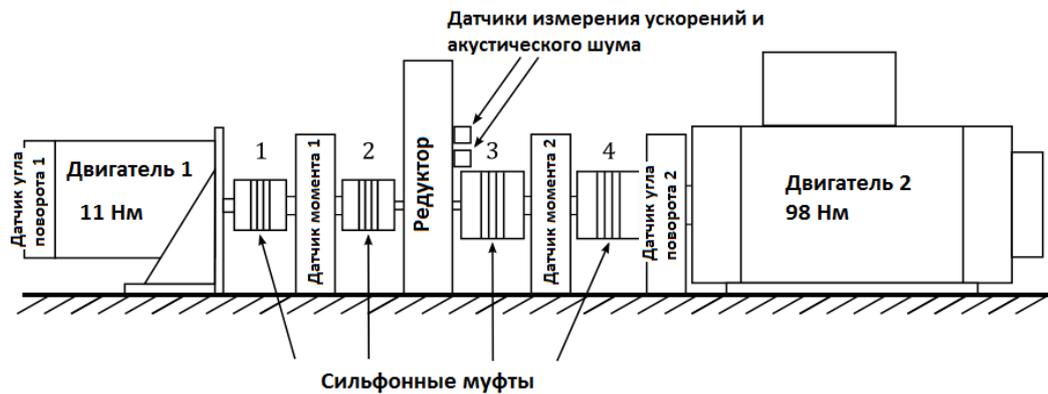


Рисунок 12 – Установка DLR для испытания неисправностей редуктора

Разработчик систем рулевых приводов Liebherr разработал стенд (рисунок 13) для экспериментальной оценки характеристик привода элерона, результаты которого используются при создании и исследовании алгоритмов диагностики технического состояния [12]. По результатам проведенного анализа отказов в привод были искусственно внедрены деградации элементов редуктора. Испытания проводились при отработке треугольного сигнала различной постоянной скорости и различных помогающих и противодействующих нагрузках  $L_z$  и  $L_d$  на выходном звене (от 25% до 100% от максимальных значений). Испытания выполнялись в нормальных условиях и в условиях пониженной и повышенной температуры окружающей среды.

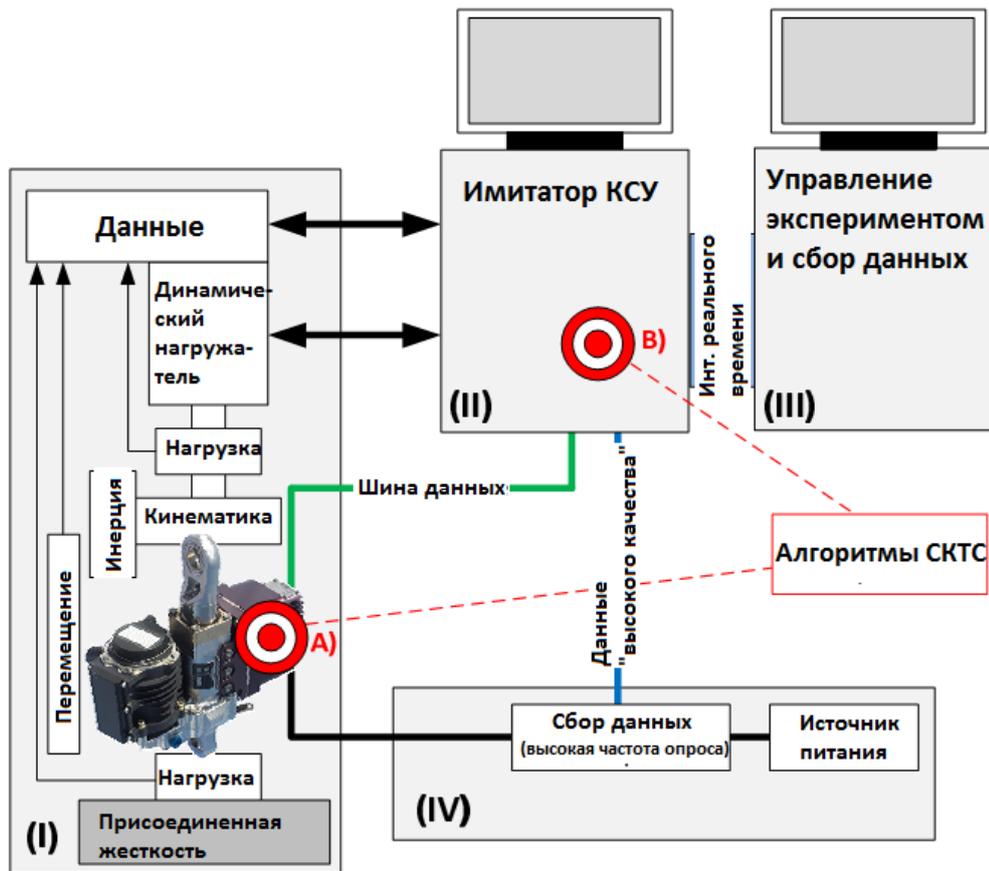


Рисунок 13 – Схема стандовой установки для исследования ЭМРП Liebherr

Методы исследования позволили провести идентификацию (распознавание образов) с использованием данных, измеренных штатными датчиками параметров рабочих процессов, протекающих в ЭМРП. (рисунок 14). Дополнительно установленные вибродатчики повышают точность диагностики состояния ЭМРП с искусственно внедренными деградациями механической природы.

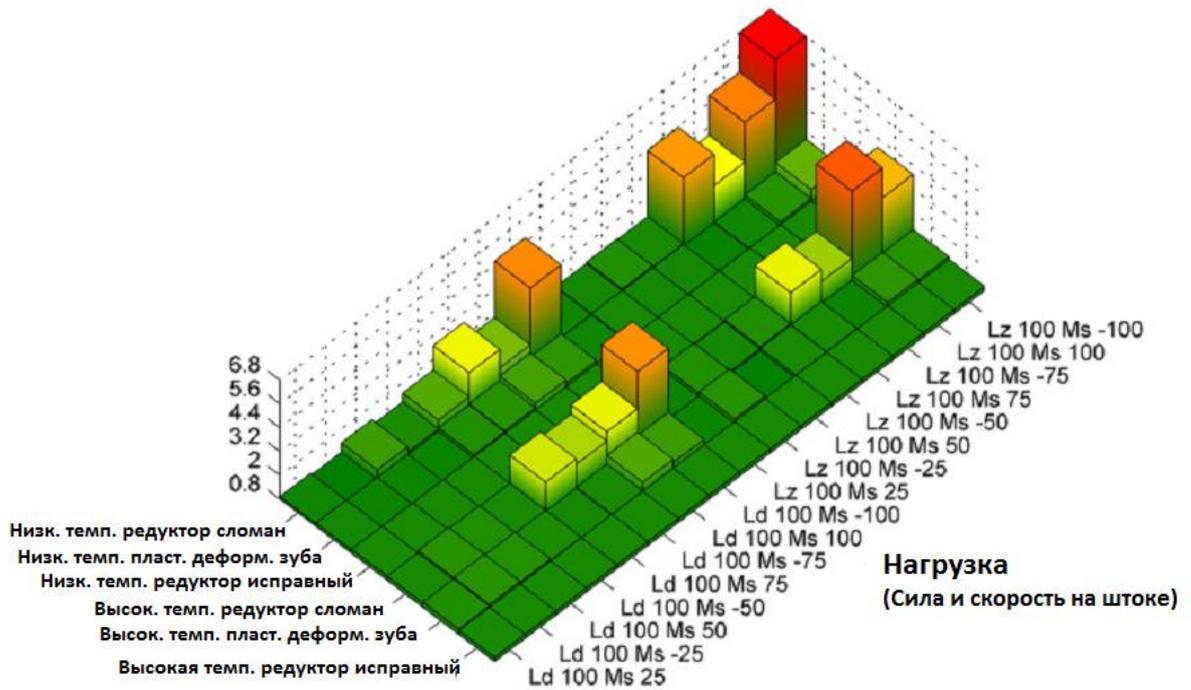
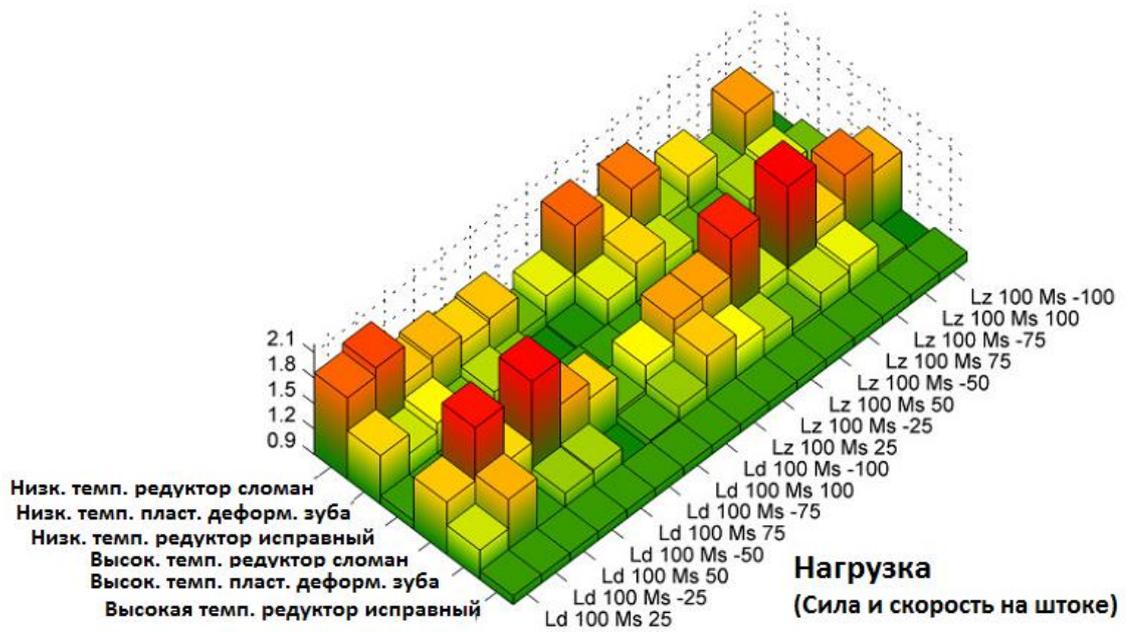


Рисунок 14 – Диагностика редуктора с использованием штатных датчиков (сверху) и дополнительного вибродатчика (снизу)  
 $M_s$  – скорость (относительно максимального значения),  $L_z$ ,  $L_d$ , – помогающая и противодействующая нагрузки

#### 1.4 Выводы к главе

1. Анализ публикаций по тематике исследования подтверждает эффективность диагностики технического состояния ЭМРП для идентификации неисправностей и прогноза отказов. Использование данных систем с повышением электрификации самолетных систем обеспечит повышение показателей безопасности полета и уменьшения затрат на сервисное обслуживание.
2. Недетерминированный режим работы рулевого привода затрудняет формализацию признаков технического состояния, в отличие от электромеханических систем, работающих на режимах с постоянной скоростью. Тем не менее диагностика ЭМРП может выполняться по данным проведения «пассивного» эксперимента (в полете) и «активного эксперимента» (при отработке заданных последовательностей сигналов, напр. при наземном обслуживании между полетами ЛА).
3. Основным диагностическим признаком, связанным со степенью деградации ЭМРП, является увеличение потребляемого тока питания, а редуктор является наиболее критичной подсистемой ЭМРП, отказ (заклинивание или рассоединение) в которой может приводить к особой ситуации. Существует много факторов, характеризующих деградации редуктора (износ, выработка зубцов, развитие трещин и пр.) для выявления которых может применяться «активный эксперимент». Перспективные системы диагностики механических систем в качестве основных признаков неисправностей (деградаций) используют параметры люфта и сухого трения.
4. Отмечается, что на сегодняшний день широкое распространение находят способы диагностики технических систем, основанные на интеллектуальном анализе больших данных и методах машинного обучения, показавшие высокую эффективность. Подобные методы для их внедрения требуют наличия статистических данных, содержащих информацию о развитии неисправностей. В связи с тем, что получение данных с натуральных

образцов ЭМРП в настоящий момент затруднительно (данные отсутствуют на предприятиях-изготовителях ЭМРП), возможно построить математическую модель, которая отражает процессы развития неисправностей (модель износа) и провести моделирование и регистрацию сигналов, которые могут измеряться в натурном ЭМРП.

5. В результате анализа сделан вывод о целесообразности разработки подхода к решению проблемы идентификации технического состояния ЭМРП, сочетающего преимущества способа оценки технического состояния путем оценки процессов, протекающих в натурной системе и в ее программно-математической модели (традиционный контроль по схеме «канал-модель») и подхода на базе методов машинного обучения на основе прецедентных данных о работе ЭМРП, получаемых в ходе его жизненного цикла и расчетного эксперимента.

6. На основе системного подхода определены структура и функции системы ранней диагностики технического состояния ЭМРП, подсистемами которой являются блок управления и контроля электромеханического привода, интеллектуальный классификатор и база прецедентов. Системами верхнего уровня (надсистемами) являются комплексная система электронной индикации и сигнализации (КСЭИС) и бортовая система технического обслуживания (БСТО) или их функциональные аналоги.

## **2 Разработка программно-математической модели ЭМРП и методики исследования процессов развития деградаций**

Применение разработанных схем анализа данных, представленных в главе 2 настоящей работы позволяет выполнить построение алгоритма диагностики технического состояния ЭМРП и алгоритма прогнозирования технического состояния ЭМРП с использованием данных о работе ЭМРП в различных технических состояниях, которые могут быть получены путем моделирования, испытаний и в ходе эксплуатации ЭМРП.

В связи с тем, что получение данных с натуральных образцов ЭМРП в настоящий момент затруднительно (данные отсутствуют на предприятиях-изготовителях ЭМРП), возможно построить математическую модель, которая отражает процессы развития неисправностей (модель износа) и провести моделирование и регистрацию сигналов, которые могут измеряться в натурном ЭМРП. Для этого была разработана программно-математическая модель ЭМРП БЛА, а также проведена ее верификация, т.е. показано, что модель адекватно воспроизводит функционирование ЭМРП с учетом деградации редуктора.

В данной главе приведены результаты разработки программно-математической модели, которая была использована для моделирования деградаций редуктора. Для проверки соответствия характеристик разработанной программно-математической модели и уточнения ее параметров были проведены испытания опытного образца ЭМРП БЛА.

## 2.1 Описание ЭМРП беспилотного летательного аппарата

В качестве объекта исследований был выбран ЭМРП отечественной разработки и производства, предназначенный для отклонения аэродинамических поверхностей БЛА самолетного типа [57].

ЭМРП состоит из подсистем: ЭД бесколлекторного типа, электронный блок и прямозубый редуктор (таблица 3, рисунок 15).

Таблица 3 – Характеристики ЭМРП БЛА

<i>Номинальный момент, кгс·см</i>	<i>Максимальный момент, кгс·см</i>	<i>Скорость вращения выходного вала, %с</i>	<i>Угол отклонения выходного вала, °</i>	<i>Напряжение питания, В</i>	<i>Потребляемый ток, А</i>
35	50	100	±60	27	0,85

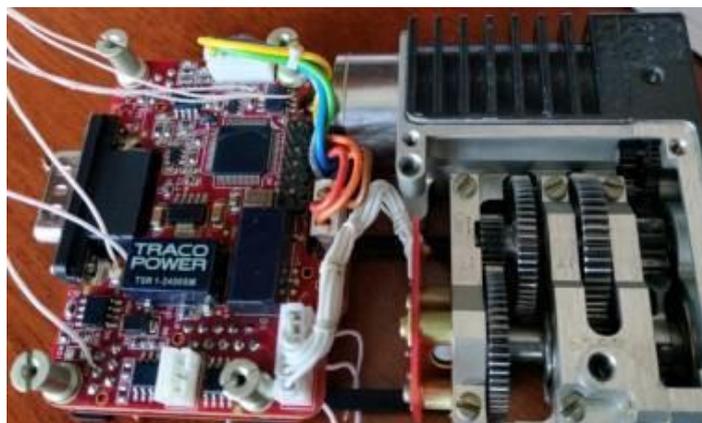
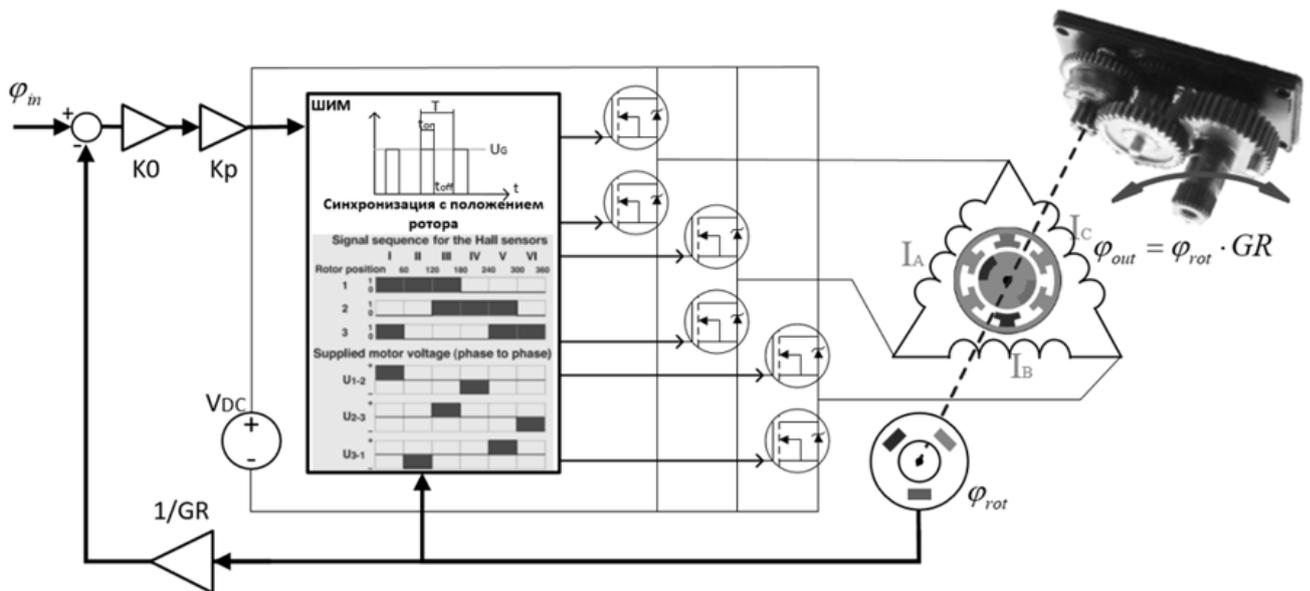


Рисунок 15 – Внешний вид опытного образца ЭМРП БЛА

В ЭМРП используется блочный (трапециевидный) алгоритм коммутации обмоток [58] (рисунок 16-17), обеспечивающий простую реализацию и широкодоступную элементную базу. Коммутация обмоток и замыкание позиционной обратной связи выполняется по датчику Холла на валу ротора ЭД.



$\varphi_{in}$  – входной сигнал управления положением вала,  
 $\varphi_{rot}$  – сигнал датчика положения ротора,  
 $\varphi_{out}$  – сигнал датчика обратной связи выходного вала,  
 $V_{DC}$  – источник питания постоянного тока,  $I_A, I_B, I_C$  – токи в обмотках ЭД),  
 $GR$  – передаточное отношение редуктора,  
 $K_0, K_p$  – коэффициенты преобразования градусов в Вольты и статического усиления электронного блока

Рисунок 16 – Функциональная схема ЭМРП БЛА

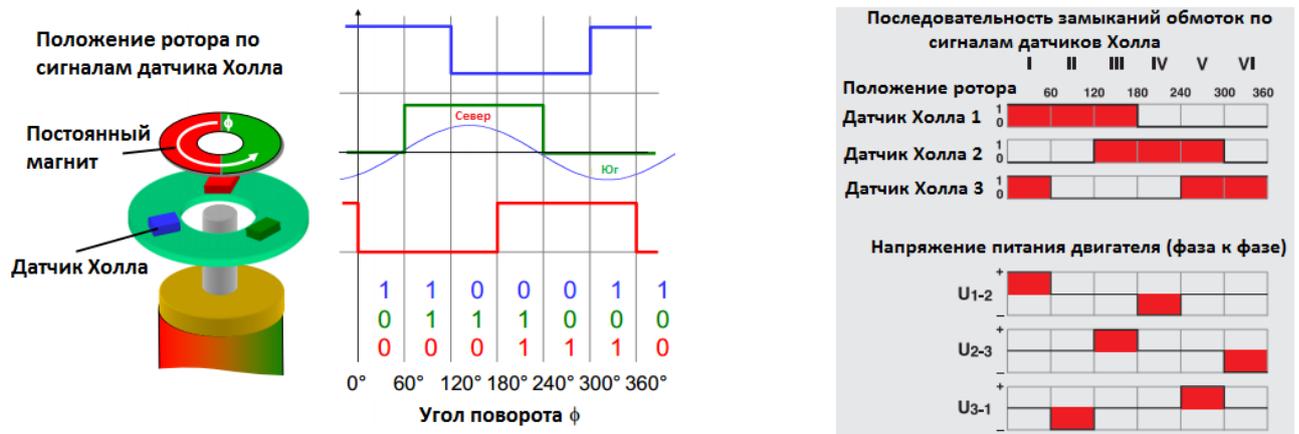


Рисунок 17 – Принцип управления ЭД при блочной коммутации: определение положения ротора (слева), порядок замыкания обмоток по сигналам с датчиков Холла (справа)

Данное управление содержит один контур обратной связи по положению выходного вала ЭМРП (редуктора). Для определения положения ротора используется датчик Холла, который определяет положение с точностью  $60^\circ$  и используется для корректного воспроизведения последовательности переключения обмоток в соответствии с сигналом рассогласования  $\varepsilon = \varphi_{in} - \varphi_{out}$ .

В ЭМРП используется бесколлекторный ЭД, схема которого показана на рисунке 18, а характеристики приведены в таблице 4 [59].

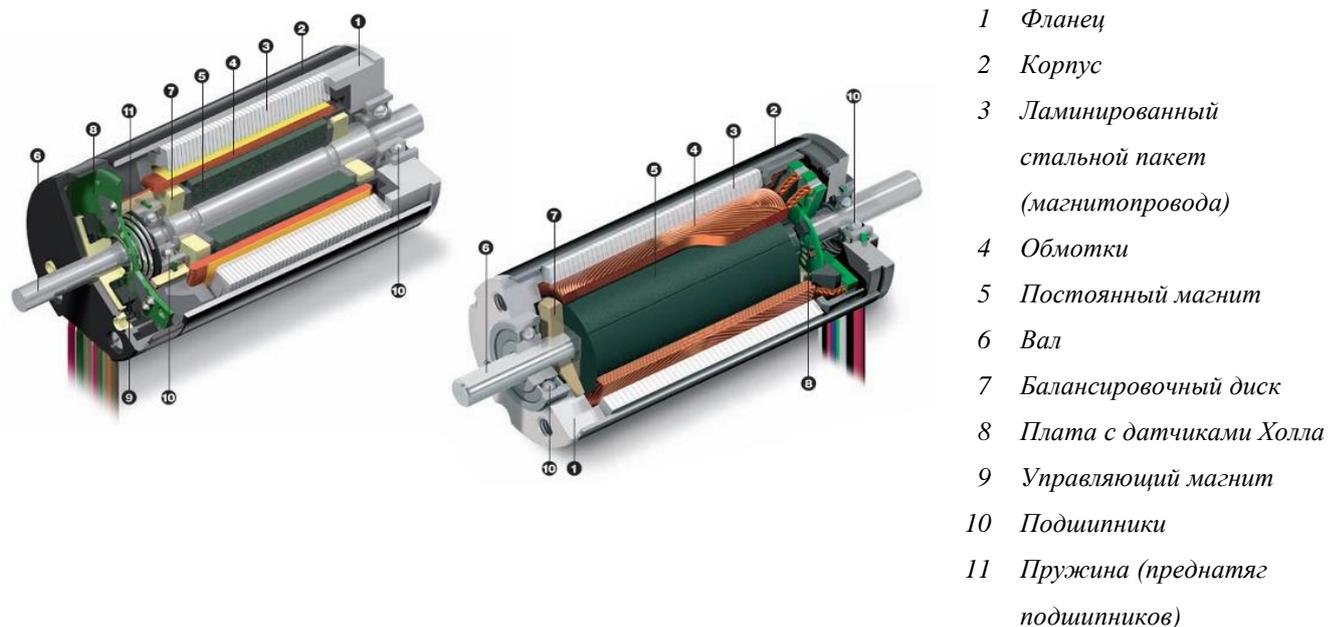


Рисунок 18 – Бесколлекторный ЭД ЭМРП в разрезе

Таблица 4 – Основные характеристики ЭД ЭМРП БЛА

№	Параметр	Значение
1	Номинальное напряжение, В	36
2	Скорость холостого хода (без нагрузки), об/мин	12200
3	Ток холостого хода (без нагрузки), А	0,074
4	Скорость при номинальном моменте нагрузки, об/мин	9630
5	Номинальный момент нагрузки, мНм	22,5
6	Ток при номинальном моменте нагрузки, А	0,872
7	Момент торможения, мНм	111
8	Ток при моменте торможения, А	4
9	Максимальная эффективность, %	75
10	Сопротивление обмотки, Ом	9,01
11	Индуктивность обмотки, мГн	0,462
12	Коэффициент по моменту, мНм/А	27,7
13	Коэффициент по скорости (об/мин/В)	345
14	Момент инерции ротора, г*см <sup>2</sup>	4,45

На реализуемые ЭД характеристики оказывает влияние тепловое воздействие: изменяется сопротивление  $R$  обмоток статора и потокосцепление  $\Psi$  ротора в соответствии со следующими выражениями:

$$R = R_0 \cdot (1 + \alpha_R \cdot (T - T_0));$$

$$\Psi = \Psi_0 \cdot (1 + \alpha_\Psi \cdot (T - T_0)),$$

где  $T$ ,  $R_0$  и  $\Psi_0$  – значения сопротивления и потокосцепления, для базовой температуры  $T_0$ ,  $\alpha_R$  и  $\alpha_\Psi$  – температурные коэффициенты (таблица 5). Учет изменения сопротивления обмоток и потокосцепления ротора особенно важен при исследовании деградаций ЭД, утечки энергии из-за наличия деградаций в котором будут вызывать выделение тепла. В исследуемом ЭМРП БЛА обмотки статора выполнены из меди, а ротор на постоянных магнитах из магнитотвердого материала неодим-железо-бор.

Таблица 5 – Значения температурных коэффициентов, оказывающих влияние на энергетические характеристики двигателя

$\alpha_R$ (для меди)	$\alpha_\Psi$		
	AlNiCo	Феррит	NdFeB
+0,39 %/К	-0,02 %/К	-0,2 %/К	-0,1 %/К

Для понижения скорости вращения и увеличения момента на выходном валу в ЭМРП используется 6-ступенчатый прямозубый редуктор (рисунок 19), в таблице 6 представлены передаточные и инерционные характеристики редуктора по звеньям.

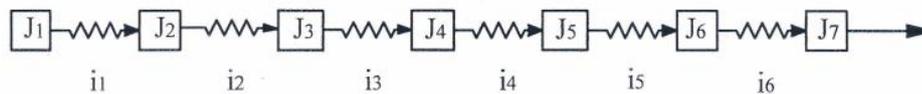


Рисунок 19 – Схема зубчатого редуктора ЭМРП.  $J_{1..7}$  – моменты инерции звеньев редуктора,  $i_{1..6}$  – степени редуктора.

Таблица 6 – Характеристики зубчатого редуктора ЭМРП по звеньям

	1 (ротор + трибка)	2	3	4	5	6	7	Редуктор	Редуктор+ двигатель
$i$ (передаточное отношение)	1,86	1,94	4,38	2,48	2,76	3		324,5	
$1/i$ (обратное передаточное отношение)	0,54	0,52	0,23	0,40	0,36	0,33		0,00308	
$J$ элемента, Кг*мм <sup>2</sup>	0,452	0,024	0,015	0,374	0,41	0,558	0,523		
$J$ (приведен к выходному валу привода), Кг*мм <sup>2</sup>	47608,01	730,68	121,34	157,70	28,11	5,02	0,52	1043,37	48651,39
$J$ (приведен к валу двигателя), Кг*мм <sup>2</sup>	0,45	0,01	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00991	0,46

В таблице 7 представлены упругие характеристики и люфт редуктора. При сочетании определенных условий работы (высокие пропорциональный и интегральный коэффициенты регулятора, возмущение среды, инерция на выходном звене) из-за наличия люфта, и низкого демпфирования (напр. при низком вязком трении) в выходном звене редуктора, могут наблюдаться периодические процессы отклонения выходного звена, что может приводить к поломкам редуктора.

Таблица 7 – Расчётные и экспериментальные характеристики люфта и упругой деформации редуктора

Показатель	Спецификация на ЭМРП БЛА	Экспериментальные исследования ЭМРП БЛА
Люфт, вызванный боковыми зазорами в зацеплении, град	0,3509	0,5÷0,8
Упругая деформация механической части ЭМРП, град/Нм	0,1792	0,33÷0,45

## 2.2 Разработка программно-математической модели ЭМРП БЛА

Программно-математическая модель ЭМРП была разработана в среде, обеспечивающей возможность создания моделей с использованием блоков, в которые заложено математическое описание основных физических процессов и систем. В связи с тем, что в данной среде ограничен доступ к исходному коду библиотек физических процессов и систем к базовой «физической модели» (рисунок 20) была разработана дополнительная модель (рисунок 21), основанная на блоках, содержащих математическое описание основных функций из теории автоматического управления.

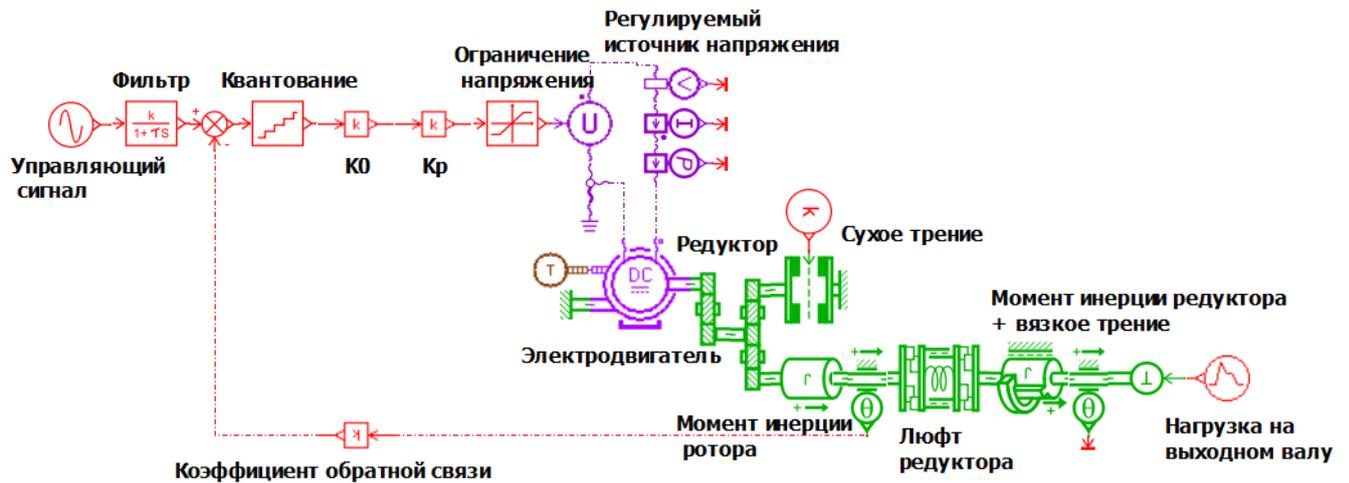


Рисунок 20 – Блок схема модели в виде блоков подсистем (физическая модель)

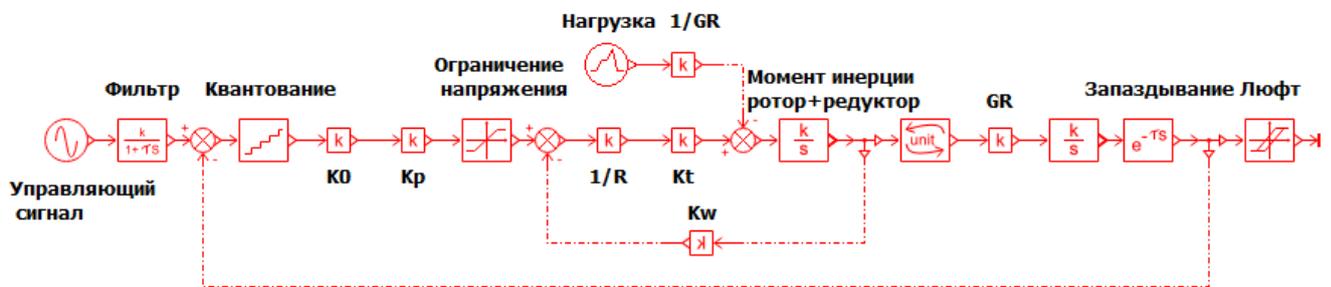


Рисунок 21 – Блок схема модели в виде математических блоков

Ниже приведено математическое описание процессов и систем, реализованных в модели ЭМРП. Параметры натурального ЭМРП, которые были использованы для параметризации модели, представлены в п. 2.7 настоящей работы.

### 2.2.1 Математическая модель ЭД и блока электроники

ЭД является основным звеном, определяющим динамику работы ЭМРП. Моделирование отказов ЭД и силовой электроники требует создания детализированных моделей [60], тем не менее использование модели высокой степени детализации затруднено тем, что такие физические явления, как процессы изменения токов при переключении полупроводниковых элементов и протекании через обмотки статора ЭД требуют очень малых шагов интегрирования и высокой производительности компьютера. Например, на рабочей станции с процессором Core i7 процесс расчета подобной модели длительностью 10 с может выполняться в течение нескольких минут. В таблице 8 показаны характерные постоянные

времени в тракте преобразования мощности ЭМРП [61], которые определяют временные масштабы процессов и, соответственно, шаг интегрирования.

Таблица 8 – Характерные постоянные времени электромеханического тракта преобразования мощности в ЭМРП [61]

	0,1 мкс	1 мкс	10 мкс	100 мкс	1 мс	10 мс	100 мс	1 с	10 с	100 с
Силовая электроника										
Коммутация транзисторов IGBT	●									
Время изменения состояния на плече транзистора IGBT		●								
Период широтно-импульсной модуляции			●							
Температурная постоянная времени IGBT						●				
Общая температурная постоянная времени								●		
Электродвигатель										
Электрическая постоянная времени					●					
Период вращения электрического поля						●				
Трапецевидная коммутация						●				
Температурная постоянная времени обмоток электродвигателя							●			
Общая температурная постоянная времени									●	
Время поворота выходного вала										●
Контроллер										
Время отклика контура момент/ток					●					
Время отклика скоростного контура						●				
Время отклика позиционного контура							●			

Поэтому, для исследования алгоритмов диагностики неисправностей механической подсистемы ЭМРП целесообразно использовать упрощенную редуцированную математическую модель ЭД и электронного блока, для которой шаг интегрирования составляет 0,001 с. Для редуцированной модели в качестве ЭД используется однофазный двигатель постоянного тока, являющийся упрощением более сложного для расчета трехфазного бесколлекторного ЭД, который реализован в детализированной модели.

ЭД осуществляет преобразование электрической мощности  $P_{EM}$ , определяемой силой тока  $I$  и напряжением  $U$  в механическое вращение вала  $P_{mech}$ , определяемое угловой скоростью  $n$  и моментом  $T_{EM}$ . Потери энергии возникают вследствие трения (относящегося к  $P_{mech}$ ) и джоулевым потерям  $P_J$  в обмотках при сопротивлении  $R$  [62]. Таким образом, уравнение баланса мощности ЭД:

$$P_{EM} = P_{mech} + P_J, \text{ или } U \cdot I = n \cdot T_{EM} + R \cdot I^2.$$

Воспроизводимый на двигателе момент, пропорционален протекающему в обмотках току  $T_{EM} = I \cdot k_T$ . Коэффициент момента  $k_M$  зависит от геометрических

параметров двигателя, плотности магнитного потока и количества витков обмотки.

При вращении магнитное поле ротора генерирует противо-ЭДС в обмотках, пропорциональное скорости вращения  $n = U_{ind} \cdot k_n$ . Коэффициент  $k_n$ , как правило равен обратному значению коэффициента  $k_T$ , но выражаются в разных единицах измерения. ЭД можно представить в виде упрощенной электрической схемы (рисунок 22).

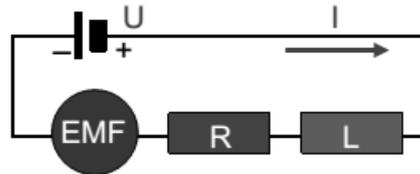


Рисунок 22 – Представление ЭД в виде электрической схемы (EMF – нагрузка, возникающая из-за противо-ЭДС). R – сопротивление, L – индуктивность.

Используя закон Ома для напряжения питания ЭД получаем выражения для скорости вращения и момента на валу ротора:

$$U = L \cdot \frac{dI}{dt} + R \cdot I + EMF \cong R \cdot I + U_{ind};$$

$$U_{ind} = U - R \cdot I;$$

$$\frac{n}{k_n} = U - R \frac{T_{EM}}{k_T};$$

$$n = k_n \cdot U - \frac{\Delta n}{\Delta T_{EM}} T_{EM}.$$

Таким образом максимальная скорость вращения ротора зависит от нагрузки на валу, что показано на рисунке 23.

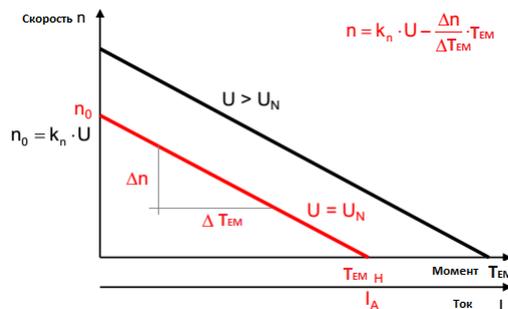


Рисунок 23 – Максимальная скорость вращения ЭД от нагрузки

На рисунках 24,25 показаны механическая характеристика и характеристика скорости ЭД от действующего напряжения разработанной математической модели ЭД ЭМРП БЛА. Характеристики разработанной модели отличаются от указанных в спецификации на ЭД не более чем на 2%, что вызвано использованием линейной модели (без учета потерь на трение в опорах ротора, которое для модели ЭМРП приводится и учитывается в модели редуктора).

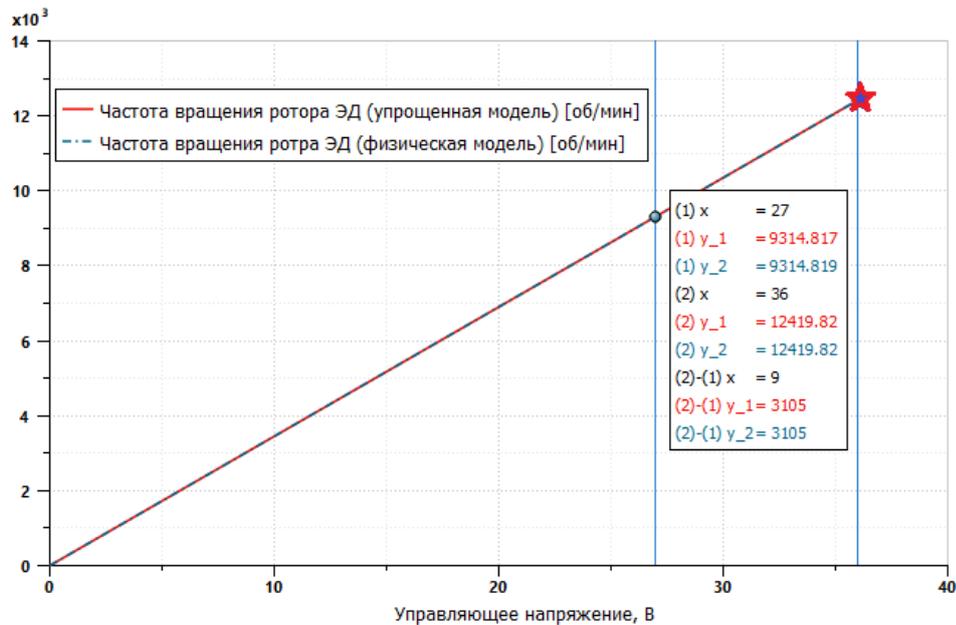


Рисунок 24 – Зависимость скорости вращения от управляющего напряжения модели ЭД (линия), маркером отмечено значение из спецификации на ЭД

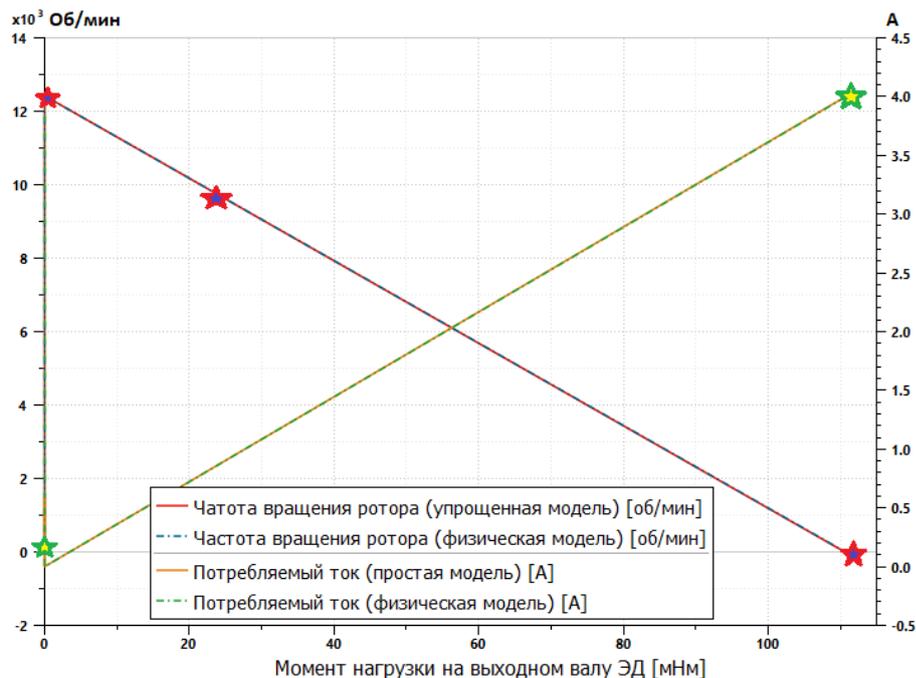


Рисунок 25 – Механическая характеристика и потребляемый ток математической модели ЭД (линии). Маркерами отмечены значения из спецификации на ЭД

### 2.2.2 Математическая модель редуктора с учетом люфта и трения

Разработанная модель редуктора представляет из себя двухмассовую модель [63,64] (рисунок 26). Модель предполагает разделение кинематики ЭМРП на моменты инерции ротора ЭД  $J_{rot}$  и редуктора  $J_{gear}$ , между которыми существует упругая связь  $C_{em+gear}$  (статическая жесткость привода) и люфт  $BL$ .

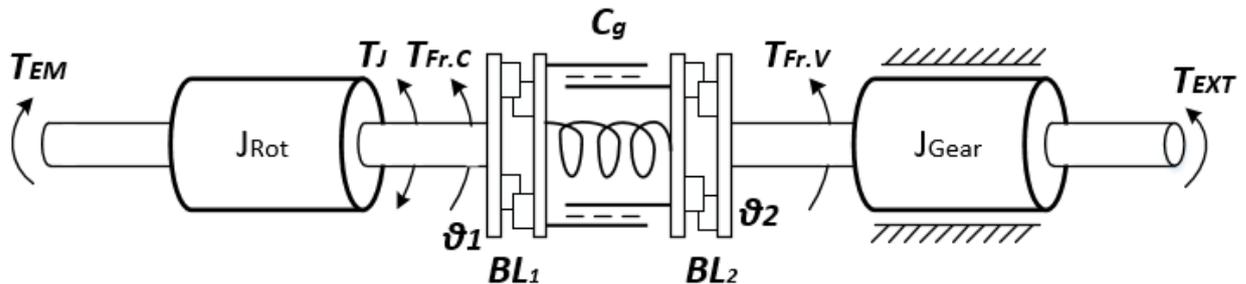


Рисунок 26 – Кинематическая схема модели механики ЭМРП.  $BL$  – люфт редуктора,  $C_g$  – жесткость редуктора и ЭД

В разработанной модели электромагнитный момент  $T_{EM}$ , формируемый ЭД, уравнивается механическими моментами в соответствии с уравнением баланса моментов:

$$T_{EM} = T_J + T_{Ext} + T_C + T_{Fr.C} + T_{Fr.V},$$

где  $T_{EM}$  – электромагнитный момент, воспроизводимый ротором ЭД,  $T_J$  – инерционный момент вращающейся части,  $T_{Ext}$  – момент нагрузки на выходной вал ЭМРП БЛА,  $T_C$  – момент упругой деформации (жесткость),  $T_{Fr.C}$ ,  $T_{Fr.V}$  – моменты сухого и вязкого трения.

Люфт представлен в виде двух последовательных зазоров  $BL/2$  между ведущим звеном  $J_{rot}$  и ведомым  $J_{gear}$ . По мере увеличения одного зазора другой будет уменьшаться. Когда зазор равен нулю, возникает контакт между ведущим и ведомым звеном. При возникновении контакта осуществляется передача крутящего момента между звеньями и совместное движение ( $\omega_{rot} = \omega_{gear}$ ,  $\varphi_{rot} = \varphi_{gear}$ ). При отрицательном значении зазора в упоре возникает противодействующий момент, вызванный упругостью редуктора и ЭД  $C_{em+gear}$ , и демпфированием.

При моделировании обобщенного люфта в двухмассовой системе ротора и редуктора при малом демпфировании из-за неабсолютной жесткости редуктора

(ведомого звена в двухмассовой системе) наблюдается «отскакивание» выходного звена (рисунок 27). Для устойчивого (плавного) движения необходимо повышать демпфирование в редукторе, например, учитывать наличие потерь энергии на вязкое трение.

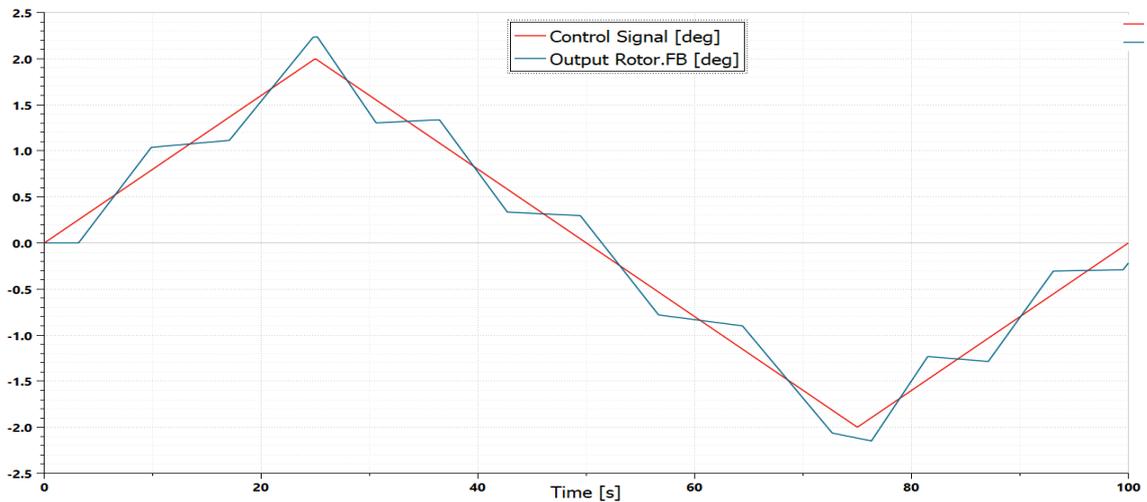


Рисунок 27 – Неустойчивое движение выходного вала ЭМРП при отсутствии демпфирования в редукторе

Оциллограмма и статическая характеристика позиционирования разработанной модели редуктора ЭМРП БЛА с величиной люфта  $0,5^\circ$  показаны на рисунке 28 (красная линия). Плавное движение выходного звена обусловлено коэффициентом вязкого трения  $0,05$  Нм/об/мин, обеспечивающим соответствующее демпфирование и сходимость с результатами экспериментальных исследований (см. п. 2.3 настоящей работы).

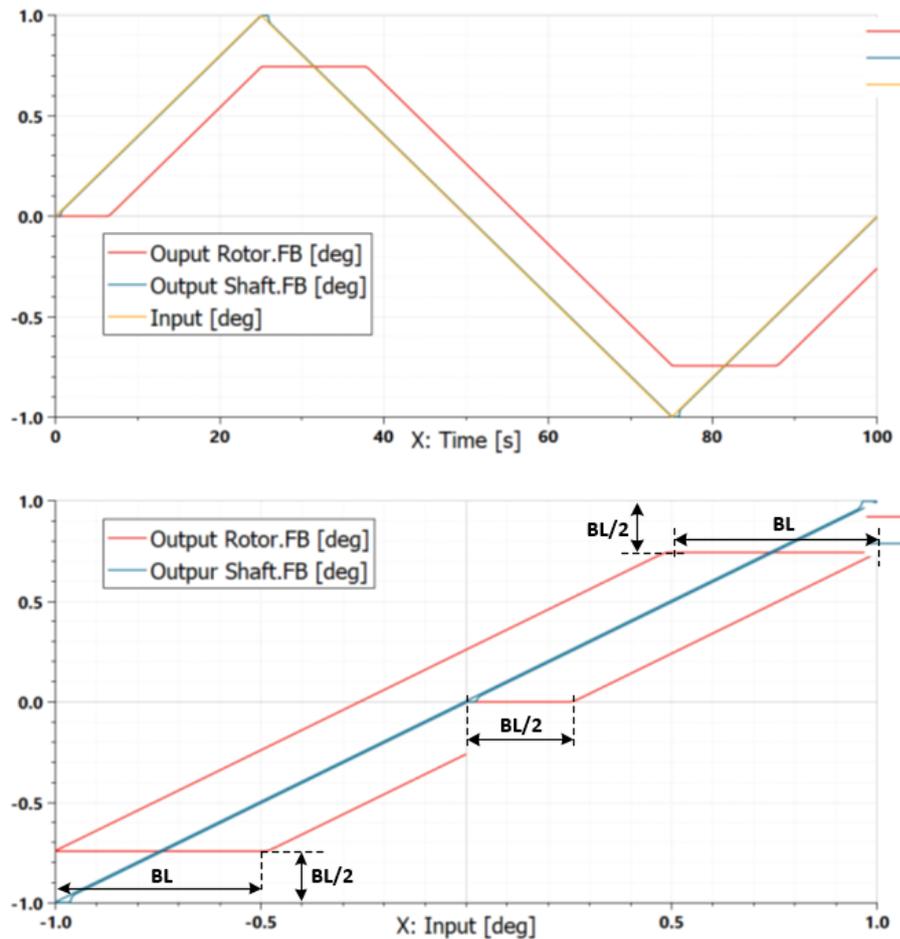


Рисунок 28 – Обработка треугольного сигнала  $A=1^\circ$ ,  $f=0,01$  Гц (сверху) и характеристика позиционирования (снизу), построенная по датчику положения выходного вала редуктора, при замыкании обратной связи ЭМРП по датчику положения ротора ЭД (красный) и по датчику положения выходного вала редуктора (синий).  $BL$  – люфт  $0,5^\circ$

Для определения статической характеристики позиционирования обратная связь по положению должна быть замкнута по датчику, расположенному на роторе ЭД, а не по датчику, расположенному на выходном валу. При замыкании обратной связи по датчику, установленному на выходном звене, сигнал рассогласования возрастает (управляющий сигнал линейно нарастает, выходной вал неподвижен пока не выбран люфт), тем самым ротор ЭД сохраняет скорость не постоянной, а увеличивает её, выбирая люфт быстрее (рисунок 29). Таким образом, «величина люфта», определяемая по характеристике позиционирования будет в большей степени зависеть от коэффициентов регулятора, а не от фактических текущих зазоров в механических частях (рисунок 28, синяя линия).

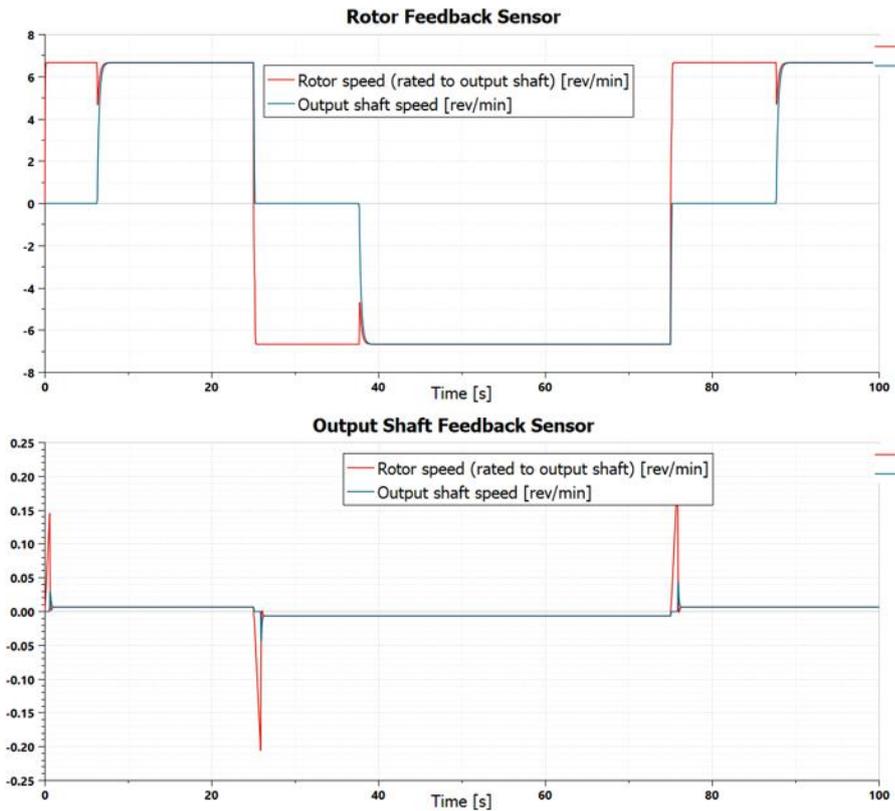


Рисунок 29 – Скорости поворота ротора ЭД (красный) и выходного вала (синий) при замыкании обратной связи по датчику положения ротора (сверху) и по датчику положения выходного вала редуктора (снизу)

Наибольший вклад в потери энергии в редукторе, которые возрастают в ходе износа (см. п. 2.5 настоящей работы), вносит трение, разделяемое в модели на сухую и вязкую составляющие. Существуют различные модели трения [65], позволяющие описать потери энергии в редукторе ЭМРП. В разработанной модели используется модель трения Карноппа:

$$\begin{cases} T = \min(T_{Ext} |T_{Fr.S}|) \text{sign}(T_{Ext}) \text{ и } \omega = 0 & \text{при } |\omega| < d\omega \\ T = T_{Fr.C} \cdot \text{sign}(\omega) + T_{Fr.V}(\omega) & \text{при } |\omega| > d\omega \end{cases},$$

где  $T$  – действующий момент,  $T_{Fr.s}$  – трение страгивания (для сухого трения),  $\omega$  – скорость вращения,  $[-d\omega; +d\omega]$  – диапазон нулевой скорости.

Учет сухого трения возможен с использованием статических моделей Кулонова трения с гиперболическим тангенсом и с учетом трения страгивания (рисунок 30). Момент вязкого трения определяется в соответствии с выражением:

$$T_{Fr.V} = -k_{Fr.V} \cdot \omega.$$

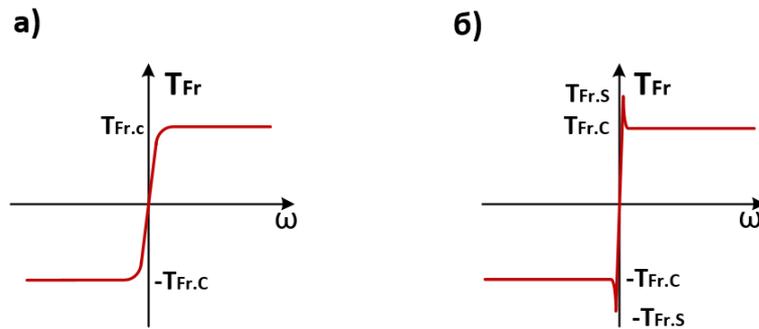


Рисунок 30 – Характер изменения моментов трения в зависимости от угловой скорости для разных моделей а) Кулонова с гиперболическим тангенсом, б) Сброс интегратора с учетом страгивания.  $T_{Fr}$  – развиваемый момент трения

Для разработанной модели редуктора ЭМРП уровни моментов трения, развиваемых при воспроизведении управляющих сигналов высокой скорости для данных моделей соизмеримы (рисунки 31-33) и соответствуют значениям, полученным экспериментально (см. п. 2.3 настоящей работы).

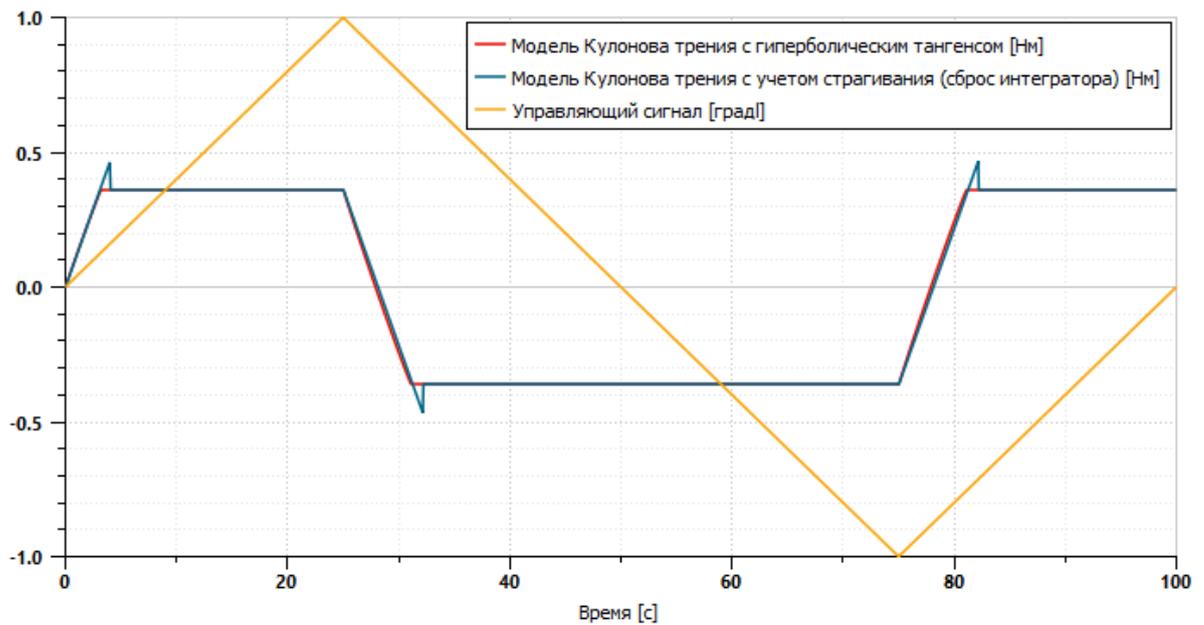


Рисунок 31 – Изменение момента сухого трения во временной области при воспроизведении треугольного управляющего сигнала по перемещению  $1^\circ$  частотой 0,01 Гц

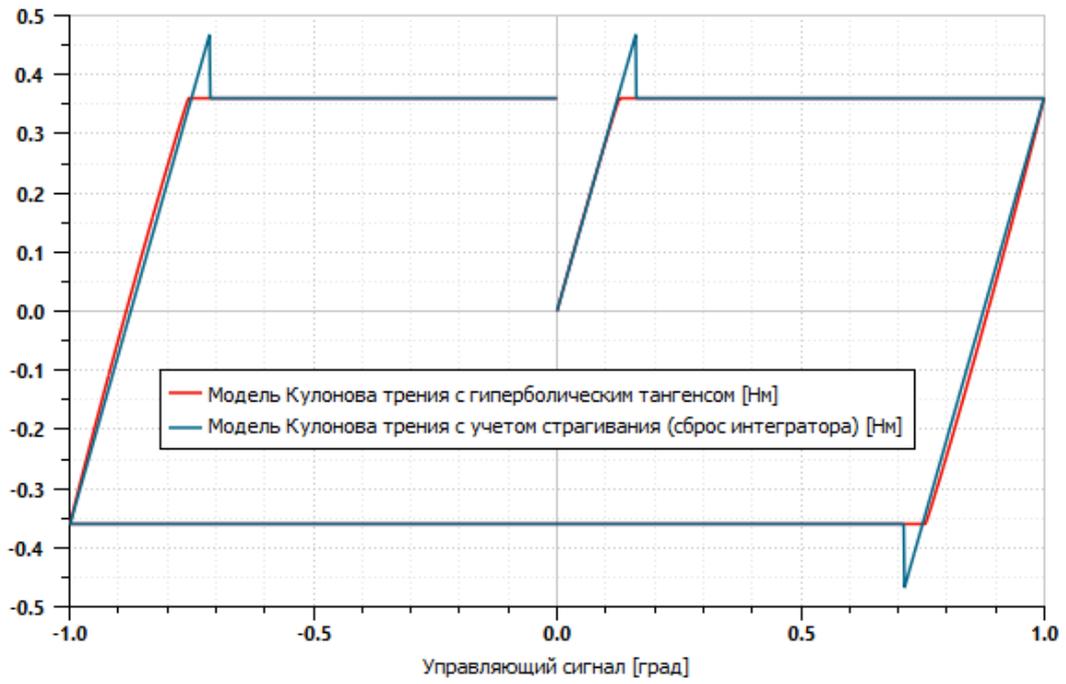


Рисунок 32 – Изменение момента сухого трения в зависимости от перемещения при воспроизведении треугольного управляющего сигнала по перемещению  $1^\circ$  частотой 0,01 Гц

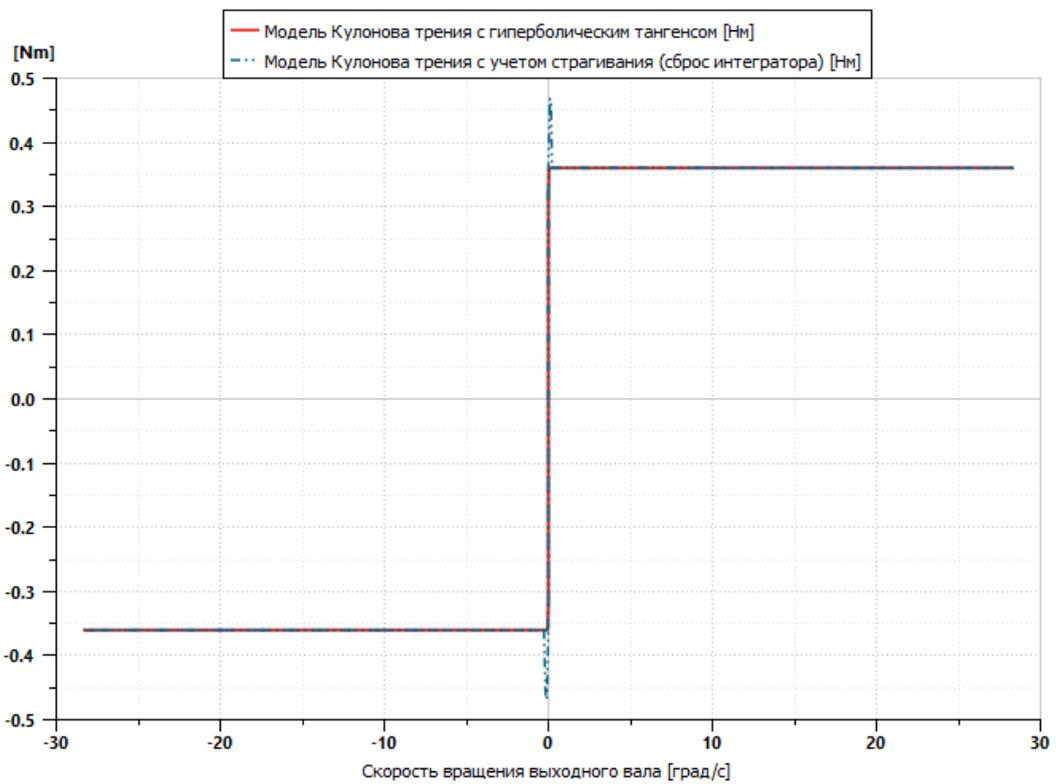


Рисунок 33 – Изменение момента сухого трения в зависимости от скорости вращения вала

### 2.3 Проверка соответствия характеристик, реализуемых математической моделью по данным экспериментальных исследований

Для подтверждения соответствия разработанной программно-математической модели исследуемого ЭМРП БЛА были проведены экспериментальные исследования его статических и динамических характеристик [66]. Общий вид экспериментальной установки представлен на рисунке 34. Формирование нагрузки происходило с использованием грузов, подвешенных на плече к валу привода и муфты трения. При проведении испытаний обмен данными между рабочим местом управления экспериментом и ЭМРП осуществлялся в цифровом виде по интерфейсу RS-485. Сигналы потребляемого ЭМРП тока и угла поворота выходного вала с внешнего энкодера регистрировались соответствующими согласующими устройствами на рабочем месте управления экспериментом.

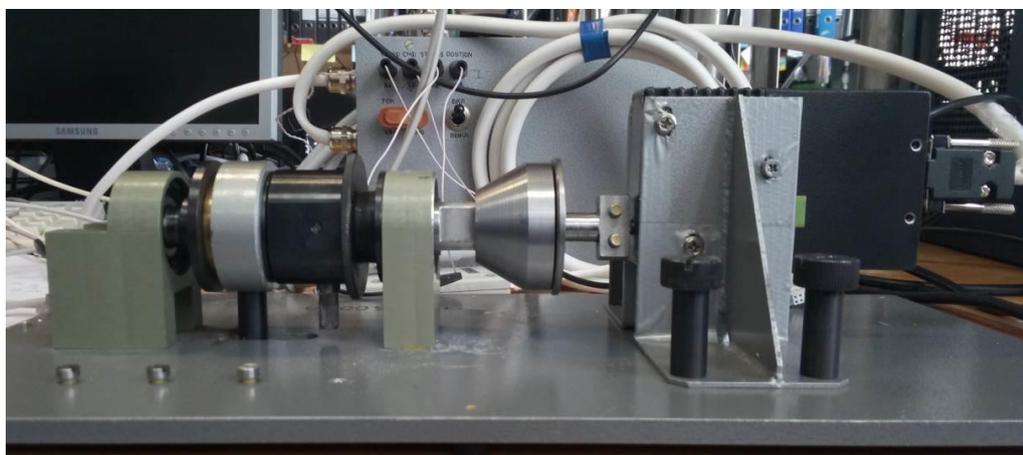


Рисунок 34 – Проведение испытаний ЭМРП БЛА под нагрузкой, воссоздаваемой муфтой трения

На рисунках 35-38 приводится сравнение статических характеристик: позиционирование «в малом», механическая характеристика и потребляемый ток, статическая жесткость и потребляемый ток.

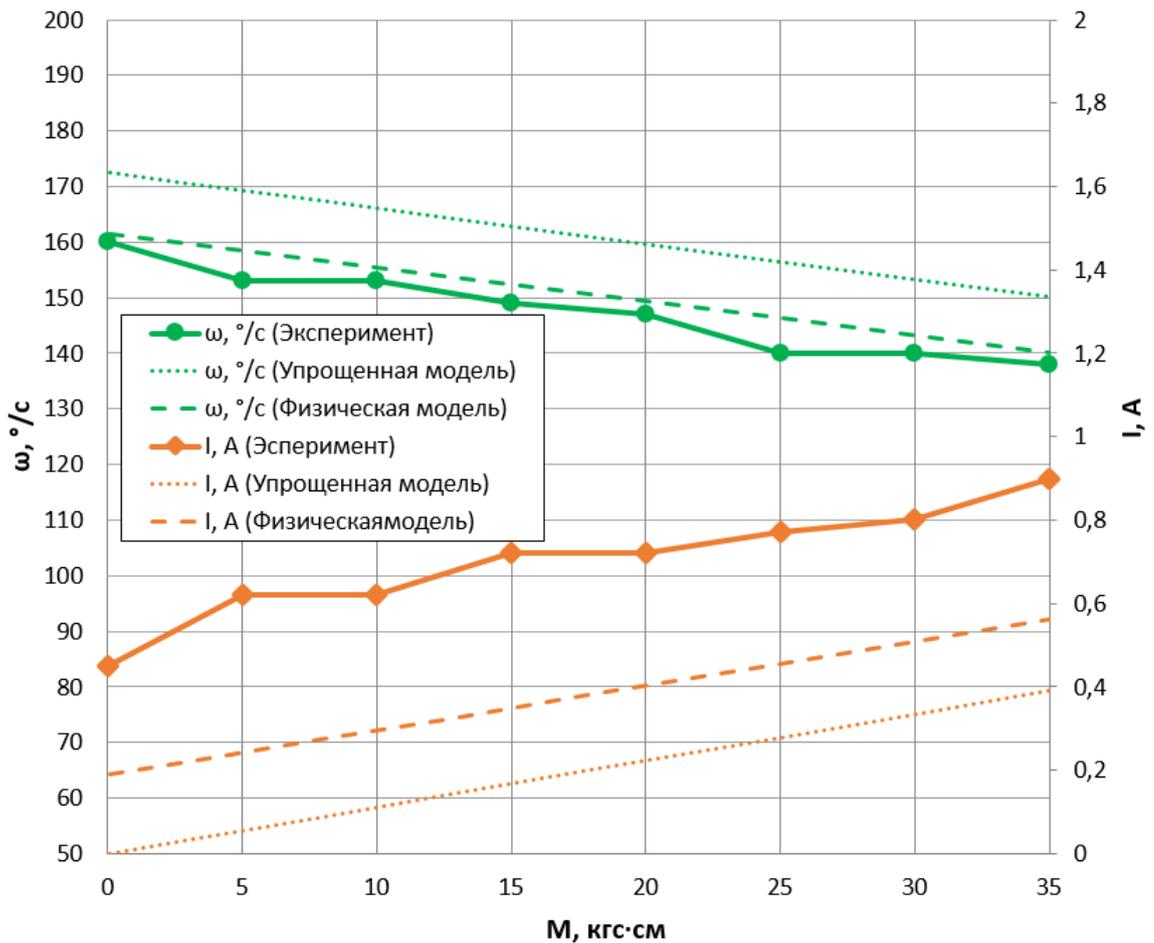


Рисунок 35 – Сравнение механической характеристики математической модели и результатов испытаний ЭМРП БЛА

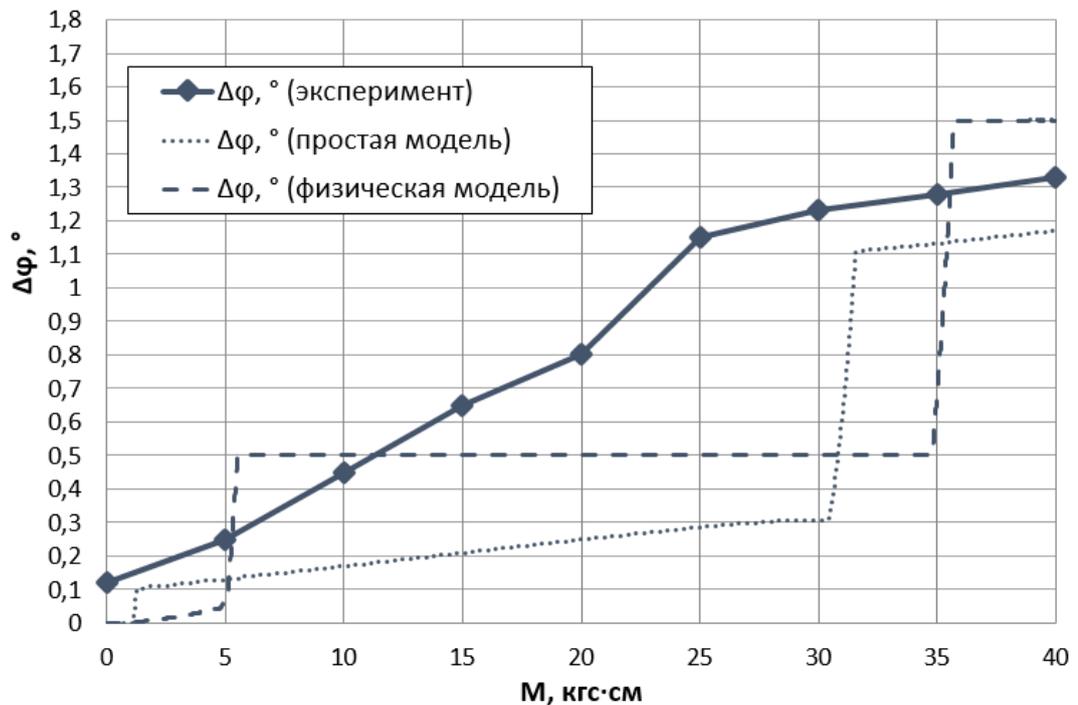


Рисунок 36 – Сравнение характеристики статической жесткости математической модели и результатов испытаний ЭМРП БЛА

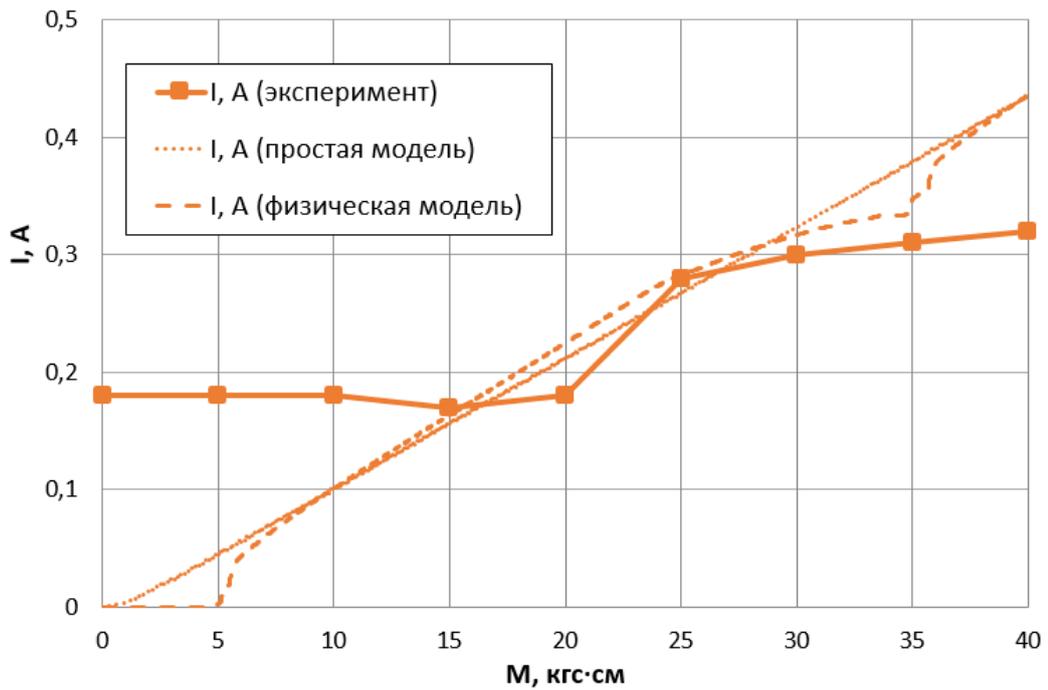


Рисунок 37 – Сравнение характеристик потребляемого тока при статическом удержании нагрузки (при получении характеристики статической жесткости)

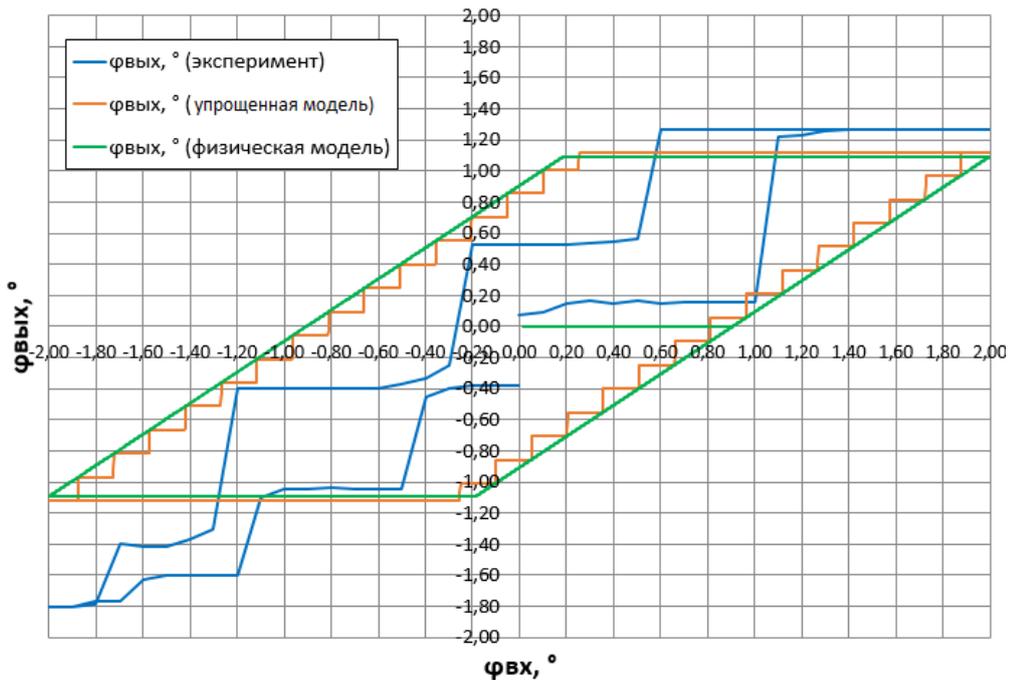


Рисунок 38 – Сравнение статических характеристик математической модели (оранжевый и зеленый) и результатов испытаний (синий) ЭМРП БЛА

Полученная в ходе моделирования механическая характеристика модели сходится с экспериментальной таким образом, что ошибка не превышает 4%. Статическая жесткость математической модели имеет ступенчатый характер и обусловлена применением упрощенной линейной модели ЭД и электронного блока, что также определяет расхождение

характеристик потребляемого тока на механической характеристике и характеристике статической жесткости. Применение детализированной модели ЭД и силовой электроники потребует малых шагов интегрирования модели ( $\sim 10^{-5}$  с и менее) и значительно увеличит время моделирования.

На рисунке 39 показано сравнение частотных характеристик разработанной модели с результатами эксперимента. По амплитуде результаты расходятся не более чем на 1 дБ, а по фазе не более чем на  $5^\circ$ .

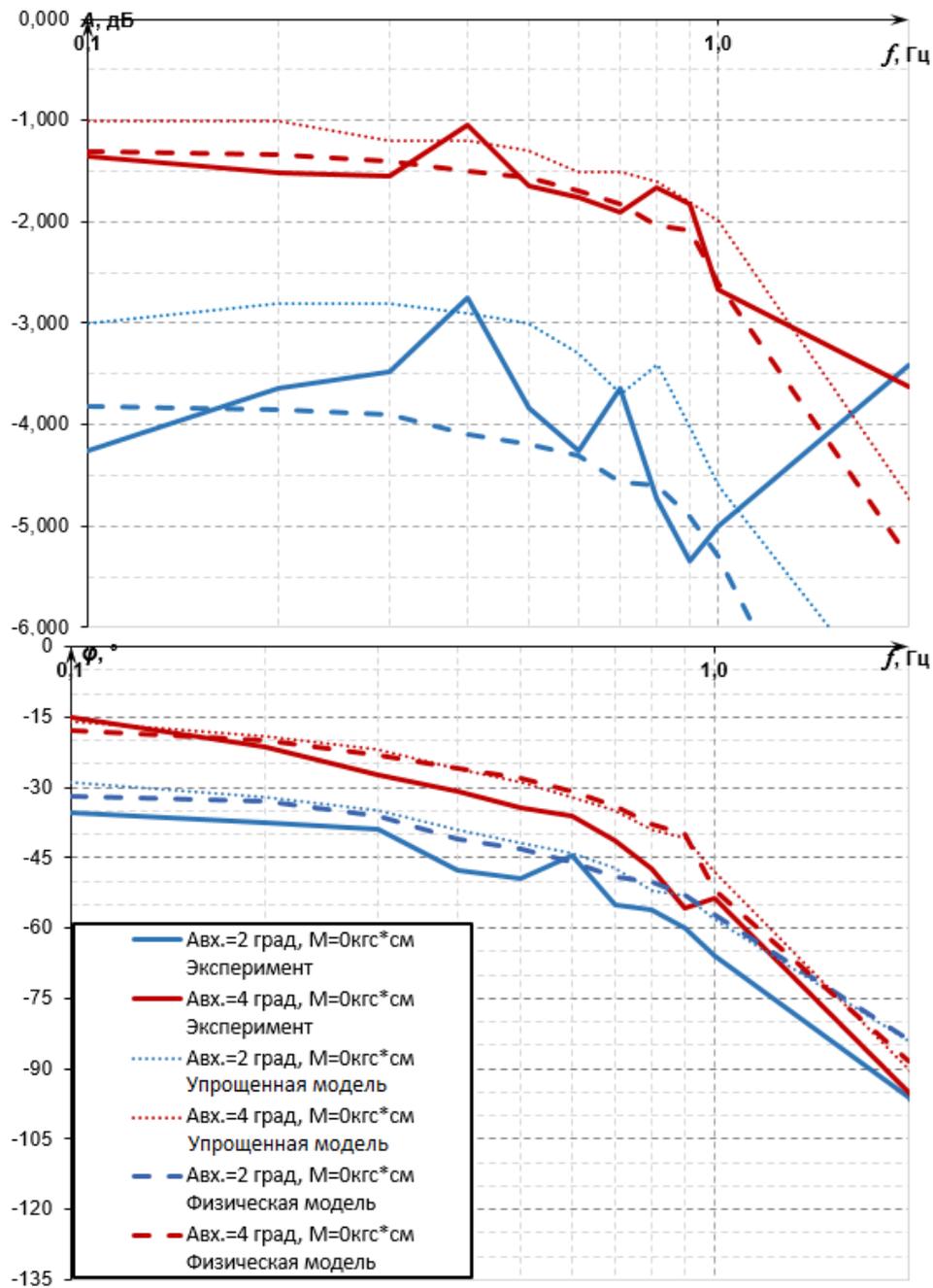
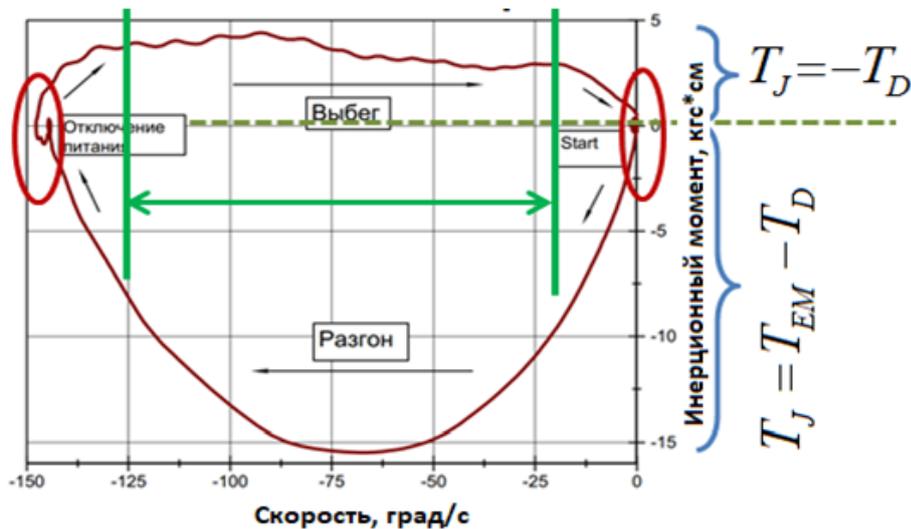
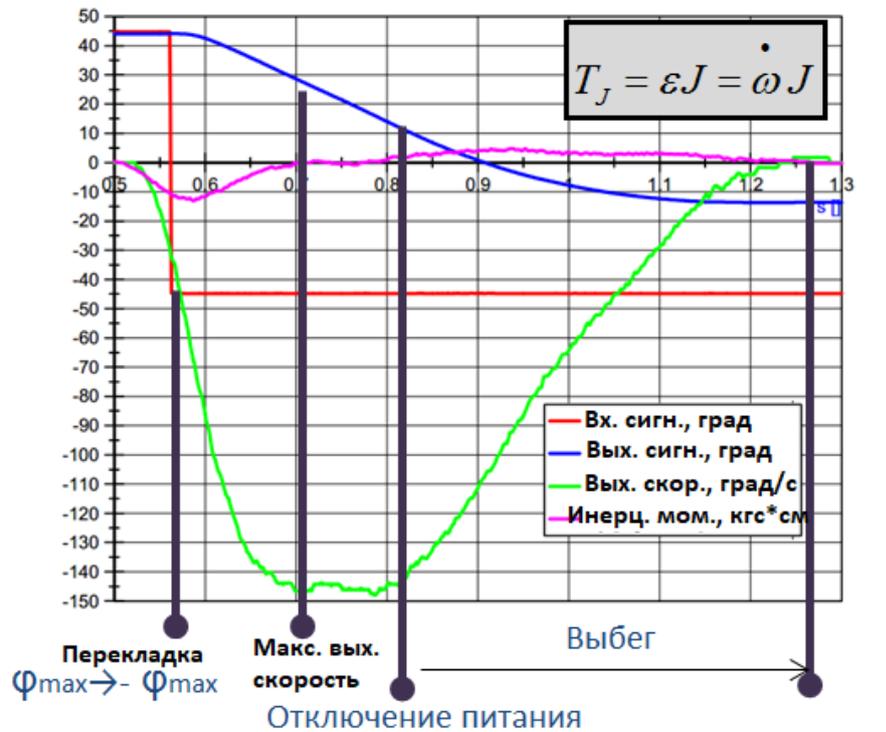


Рисунок 39 – Сравнение частотных характеристик математической модели (пунктир) и результатов испытаний (сплошная линия) ЭМРП БЛА

Для определения характерной величины потерь энергии на трение в механической части ЭМРП БЛА, был экспериментально определен диссипативный момент потерь энергии  $T_D$  на выбеге ротора ЭД (рисунок 40).



$\varepsilon$  – угловое ускорение вала,  
 $J$  – момент инерции редуктора и ротора  
 $\omega$  – угловая скорость

Рисунок 40 – Определение момента инерции на выбеге во временной области (сверху) и по скорости (снизу) (приведение к выходному валу)

При подаче входного сигнала привода максимальной амплитуды, выходное звено разгоняется и на максимальной скорости отключается энергопитание. Ускорение  $\varepsilon$  определяет инерционный момент  $T_J$

вращающейся механической части ЭМРП. Инерционный момент соответствует моменту диссипации  $T_D$ . Уравнение моментов [10], при выбеге ротора на ЭД:

$$T_{EM} = T_{Ext} + T_J + T_D + T_C$$

Пренебрегая потерями в стали и меди определением подобным способом момента диссипации, обеспечивает общую оценку потерь на трение без внешней нагрузки. Подобный способ не учитывает оценку момента страгивания (stiction), для которого требуются замеры активного тока статора при отработке сигналов с постоянной скоростью.

#### 2.4 Разработка методики исследования процессов развития деградаций ЭМРП

Исследование процессов зарождения и развития деградаций обуславливает необходимость разработки методики получения характеристик ЭМРП, которые могут использоваться как для построения алгоритмов оценки технического состояния, а также в процессе применения созданных алгоритмов. Подобная методика, должна с одной стороны обеспечивать функционирование ЭМРП в режимах, приближенных к натурным, а с другой не допускать повреждений компонентов привода, не допуская выхода на границы предельных режимов [67]. Поэтому, наиболее подходящим для получения адекватных данных, является воспроизведение периодических сигналов выходным звеном привода при заданном (искусственно внедренном) или происходящим естественным образом (износ или старение) изменении определенных параметров развития деградаций [68]. В связи с тем, что требование к ресурсу современного привода рулевой поверхности самолета транспортной категории могут составлять от 60000 часов и выше, требуется ускорение процессов износа.

Режимы отработки определяются следующими основными параметрами:

- $X_{cmd}$  ( $\%X_{max}$ ) – диапазон изменения амплитуды управляющего сигнала;
- форма сигнала  $X_{cmd}$  – периодическая или соответствующая профилю полетной циклограммы;
- частота сигнала  $f_{cmd}$  (задается для периодической формы сигнала);
- $V_{cmd}$  – реализуемая скорость выходного звена. Производный параметр, который определяется заданными параметрами управляющего сигнала (для периодического сигнала –  $X_{cmd}$  и  $f_{cmd}$ ).
- $F_{cmd}$  ( $\%F_{max}$ ) – значение действующей нагрузки;
- $T_{cmd}$  ( $^{\circ}C$ ) – заданная температура функционирования.

Расчет нагрузки, прикладываемой к выходному звену на квазистатическом режиме работы для ускорения испытаний на износ может быть выполнен исходя из предположения об эквивалентности энергии, затраченной на развитие полезной мощности при ускоренных испытаниях на износ  $E_{\Sigma,Исн}$  и энергии, затраченной на развитие полезной мощности на протяжении жизненного цикла изделия  $E_{\Sigma,ЖЦ}$ .

$$E_{\Sigma,ЖЦ} = E_{\Sigma,Исн}$$

Оценка энергии  $E_{\Sigma,ЖЦ}$  может быть выполнена с использованием выражения:

$$E_{\Sigma,ЖЦ} = P_{RMS.1} \cdot t_1 + P_{RMS.2} \cdot t_2 + \dots + P_{RMS.n} \cdot t_n,$$

где  $P_{RMS.N}$  – среднеквадратические значения мощности, определенные для каждого режима типового полета,  $t_n$  – общая длительность режима полета на протяжении жизненного цикла изделия,  $n$  – номер режима полета. Использование среднеквадратического значения мощности в данном методе обуславливается тем, что режим работы привода в ходе полета квазинедетерминирован (от полета к полету могут меняться скорости воспроизведения управляющих сигналов и нагрузки). Предполагается, что для периодического сигнала управления положением выходного звена ЭМРП

известны максимальные (потребные) значения скорости, которые должны быть пересчитаны в среднеквадратичные значения  $V_{RMS}$  за 1 период сигнала для расчета мощности  $P_{RMS}$ :

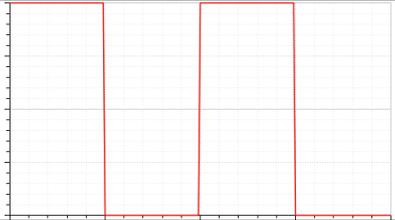
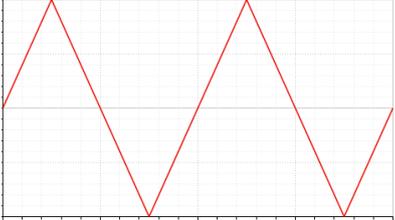
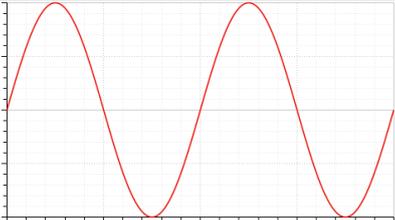
$$P_{RMS} = V_{RMS} \cdot F_{Cmd}$$

В общем случае среднеквадратическое значение скорости – это квадратный корень из среднего значения квадрата скорости  $V$ :

$$V_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T V^2(t) dt}$$

Коэффициенты, определяющие среднеквадратические значения периодических сигналов разной формы показаны в таблице 9.

Таблица 9 – Коэффициенты для расчета среднеквадратических значений периодических сигналов разной формы

Форма сигнала	Характер	$V_{RMS}$
Меандр		$V_{max}$
Треугольный		$\frac{V_{max}}{\sqrt{3}}$
Синусоидальный		$\frac{V_{max}}{\sqrt{2}}$

С другой стороны, энергия, затраченная в ходе испытаний при обработке периодического сигнала, будет определяться выражением:

$$E_{\Sigma.Исп.} = P_{RMS} \cdot t_{исп} = V_{RMS} \cdot F_{Cmd} \cdot t_{исп},$$

где  $P_{RMS}$  – среднеквадратическое значение полезной мощности, определяемое для заданной формы управляющего сигнала и приложенной нагрузки,  $t_{исп}$  –

длительность испытаний,  $V_{RMS}$  – среднеквадратическое значение развиваемой скорости,  $F_{CMD}$  – действующая постоянная нагрузка.

Для треугольного сигнала общая затраченная в ходе испытаний на износ энергия и их длительность определяются выражениями:

$$E_{\Sigma.Исп.Треуг.} = 2 \cdot X_{Cmd} \cdot f \cdot F_{Cmd} \cdot t_{исп}; \quad t_{исп} = \frac{E_{\Sigma.ЖЦ}}{2 \cdot X_{Cmd} \cdot f \cdot F_{Cmd}}.$$

Увеличение параметров  $X_{cmd}$ ,  $f$ ,  $F_{Cmd}$  позволяет сократить длительность испытаний. Тем не менее следует учитывать, что параметр  $X_{Cmd}$  ограничен максимальным ходом штока  $X_{max}$ , а для развития механического износа в узком диапазоне движения ЭМРП, может быть ограничен до 5% от  $X_{max}$ . Увеличение параметра  $f$  при максимальном значении  $X_{max}$  ограничено максимальной скоростью развиваемой приводом, режим воспроизведения которой, является высоконагруженным, провоцирует появление ударных явлений в моменты изменения направления движения (резкие торможения и разгоны), оказывающих влияние на компоненты ЭМРП, и является нежелательным для проведения длительных испытаний на износ. Значение действующей силы  $F_{Cmd}$  для длительного функционирования не может превышать 50 % от  $F_{max}$ , тем не менее проведение испытаний даже под нагрузкой 20%  $F_{max}$  позволяет сократить длительность испытаний в 20 раз.

На примере современного магистрального самолета выполним расчет режимов ускоренных квазистатических испытаний для приводов элерона, руля высоты и руля направления. В таблицах 10-12 представлены типовые режимы работы приводов элерона, руля высоты и руля направления современного магистрального самолета. На рисунке 41 по режимам полета показаны воспроизводимые скорости под действием нагрузки и развиваемые полезные мощности.

Таблица 10 – Типовой режим работы привода элерона перспективного гражданского пассажирского магистрального самолета

	Взлет	Отрыв до уборки механизации	Набор высоты	Крейсерский полет	Разворот	Снижение	Заход на посадку	Посадка
<b>Нагрузка на выходном звене, Н</b>	<b>0</b>	<b>6000</b>	<b>24000</b>	<b>3000</b>	<b>6000</b>	<b>10000</b>	<b>3000</b>	<b>0</b>
Амплитуда перемещения выходного звена, мм	20	3	5	0	1	5	2	20
Частота перемещения выходного звена, Гц	1	0.10	0.10	0.00	0.30	0.15	0.20	1
<b>Потребная V, мм/с</b>	<b>20</b>	<b>2</b>	<b>3</b>	<b>0</b>	<b>7</b>	<b>5</b>	<b>3</b>	<b>20</b>
<b>Мощность (среднеквадр.), Вт</b>	<b>0</b>	<b>8</b>	<b>53</b>	<b>0</b>	<b>30</b>	<b>33</b>	<b>5</b>	<b>0</b>
Длительность в полете, мин	3	10	0.33	40.8	1.26	2.8	5	5
Количество циклов в полете	3	60	1.98	200	22.68	25.2	60	5
Длительность 1 цикла, мин	1.00	0.17	0.17	0.20	0.06	0.11	0.08	1.00
Количество циклов на протяжении жизненного цикла	210,000	4,200,000	138,600	14,000,000	1,587,600	1,764,000	4,200,000	350,000
Длительность циклов на протяжении жизненного цикла, мин	210,000	700,000	23,100	2,856,000	88,200	196,000	350,000	0

Таблица 11 – Типовой режим работы привода руля высоты перспективного гражданского пассажирского магистрального самолета

	Взлет	Отрыв до уборки механизации	Набор высоты	Крейсерский полет	Разворот	Снижение	Заход на посадку	Посадка
<b>Нагрузка на выходном звене, Н</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>4000</b>	<b>0</b>	<b>4000</b>	<b>8000</b>	<b>10000</b>	<b>0</b>
Амплитуда перемещения выходного звена, мм	51	1	3	1	1	8	20	26
Частота перемещения выходного звена, Гц	0.5	0.25	0.1	0.1	0.25	0.1	0.1	1
<b>Потребная V, мм/с</b>	<b>20</b>	<b>2</b>	<b>2</b>	<b>1</b>	<b>1</b>	<b>5</b>	<b>13</b>	<b>20</b>
<b>Мощность (среднеквадр.), Вт</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>5</b>	<b>0</b>	<b>2</b>	<b>28</b>	<b>89</b>	<b>0</b>
Длительность в полете, мин	-	3.00	1.68	63.00	3.00	1.02	0.33	-
Количество циклов в полете	3	45	10	378	45	6	2	5
Длительность 1 цикла, мин	0.00	0.07	0.17	0.17	0.07	0.17	0.17	0.00
Количество циклов на протяжении жизненного цикла	180,000	3,150,000	700,000	26,460,000	3,150,000	420,000	140,000	350,000
Длительность циклов на протяжении жизненного цикла, мин	0	210,000	117,600	4,410,000	210,000	71,400	23,100	0

Таблица 12 – Типовой режим работы привода руля направления перспективного гражданского пассажирского магистрального самолета

	Взлет	Отрыв до уборки механизации	Маневрирование	Крейсерский полет	Разворот	Снижение	Заход на посадку	Посадка
<b>Нагрузка на выходном звене, Н</b>	<b>0</b>	<b>6000</b>	<b>18000</b>	<b>0</b>	<b>10000</b>	<b>10000</b>	<b>4000</b>	<b>0</b>
Амплитуда перемещения выходного звена, мм	0	5	16	1	12	9	3	3
Частота перемещения выходного звена, Гц	0.5	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.25	0.5
<b>Потребная V, мм/с</b>	<b>20</b>	<b>6</b>	<b>10</b>	<b>1</b>	<b>8</b>	<b>6</b>	<b>5</b>	<b>20</b>
<b>Мощность (среднеквадр.), Вт</b>	<b>0</b>	<b>27</b>	<b>128</b>	<b>0</b>	<b>53</b>	<b>40</b>	<b>13</b>	<b>0</b>
Длительность в полете, мин	-	3	0	66	1	1	2	-
Количество циклов в полете	3	30	1	395	3	6	24	5
Длительность 1 цикла, мин	0.00	0.08	0.16	0.17	0.17	0.17	0.07	0.00
Количество циклов на протяжении жизненного цикла	180,000	1,800,000	60,000	23,700,000	180,000	360,000	1,440,000	300,000
Длительность циклов на протяжении жизненного цикла, мин	0	150,000	9,600	3,966,000	30,000	60,000	96,000	0

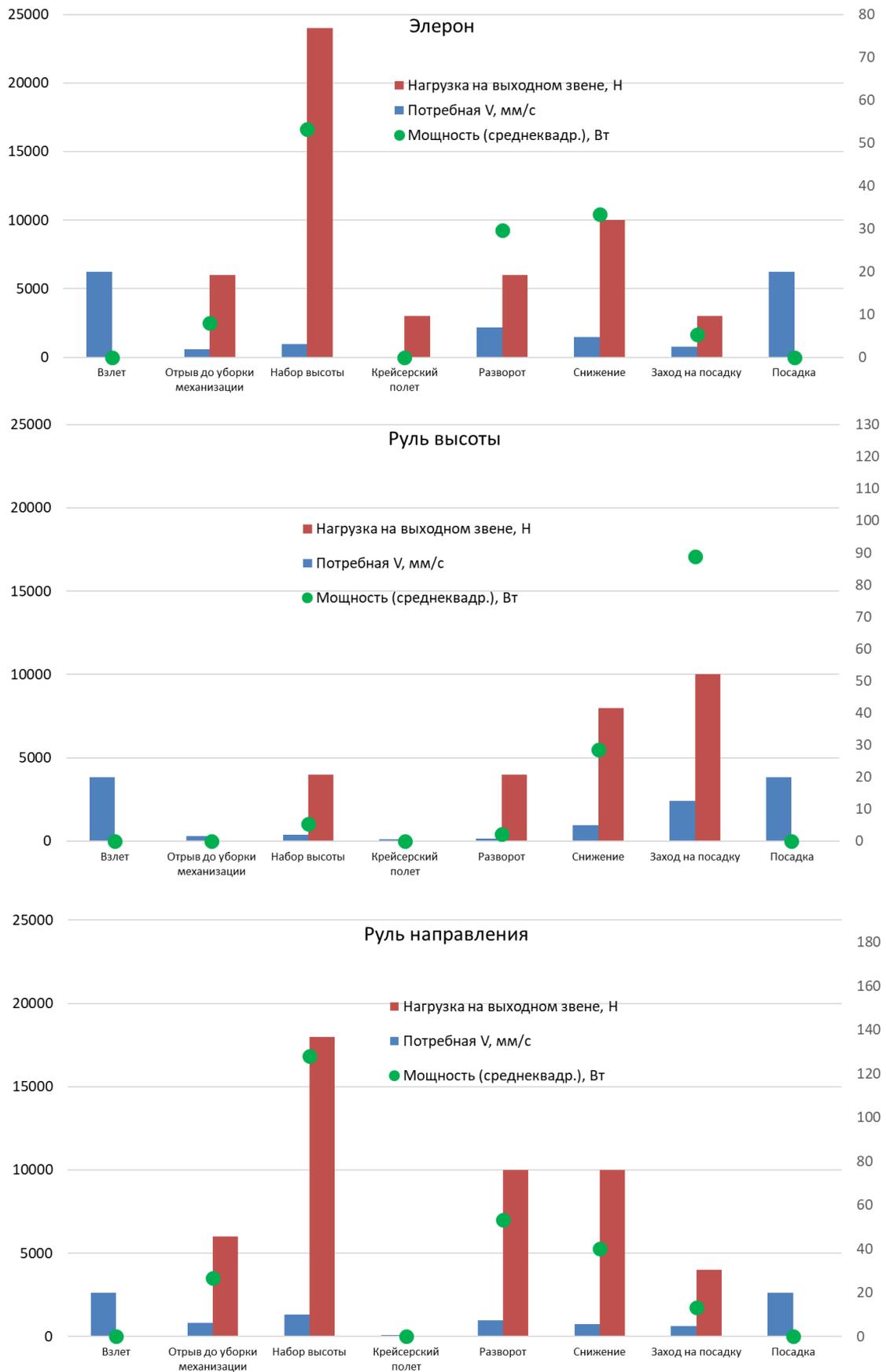


Рисунок 41 – Пример механической полетной циклограммы для приводов основных органов управления современного гражданского пассажирского магистрального самолета

На основании данных, приведенных в таблицах 10-12, энергия, затраченная на развитие полезной мощности в ходе эксплуатации на протяжении жизненного цикла, будет определяться выражением:

$$E_{\Sigma.ЖЦ.РП.Магистр\ ЛА} = P_{RMS.Взлет} \cdot t_{Взлет} + P_{RMS.Отрыв} \cdot t_{Отрыв} + \\ + P_{RMS.Набор\ высоты} \cdot t_{Набор\ высоты} + P_{RMS.Крейсер} \cdot t_{Крейсер} + P_{RMS.Разворот} \cdot t_{Разворот} + \\ + P_{RMS.Снижение} \cdot t_{Снижение} + P_{RMS.Заход\ на\ посадку} \cdot t_{Заход\ на\ посадку} + P_{RMS.Посадка} \cdot t_{Посадка}$$

В соответствии с выражениями, представленными в предыдущем разделе программы и методики ускоренных испытаний, значения  $t_{исп}$  при различных условиях испытаний показаны в таблице 13. Таким образом, отработка треугольного сигнала с максимальной амплитудой перемещения выходного звена и частотой 0,3 Гц под нагрузкой от 30 % до 40 % от  $F_{max}$  позволяет существенно ускорить процесс износа привода.

Таблица 13 – Расчет времени испытаний  $t_{исп}$  на квазистатических режимах с различными условиями проведения испытаний

Орган управления		Элерон	Руль высоты	Руль направления	
$E_{\Sigma.ЖЦ.РП.Магистр\ ЛА}$ , Вт*ч		<b>297 389</b>	<b>86 259</b>	<b>175 059</b>	
Длительность эксплуатации в ходе жизненного цикла, ч		<b>73 722</b>	<b>84 035</b>	<b>71 860</b>	
$t_{исп}$ , ч	$X_{cmd}=100\%(X_{max});$ $f=0,2\ Гц$	$F_{cmd}=20\%F_{max}$	5467	1244	1667
		$F_{cmd}=30\%F_{max}$	3644	829	1112
		$F_{cmd}=40\%F_{max}$	2733	622	834
		$F_{cmd}=50\%F_{max}$	2187	497	667
	$X_{cmd}=100\%(X_{max});$ $f=0,3\ Гц$	$F_{cmd}=20\%F_{max}$	3644	829	1112
		$F_{cmd}=30\%F_{max}$	<b>2430</b>	<b>553</b>	<b>741</b>
		$F_{cmd}=40\%F_{max}$	<b>1822</b>	<b>415</b>	<b>556</b>
		$F_{cmd}=50\%F_{max}$	1458	332	445

Основные виды неисправностей и отказов, характерных для ЭМРП, большинство из которых может быть в него внедрено по результатам проведенного АВПО для исследования эффективности алгоритмов диагностики, определены в таблицах 14-16 [54].

Таблица 14 – Основные виды неисправностей и отказов электрических и электронных компонентов ЭМРП

Элемент	Неисправность	Отказ
Силовое питание	Короткое замыкание	Короткое замыкание
	Обрыв в цепи	Обрыв в цепи
	Ухудшение характеристик	Короткое замыкание или обрыв цепи
	Температурный дрейф	Пробой диэлектрика
Конденсаторы контроллера	Пробой диэлектрика	Короткое замыкание или обрыв цепи
Транзисторы контроллера	Пробой диэлектрика	Короткое замыкание или обрыв цепи
Кабель	Короткое замыкание	Короткое замыкание
	Обрыв цепи	Обрыв цепи
	Старение изоляции /трение кабеля	Короткое замыкание или обрыв цепи
Паяные соединения	Нестабильный контакт	Рассоединение

Таблица 15 – Основные виды неисправностей и отказов механических элементов ЭМРП

Элемент	Неисправность	Отказ
Винт	Деформация	Сильные вибрации, отделение стружки
	Повышенный износ/люфт	Расширенный люфт
Гайка	Деформация	Сильные вибрации, отделение стружки
	Люфт	Расширенный люфт
	Ухудшение характеристик работы	Заклинивание/Разрушение
	Заедание/Залипание	Заклинивание/Разрушение
Канал возврата шариков	Искривление/Образование вмятин	Заклинивание/Разрушение
	Заклинивание	Заклинивание/Разрушение
Подшипники	Расслоение	Сильные вибрации, отделение стружки
	Заедание/Залипание	Заклинивание/Разрушение
	Коррозия	Сильные вибрации, отделение стружки , Заклинивание/Разрушение
	Люфт	Расширенный люфт, вибрация, Разрушение
Шток	Образование трещин	Структурное разрушение
Уплотнение подвижных элементов	Износ	Структурное разрушение
	Структурное разрушение	Структурное разрушение
Уплотнение статичных элементов	Структурное разрушение	Структурное разрушение
Шарики	Образование сколов/Деформация	Сильные вибрации, отделение стружки
	Повышенный износ	Люфт
Опоры	Образование трещин	Полное разрушение
Смазка	Загрязнение	Заклинивание/Разрушение
	Химическое разрушение	Заклинивание/Разрушение
	Высушивание	Заклинивание/Разрушение

Таблица 16 – Основные виды неисправностей и отказов ЭД ЭМРП

Элемент	Неисправность	Отказ
Соединение (обмоток статора, датчика положения ротора, обмотки тормоза и заземления)	Ухудшение характеристик работы (Может быть выявлено увеличенным сопротивлением)	Рассоединение
	Нестабильный контакт	Рассоединение
Статор	Обмотка не запитывается (характеристик ухудшаются)	Обмотка не запитывается (характеристик ухудшаются)
	Старение изоляции / трение кабеля (Может быть выявлено по уменьшенному или прерывистому току через обмотки статора)	Короткое замыкание
Датчик положения ротора	Обмотка не запитывается (этот и другие отказы датчика положения ротора могут привести к неточной обратной связи, характеристики привода ухудшаются)	Обмотка не запитывается (этот и другие отказы датчика положения ротора могут привести к неточной обратной связи, характеристики привода ухудшаются)
	Временный отказ обмотки	Постоянный отказ обмотки
	Старение изоляции / трение кабеля	Короткое замыкание
Постоянные магниты ротора	Старение межatomной связи магнитов ротора	Полное разделение магнита, отказ двигателя
	Эксцентриситет ротора	Отказ опор ротора

Для искусственного внедрения деградаций в ЭМРП предлагается использовать следующие способы:

- Механическая обработка подвижных компонентов ЭМРП позволяет снизить их прочностные характеристики (создание трещин, утоньшение отдельных элементов) или устранить отдельные элементы (шарики, ролики, зубья редуктора и пр.).

- Уменьшение количества смазочного материала, его замена на менее эффективный для данных условий работы или добавление абразивных компонентов позволяет увеличить трение и ускорить износ.

- Разбалансировка вращающихся компонентов редуктора может выполняться путем снятия материала или установки грузов для изменения баланса вращающейся части ЭМРП.

- Изменение зазора между ротором и статором может быть выполнено устранением части материала с опор (кольца подшипника), в которых вращается ротор.

- Добавление влаги, химически активных веществ или выдержка в соляном тумане ускоряют процесс развития коррозии в электронных и механических компонентах ЭМРП.

- Пропускание через полупроводниковые электронные компоненты постоянного тока определенной величины (активное термоциклирование) и/или внешний нагрев (пассивное термоциклирование) позволяет добиться термомеханического напряжения в транзисторах MOSFET и IGBT [69].

- Воспроизведение микротрещин в местах электрических соединений может выполняться путем установки электронного блока на вибростенд и задания разрушающего режима работы.

Ускорение старения магнитных связей (размагничивание) постоянного магнита может быть выполнено путем его нагрева до определенной температуры.

## **2.5 Выбор параметров деградаций для определения технического состояния редуктора ЭМРП**

В зависимости от целевого применения ЭМРП могут отличаться как архитектурой построения, так и реализуемыми ими техническими характеристиками. Поэтому, для адекватного функционирования системы диагностики для определенной модификации ЭМРП должны быть получены знания [70] о его работе.

Получение знаний о работе ЭМРП целесообразно проводить на различных этапах его жизненного цикла, в том числе при разработке, изготовлении и испытаниях, а также в ходе эксплуатации. В начале начальной разработки агрегатов, когда создаваемые подсистемы есть только в виде их моделей, исследования на них. В ходе появления прототипов ЭМРП становится возможным исследование натуральных характеристик при воссоздании ожидаемых условий функционирования (внешних факторов). Характеристики отдельно взятого натурального образца ЭМРП могут отличаться от проектных из-за технологических допусков и различия параметров протекающих рабочих процессов.

Анализ особенностей эксплуатации ЭМРП в качестве привода органа первичной системы управления полетом позволяет сформулировать

технические требования к характеристикам ЭМРП, определяющим динамику, точность позиционирования и энергетическую эффективность. Для признания системы ЭМРП неманевренного самолета работоспособным он должен обеспечивать следующие характеристики [71]:

- позиционирование выходного звена с точностью не более 2% максимальной амплитуды;
- способность совершать отклонение выходного звена от упора до упора;
- движение штока привода, отклоняющего рулевую поверхность со скоростью не менее 30 %/с, как без нагрузки, так и под нагрузкой, не превышающей 66%  $F_{max}$ ;
- плавный ход при движении (без подклиниваний);
- способность удержания штоком привода заданного положения при действии максимального усилия 100%  $F_{max}$ ;
- позиционная полоса пропускания привода (-3 дБ) не менее 1 Гц (для маневренных ЛА не менее 5 Гц);
- фазовый сдвиг для малых амплитуд входного сигнала  $X_{in} = [0,5...1]$  мм на 0,5 Гц не более 20 °, на 1 Гц не более 35 °.
- подъем амплитудной характеристики до 0,5 Гц не более 1,5 дБ; для [0,5...25] Гц не более 2,5 дБ.

Полная проверка на соответствие требованиям затруднительна в ходе полета и, как правило, требует проведения дополнительных наземных испытаний. Методика оценки характеристик приводов изложена в [72]. Изменения характеристик в процессе жизненного цикла ЭМРП могут свидетельствовать о деградации технического состояния.

В связи с развитием технологии отклонения рулевой поверхности с использованием ЭМРП [73-75], в ЦАГИ были проведены экспериментальные исследования ЭМРП с роликвинтовой передачей (РВП) под нагрузкой (рисунок 42). В процессе испытаний развивалась деградация редуктора,

которая привела к его разрушению и заклиниванию выходного звена (рисунок 43).



Рисунок 42 – Процесс проведения испытаний ЭМРП с РВП на нагрузочном стенде ЦАГИ



Рисунок 43 – Разрушение прямозубой передачи редуктора прототипа ЭМРП в ходе испытаний под нагрузкой на стенде ЦАГИ

На рисунке 44 показан верхний уровень диаграммы развития неисправностей ЭМРП с РВП, которая была сформирована в результате анализа видов и последствий отказов (АВПО/FMEA), позволяющего определить наиболее критичные или часто возникающие неисправности, на которых могут быть исследованы модели диагностики состояния.

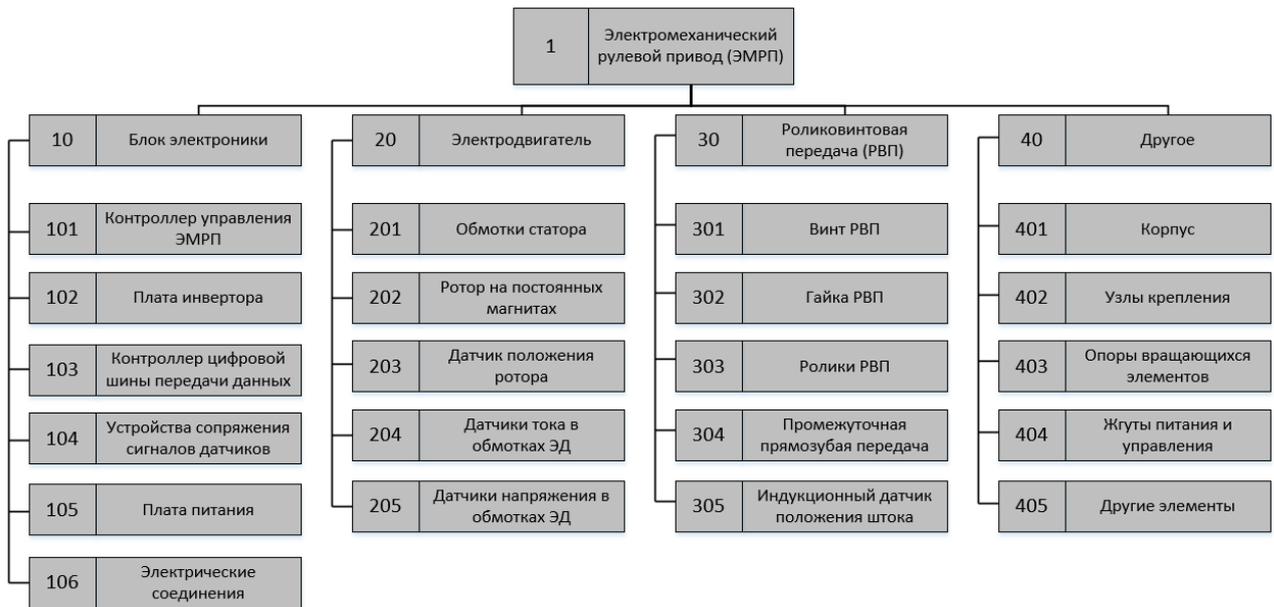


Рисунок 44 – Диаграмма развития неисправностей ЭМРП с РВП

Каждая подсистема ЭМРП обладает набором различных характерных классов технического состояния [76]. Для редуктора, в основном включающего в себя вращающиеся элементы наиболее характерны такие деградации, как: износ, пластические деформации, образование трещин и коррозия, которые в конечном счете приводят к увеличению люфта, появлению вибраций, заклиниванию или полному разрушению отдельных узлов. Помимо механического воздействия на ЭМРП износ компонентов происходит из-за коррозии металлов, развивающейся при наличии в среде функционирования влажности или химически агрессивных веществ. На локализацию развития коррозионных процессов влияют механические нагрузки, вызывающие напряженное состояние материала и местное изменение электрического потенциала. Высокая температура ускоряет развитие коррозии и может приводить изменения микроструктуры металлических компонентов под нагрузкой и снижению их прочностных характеристик.

Рост деградаций ЭД и его управляющей электроники, в большинстве случаев является следствием износа электрических компонентов, полупроводников и магнитов из-за температурного воздействия, коррозии, ионизирующего излучения и естественного старения. Такой износ может

вызывать как длительное ухудшение работы системы (напр. уменьшение выходной мощности), так и внезапные отказы (обрыв цепи, короткое замыкание и т.д.).

Известен способ оценки технического состояния механической системы, имеющей вращающиеся элементы с использованием спектра сигнала акустической эмиссии [77]. Такой способ требует установки дополнительных датчиков (акустических и/или вибро), что ограничивает его применение. Износ редуктора определяется уровнем действующих диссипативных сил трения и величиной люфта [78]. ЭМРП, как правило, оснащен датчиками, необходимыми для определения этих параметров.

После обнаружения неисправности, показанной на рисунке 43, и ремонта ЭМРП, испытания на нагрузочном стенде ЦАГИ были продолжены и в процессе них исследовались процессы развития деградаций (см. пп. 2.5.1 и 2.5.2) для определения технического состояния редуктора.

### **2.5.1 Анализ статической характеристики позиционирования**

Нелинейности ЭМРП типов «люфт» и «ограничение хода» могут быть определены при анализе статической характеристики позиционирования [79,80] – зависимости положения выходного звена ЭМРП от величины управляющего сигнала  $X_{рп}=f(U_{вх})$  при отработке треугольного сигнала малой частоты (рисунок 45). При анализе статической характеристики особое значение представляют участки «в малом» (менее 1% максимального управляющего сигнала  $X_{max}$ ) и «в большом» (в окрестности 100%  $X_{max}$ ), на которых могут быть выявлены нелинейности. Для идентификации величины люфта особое значение представляют участки, на которых изменяется направление движения выходного звена. Процесс износа контактирующих пар редуктора сопровождается отделением металлической стружки, которая способствует возникновению трещин, их разрастанию и в конечном счете разрушению или заклиниванию отдельных элементов редуктора.

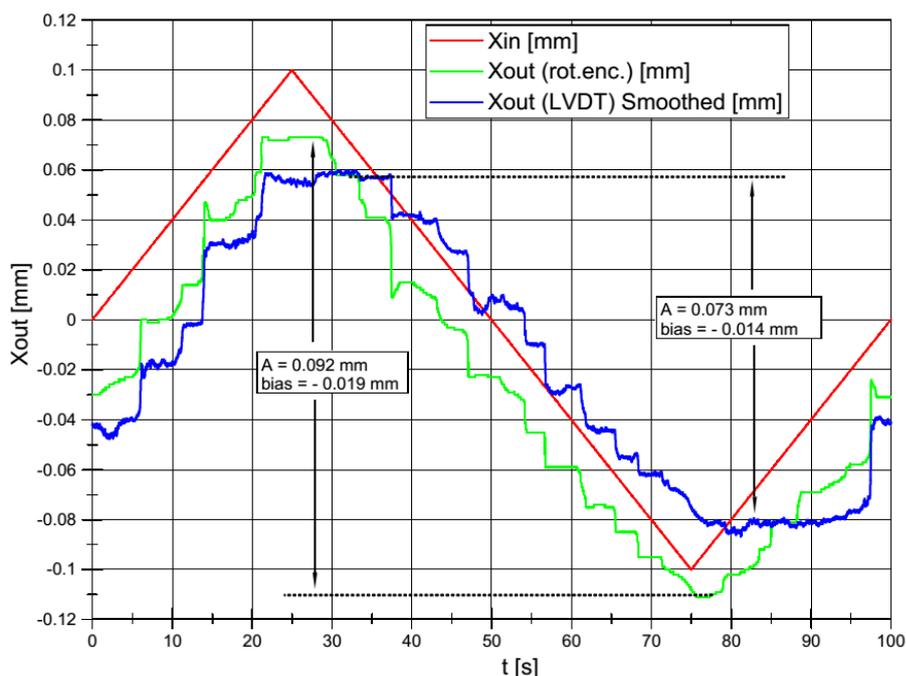


Рисунок 45 – Осциллограмма обработки треугольного сигнала для получения статической характеристики позиционирования.  $X_{in}$  – входной сигнал управления;  $X_{out} (rot. enc.)$ ,  $X_{out} (LVDT) Smoothed$  – положения выходного звена по датчику положения ротора и датчику положения выходного звена;  $A$ ,  $bias$  – размах и смещение относительно нулевого сигнала

Для исследования изменений позиционных признаков в процессе проведения испытаний ЭМРП с РВП под нагрузкой были собраны данные для проведения анализа изменения статической характеристики позиционирования. Даты и обстоятельства, при которых были получены данные представлены в таблице 17.

Таблица 17 – Фрагмент журнала работы с ЭМРП с РВП

Дата	Особенности работы ЭМРП и нагрузочной машины	Примечание
19.08.2019	-	После испытаний 25.08.19 привод отправлен на доработку разработчиком
28.11.2019	-	Проверочные пуски перед началом основной программы испытаний
09.07.2020	Перед началом проведения испытаний под нагрузкой	К штоку ЭМРП прикреплены узлы крепления к нагрузке
17.07.2020	После проведения тестовых пусков под нагрузкой (втягивание-выпуск). На испытаниях под нагрузкой привод не держал нагрузку	Шток ЭМРП свободен

На рисунке 46 показаны фрагменты полученных характеристик позиционирования для диапазонов входного сигнала  $\pm 0,1$  мм и  $\pm 5$  мм. Рост люфта 30 мкм (красный цвет) до 100 мкм (синий цвет) является следствием износа редуктора после проведения части испытаний под нагрузкой в ЦАГИ. В процессе проведения испытаний под нагрузкой и нарастанием износа редуктора, также наблюдалось отсутствие повторяемости в ходе отработки однотипных треугольных сигналов (оранжевый цвет), что обусловлено нарушением крепления статора к корпусу привода, выявленным на предприятии-разработчике данного ЭМРП.

На рисунках 47-48 показаны отклонения выходных сигналов обратной связи ротора ( $X_{enc}$ ) и LVDT-датчика ( $X_{lvd}$ ), расположенного на выходном штоке относительно текущего заданного положения штока ( $X_{ref}$ ) и определены их распределения. Наиболее информативным для определения люфта по распределению отклонений является сигнал датчика LVDT для диапазона  $\pm 5$  мм, скорректированный вычитанием огибающей ( $X_{lvd}-X_{ref}$ )\*, полученной с использованием полиномиальной функции.

На рисунке 49 показано изменение сигнала активного тока статора при отработке треугольного сигнала. Оценка активного тока при определении статической характеристики позиционирования может использоваться для оценки моментов трения при различных положениях выходного звена привода: существенное увеличение момента трения (активного тока) на определенных участках может свидетельствовать о наличии локальных механических повреждений в контактирующих парах редуктора. В полученных значениях активного тока, трудно выделить существенные изменения между испытаниями, проведенными в разные моменты времени, таким образом, повреждения отсутствуют. Для полной диагностики повреждений редуктора необходимо оценивать действующий момент трения на полном диапазоне рабочего хода привода.

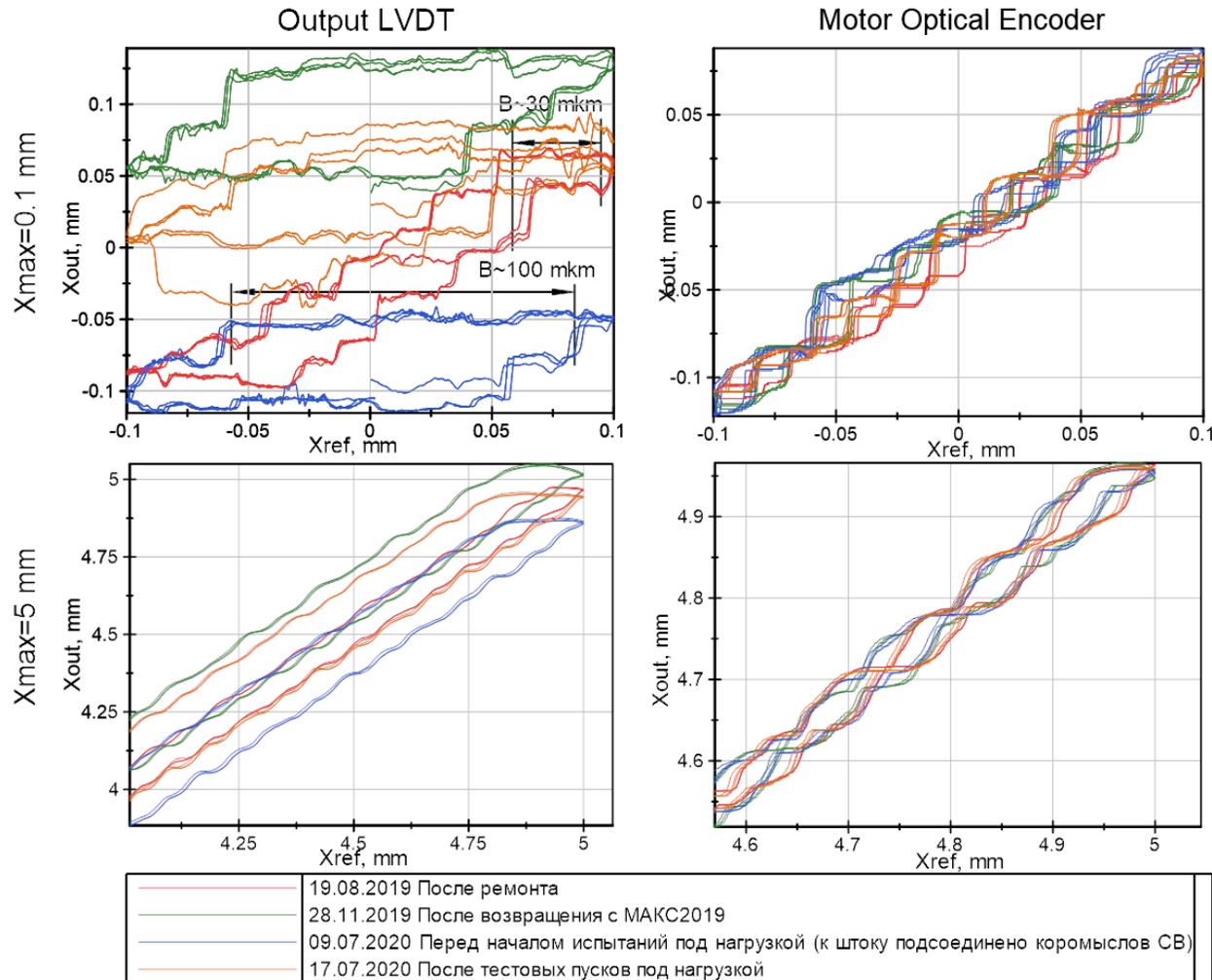


Рисунок 46 - Фрагменты статических характеристик позиционирования ЭМРП в разные моменты времени для амплитуд треугольного входного сигнала в области малых сигналов (сверху) и в области ограничения хода при втягивании (снизу), полученные по индуктивному датчику на выходном штоке и оптического датчика положения вала ЭД (В – люфт редуктора)

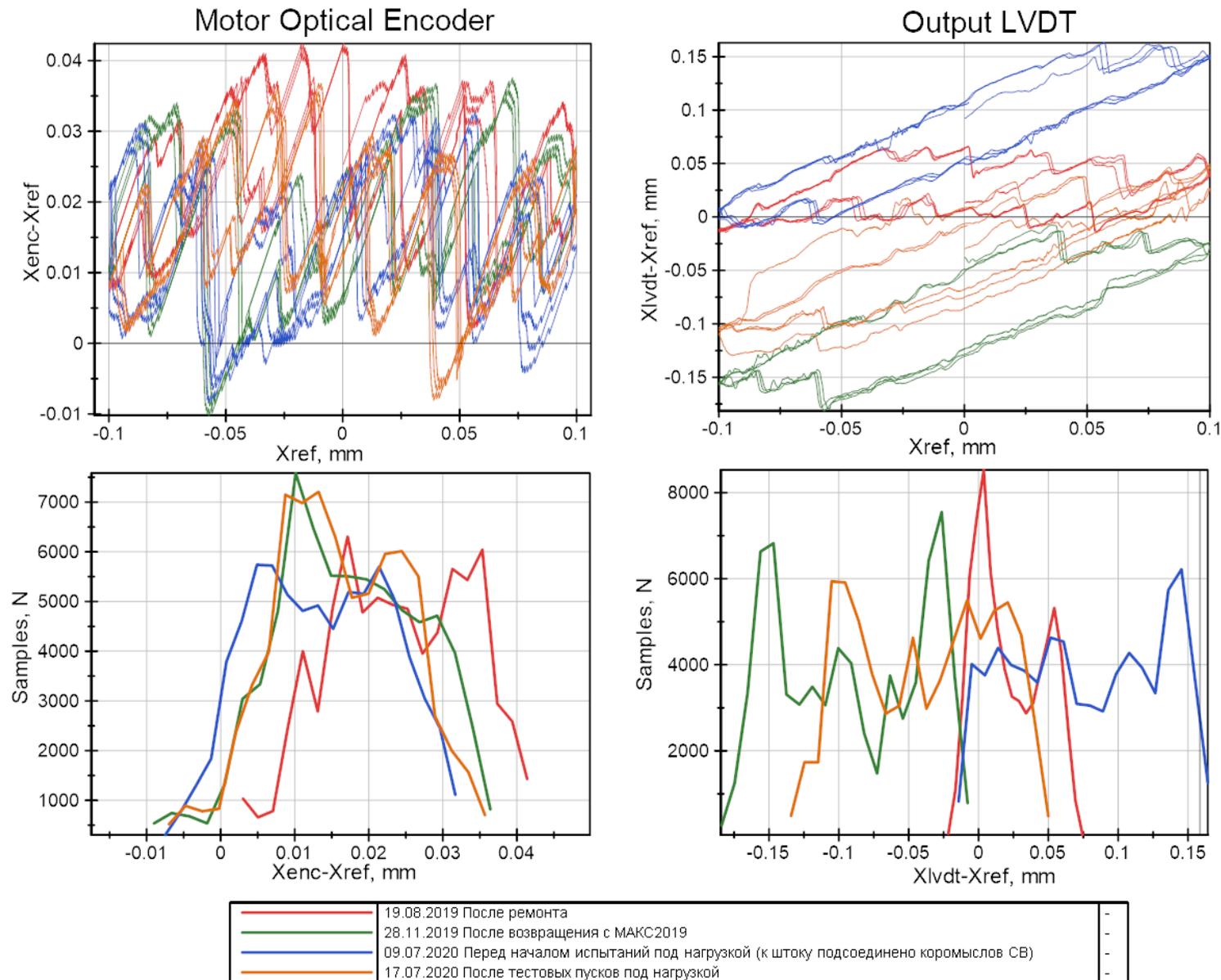


Рисунок 47 – Разброс разности сигналов выходного датчика относительно управляющего сигнала в диапазоне  $\pm 0,1$  мм

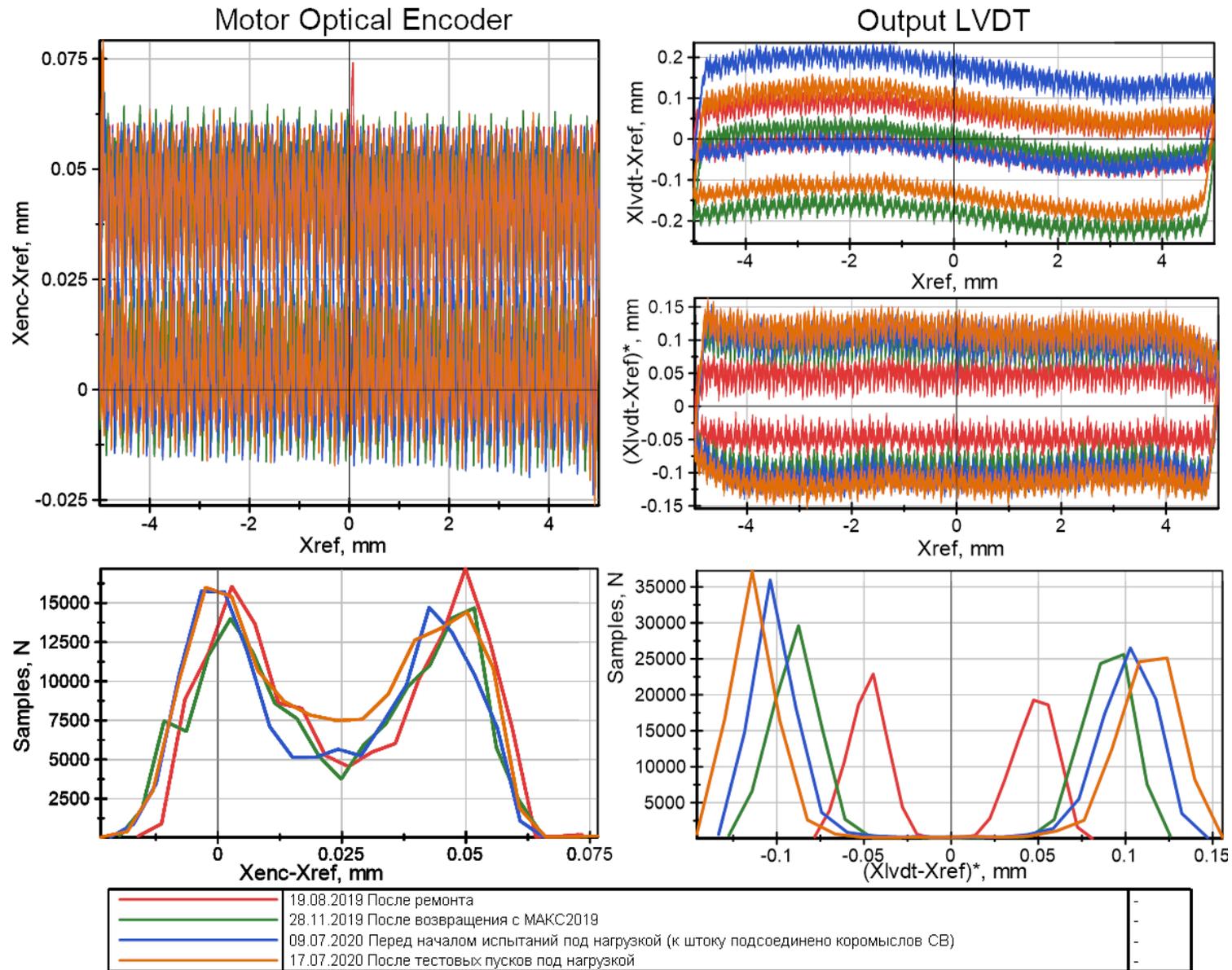


Рисунок 48 – Разброс разности сигналов выходного датчика относительно управляющего сигнала в диапазоне  $\pm 5$  мм

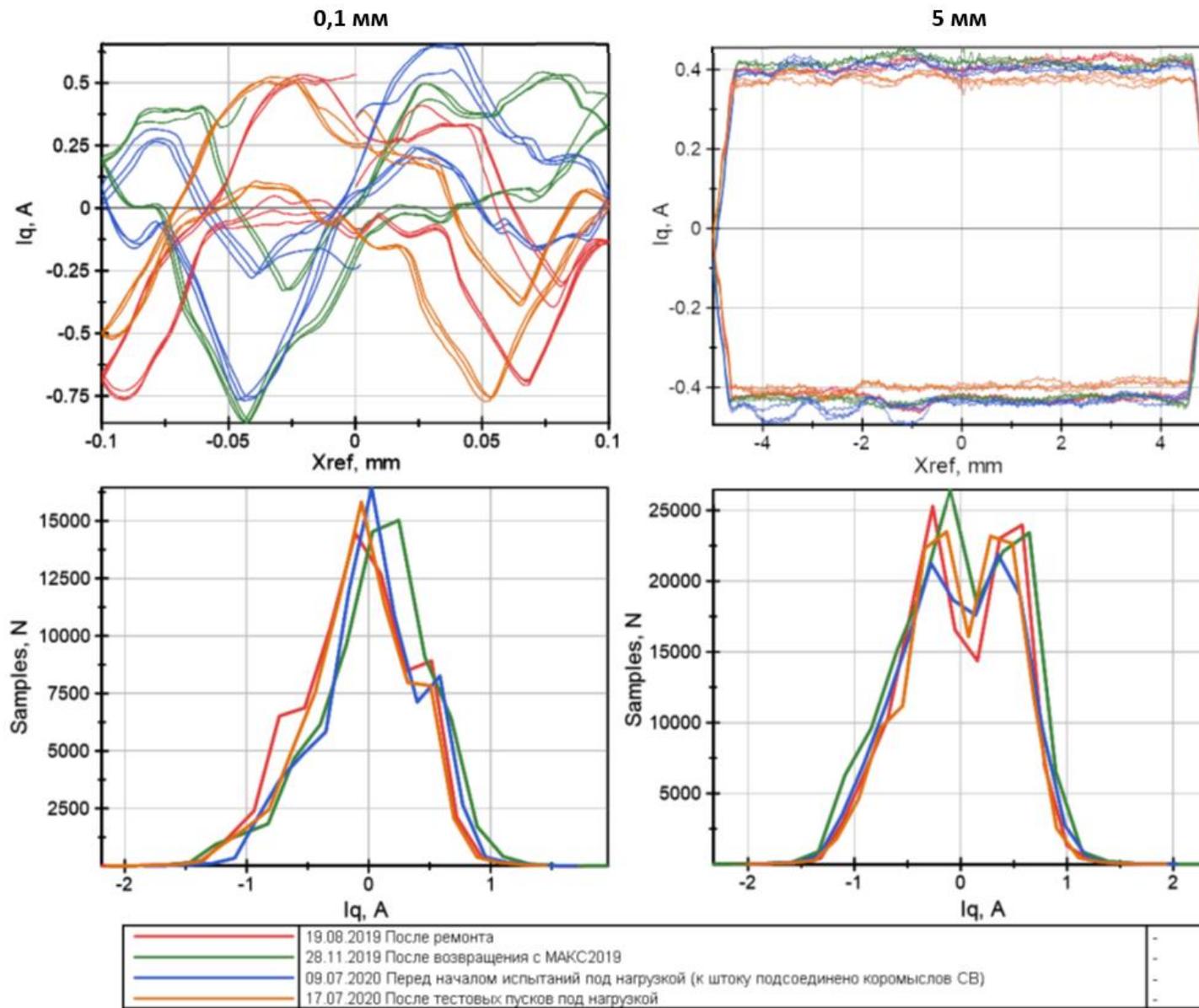


Рисунок 49 – Разброс активного тока  $I_q$  при получении характеристики позиционирования

Следует также отметить рост гистерезиса статической характеристики при высоких температурах окружающей среды (рисунок 50). Функционирование привода в условиях повышенной температуры вызывает температурное расширение элементов привода, изменяет свойства смазки и может сказываться на нелинейностях механической природы.

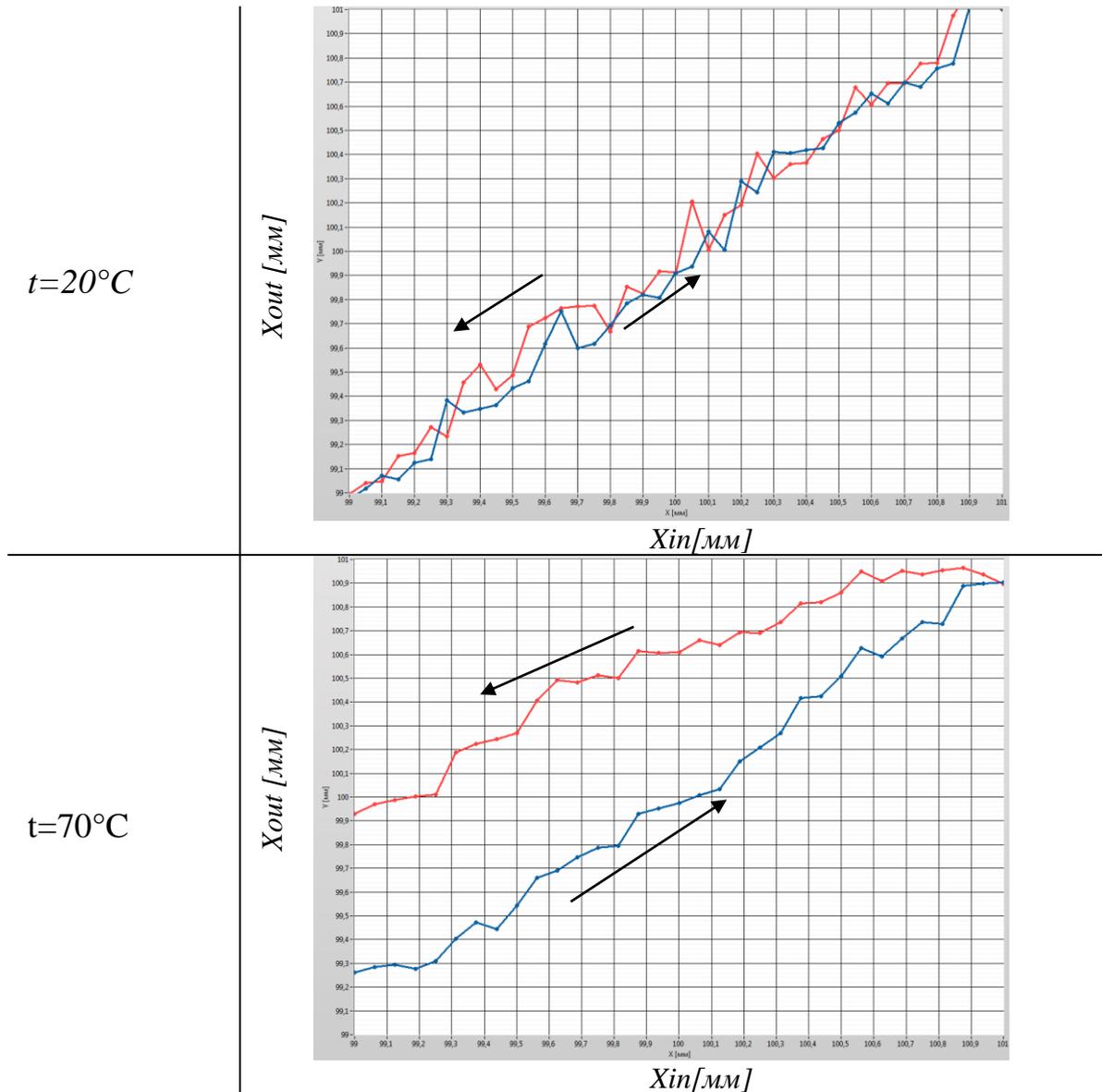


Рисунок 50 – Изменение характера позиционирования штока ЭМРП при повышенной температуре ( $70^{\circ}\text{C}$ ) в сравнении с нормальной температурой ( $20^{\circ}\text{C}$ ) по статической характеристике в положении  $100\% A_{max}=\pm 1\text{мм}$

Таким образом, накапливая статистические данные в течение жизненного цикла конкретного изделия о его статическом позиционировании можно диагностировать его техническое состояние, выявлять неисправности и снижать вероятность возникновения отказных ситуаций в ходе полета.

## 2.5.2 Анализ характеристик диссипации энергии

Кроме способа выявления неисправностей редуктора в статическом режиме и использования статистической обработки данных, возможно также проведение оценки и динамики изменения энергетических показателей ЭМРП, которые характеризуются соотношениями входной и выходной мощностей, обусловленными потерями энергии.

Наибольший вклад в потери энергии в редукторе вносит трение, которое разделяется на сухую и вязкую составляющие. Трение определяет уменьшение запаса мощности при увеличении потребляемого тока и температуры ЭД. С ростом деградаций редуктора увеличиваются потери потребляемой энергии на трение, которое в значительной степени зависит от уровня механической нагрузки на выходном звене и внешнего температурного воздействия на привод (см. пункт 1.2 главы 1). Эти факторы влияют на значения диссипативных сил и моментов в системе ЭМРП (рисунки 51 [65] ,52). При наличии деградаций диссипативные силы увеличиваются, что может быть выявлено на этих режимах.

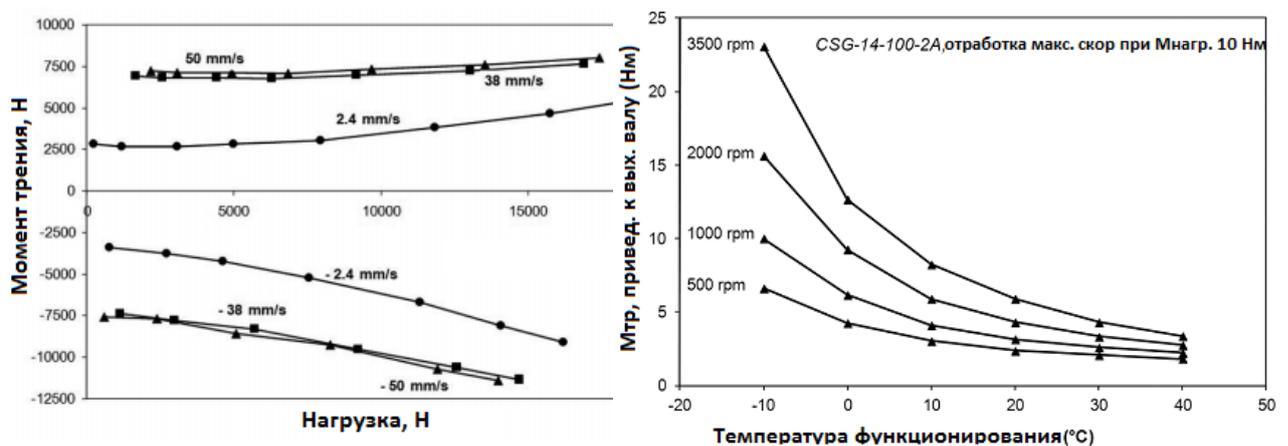


Рисунок 51 – Зависимость момента трения РВП от нагрузки (слева) и момента трения волновой передачи от температуры (справа) из-за совокупности линейного расширения материалов и изменения свойств смазки контактирующих тел редуктора

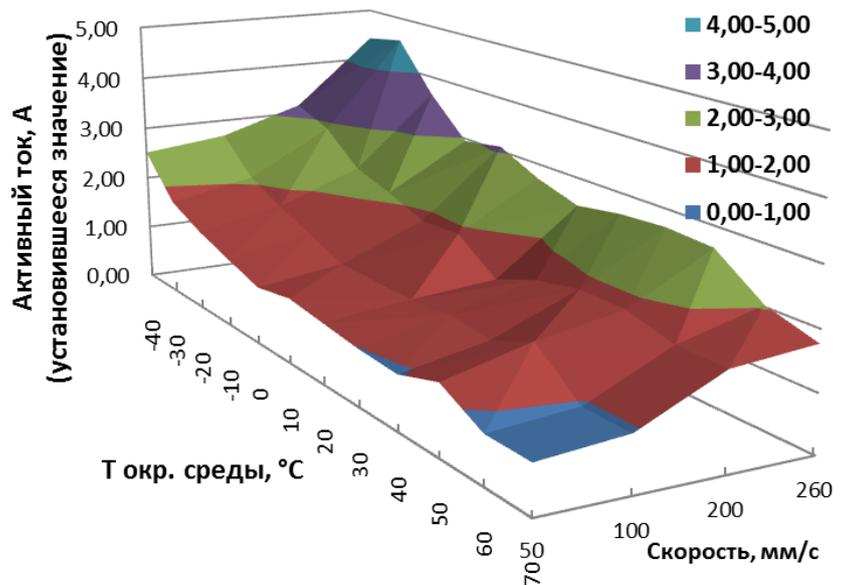


Рисунок 52 – Зависимости активного тока статора ЭМРП с РВП без нагрузки от скорости управляющего сигнала и температуры окружающей среды (справа) при проведении испытаний в климатической камере (слева)

Для выявления деградаций механической природы может осуществляться мониторинг потерь энергии на трение. Анализ потерь энергии следует проводить при воспроизведении треугольных управляющих сигналов и исследовать участки постоянной скорости, на которых контролируемые параметры должны достигать своих установившихся значений. Пример контрольной осциллограммы показан на рисунке 53.

Параметры эксперимента:

- Управляющий сигнал: форма – треугольник,  $A_{вх} = \pm 25$  мм,  $f = 0,1 \dots 1,0$  Гц;
- Коэффициент по моменту  $K_t = 0,6768$  Н·м/А;
- Нагрузка: 0, 20%, 40% и 60% от  $F_{max}$ .

Характеристика трения  $M_{ст} = f(V)$  – зависимость статического момента, развиваемого ЭД, от скорости вращения его вала (или перемещения штока). Получение характеристики трения может выполняться косвенным способом посредством регистрации установившихся значений активного тока  $I_q$  с последующим его пересчетом в статический момент ЭД и самой скорости  $V$ . На рисунке 54 показана характеристика трения ЭМРП с РВП, полученная подобным образом, а в таблице 18 основные параметры трения.

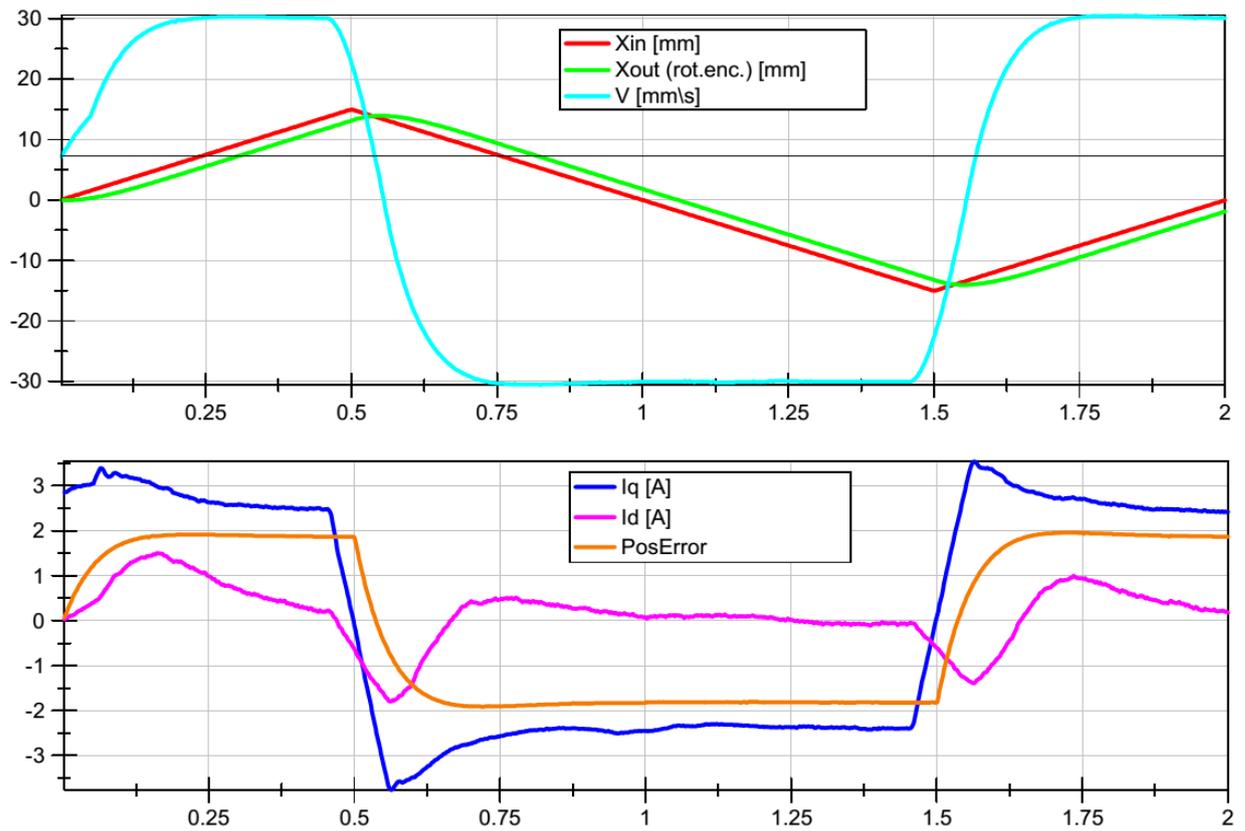


Рисунок 53 – Пример осциллограммы для получения характеристики трения ( $A_{in}=15\text{ мм}$ ,  $f=0,05\text{ Гц}$ ).  $X_{in}$  – входной сигнал положения выходного звена,  $X_{out}$  – сигнал датчика обратной связи выходного звена,  $V$  – скорость выходного звена,  $I_q$  – активный ток статора,  $I_d$  – реактивный ток статора,  $PosError$  – рассогласование между  $X_{in}$  и  $X_{out}$

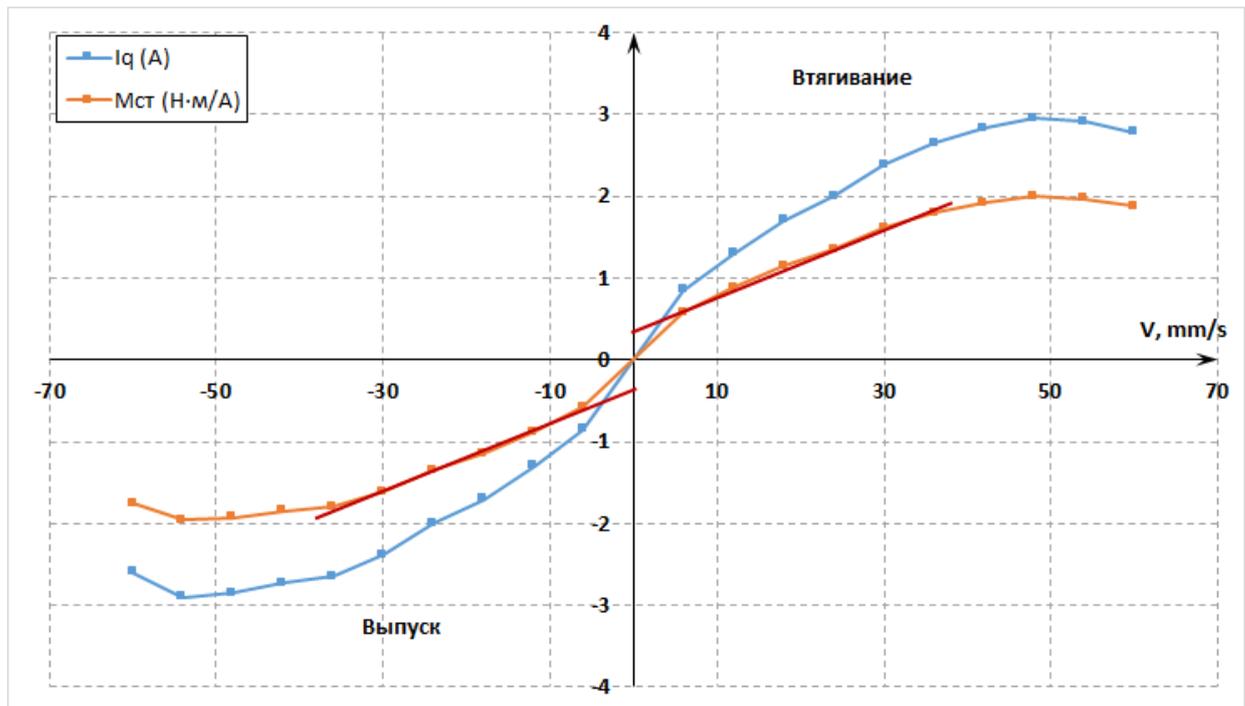


Рисунок 54 – Характеристика трения ЭМРП с РВП

Таблица 18 – Параметры ЭМРП, определенные по его характеристике трения

Сухое трение, приведенное к валу ЭЛ, Н·м	0,363
Коэффициент вязкого трения, приведенного к валу ЭД, Н·м·с/рад (в интервале скоростей до 1700 об/мин → 36 мм/с)	0,0109

Определение усилия страгивания и формы характеристики трения при скоростях менее 5 мм/с требует проведения дополнительных экспериментов с воспроизведением треугольного сигнала амплитудой  $A=\pm 5, \pm 10$  мм, и частотой  $f=0,01, 0,02$  и  $0,05$  Гц. Для исследования влияния внешней нагрузки на характеристики трения должны быть проведены дополнительные испытания с приложением внешней силы к штоку.

## 2.6 Моделирование деградаций редуктора

В настоящей работе были исследованы процессы развития деградаций с параметрами люфта и трения, выбранными в п 2.5 настоящей работы и элементов методики, описанной в п 2.4 настоящей работы.

Схема программно-математической модели исследования процессов развития деградаций редуктора показана на рисунке 55.

Предлагается исследовать процессы износа ЭМРП при недопущении выхода на предельные режимы по нагрузке с использованием известного метода ускоренного воспроизведения рабочих циклов, при котором работа, выполняемая приводом в процессе испытаний, соответствует типовой полетной циклограмме, воспроизводимой на протяжении эксплуатации привода. Для исследования процессов развития деградаций для нелинейной системы ЭМРП предлагается использовать треугольную форму управляющего сигнала амплитуды и частоты, подбираемых для обеспечения предельного режима работы ЭМРП по скорости.

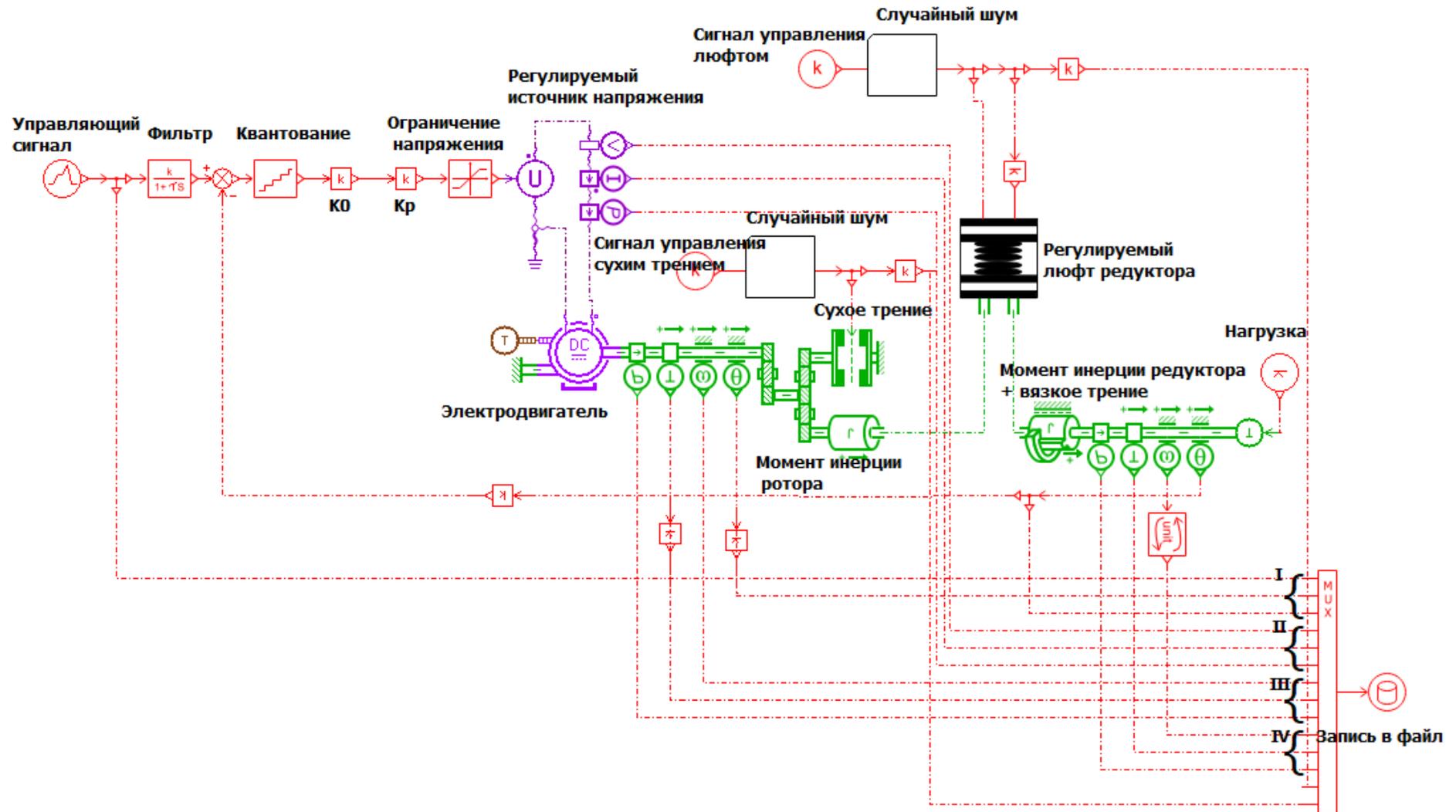


Рисунок 55 – Блок схема для моделирования деградаций редуктора ЭМРП БЛА

Для ЭМРП БЛА основным критерием, определяющим способность обеспечивать его целевое использование являются частотные характеристики, допустимые искажения которых представлены в таблице 19.

Таблица 19 – Границы допустимых искажений частотных характеристик

Параметр	Значение
Снижение АЧХ в диапазоне от 0,1 до 0,7 Гц	-3 дБ
Снижение ФЧХ в диапазоне от 0,1 до 0,7 Гц	-90°
Подъем АЧХ в диапазоне от 0,1 до 3 Гц	1,5 дБ

Для оценки деградации состояния ЭМРП были получены и рассмотрены частотные характеристики как без нагрузки, так и под нагрузкой, соответствующей номинальному моменту привода при варьировании параметров деградаций: люфт и сухое трение (таблица 20, рисунки 56,57).

В соответствии с проведенным анализом люфт редуктора выбирается под действием нагрузки, поэтому оказывает значимое влияние на динамические характеристики ЭМРП только при отсутствии нагрузки. При этом сухое трение значимо влияет на динамические характеристики как под нагрузкой, так и при ее отсутствии. Таким образом для оценки степени износа ЭМРП по параметрам люфта и сухого трения целесообразно использовать математическую модель без нагружения выходного звена.

Таблица 20 – Матрица влияния параметров деградаций люфт и сухое трение на динамические характеристики ЭМРП в диапазоне частот 0,1...7 Гц

Параметр деградации	Нагрузка	+ (значимо влияет)
		- (не влияет)
Люфт	Без нагрузки	+
	$M_{nom}$	-
Сухое трение	Без нагрузки	+
	$M_{nom}$	+

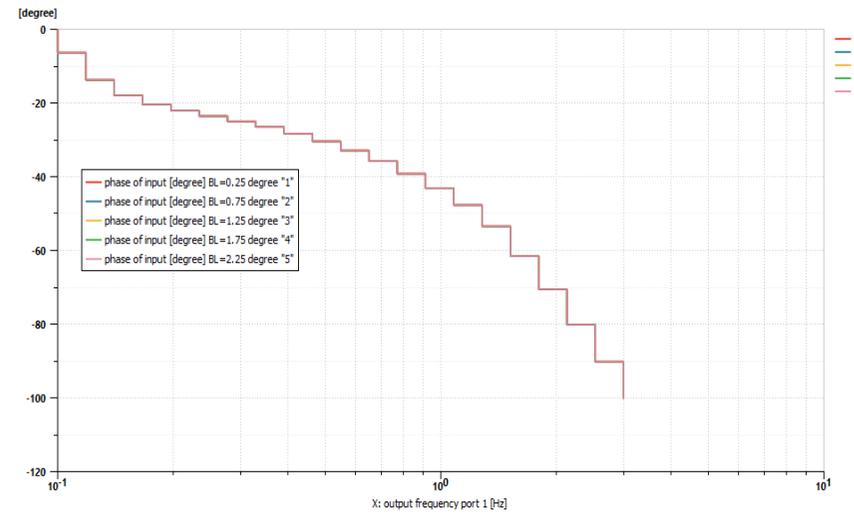
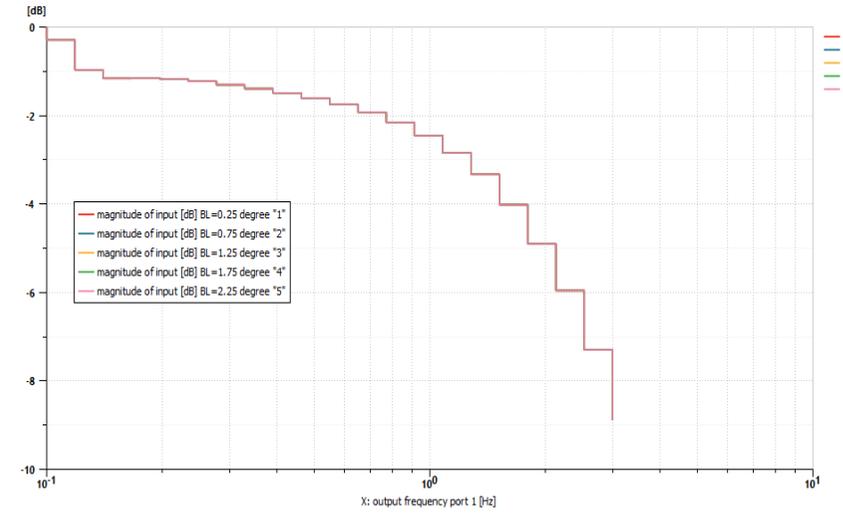
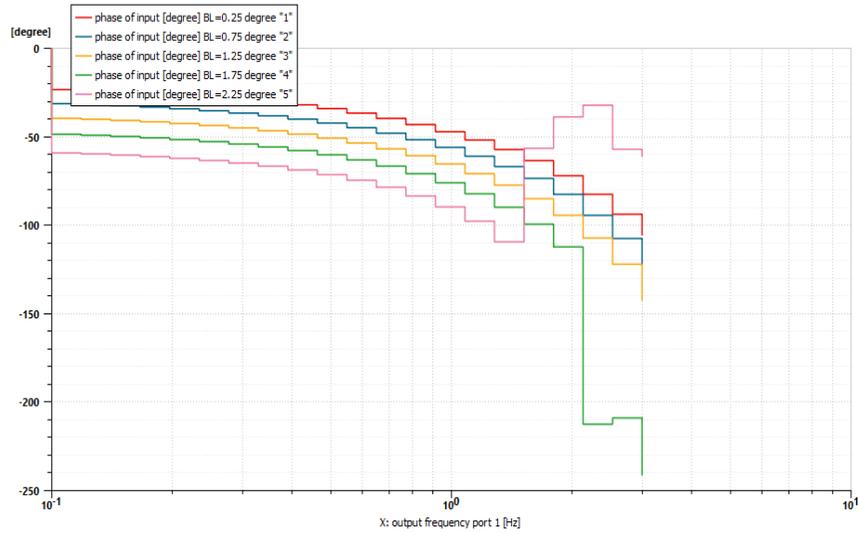
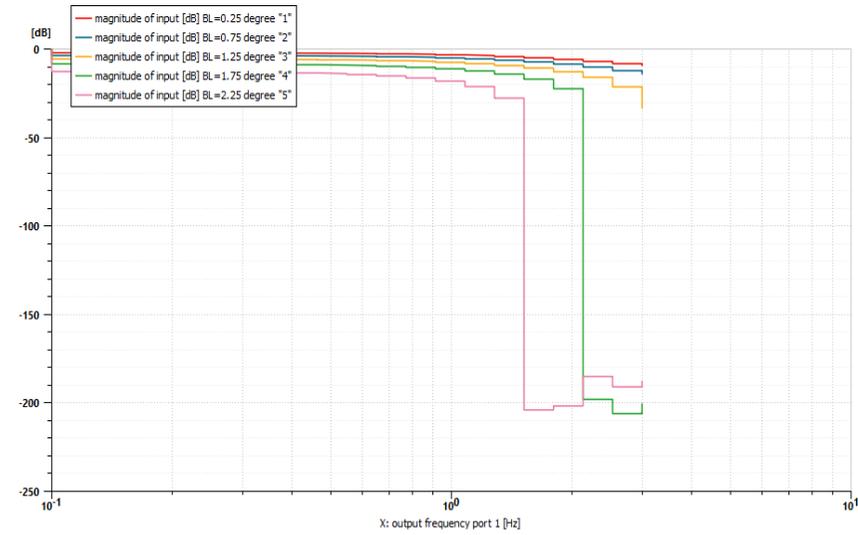


Рисунок 56 – Влияние люфта на ЛАФЧХ: без нагрузки (слева) и под нагрузкой 3,5 Нм (справа)

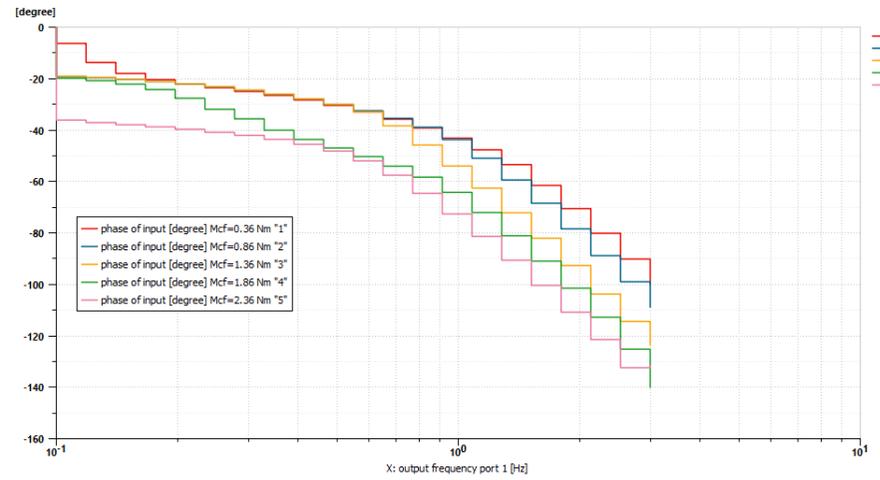
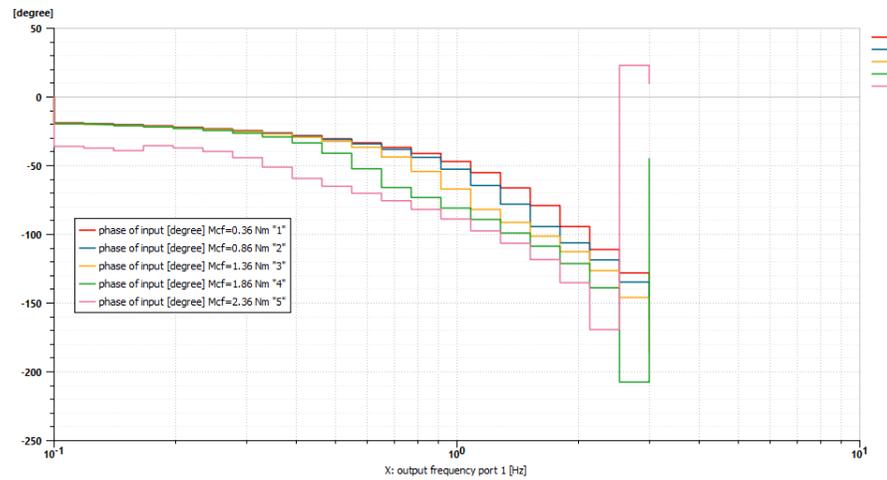
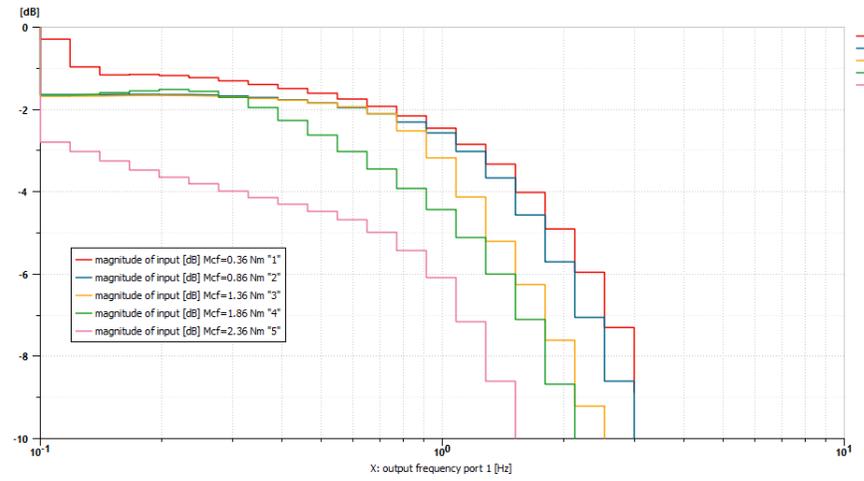
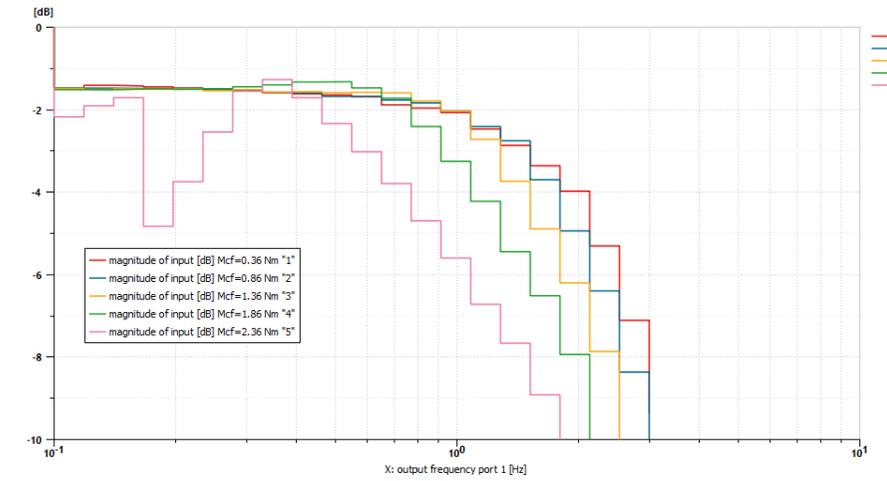


Рисунок 57 – Влияние сухого трения на ЛАФЧХ: без нагрузки (слева) и под нагрузкой 3,5 Нм (справа)

На рисунках 58,59 показано, как параметры люфта и сухого трения значимо влияют на выходной сигнал ЭМРП во временной области.

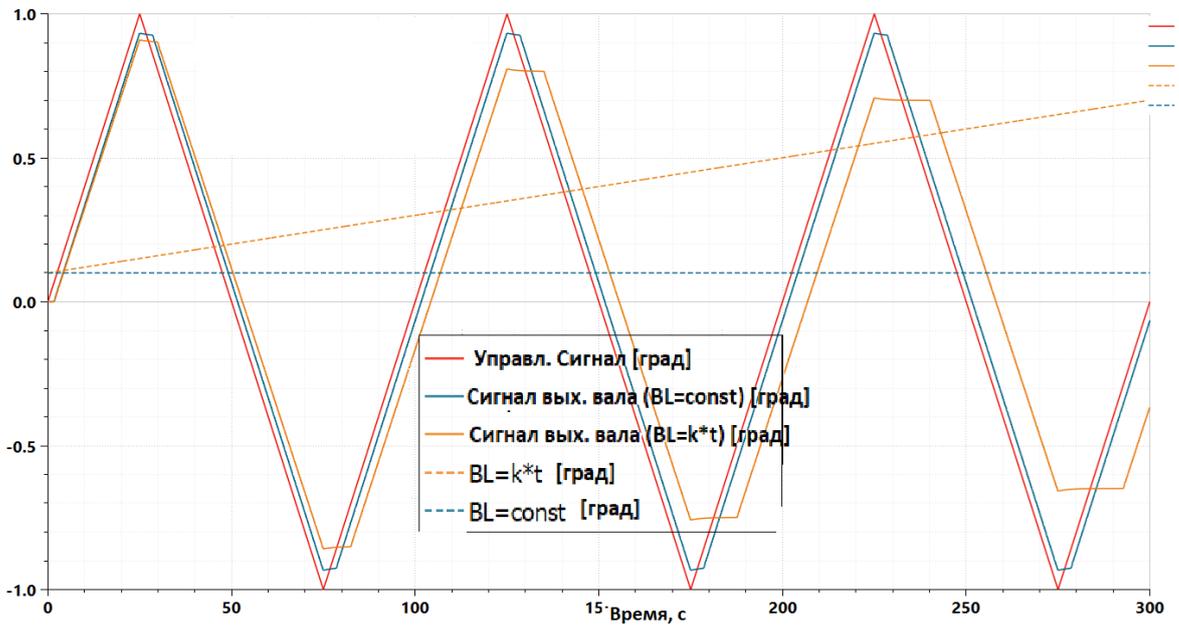


Рисунок 58 – Обработка управляющего треугольного сигнала (красный) при постоянном (синий) и линейно нарастающем (желтый) люфте (BL)

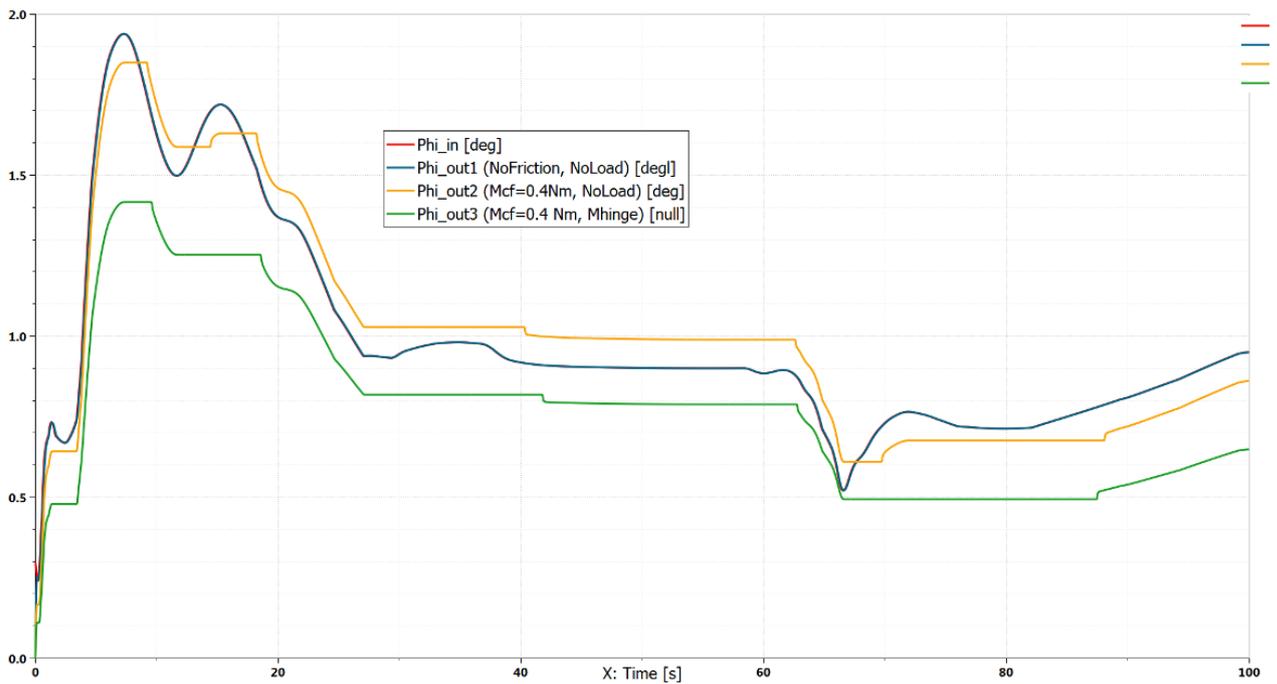


Рисунок 59 – Моделирование циклограммы отклонения выходного звена ЭМРП при взлете и наборе высоты БЛА: Phi\_out1 – без нагрузки, Phi\_out2 – с учетом сухого трения, Phi\_out3 – с учетом сухого трения и действующего шарнирного момента

В результате моделирования были определены классы технического состояния ЭМРП БЛА в зависимости от значений параметров деградаций люфта ( $BL$ ) и сухого трения ( $Mfr$ ):

- **Исправное:**  $BL \in [0,05 \ 0,50]^\circ$ ,  $Mfr \in [0,25 \ 0,70]$  Нм;
- **Предаварийное:**  $BL \in [0,55 \ 1,00]^\circ$ ,  $Mfr \in [0,75 \ 1,20]$  Нм;
- **Аварийное:**  $BL \in [1,05 \ 1,50]^\circ$ ,  $Mfr \in [1,25 \ 1,70]$  Нм.

Границы диапазонов, характеризующих исправное состояние, определены в конструкторской документации разработчика ЭМРП и подтверждены экспериментально при стендовых испытаниях серийного образца ЭМРП.

Границы диапазонов, характеризующих аварийное состояние по моменту выбраны в соответствии с ограничениями по номинальному моменту, задаваемыми разработчиком ЭД по длительности безопасной работы привода под нагрузкой (рисунок 60), а по люфту обусловлены появлением самопроизвольных периодических процессов на выходном звене, которые наблюдались в ходе экспериментальных исследований при увеличенном люфте.

Границы диапазонов, характеризующих предаварийное состояние, являются промежуточными между исправным и предаварийным состояниями.

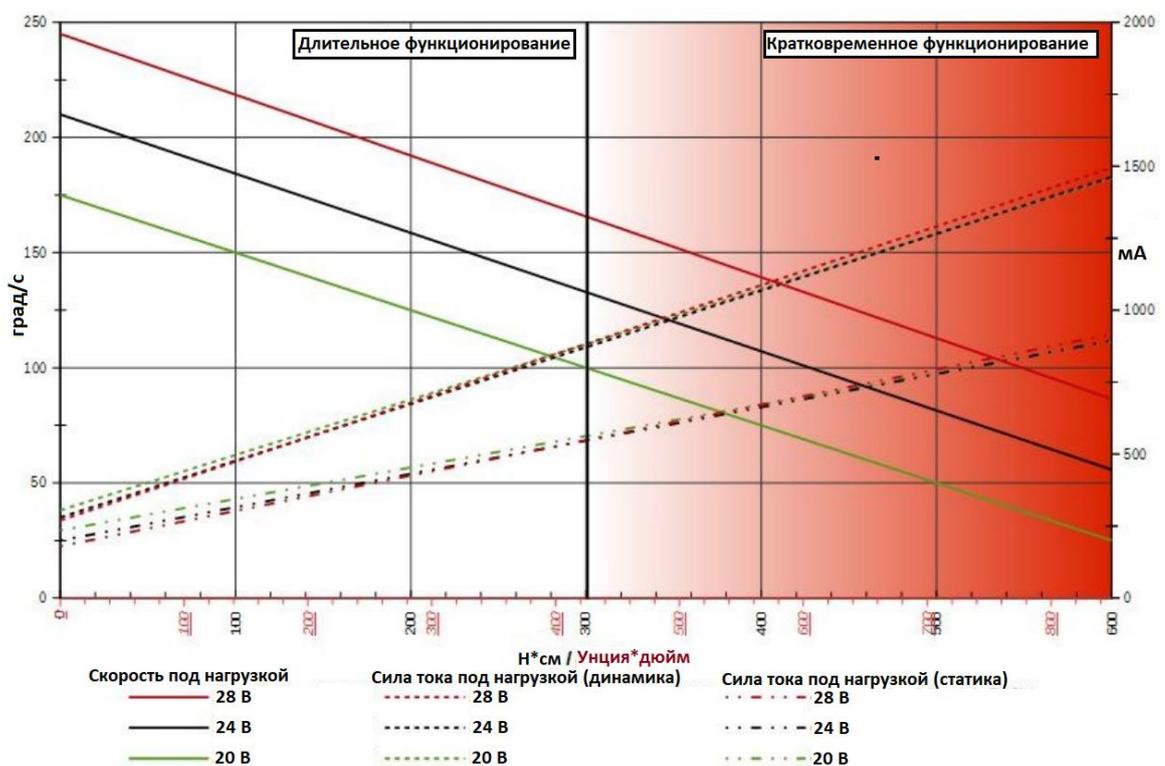


Рисунок 60 – Допустимые режимы работы ЭМРП по моменту ЭД

Для исследования развития процессов деградаций модель [81] сервопривода позволяет управлять текущим моментом трения (штатно реализовано в среде моделирования) и текущим люфтом (библиотека блока модели люфта была доработана). Для исследования устойчивости работы алгоритма диагностики в сигналы, управляющие люфтом и трением была введена шумовая составляющая, обусловленная наличием микронеровностей в натурном ЭМРП. Блок-схема программного описания шума представлена на рисунке 61.

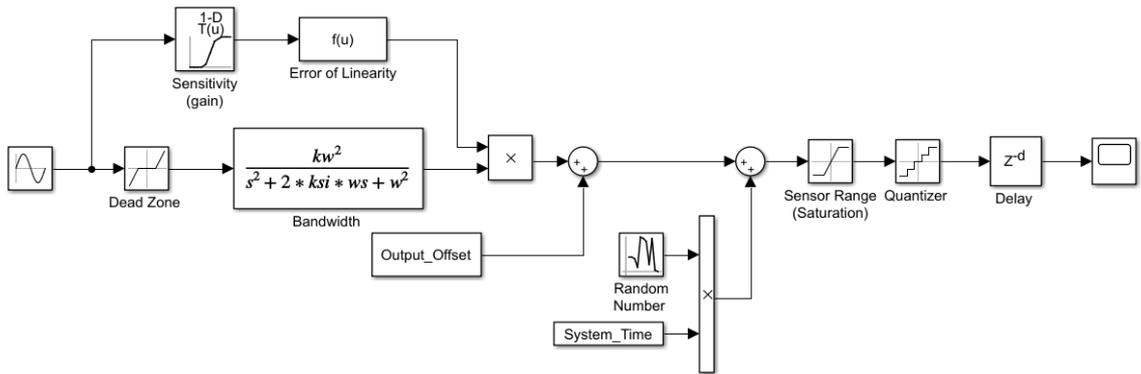


Рисунок 61 – Блок-схема модели шума

В общем случае выходной сигнал  $X_{out}$  модели шума может быть представлен в виде  $X_{out} = X_{in} \cdot Sens + Offset$ , где  $X_{in}$  – измеряемый входной сигнал (например, в электрических единицах измерения: В или А),  $Sens$  – масштабный коэффициент пересчета электрического сигнала в измеряемый физический,  $offset$  – смещение нуля. К выходному сигналу добавлен белый шум  $Noise$  с гауссовским распределением с нулевым средним и дисперсией  $var = \sigma^2$ , рассчитываемой от максимального диапазона измерения ( $X_{max} - X_{min}$ ). В соответствии с распределением Гаусса, 99,7% значений укладывается в  $\pm 3\sigma$ . Схема также позволяет вносить квантование по времени и уровню и характеристики частотного отклика датчика. Сигнал момента трения с наложенным на него шумом показан на рисунке 62.

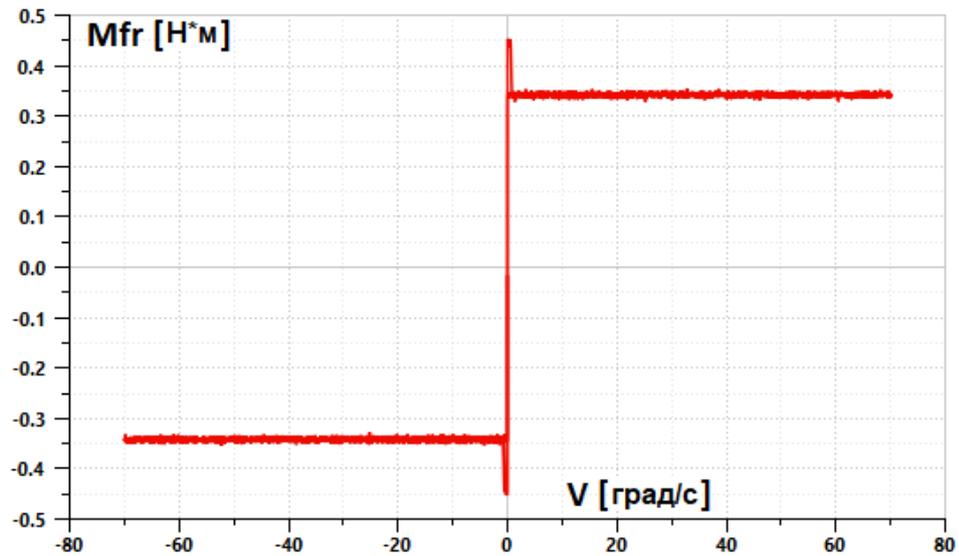


Рисунок 62 – Изменение момента трения с учетом страгивания и случайного шума в зависимости от скорости вращения вала

Для исследования процессов развития деградаций было проведено моделирование ЭМРП квазистатических треугольных сигналов и полетной циклограммы при изменении момента сухого трения  $T_{Fr.C}$  и значения люфта в редукторе  $BL$ , окно настройки параметров представлено в таблице 21. Моделирование проводилось без учета внешней механической нагрузки и для постоянной температуры функционирования  $25\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Общее количество файлов в ходе отработки этих режимов составило 1800. Полученные данные были использованы для разработки и исследования алгоритмов диагностики и прогнозирования технического состояния, представленных в главе 4 настоящей работы.

Таблица 21 – Окно настройки параметров моделирования.  $BL$  – люфт,  $Mfr$  – момент сухого трения в редукторе

Name	Unit	Value	Step size	Num below	Num above	Min value	Max value	Number of simulations
<input checked="" type="checkbox"/> BL	degree	0.05	0.05	0	29	0.05	1.5	30
<input checked="" type="checkbox"/> Mfr	Nm	0.25	0.05	0	29	0.25	1.7	30

## 2.7 Значения параметров, используемых в модели ЭМРП БЛА

Подсистема	№	Параметр	Имя переменной	Значение	Размерность	Примечание/Источник
Контроллер	1	Применяемый алгоритм управления ЭД	-	Трапецевидная коммутация обмоток	-	Конструкторская документация на ЭМРП
	2	Коэффициент П-регулятора	$K_p$	5	null	Конструкторская документация на ЭМРП
	3	Точность входного сигнала (квантователь)	$q$	1	Градус	Конструкторская документация на ЭМРП
	4	Постоянная времени апериодического фильтра	$T_f$	0,08	с	Конструкторская документация на ЭМРП
Электродвигатель	5	Напряжение питания	$V_{DC}$	27	В	ТЗ
	6	Соединение обмоток	-	Треугольник	-	Спецификация на ЭД
	7	Тип ротора	-	Явнополюсный	-	Спецификация на ЭД
	8	Число пар полюсов	$pp$	1	null	Спецификация на ЭД
	9	Индуктивность фазы	$L$	0,000462	Г	Спецификация на ЭД
	10	Сопротивление фазы	$R$	9,01	Ом	Спецификация на ЭД
	11	Постоянная по скорости	$kw$	345	Об/мин /В	Спецификация на ЭД
	12	Коэффициент по моменту	$kt$	0,027679121	В·с/рад	Спецификация на ЭД
	13	Базовая температура ЭД	$T_{ref}$	25	°С	Спецификация на ЭД
	14	Температурный коэффициент коррекции сопротивления обмоток	$\alpha_{copper}$	0,39	%/К	Для меди
	15	Температурный коэффициент коррекции магнитного потока	$\alpha_{magnet}$	-0,1	%/К	Для NdFeB
	16	Момент инерции ротора и трибки	$J_{rot}$	0,000000452	кг·см <sup>2</sup>	Спецификация на ЭД
Редуктор	17	Передаточное отношение редуктора	$GR$	1/324	null	Конструкторская документация на ЭМРП
	18	Момент инерции редуктора, приведенный к выходному валу	$J_{gear}$	0,0487	кг·м <sup>2</sup>	Конструкторская документация на ЭМРП

19	Люфт редуктора	$BL$	от 0,35 до 0,8	$^{\circ}$	Конструкторская документация на ЭМРП
20	Жесткость редуктора	$Cg$	5,58	$\text{Нм}/^{\circ}$	Конструкторская документация на ЭМРП
21	Сухое трение в редукторе	$Mcf$	0,35	Нм	Трение по выбегу
22	Трение страгивания	$Msf$	0,45	Нм	$Msf=Mcf*1,3$
24	Коэффициент вязкого трения в редукторе	$Kvf$	0,05	$\text{Нм}/\text{об}/\text{мин}$	Экспериментальная верификация

## 2.8 Выводы к главе

1. Разработана программно-математическая модель ЭМРП БЛА, которая использовалась для разработки и исследования методов оценки технического состояния. Модель редуктора выполнена в виде «двухмассовой системы» и представляет собой моменты инерции ротора ЭД и редуктора, между которыми существует упругая связь и люфт, а также учитываются сухое и вязкое трения. Именно эти параметры характеризуют деградацию редуктора, поскольку упругая связь и люфт оказывают существенное влияние на частотные характеристики ЭМРП, а трение определяет увеличение потребляемого тока и увеличение температуры.
2. Для определения параметров разработанной модели и ее верификации были проведены экспериментальные исследования статических и динамических характеристик ЭМРП. Разработанная нелинейная модель ЭМРП воспроизводит экспериментальные данные с высокой точностью, ошибка в статических и динамических характеристиках не превышает 10%
3. Разработана методика формирования данных о работе ЭМРП, исключая выход на предельные по нагрузке режимы с использованием известного метода ускоренного воспроизведения рабочих циклов, при котором работа, выполняемая приводом в

процессе испытаний, соответствует типовой полетной циклограмме, воспроизводимой на протяжении эксплуатации привода.

4. При исследовании процессов развития деградаций для нелинейной системы ЭМРП предлагается использовать треугольную форму управляющего сигнала с амплитудой и частотой, подбираемыми для обеспечения предельного по скорости режима работы ЭМРП.
5. Разработанная методика позволяет сократить длительность испытаний на износ по сравнению с длительностью жизненного цикла как минимум в 20 раз. Разработанная методика может быть использована при формировании выборки для обучения и тестирования интеллектуального классификатора
6. Для исследования процессов развития деградаций редуктора и выбора их параметров на стенде нагрузочных испытательных машин ЦАГИ проведены экспериментальные исследования ЭМРП. В процессе проведения испытаний ЭМРП были исследованы статические характеристики позиционирования, полученные при отработке треугольных управляющих сигналов малой частоты 0,01 Гц и малой амплитуды 0,5% максимального хода, позволяющие оценить характеристики нелинейностей «в малом», т.е. люфта и трения. Был зафиксирован рост люфта с начального значения ~ 50 мкм до 100 мкм, вследствие деградации редуктора, возникшей при проведении типовой программы испытаний рулевого привода под нагрузкой.
7. Моделирование деградаций позволило отработать отдельные компоненты подхода ранней диагностики ЭМРП и получить данные обучающей и тестовой выборки для разработки и исследования алгоритмов диагностики, представленных в главе 4 настоящей работы.

### **3 Разработка подхода к ранней диагностике технического состояния ЭМРП**

Необходимо определить закономерности во временных рядах регистрируемых параметров ЭМРП, по которым можно определить его принадлежность к тому или иному классу. Эта задача может быть решена различными методами.

ЭМРП является сложной технической системой, в которой протекают сложные механические, электрические и тепловые процессы. Для выявления развивающихся неисправностей в ЭМРП, требуется глубокое изучение внутренних рабочих процессов преобразования энергии. В первой части диссертационной работы было отмечено, что комбинирование традиционных алгоритмов мониторинга состояния с алгоритмами, использующими «большие данные» об эксплуатации привода, позволяет значительно повысить качество функционирования системы диагностики. Тем не менее, для применения подобных алгоритмов требуется разработка новых методов выявления деградаций ЭМРП в релевантных условиях функционирования.

Указанные особенности определяют необходимость разработки комплексного подхода, предусматривающего решение ряда задач, относящихся к таким направлениям как разработка, моделирование, испытания, эксплуатация ЭМРП и анализ больших данных, полученных в ходе жизненного цикла.

Диагностика ЭМРП возможна с использованием данных о эксплуатации, регистрируемых системой сбора данных в виде сигналов во временной или частотной областях. При этом регистрируемые данные могут включать в себя как стандартные сигналы блока управления приводом, так и сигналы с дополнительно устанавливаемых для мониторинга датчиков параметров рабочих процессов, протекающих в приводе, и факторов внешнего воздействия.

Основным компонентом системы ранней диагностики, определяющим «класс технического состояния» ЭМРП, является классификатор, принцип работы которого основан на прецедентном подходе к диагностике технического состояния. Классификатор может быть построен с использованием таких методов ИАД, как: деревья решений, метод  $k$ -ближайшего соседа, метод опорных векторов использующие прецеденты и отличающиеся по принципу формирования результата. Однако, эти методы требуют значительных объемов памяти для хранения базы прецедентов, высокой производительности для расчета избыточно сложной модели оценки технического состояния и неустойчивы при работе с зашумленными сигналами, что затрудняет их использование в системе диагностики. В результате был выбран интеллектуальный классификатор на базе двухслойной НС прямого распространения, показавшей высокую точность для решения задачи классификации и обладающей высокой компактностью хранения данных, что позволяет использовать обученный алгоритм на промышленных контроллерах. Широкий набор методов ИАД и их возможных комбинаций требует построения модели анализа данных и системы критериев оценки выбора методов ИАД. Основное преимущество эксплуатации прецедентного подхода заключается в том, что часть ИД, которая используется для системы ранней диагностики в принятии решений, закладывается на этапе разработки ЭМРП (напр. в ходе расчетных и экспериментальных исследований), а другая часть ИД получается при его эксплуатации (рисунок 63). Это означает, что система диагностики будет способна обучаться на данных, которыми пополняется база прецедентов, т.е. улучшать свои характеристики с течением времени.

Хранение информации о возможных технических состояниях предполагается в виде базы прецедентов, содержащей эмпирические данные о работе ЭМРП в разных условиях и состояниях. Данные, получаемые в ходе моделирования, испытаний и эксплуатации, как правило содержат в себе много избыточной для диагностики информации и требуют значительных объемов памяти для ее хранения. Поэтому база прецедентов должна пополняться данными,

обработанными по алгоритму, обеспечивающему компактное их хранение с сохранением в них полезной информации о технических состояниях.



Рисунок 63 – Знания, получаемые при исследовании ЭМРП

Необходимость исключения избыточной информации обуславливает необходимость разработки методов выделения информативных признаков, основанных как на априорных знаниях, учитывающих особенности функционирования ЭМРП, так и на методах отбора информативных признаков (напр. «оберточных методов»), сокращающих размерность исходных признаков. В качестве основы «оберточных» методов могут использоваться общие алгоритмы оптимизации, позволяющие решать комбинаторные задачи формирования оптимальных подмножеств на основе заданного исходного множества. Известны применения следующих алгоритмов оптимизации для создания «оберточных» методов решения задачи отбора информативных признаков при использовании методов ИАД: генетические алгоритмы [82], метод рассеяния (scatter search) [83], метод роя частиц [84], метод отжига [85] и т.д.

Особого внимания заслуживает изучение режимов функционирования ЭМРП, которые можно считать квазинедетерминированными, т.к. с одной стороны команда на отклонение органа управления задается пилотом исходя из текущей летной ситуации, с другой стороны в полете ЛА могут быть выделены типовые режимы полета (взлет, набор высоты, маневрирование, крейсерский полет, заход на посадку, посадка и т.д.) для которых могут быть определены необходимые энергетические характеристики и кинематические признаки, реализуемые ЭМРП в условиях определенных факторов внешнего воздействия.

Для апробации предлагаемого подхода к построению системы диагностики технического состояния ЭМРП необходима разработка математической модели объекта диагностики, детализация которой позволяла бы моделировать процессы развития деградаций определенных типов. Моделирование динамики для обеспечения оперативного мониторинга текущего состояния отдельных трактов управления натурного ЭМРП требует разработки редуцированной модели, обеспечивающей соответствие качества регулирования (под нагрузкой и без нее) при отклонении выходного звена рулевого привода. При этом, как правило, необходимо обеспечить расчет модели с шагом интегрирования (от 0,001 до 0,01 с) [86]. Для формирования базы прецедентов, необходимой для построения интеллектуального классификатора, может потребоваться более высокая детализация для моделирования деградаций в подсистемах ЭМРП. В особенности это касается таких физических явлений, как процессы изменения токов в обмотках статора при переключении полупроводниковых элементов блока электроники, а также моделирования упругих деформаций редуктора (модель «люфт-упругость»), что требует меньших шагов интегрирования. Детализированная математическая модель позволяет сократить объем требуемых испытаний ЭМРП для достоверного диагностирования технического состояния.

### 3.1 Формализация задачи идентификации технического состояния ЭМРП

Задача идентификации технического состояния ЭМРП может формулироваться, как задача классификации следующим образом. При известном конечном множестве описаний состояний ЭМРП  $\{(\bar{x}_1, \bar{y}_1), \dots, (\bar{x}_k, \bar{y}_k)\}$ ,  $\bar{x}_i \in X$ ,  $\bar{y}_i \in Y$ ,  $i=1..k$ , необходимо создать алгоритм идентификации состояния сложной технической системы ЭМРП  $\Phi: X \rightarrow Y$ , обеспечивающий поиск вектора  $\bar{y} \in Y$  для любого вектора  $\bar{x} \in X$ , где  $Y$  – множество классов, определяемых специфическими метками, агрегированных технических состояний ЭМРП, к которым могут приниматься одни и те же решения,  $X$  – множество векторов измеренных диагностических сигналов ЭМРП.

Таким образом  $X = R^{n \times q}$ ,  $Y = R^m$ , где  $n$  – количество измеряемых признаков ЭМРП;  $q$  – количество последовательных временных меток, в которых оцениваются значения измеряемых параметров ЭМРП;  $m$  – количество вещественных чисел, обеспечивающее представление меток классов.

В соответствии с этой формализацией в алгоритмах идентификации технического состояния ЭМРП реализуются [87-89]:

- методы поиска и формализации закономерностей в данных, представленных в виде набора прецедентов;
- формальное представление найденных закономерностей и методов для их использования.

Применение только методов интеллектуального анализа для формирования алгоритма  $\Phi$  может быть недейственным, по причине:

- существующих связей между входными векторами, хранящимися в ИД, которые сложно обнаружить используя интеллектуальные методы;
- большой размерности ИД;
- недостатка репрезентативных ИД о функционировании ЭМРП и т.д.

Поэтому формализация закономерностей требует комбинирования различных методов анализа и обработки данных.

### **3.2 Разработка модели ранней диагностики технического состояния ЭМРП**

Функционирование предлагаемой модели идентификации технического состояния состоит из двух этапов. На первом этапе выполняется построение модели оценки технического состояния. Осуществляется поиск и формализация закономерностей в данных, содержащих опыт, представленный в виде набора прецедентов. Например, путем настройки весовых коэффициентов связей НС, построение дерева решений, нахождение разделяющей гиперплоскости т.д. На втором этапе формальное представление найденных закономерностей и методы для их использования включаются в систему ранней диагностики и применяются для идентификации и прогноза технического состояния подсистем ЭМРП.

Предложена схема, представленная на рисунке 64, которая используется для формирования и анализа данных. В этой схеме разработка алгоритма  $\Phi$ , предполагает интеграцию методов формирования ИД, алгоритмов общего назначения, выделяющих информативные признаки (уменьшающие размерности с учетом особенностей эксплуатации ЭМРП), а также методов построения модели оценки технического состояния.

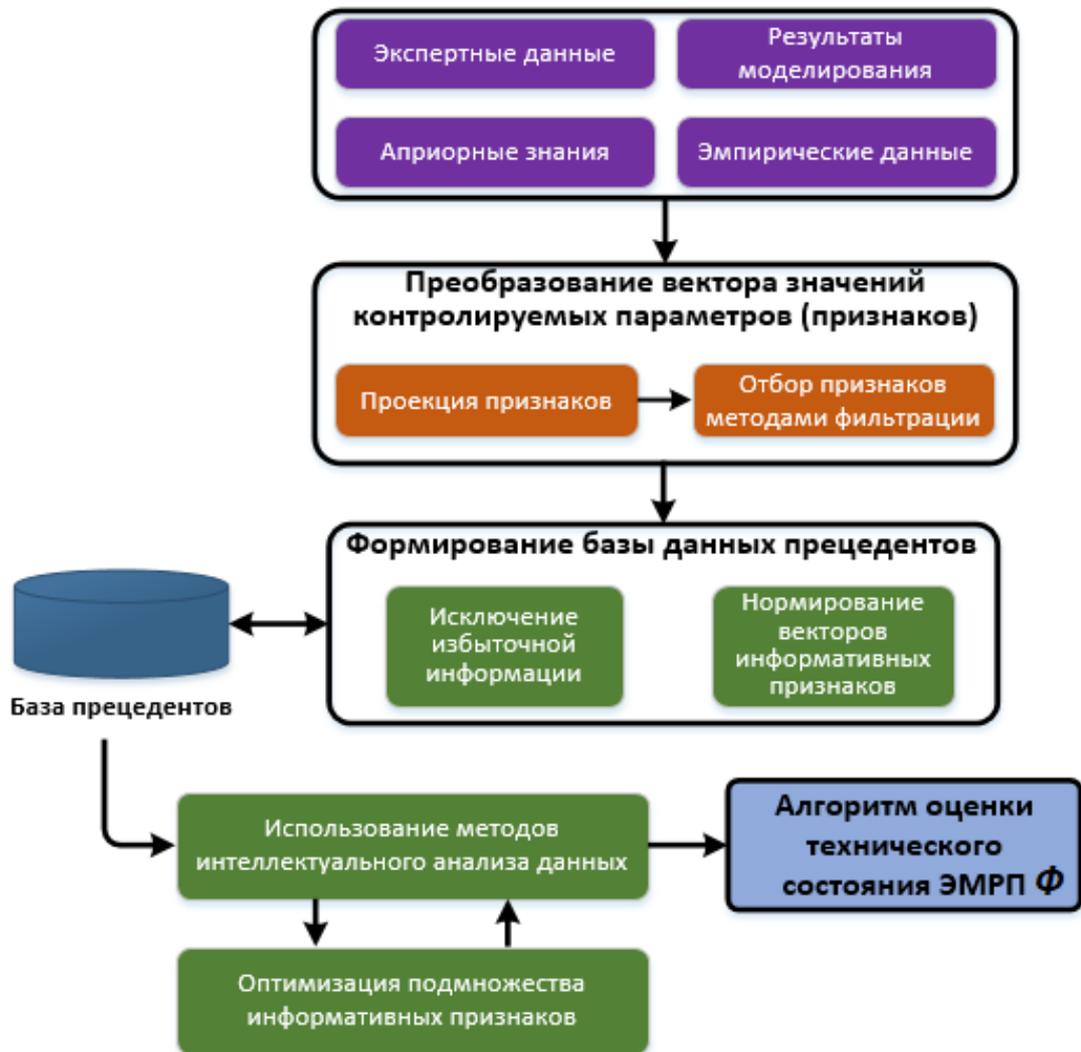


Рисунок 64 – Схема создания интеллектуального классификатора состояния ЭМРП

Представленная схема предполагает формирование прецедентной базы, достоверно содержащей связи между диагностическими сигналами ЭМРП и метками оценок его состояний. Если сбор данных о штатной работе ЭМРП не является сложной задачей, то достаточно большие затруднения вызывает сбор данных о аномальных состояниях ЭМРП, например, в состоянии с выросшими деградациями его компонентов и отказными ситуациями и т.д.

Предлагается формировать базу прецедентов ЭМРП на основе априорной информации, эмпирических данных, результатов моделирования, ЭМРП и экспертных данных.

*Эмпирические данные.* Данные, накопленные при исследовании ЭМРП, содержащие диагностические сигналы ЭМРП, являются основным источником

при создании прецедентной базы. Сбор и накопление статистических данных в прецедентной базе обеспечивает повышение эффективности работы алгоритма  $\Phi$ .

На начальном этапе создания системы диагностики алгоритм  $\Phi$  может разрабатываться при частично постоянных значениях измеряемых параметров сложной технической системы ЭМРП, что позволяет понизить трудоемкость получения эмпирических данных и размерность вектора  $\bar{x}$  и разработать архитектуру упрощенного алгоритма  $\Phi$ . Тем не менее при эксплуатации созданного в подобных условиях алгоритма необходимо обеспечивать такие же значения постоянных параметров ЭМРП, которые использовались при формировании выборки с использованием эмпирических данных.

*Экспертные данные.* Данные, полученные при участии экспертов-специалистов, обладающих высокой квалификацией, с использованием их интуиции и опыта, является ценным источником неформализованной информации о функционировании ЭМРП.

*Результаты моделирования ЭМРП.* Подход накопления информации при проведении математической симуляции функционирования ЭМРП представляется подходящим, если имеются программные имитаторы для расчета измеряемых параметров натурального ЭМРП при воздействии факторов среды для поиска определенных оценок технического состояния ЭМРП. При варьировании параметров моделей ЭМРП симулируются различные сценарии работы ЭМРП и формируются массивы данных, используемые для создания и накопления базы прецедентов.

*Априорная информация.* Разработчик ЭМРП обладает знаниями о создаваемой сложной технической системе ЭМРП до появления эмпирических данных, что делает возможным формирование базы прецедентов при накоплении измеряемых значений параметров. Напр.: использование информации о предельных режимах работы ЭМРП.

Представленные способы формирования прецедентной базы возможно использовать совместно или отдельно, как при разработке алгоритма  $\Phi$ , так и при дальнейшем его повышении эффективности работы.

Алгоритм  $\Phi$  создается в виде комбинации 2-х последовательно выполняющихся операций:  $\Omega$  - выделения характерных информативных признаков и  $L$  - классификации технических состояний ЭМРП при выделении характерных информативных признаков. Подобный способ объясняется тем, что при имеющихся заранее обнаруженных признаках, являющихся информативными, зачастую возможно существенно увеличить результативность использования интеллектуальных методов анализа.

При выборе метода или совокупности методов проекции диагностических сигналов создается алгоритм выделения характерных информативных признаков  $\Omega: X \rightarrow H$ , где  $H$  - множество векторов характерных информативных признаков. В соответствии со схемой, представленной на рисунке 64 алгоритм  $\Omega$  применяется, для того, чтобы множество технических состояний ЭМРП  $\{(\bar{x}_1, \bar{y}_1), \dots, (\bar{x}_k, \bar{y}_k)\}$ ,  $\bar{x}_i \in X$ ,  $\bar{y}_i \in Y$   $i=1..k$  преобразовывалось во множество  $\{(\bar{h}_1, \bar{y}_1), \dots, (\bar{h}_k, \bar{y}_k)\}$ ,  $\bar{h}_i \in H$ ,  $\bar{y}_i \in Y$ ,  $i=1..k$ , являющееся входными данными для методов идентификации (классификации) технического состояния.

Предлагается использовать методы которые учитывают специфику эксплуатации ЭМРП для расчета проекций диагностических сигналов (спектральные, интегральные и производные характеристики). А также способы создания проекций (principal component analysis [90], kernel method [91] и НС типа autoencoder [92]).

При потребности уменьшения расчетных затрат применяются методы: chi-square, t-test, Information Gain [93], осуществляющие фильтрацию для поиска оптимальных подмножеств признаков, являющихся информативными. При использовании подобных методов сокращается размерность вектора  $\bar{h}$ .

До включения множества  $\{(\bar{h}_1, \bar{y}_1), \dots, (\bar{h}_k, \bar{y}_k)\}$  в прецедентную базу, создаваемую для применения методов идентификации (классификации) технического состояния:

1. Осуществляется поиск и исключение векторов с избыточной информацией  $\bar{h}_i$ ,  $i=1..k$ . Для выполнения этого действия применяются разные метрики сравнения векторов и методы кластеризации, которые обеспечивают уменьшение размера выборки [94].

2. Выполняется нормирование на единичный интервал отобранных векторов информативных признаков из множества  $\{\bar{h}_1.. \bar{h}_k\}$  для снижения влияния разряда информативных признаков на результат использования алгоритма  $A$ .

При использовании выбранного разработчиками метода идентификации (классификации) технического состояния осуществляется поиск закономерностей и их формализация (осуществляется построение алгоритма идентификации (классификации) технических состояний ЭМРП с использованием отобранных информативных признаков  $A: H \rightarrow Y$ ), которые хранятся в прецедентной базе, при объединении с методом, оптимизирующим подмножества (wrapper methods [95]) используемых информативных признаков. В результате сокращается размерность вектора  $\bar{h}$  и повышается точность работы алгоритма  $A$ .

После построения алгоритма  $\Phi$ , он используется в отношении произвольного вектора  $\bar{x} \in X$  (значений диагностических сигналов) для поиска вектора  $\bar{y} \in Y$  (вектор оценки, содержащий метки технического состояния ЭМРП).

Схема использования алгоритма оценки технического состояния ЭМРП  $\Phi$  в СДТС ЭМРП представлена на рисунке 65.



Рисунок 65 – Схема анализа данных в режиме использования модели оценки и прогноза технического состояния ЭМРП

В общем случае применения алгоритма оценки и прогноза технического состояния ЭМРП рассматриваются состояния ЭМРП в последовательные моменты времени  $t-r, \dots, t$ , где  $r$  – глубина ретроспекции. Множество векторов  $\bar{x}_{t-r}, \dots, \bar{x}_t$  поступает в блок предобработки данных, в котором:

- определяются взаимосвязи между контролируемыми параметрами;
- восстанавливается отсутствующая информация, необходимая для выполнения алгоритма  $\Phi$ ;
- выявляются ситуации, когда при выполнении алгоритма  $\Phi$  могут быть использованы некорректные данные.

После применения алгоритма  $\Omega$  для выделения информативных признаков формируется множество векторов информативных признаков  $\bar{h}_{t-r}, \dots, \bar{h}_t$ . Вектор  $\bar{h}_t$

подаются на вход алгоритма  $A$ , в результате выполнения которого формируется оценка технического состояния ЭМРП  $\bar{y}_t$  в текущий момент времени  $t$ .

Чтобы получить значения  $\bar{y}_{t+1}, \dots, \bar{y}_{t+p}$  в будущие моменты времени  $t+1, \dots, p$  ( $p$  – горизонт прогнозирования), применяется алгоритм прогнозирования, созданный на основе интеграции методов выделения трендов и автопрогнозирования временных рядов (рисунок 66).

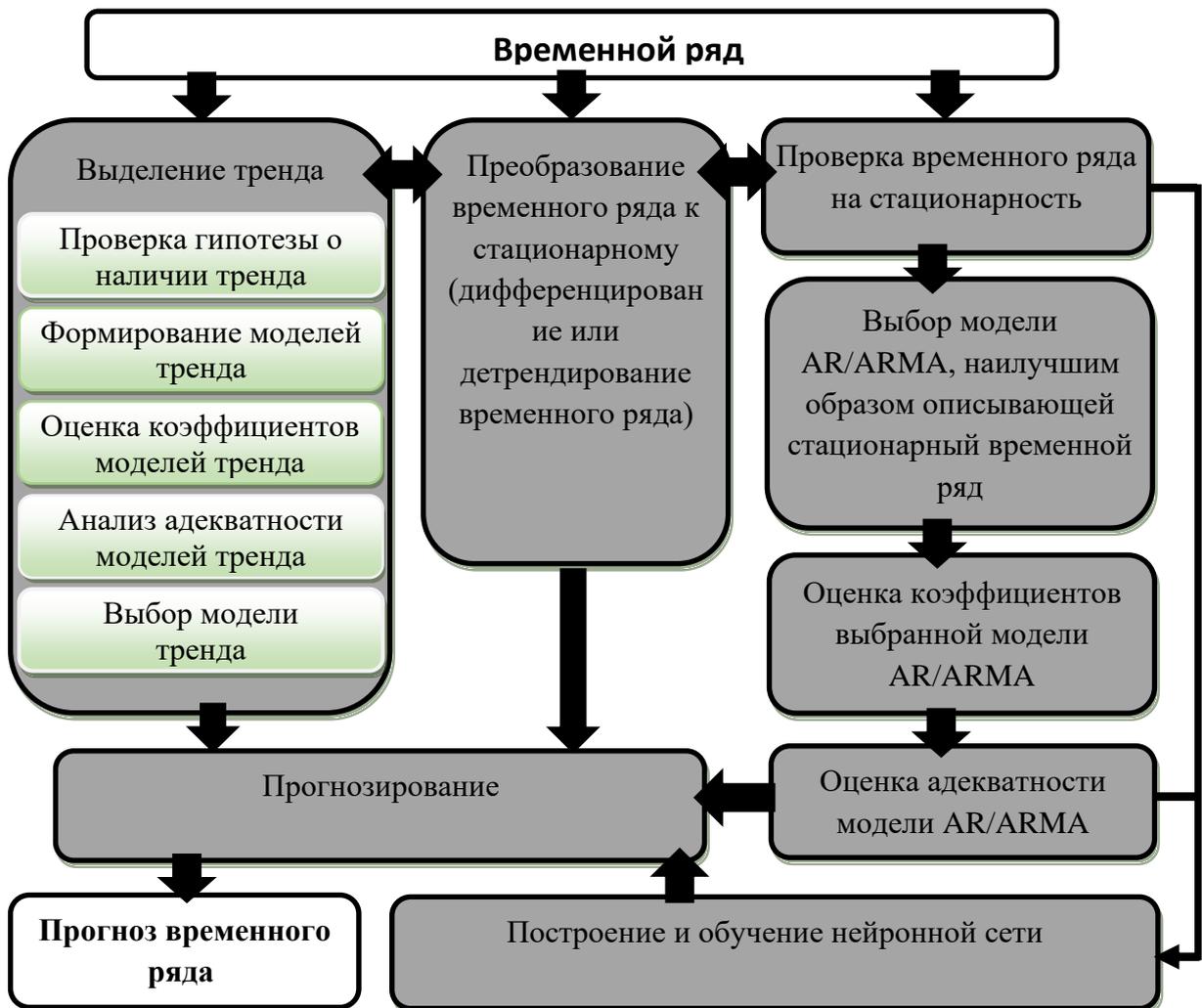


Рисунок 66 – Алгоритм прогнозирования информативных признаков. AR – авторегрессионная модель, ARMA – модель авторегрессии и скользящего среднего

Исходными данными для алгоритма прогнозирования является ретроспективная информация о динамике изменений входных параметров алгоритма  $A$ . Для каждого  $i$ -го входного параметра алгоритма  $A$  на вход алгоритма прогнозирования подается последовательность  $h_{i,t-r}, \dots, h_{i,t}$  и в результате

формируются оценки  $h_{i,t+1}, \dots, h_{i,t+p}$ , для неизвестных значений  $h_{i,t+1}, \dots, h_{i,t+p}$ . На вход алгоритма  $A$  подаются вектора  $(h_{1,t+1}, \dots, h_{z,t+1}), \dots, (h_{1,t+p}, \dots, h_{z,t+p})$ , где  $z$ - количество информативных признаков. В результате формируется прогноз технического состояния ЭМРП  $\bar{y}_{t+1}, \dots, \bar{y}_{t+p}$ .

Таким образом, на выходе алгоритма, представленного на рисунке 65, будет получена оценка и прогноз технического состояния ЭМРП.

Затруднительно рекомендовать каким образом должен быть выбран наилучший классификатор  $A$ , в связи с тем, что эффективная оценка технического состояния ЭМРП может не быть исключительным критерием при создании средств диагностики ЭМРП. Поэтому были предложены критерии [96] для определения требований к алгоритмам идентификации технического состояния ЭМРП.

### 3.3 Исследование критериев выбора методов интеллектуального анализа данных

Для выбора методов анализа данных, используемых в СДТС ЭМРП необходима разработка критериев, на основе которых:

- осуществляется многокритериальная оценка эффективности методов диагностики технического состояния ЭМРП;
- предъявляются требования к методам, используемым в СДТС.

Критерии выбора методов классификации можно разделить на две группы. Первая группа критериев относится к построению модели оценки технического состояния, вторая – к эксплуатационным свойствам системы ранней диагностики, включающей методы классификации.

Выделим критерии для формирования требований к модели оценки технического состояния.

1. *Уровень формализации* определяет возможность автоматизации алгоритма оценки технического состояния. Алгоритмы могут содержать

операции, имеющие эмпирическую составляющую (требующие участия эксперта). Самый высокий уровень формализации позволяет реализовать алгоритм, функционирующий в автоматическом режиме без участия специалиста, понимающего особенности методов классификации.

2. *Детерминированность* алгоритма оценки технического состояния определяет однозначность результатов работы обучения системы ранней диагностики. Если алгоритм содержит случайную составляющую, невозможно гарантировать, что результат диагностики при обучении на идентичных наборах данных, будет совпадать. В настоящее время использование методов ИАД с недетерминированными алгоритмами для обеспечения выполнения задачи управления ЛА сдерживается требованиями по безопасности полета и затрудняет прохождение сертификации объекта.

3. *Вычислительная сложность* алгоритма определяет время, необходимое для построения модели оценки технического состояния, и соответственно допустимую периодичность обновления закономерностей, используемых для диагностики технического состояния. Периодичность обновления взаимосвязей в системе ранней диагностики устанавливается по результатам испытаний для конкретной прикладной задачи.

4. *Способ добавления новой информации* в систему ранней диагностики определяет масштаб производимых изменений в найденных ранее закономерностях при добавлении новых данных. Может варьироваться от полной перестройки всех взаимосвязей (НС) до внесения новых элементов в базу данных (метод ближайшего соседа).

Для формирования требований к эксплуатационным свойствам СДТС ЭМРП были определены критерии, на основе которых можно произвести многокритериальную оценку методов определения технического состояния.

1. *Функциональность* – способность формально обеспечивать решение поставленной задачи. Анализ вектора контролируемых параметров должен

обеспечивать вычисление (поиск) выходного вектора, являющегося основанием для принятия решения о техническом состоянии ЭМРП.

2. *Адекватность* – Соответствие найденных закономерностей объекту диагностики. Для получения количественной оценки адекватности найденных в процессе построения модели оценки технического состояния закономерностей может быть вычислен процент случаев неправильной идентификации технического состояния контролируемого объекта, который при достаточном объеме тестовой выборки может быть представлен в виде вероятности ошибки. Отдельно следует учитывать ошибки первого и второго рода.

3. *Интерпретируемость результата* – возможность проверки логики формирования результата диагностики. Алгоритм может допустить ошибку, но способность объяснить полученный результат с точки зрения формальных критериев поможет выявить недостатки, допущенные при его обучении.

4. *Устойчивость функционирования в условиях неопределенности* – способность сформировать корректный результат диагностики при анализе вектора контролируемых параметров, содержащего отсутствующие или некорректные значения. Определяет возможность использования в случае нарушения работоспособности отдельных датчиков, средств передачи и регистрации информации, зашумленности сигнала и т.д.

5. *Вычислительная сложность алгоритма формирования решения* – определяет вычислительные затраты на получение результата диагностики. Зависит от возможностей технических средств обработки информации, в рамках которых функционирует система ранней диагностики.

6. *Компактность хранения взаимосвязей* – это объем данных, сформированных в процессе построения алгоритма оценки технического состояния и хранимых в системе ранней диагностики. Является важным критерием при ограниченности технических возможностей для хранения данных. Предварительная обработка данных позволяет исключить избыточную информацию из базы прецедентов и значительно сократить время построения модели оценки технического состояния.

7. *Возможность формирования альтернативных вариантов решения* – способность определить несколько вариантов результата диагностики с разным уровнем предпочтения. Обеспечивает лицо, принимающее решение, информацией о возможной реализации маловероятного, но способного нанести большой ущерб варианта нештатной или аварийной ситуации. Данный критерий актуален при применении результатов ранней диагностики ЭМРП в ходе полета.

### **3.4 Выводы к главе**

1. Предложен комплексный подход диагностики технического состояния ЭМРП, объединяющий в себе модели диагностики состояния, сформулированные признаки нештатной работы ЭМРП и методы их получения.
2. Для идентификации технического состояния и прогнозирования неисправностей привода разработана схема анализа данных, в которой интегрированы эффективные методы:
  - интеллектуального анализа, обеспечивающие накопления опыта, формируемого при эксплуатации ЭМРП;
  - прогноза и выявления закономерностей отклонения контролируемых признаков;
  - предварительной обработки (поиск связей, восстановление отсутствующих и выявление некорректных значений, выделение информативных признаков);
3. Исследованы критерии и дана оценка их практического значения в рамках задачи распознавания деградаций, приводящих к отказам ЭМРП. Критерии обеспечивают многокритериальную оценку методов ИАД при формировании алгоритмов системы ранней диагностики ЭМРП. С учетом этих требований разработана система ранней диагностики технического состояния ЭМРП, которая использует: интеллектуальный классификатор на основе искусственной НС и алгоритмов фильтрации диагностических сигналов и алгоритм прогнозирования технического состояния ЭМРП

#### **4 Разработка и исследование алгоритмов системы ранней диагностики редуктора ЭМРП БЛА на основе нейросетевого классификатора**

В данной части работы описаны результаты теоретических исследований способов анализа данных в рамках отработки подхода, описанного в главе 2 с использованием результатов моделирования ЭМРП БЛА, полученных в главе 2. Для отработки подхода диагностики технического состояния решались задачи классификации текущего состояния и прогнозирования будущих состояний ЭМРП.

Одним из способов обнаружения деградаций, развивающихся в редукторе ЭМРП перед неисправностью, является мониторинг изменения контролируемых параметров при разных уровнях потерь на трение и совокупного люфта. Для решения задачи ранней диагностики ЭМРП был разработан нейросетевой классификатор технического состояния и алгоритмы отбора информативных признаков (контролируемых параметров). С использованием результатов моделирования проведена оценка эффективности изменения параметров нейронных сетей на определение класса состояния ЭМРП.

Для прогнозирования будущих технических состояний ЭМРП проводился анализ временного ряда (ретроспективной информации), отражающего изменение известного информативного признака [97,98]. Для решения задачи прогнозирования:

- создавалась математическая модель, описывающая временной ряд;
- оценивалось качество воспроизведения ряда созданной математической моделью.

Для решения проблемы прогноза технического состояния ЭМРП и поиска информативных признаков разработаны алгоритмы, интегрирующие методы: спектрального анализа, анализа временных рядов и генетические алгоритмы. В

известных работах с использованием анализа спектра обычно решаются проблемы распознавания неисправностей технических систем [99,100], а употребление способов анализа временных рядов ограничивается прогнозированием отдельных гармоник спектра [101].

Данные по эксплуатации ЭМРП формируемые на основе математической модели ЭМРП, в которой учитывается влияние трения и люфта на контролируемые параметры ЭМРП, являются первоначальными. В дальнейшем предполагается дополнение статистическими данными, накопленными в данных ресурсных испытаний ЭМРП (см. Приложение А).

#### 4.1 Определение класса технического состояния для неисправности определенного типа

В данной части исследования проблема построения алгоритма обнаружения неисправностей ЭМРП формализована как задача классификации [102] на два класса, соответствующих исправному и аварийному состояниям редуктора. Формальное описание процесса построения алгоритма обнаружения неисправностей описано в п 3.1 и 3.2 настоящей работы.

Для сокращения размерности вектора входных параметров алгоритма  $\Phi$  используется процедура, состоящая из двух этапов.

**Этап 1.** Сортировка признаков на основе статистического хи-квадрат-теста. В результате этого теста рассчитывается критерий  $\chi^2$ , для каждого признака  $h$  из вектора  $\bar{h}$  контролируемых параметров ЭМРП  $\bar{x}$  по известной формуле [103]:

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^s \frac{(N_{ij} - E_{ij})^2}{E_{ij}},$$

где  $N_{ij}$  – наблюдаемая частота совместного наступления событий  $i$  и  $j$  (признак  $h$  принимает  $i$ -е значение в заданной шкале градаций и прецедент относится к классу  $j$ );

$E_{ij}$  – ожидаемая частота совместного наступления событий  $i$  и  $j$ ;

$r$  – количество градаций признака  $h$  (для непрерывных признаков производится разбиение всей области значений на непересекающиеся диапазоны);

$s$  – количество классов, определяемых вектором  $\bar{y}$ .

Ожидаемая частота  $E_{ij}$  рассчитывается по формуле:

$$E_{ij} = \frac{N_{i\bullet} \cdot N_{\bullet j}}{N}$$

где  $N$  – общее число наблюдений,  $\bullet$  –  $1, \dots, r$  или  $1, \dots, s$  (означает по всем событиям).

Наиболее информативным для решения задачи классификации считается признак, для которого  $\chi^2$  имеет максимальное значение.

**Этап 2.** Построение нелинейных моделей множественной регрессии.

На следующем этапе для поиска сложных зависимостей между входными параметрами алгоритма  $\Lambda$  (элементами вектора  $\bar{x}$ ) предлагается использовать нелинейную множественную регрессию, которая позволяет найти единое аналитическое выражение – аппроксимирующую функцию (обычно используются полиномы), на всей области ее определения.

Для применения множественной нелинейной регрессии необходимо выбрать базисные функции, которые входят в модель множественной регрессии:

$$h_i(\bar{x}') = \sum_{d=1}^N a_d B_d(\bar{x}'),$$

где  $x_i$  – зависимый признак из вектора  $\bar{h}$ ,  $B_d(\bar{h}')$  – базисная функция,  $a_d$  – оцениваемый коэффициент модели,  $\bar{x}' = \bar{x} \setminus x_i$ ,  $N$  – количество базисных функций.

Если количество параметров аппроксимируемой функции больше одного, то формирование базисных функций может быть затруднительным. В связи с этим применяется более эффективный подход к построению модели множественной нелинейной регрессии, который предусматривает выполнение алгоритма 1.

**Алгоритм 1.**

1. Формирование разработчиком ЭМРП множества элементарных функций  $b_j(x')$ ,  $x'$  – произвольный признак (скаляр) из вектора  $\bar{x}'$ ,  $j=1..z$ ,  $z$  – количество элементарных функций.
2. Выбор способа интеграции функций  $b_j(\bar{x}')$  для формирования базисных функций  $B_d(\bar{x}')$ .

Например, пусть на основе элементарных функций  $\{b_1(x'), \dots, b_z(x')\}$ , выбранных разработчиком, формируется множество:

$$G = \{b_1(x_1), \dots, b_z(x_1), \dots, b_1(x_{k-1}), \dots, b_z(x_{k-1}), 1^0, \dots, m^0\},$$

где  $m$  – количество элементов множества  $G$ , используемое для формирования одной базисной функции (задается разработчиком ЭМРП),  $k-1$  – количество элементов вектора  $\bar{x}'$ .

Тогда базисные функции  $B_d(\bar{x}')$ ,  $d=1, \dots, N$ , где  $N = (k + m - 1)! / (m! (k - 1)!)$ , представляют собой произведения элементов сочетаний из множества  $G$  по  $m$ .

3. Построение модели множественной нелинейной регрессии (оценка коэффициентов  $a_d, d = 1, \dots, N$ ).

**Конец алгоритма 1.**

Для оценки качества найденной модели множественной регрессии используется стандартный коэффициент детерминации  $R^2$  [104], который изменяется от 0 до 1. Если  $R^2$  близок к 1 (конкретное пороговое значение задается исследователем данных), то зависимый параметр может быть исключен из подмножества признаков вектора  $\bar{h}$ , используемых для оценки технического состояния ЭМРП. Если в списке признаков, отсортированном на этапе 1, содержатся признаки между которыми наблюдается высокая регрессионная

зависимость (порог  $R^2$ ), то взаимозависимые признаки с наименьшим  $\chi^2$  исключаются из этого списка.

Данные по эксплуатации ЭМРП для исследования схемы обработки данных, представленной на рисунке 64 раздела 2, были получены с использованием математической модели ЭМРП, описанной в предыдущем разделе. При моделировании использовался входной сигнал, соответствующий циклограмме взлета БЛА.

Для формирования обучающей и тестовой выборки, которая содержит различные варианты технических состояний ЭМРП, варьировалось значение Кулонова трения  $T_{Fr.C}$  (таблица 22), рост которого обусловлен развитием деградаций в механической системе ЭМРП. Значение трения страгивания принято  $T_{Fr.S} = T_{Fr.C} * 1,3$ .

Таблица 22 – Разбиение данных на обучающую и тестовую выборки

Кулоново трение $T_{Fr.C}$ , Нм	Тип выборки	Класс
0,225	Обучающая	Нормальная работа
0,275	Тестовая	Нормальная работа
0,325	Тестовая	Нормальная работа
0,375	Тестовая	Нормальная работа
0,875	Тестовая	Аварийное состояние
0,925	Тестовая	Аварийное состояние
0,975	Тестовая	Аварийное состояние
1,025	Обучающая	Аварийное состояние

Класс, определяющий состояние ЭМРП, задается категориальной переменной (имеет нечисловую природу), которая для применения нейронных сетей кодируется в метке класса бинарными числами. Соответственно выходной вектор  $\bar{y}$  (в данном случае выход нейронной сети) состоит из двух числовых переменных, определяющих техническое состояние ЭМРП (Таблица 23). Использование метки, состоящей из двух числовых переменных обусловлено архитектурой нейронной сети.

Таблица 23 – Кодирование метки класса технического состояния ЭМРП

Порядковый номер класса	Класс технического состояния ЭМРП	Метка класса (бинарный код технического состояния ЭМРП)
1	Нормальное техническое состояние ЭМРП	(0,1)
2	Аварийное техническое состояние ЭМРП	(1,0)

Т.е. используется принцип «победитель забирает все», когда классы кодируются значениями бинарных нейронов (каждый нейрон соответствует одному классу и класс технического состояния определяется нейроном, на выходе которого наблюдается максимальное значение).

В результате отработки циклограммы полета БЛА для значений  $T_{Fr.C}$ , указанных в таблице 22, были получены данные по эксплуатации ЭМРП, которые включают следующие диагностические сигналы ЭМРП:

- V1 – позиционный управляющий сигнал(°),
- V2 – поворот ЭД (°),
- V3 – позиционный сигнал на выходном звене (°),
- V4 – напряжение электропитания (В),
- V5 – сила тока электропитания (А),
- V6 – мощность электропитания (Вт),
- V7 – частота ЭД (об/мин),
- V8 – момент на ЭД (Нм),
- V9 – мощность на ЭД (Вт),
- V10 – частота на выходном звене (об/мин),
- V11 – момент выходного звена (Н·м),
- V12 – мощность выходного звена (Вт).

В результате обучающая и тестовые выборки для каждого класса технического состояния ЭМРП содержат значения сигналов V1-V12, зарегистрированных при моделировании полета в течение 100 с. через каждые 0,01 с. На рисунках 67-78 представлены примеры изменения параметров V1-V12 для  $T_{Fr.C} = 0,225$  (обучающая выборка, класс № 1).

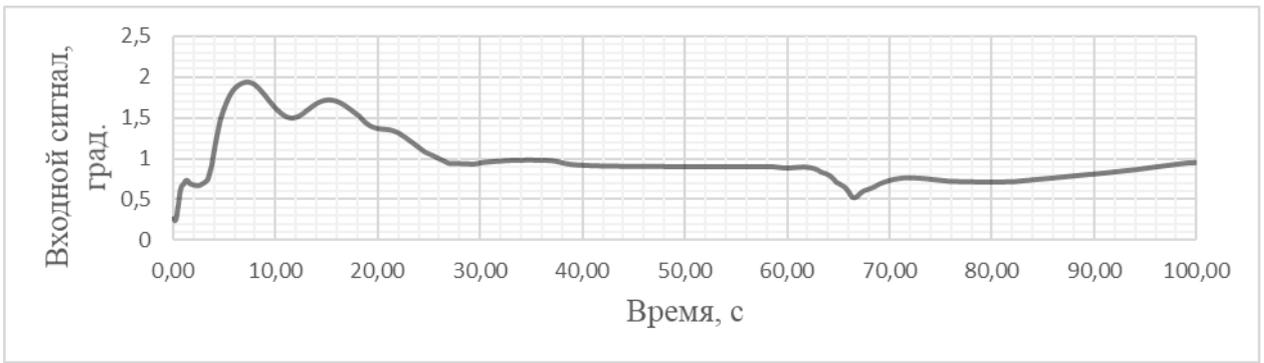


Рисунок 67 – Фрагмент циклограммы входной переменной V1

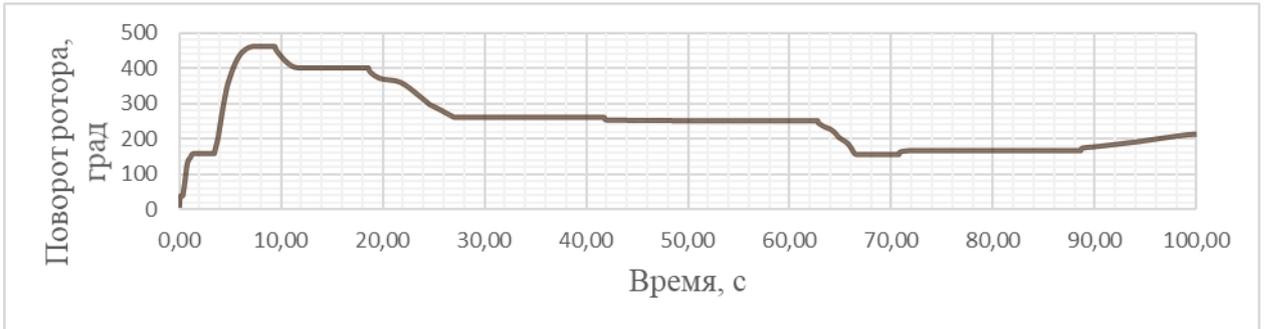


Рисунок 68 – Фрагмент циклограммы входной переменной V2

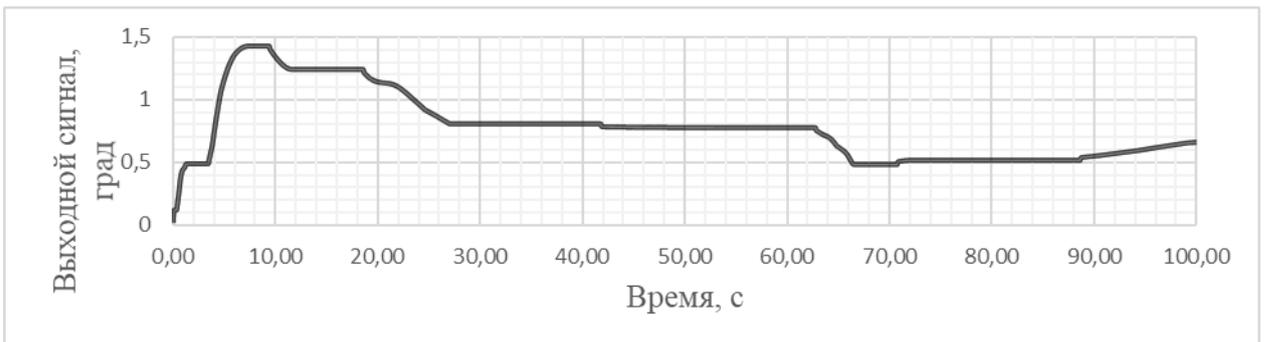


Рисунок 69 – Фрагмент циклограммы входной переменной V3

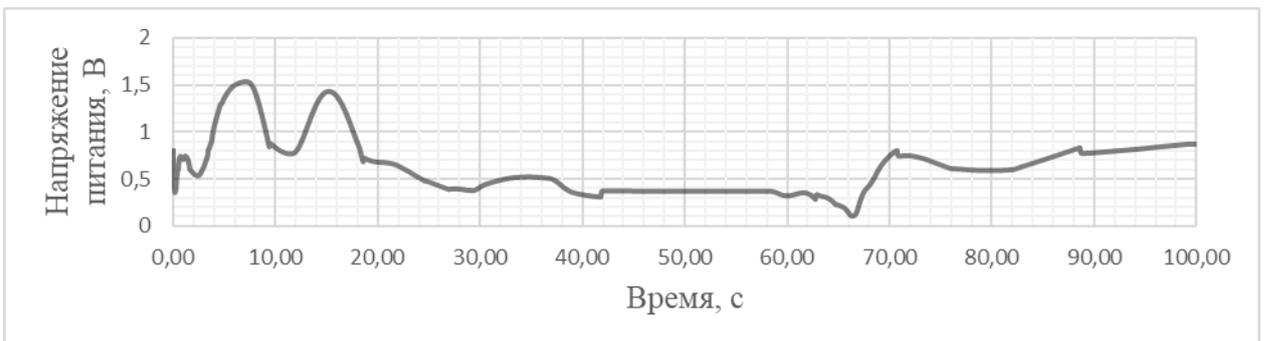


Рисунок 70 – Фрагмент циклограммы входной переменной V4

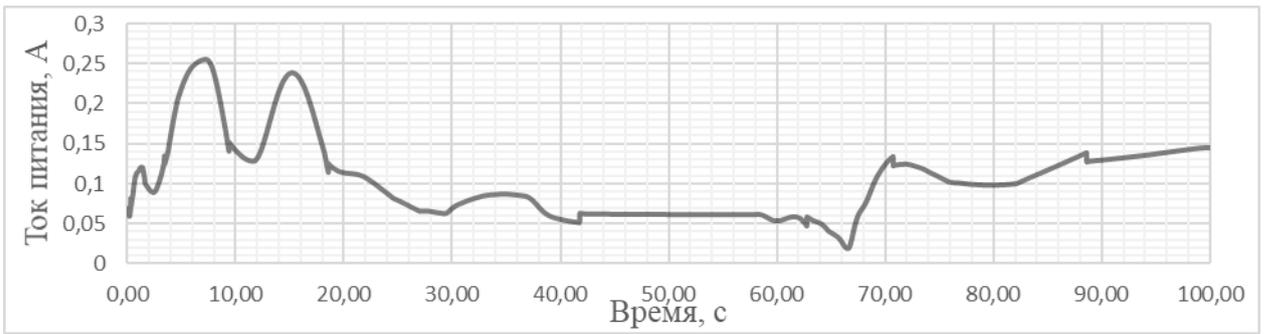


Рисунок 71 – Фрагмент циклограммы входной переменной V5

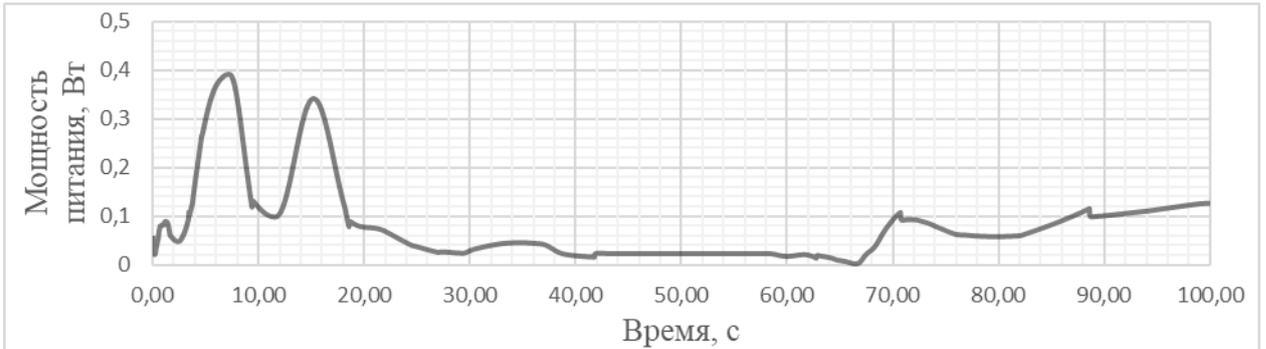


Рисунок 72 – Фрагмент циклограммы входной переменной V6

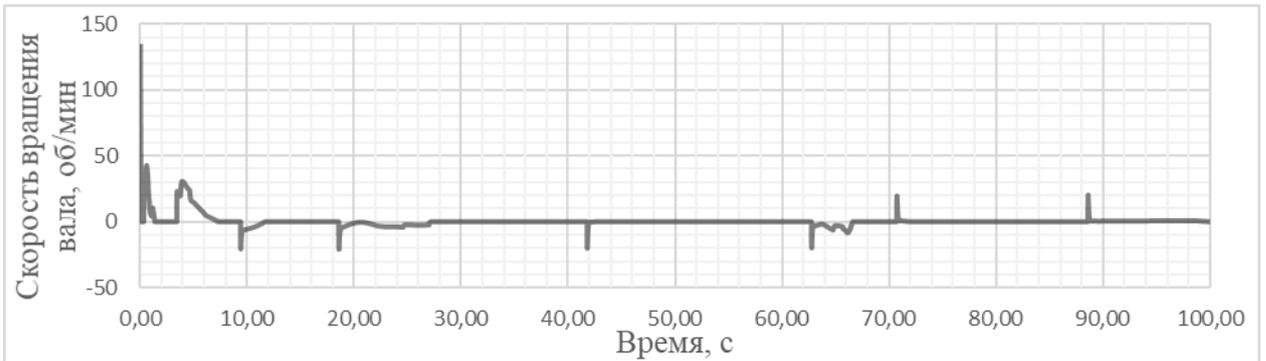


Рисунок 73 – Фрагмент циклограммы входной переменной V7

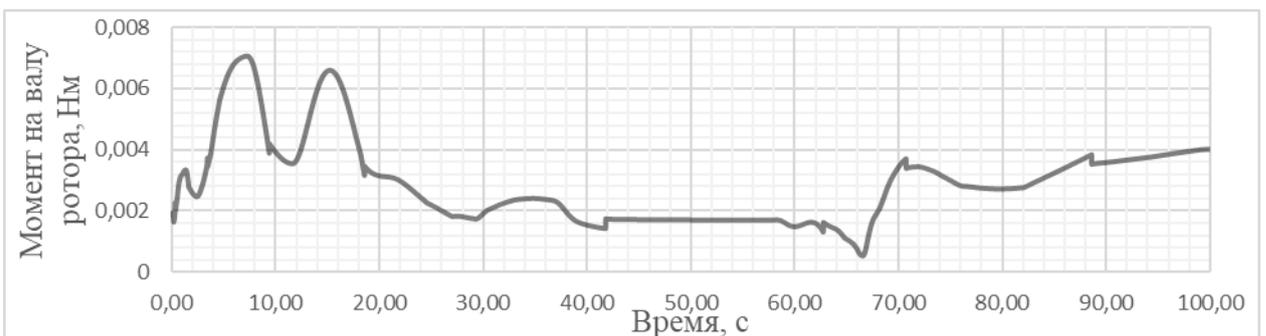


Рисунок 74 – Фрагмент циклограммы входной переменной V8

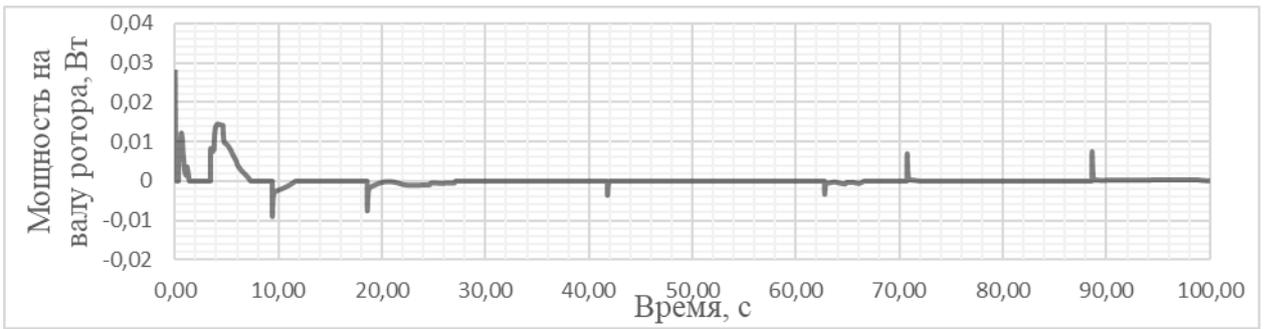


Рисунок 75 – Фрагмент циклограммы входной переменной V9

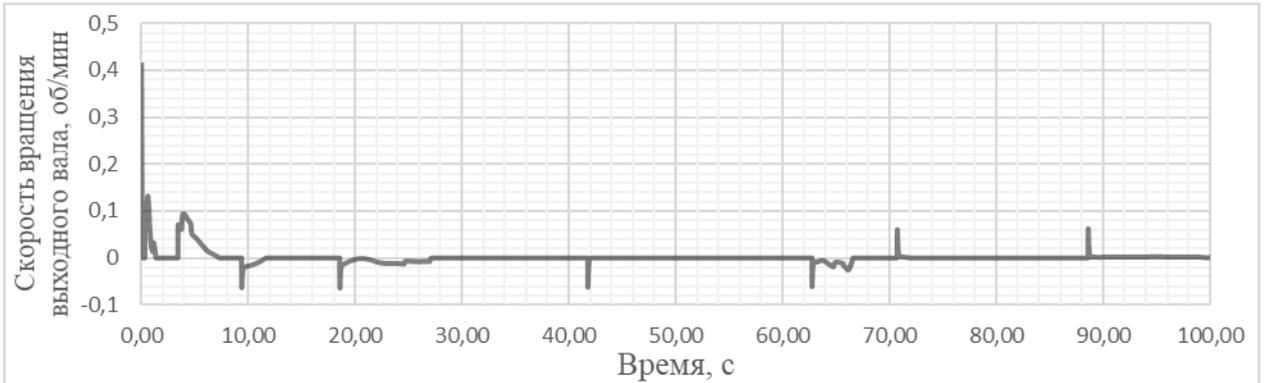


Рисунок 76 – Фрагмент циклограммы входной переменной V10

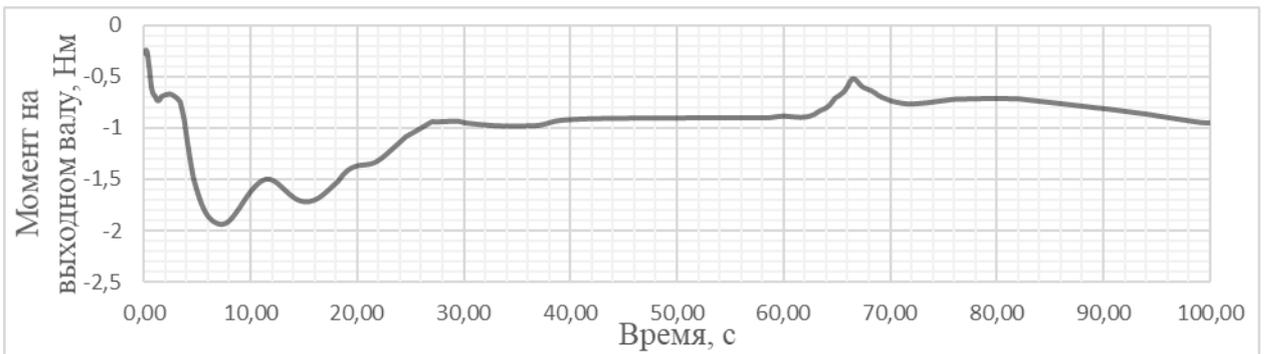


Рисунок 77 – Фрагмент циклограммы входной переменной V11

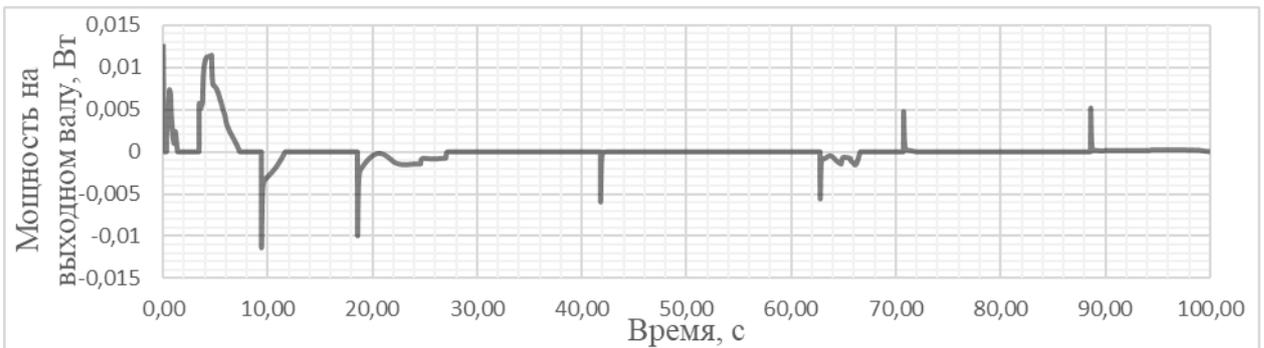


Рисунок 78 – Фрагмент циклограммы входной переменной V12

Каждая циклограмма полета при заданном моменте сухого трения  $T_{Fr.C}$  (см. таблицу 22) включает 10000 измерений по каждому параметру V1-V12. Соответственно обучающая выборка содержит 20000 примеров, а тестовая выборка содержит 60000 примеров.

Без применения алгоритмов фильтрации, точность нейронной сети с максимальным количеством 16 нейронов в скрытом слое на тестовой выборке составляет максимум 96,7%. Т.к. обучение нейронной сети не является детерминированным алгоритмом, было обучено 50 нейронных сетей, у которых в скрытом слое используется от 4 до 16 нейронов, активационные функции – гиперболический тангенс (tanh). Параметры лучших 5 нейронных сетей и полученная точность на тестовой и обучающей выборках показаны в таблице 24.

Таблица 24 – Нейронные сети с входными параметрами V1-V12 при отработке циклограммы полета

Количество нейронов			Точность классификации	
Входной слой	Скрытый слой	Выходной слой	Обучающая выборка	Тестовая выборка
12	11	2	98,7300	93,96167
12	16	2	99,3800	96,70167
12	12	2	95,0700	92,41167
12	11	2	98,3000	95,02167
12	10	2	99,9800	94,79000

В решении данной задачи под точностью понимается отношение количества верно классифицированных векторов к их общему количеству. С учетом предпочтений в качестве точности может использоваться показатель, в котором интегрируются отношения количества верно классифицированных векторов к количеству всех векторов, которые определяются как классифицированный уровень опасности, и отношения количества верно классифицированных векторов к количеству всех векторов классифицированного уровня опасности.

Сократим количество признаков в рамках схемы, показанной в разделе 2 на рисунке 64. На рисунке 79 отражены результаты применения описанных в разделе 3 алгоритмов отбора признаков. Видно, что параметры ЭМРП образуют 4 группы взаимосвязанных элементов. В каждой выделенной группе в качестве входов нейронной сети выберем по одному параметру, имеющему наибольшую

важность (информативность) по хи-квадрат-тесту. Соответственно в качестве потенциальных входов нейронной сети рассматриваются параметры V2, V5, V9, V11.

Результаты оптимизации подмножества параметров методом полного перебора показывают, что максимальная точность на обучающей и тестовой выборках достигается только при использовании всех 4 параметров.



Рисунок 79 – Отбор (фильтрация) признаков для обучения нейронной сети

Всего было обучено 50 нейронных сетей (с входными параметрами V2, V5, V9, V11) [105], у которых в скрытом слое используется от 4 до 16 нейронов, в качестве активационных функций нейронов скрытого слоя используется гиперболический тангенс. Параметры лучших 5 нейронных сетей и полученная точность на тестовой и обучающей выборках представлены в таблице 25.

Таблица 25 – Нейронные сети с входными параметрами V2, V5, V9, V11 при обработке циклограммы полета

Количество нейронов			Точность классификации	
Входной слой	Скрытый слой	Выходной слой	Обучающая выборка (%)	Тестовая выборка (%)
4	14	2	99,98500	98,01000
4	15	2	99,04500	95,14333
4	11	2	96,68500	95,40500
4	16	2	99,79000	96,70667
4	11	2	96,68000	94,00167

Таким образом, на данных моделирования ЭМРП при уменьшении количества входных параметров удалось обеспечить высокую точность и уменьшить количество нейронов. Также следует отметить, что значительно возросла скорость обучения нейронных сетей. На рисунке 80 показана схема нейронной сети, показавшей точность 98,01 % на тестовой выборке, а в таблице 26 приводятся её структура и весовые коэффициенты.

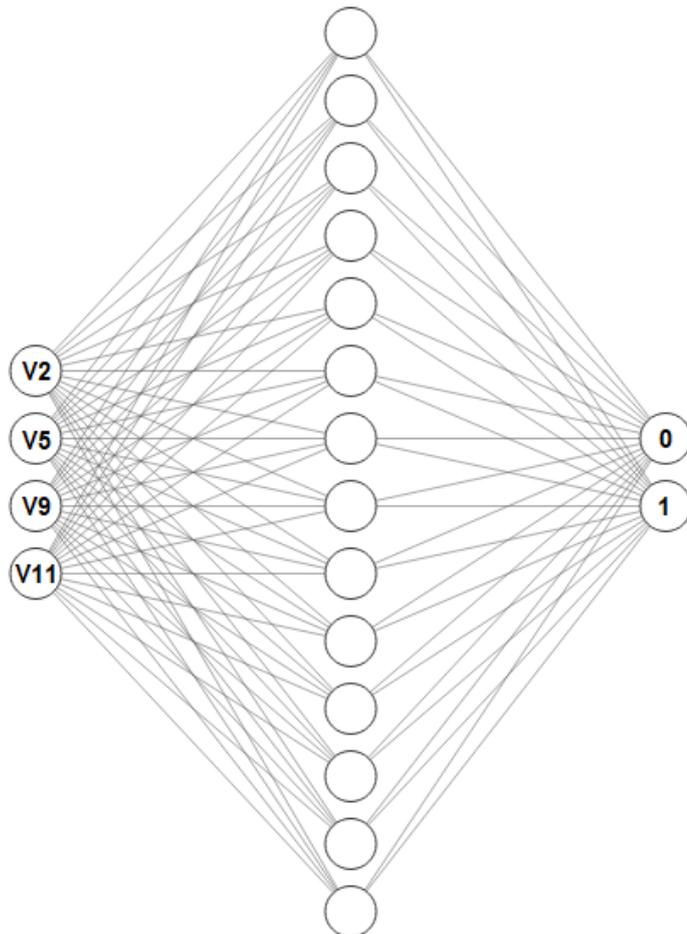


Рисунок 80 – Схема нейронной сети

Таблица 26 – Структура и весовые коэффициенты нейронной сети, показавшей точность 98,01% на тестовой выборке

Связь	Весовой коэффициент
V2 --> скрытый нейрон 1	40,163
V5 --> скрытый нейрон 1	20,607
V9 --> скрытый нейрон 1	14,479
V11 --> скрытый нейрон 1	48,854
V2 --> скрытый нейрон 2	23,467
V5 --> скрытый нейрон 2	6,215
V9 --> скрытый нейрон 2	-146,518
V11 --> скрытый нейрон 2	18,993
V2 --> скрытый нейрон 3	24,262
V5 --> скрытый нейрон 3	-5,799
V9 --> скрытый нейрон 3	-58,036
V11 --> скрытый нейрон 3	-22,111
V2 --> скрытый нейрон 4	25,519
V5 --> скрытый нейрон 4	-19,309
V9 --> скрытый нейрон 4	38,031
V11 --> скрытый нейрон 4	1,207
V2 --> скрытый нейрон 5	11,313
V5 --> скрытый нейрон 5	-29,686
V9 --> скрытый нейрон 5	109,327
V11 --> скрытый нейрон 5	-8,499
V2 --> скрытый нейрон 6	11,862
V5 --> скрытый нейрон 6	-24,591
V9 --> скрытый нейрон 6	-29,798
V11 --> скрытый нейрон 6	36,510
V2 --> скрытый нейрон 7	-11,451
V5 --> скрытый нейрон 7	14,121
V9 --> скрытый нейрон 7	45,483
V11 --> скрытый нейрон 7	-7,333
V2 --> скрытый нейрон 8	-7,752
V5 --> скрытый нейрон 8	-2,825
V9 --> скрытый нейрон 8	-31,975
V11 --> скрытый нейрон 8	-2,568
V2 --> скрытый нейрон 9	-25,323
V5 --> скрытый нейрон 9	40,250
V9 --> скрытый нейрон 9	1,147
V11 --> скрытый нейрон 9	-0,889
V2 --> скрытый нейрон 10	-32,602
V5 --> скрытый нейрон 10	28,222
V9 --> скрытый нейрон 10	33,845
V11 --> скрытый нейрон 10	3,152
V2 --> скрытый нейрон 11	8,432

V5 --> скрытый нейрон 11	-10,540
V9 --> скрытый нейрон 11	55,879
V11 --> скрытый нейрон 11	-5,929
V2 --> скрытый нейрон 12	0,183
V5 --> скрытый нейрон 12	6,561
V9 --> скрытый нейрон 12	18,140
V11 --> скрытый нейрон 12	17,831
V2 --> скрытый нейрон 13	-31,220
V5 --> скрытый нейрон 13	-5,273
V9 --> скрытый нейрон 13	29,158
V11 --> скрытый нейрон 13	-34,038
V2 --> скрытый нейрон 14	-35,905
V5 --> скрытый нейрон 14	-1,824
V9 --> скрытый нейрон 14	140,288
V11 --> скрытый нейрон 14	-14,201
входное смещение --> скрытый нейрон 1	-59,275
входное смещение --> скрытый нейрон 2	10,602
входное смещение --> скрытый нейрон 3	-3,767
входное смещение --> скрытый нейрон 4	13,233
входное смещение --> скрытый нейрон 5	-5,525
входное смещение --> скрытый нейрон 6	28,765
входное смещение --> скрытый нейрон 7	-3,501
входное смещение --> скрытый нейрон 8	11,921
входное смещение --> скрытый нейрон 9	-13,408
входное смещение --> скрытый нейрон 10	1,721
входное смещение --> скрытый нейрон 11	-4,462
входное смещение --> скрытый нейрон 12	-10,390
входное смещение --> скрытый нейрон 13	33,408
входное смещение --> скрытый нейрон 14	-6,599
скрытый нейрон 1 --> Класс 1	-23,541
скрытый нейрон 2 --> Класс 1	-2,354
скрытый нейрон 3 --> Класс 1	21,218
скрытый нейрон 4 --> Класс 1	2,742
скрытый нейрон 5 --> Класс 1	-4,553
скрытый нейрон 6 --> Класс 1	36,398
скрытый нейрон 7 --> Класс 1	0,505
скрытый нейрон 8 --> Класс 1	17,435
скрытый нейрон 9 --> Класс 1	-0,668
скрытый нейрон 10 --> Класс 1	0,483
скрытый нейрон 11 --> Класс 1	16,227
скрытый нейрон 12 --> Класс 1	10,324
скрытый нейрон 13 --> Класс 1	0,120
скрытый нейрон 14 --> Класс 1	-2,018
скрытый нейрон 1 --> Класс 2	14,107
скрытый нейрон 2 --> Класс 2	1,465

скрытый нейрон 3 --> Класс 2	-5,033
скрытый нейрон 4 --> Класс 2	57,684
скрытый нейрон 5 --> Класс 2	-26,559
скрытый нейрон 6 --> Класс 2	-56,169
скрытый нейрон 7 --> Класс 2	1,457
скрытый нейрон 8 --> Класс 2	-8,479
скрытый нейрон 9 --> Класс 2	7,414
скрытый нейрон 10 --> Класс 2	-0,161
скрытый нейрон 11 --> Класс 2	19,257
скрытый нейрон 12 --> Класс 2	-7,698
скрытый нейрон 13 --> Класс 2	-4,342
скрытый нейрон 14 --> Класс 2	1,272
скрытое смещение --> Класс 1	0,252
скрытое смещение --> Класс 2	-3,303

На рисунке 81 представлен результат применения нейронной сети, показавшей точность 98,01 %, на тестовой выборке при отработке циклограммы полета для момента сухого трения  $T_{Fr.C}=0,225$  (обучающая выборка, класс 1 – исправное состояние). На рисунке 82 представлен результат применения нейронной сети при отработке циклограммы полета для момента сухого трения  $T_{Fr.C}=0,375$  (тестовая выборка, класс 1 – исправное состояние). Демонстрируется наихудший результат в связи с использованием граничного значения из интервала изменения  $T_{Fr.C}$ .

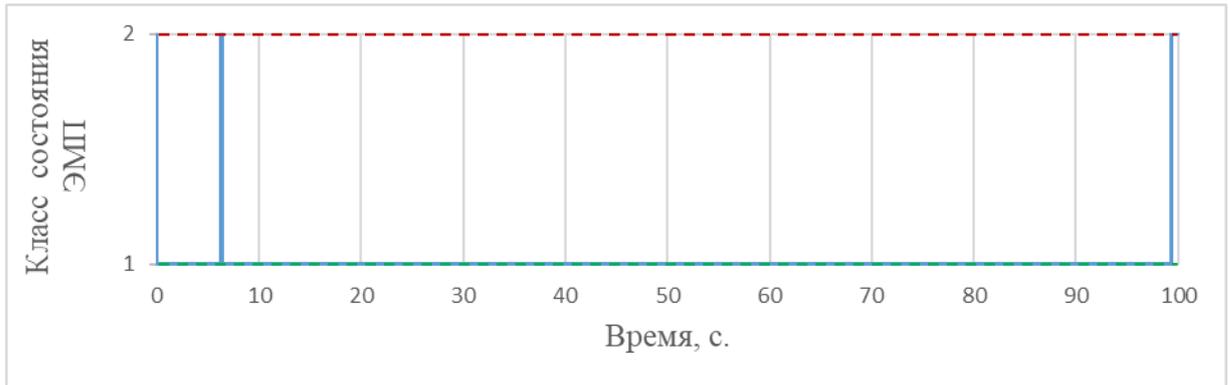


Рисунок 81 – Результат применения нейронной сети при обработке циклограммы полета (обучающая выборка, класс 1 – исправное состояние).  $T_{Fr.C}=0,225$

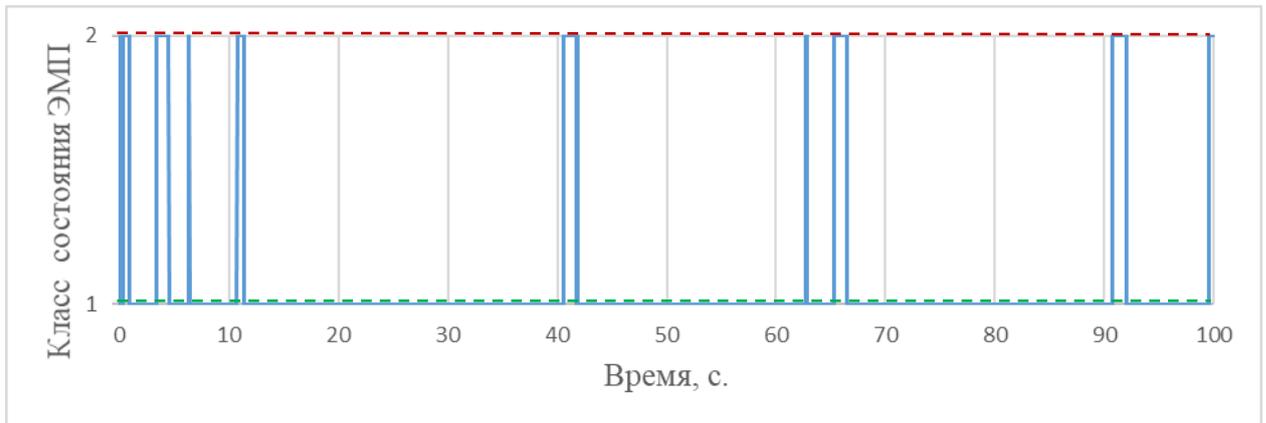


Рисунок 82 – Результат применения нейронной сети при обработке циклограммы полета (тестовая выборка, класс 1 – исправное состояние).  $T_{Fr.C}=0,375$

На рисунках 81 и 82 видно, что при определении исправного состояния ЭМРП на тестовой выборке в сравнении с обучающей выборкой становится больше временных диапазонов, на которых нейронная сеть ошибочно определяет класс технического состояния ЭМРП – исправное состояние принимает за неисправное.

На рисунке 83 представлен результат применения нейронной сети при обработке циклограммы полета для момента сухого трения  $T_{Fr.C}=1,025$  (обучающая выборка, класс 2 – неисправное состояние). На рисунке 84 представлен результат применения нейронной сети при обработке циклограммы полета для  $T_{Fr.C}=0,875$  (обучающая выборка, класс 2 – неисправное состояние). Также демонстрируется наихудший результат в связи с использованием граничного значения из интервала изменения  $T_{Fr.C}$ .

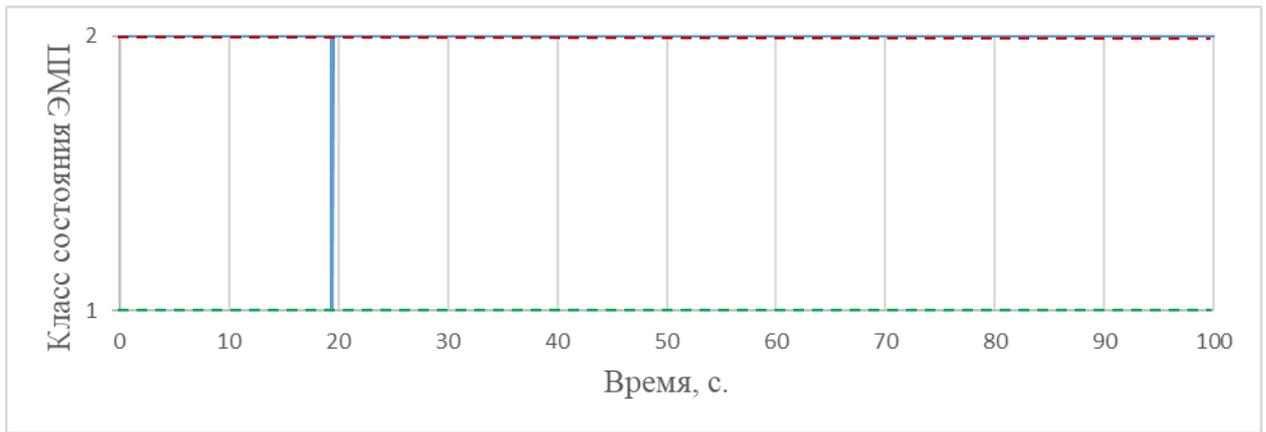


Рисунок 83 – Результат применения нейронной сети при обработке циклограммы полета (обучающая выборка, класс 2 – неисправное состояние).  $T_{Fr.C}=1,025$

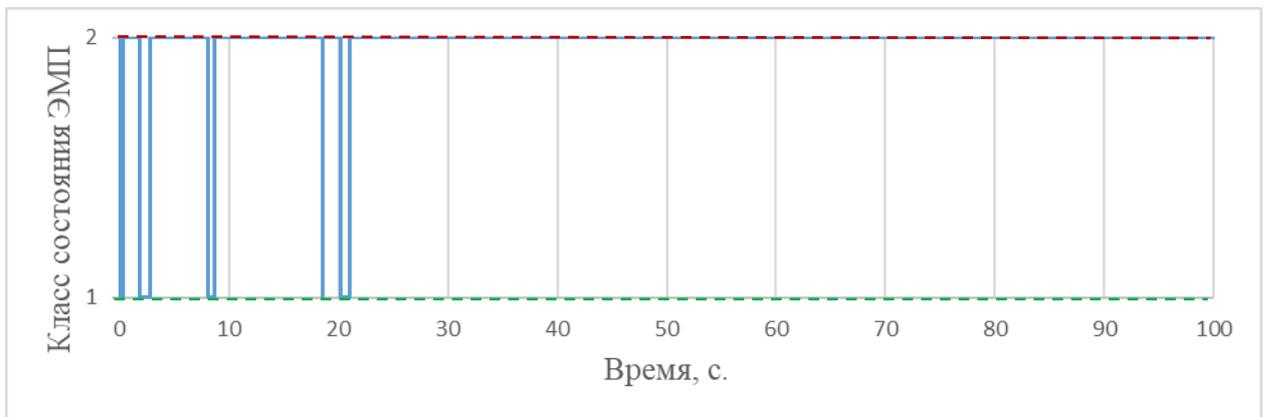


Рисунок 84 – Результат применения нейронной сети при обработке циклограммы полета (тестовая выборка, класс 2 – неисправное состояние).  $T_{Fr.C}=0.875$

На рисунках 83 и 84 видно, что при определении неисправного состояния ЭМРП на обучающей выборке в сравнении с тестовой выборкой также становится больше временных диапазонов, на которых нейронная сеть ошибочно определяет класс технического состояния ЭМРП – неисправное состояние принимает за исправное.

#### 4.2 Определение класса технического состояния для неисправностей смешанного типа

В рассмотренном в п 4.1 решении задачи классификации интегрируются методы машинного обучения и методы выделения информативных признаков, которые позволяют при анализе эксплуатационных данных ЭМРП решить проблему «проклятия размерности» и упростить модели оценки технического состояния ЭМРП. При этом рассмотрено развитие деградаций в ЭМРП, связанных

с одним типом неисправности – изменением сухого трения. Однако диагностика технического состояния ЭМРП должна нередко осуществляться в условиях одновременного развития неисправностей различной физической природы. Поэтому схемы формирования модели оценки технического состояния, предложенные в разделе 2 настоящей работы, требуют модификации для обеспечения возможности определения неисправностей смешанного типа.

После формирования базы прецедентов задача построения алгоритма определения неисправностей смешанного типа с использованием нейронных сетей сводится к задаче двухуровневой классификации. На основе конечного множества прецедентов  $\{(\bar{x}_1, \bar{y}_1), \dots, (\bar{x}_k, \bar{y}_k)\}$ ,  $\bar{x}_i \in X$ ,  $\bar{y}_i \in Y$ ,  $i=1..k$  требуется построить алгоритм  $\Phi: X \rightarrow Y$ , где  $X$  – множество векторов значений контролируемых параметров ЭМРП,  $Y=\{y_1, y_2\}$  – множества меток классов, отражающие типы неисправностей ЭМРП ( $y_1$ ) и соответствующие им уровни опасности ( $y_2$ ).

Если использовать одну нейронную сеть для построения алгоритма  $\Phi$ , то количество выходов нейронной сети, необходимое для кодирования меток классов, отражающих техническое состояние ЭМРП, составляет  $|y_1| \cdot |y_2|$  (при условии, что каждому типу неисправности ЭМРП соответствует одинаковое количество уровней опасности). В результате увеличение количества типов неисправностей и уровней опасности ведет к значительному увеличению количества выходов нейронной сети, что нередко приводит к снижению точности алгоритма  $\Phi$ . Поэтому предлагается для каждого типа неисправности использовать отдельную нейронную сеть. Т.е. алгоритм  $\Phi$  реализуется в виде совокупности алгоритмов  $\Phi_1, \dots, \Phi_N$  (ансамбля нейронных сетей), где  $N$  – количество видов неисправностей (рисунок 85). Такой подход к построению алгоритма определения неисправностей ЭМРП ЛА также обеспечивает эффективность процесса совершенствования системы ранней диагностики ЭМРП, т.к. не требуется изменение всех нейронных сетей, сформированных ранее. Использование для каждого типа неисправности отдельной нейронной сети

обеспечивает частичную инвариантность системы ранней диагностики к новым эксплуатационным данным ЭМП ЛА. Необходимость переобучения нейронных сетей, не связанных с диагностируемым типом неисправности, возникает в случае «ложного» срабатывания – ошибки определения класса технического состояния.

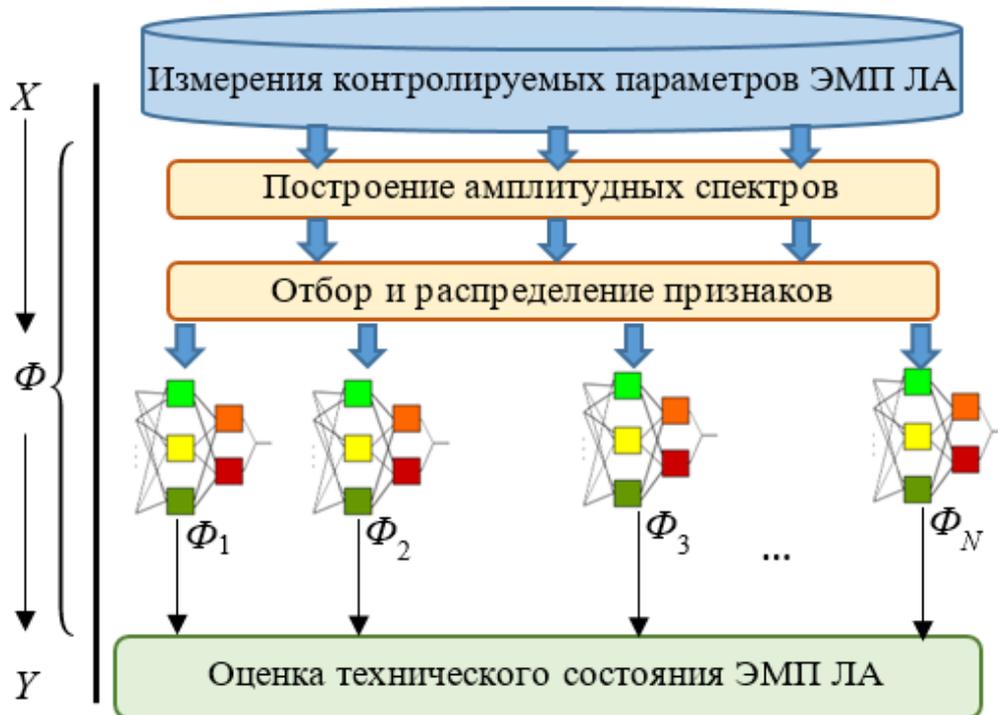


Рисунок 85 – Реализация алгоритма  $\Phi$  в виде совокупности алгоритмов  $\Phi_1, \dots, \Phi_N$

Для построения амплитудных спектров применяется быстрое преобразование Фурье. В результате этого преобразования формируется исходное множество признаков, состоящее из спектральных отсчетов спектров контролируемых параметров. Правила отбора и распределения признаков определяются на этапе построения алгоритмов  $\Phi_1, \dots, \Phi_N$  с использованием схемы анализа данных, представленной на рисунке 86.

В качестве критерия ранжирования, в частности, могут использоваться алгоритмы, рассмотренные в п 4.1 настоящей работы. Посредством этих критериев каждому признаку ставится в соответствие ранг, позволяющий сравнивать признаки между собой по информативности для решения задачи классификации.



Рисунок 86 – Схема анализа данных обора признаков для определения уровня опасности ЭМРП

Для оптимизации количества признаков для обучения нейронной сети на каждой итерации добавляется вход нейронной сети, соответствующий признаку, имеющему максимальный ранг и при этом не имеющему регрессионных зависимостей с уже выбранными признаками. Регрессионная модель выбирается исследователем данных, оценка наличия зависимости между признаками производится на основе коэффициента детерминации, посредством сравнения с заданным пороговым значением. Добавление входов и обучение нейронных сетей выполняется до тех пор, пока не будет достигнута заданная точность на обучающей/тестовой выборке.

С использованием разработанной математической модели ЭМРП, описанной в части 2 настоящей работы были сформированы данные, отражающие различные технические состояния редуктора, определяемые изменением люфта и

сухого трения. Для каждого типа неисправности рассматривалось три класса технического состояния редуктора – исправный, предаварийный, аварийный. В таблице 27 представлены значения люфта и сухого трения, которые использовались для моделирования и анализа деградаций.

Таблица 27 – Значения параметров для моделирования технических состояний ЭМРП

Метка класса	Техническое состояние редуктора	Люфт, град	Сухое трение, Нм
1	Исправное	[0,05 0,50] с шагом 0,05	[0,25 0,70] с шагом 0,05
2	Предаварийное	[0,55 1,00] с шагом 0,05	[0,75 1,20] с шагом 0,05
3	Аварийное	[1,05 1,50] с шагом 0,05	[1,25 1,70] с шагом 0,05

Для каждого типа неисправности имеется 30 значений люфта и сухого трения. Путем декартова произведения множеств этих значений формируются 900 комбинаций. Каждая комбинация используется при моделировании работы ЭМРП при воспроизведении управляющего сигнала треугольной формы (рисунок 87) с частотой 1 Гц в течение 10 с для формирования стационарных временных рядов, состоящих из значений контролируемых параметров.

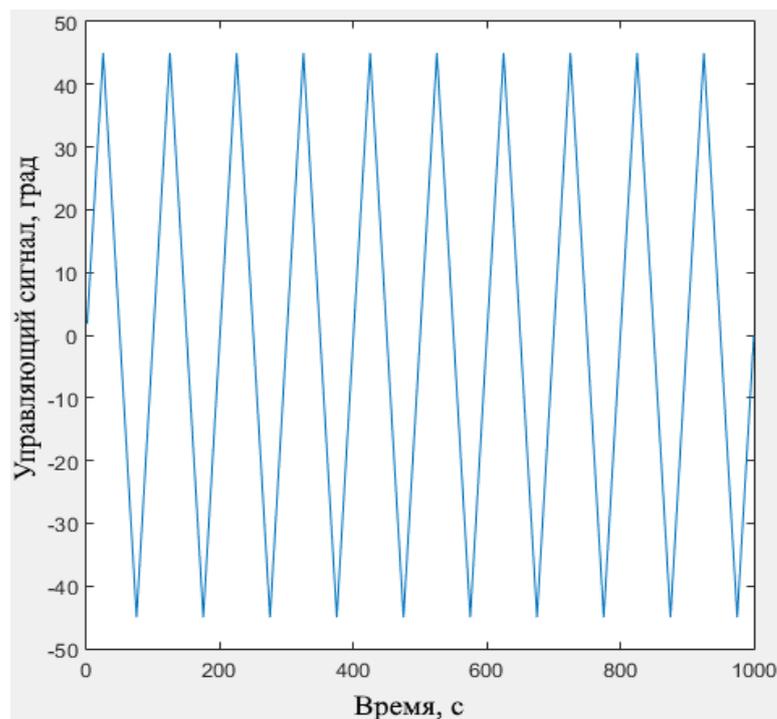


Рисунок 87 – Управляющий сигнал математической модели ЭМРП

В результате моделирования работы ЭМРП в различных технических состояниях формируются множества стационарных временных рядов (измерения) для записываемых в файл сигналов математической модели ЭМРП. Полученные значения контролируемых параметров и соответствующие им метки классов используются для формирования обучающей и тестовой выборок для нейронных сетей, соответствующих 2-м типам неисправностей. Обучающая и тестовая выборки составляют соответственно 10% и 90% от всей выборки.

Размер окна для быстрого преобразования Фурье при построении амплитудных спектров контролируемых параметров задан 512 отсчетов. В качестве примера на рисунке 88 представлен график сигнала «Напряжение электродвигателя» при сухом трении 0,25 Нм и люфте 0,05 °. На рисунке 89 приводится амплитудный спектр этого сигнала.

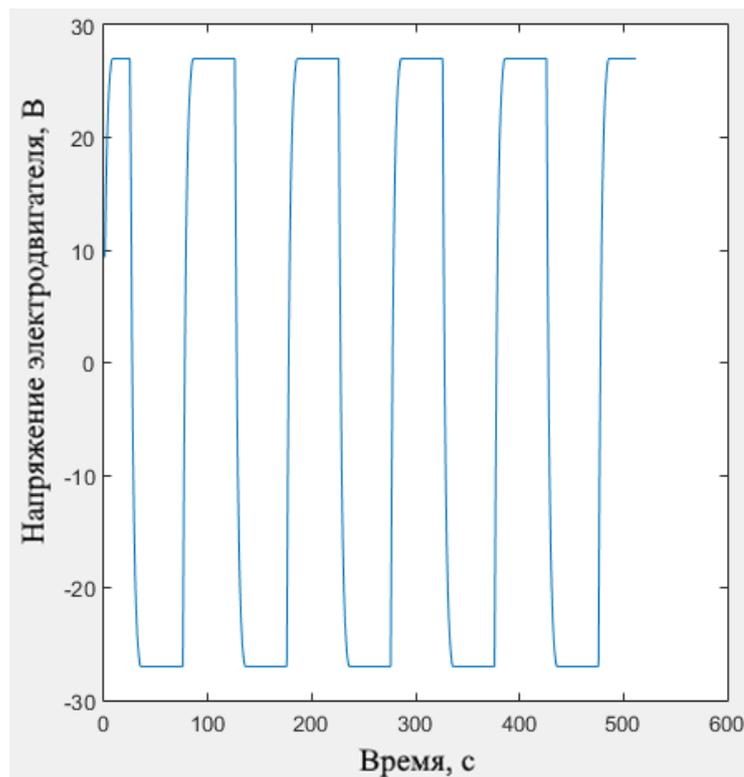


Рисунок 88 – Изменение напряжения электродвигателя во времени при отработке «треугольного» сигнала

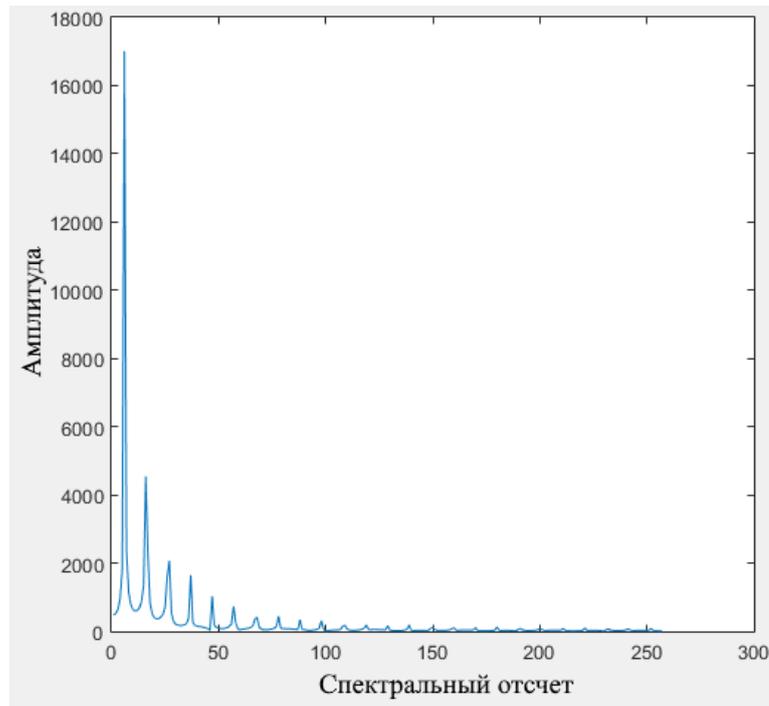


Рисунок 89 – Амплитудный спектр сигнала «Напряжение электродвигателя»

В связи с тем, что алгоритмы обучения нейронных сетей являются недетерминированными, при оптимизации количества признаков на каждой итерации обучалось 10 нейронных сетей (15 нейронов в скрытом слое, функция активации – гиперболический тангенс). Затем выбиралась нейронная сеть, показавшая наилучший результат на тестовой выборке. Такой подход оказался оправданным, т.к. для достижения заданной точности определения технического состояния ЭМРП (98 % на тестовой выборке) не требуется значительного количества итераций. В таблицах 28 и 29 представлена информация о процессе оптимизации количества признаков.

Таблица 28 – Результаты обучения нейронных сетей для определения уровня опасности неисправности ЭМРП, связанной с изменением люфта

Количество признаков / входов нейронной сети	Максимальная точность на обучающей выборке, %	Максимальная точность на тестовой выборке, %
1	93,33	92,10
2	95,56	95,19
3	98,89	98,64

Таблица 29 – Результаты обучения нейронных сетей для определения уровня опасности неисправности ЭМРП, связанной с изменением сухого трения

Количество признаков / входов нейронной сети	Максимальная точность на обучающей выборке, %	Максимальная точность на тестовой выборке, %
1	96,67	95,56
2	98,89	97,90
3	1	99,75

Потребовалось 30 обучений нейронной сети по каждому типу неисправности для достижения необходимой точности классификации. Можно сделать вывод, что применение схемы анализа данных, представленной на рисунке 8б, является оправданным, т.к. при прямом переборе сочетаний только 2 признаков потребовалось бы более  $4 \cdot 10^6$  обучений нейронной сети.

При воспроизведении ЭМРП треугольных управляющих сигналов исследованы деградации смешанного типа, характеризующиеся значениями люфта и трения, для определения состояния по каждому из которых используется своя НС. Результат применения НС на тестовой выборке обеспечил точность 99,75 % для классификации по изменению трения и 98,64 % по изменению люфта (таблица 30).

Таблица 30 – Матрица «перепутывания» при классификации технического состояния по деградации люфта на тестовой выборке

Метка класса	Объективное моделируемое состояние	Оценка состояния с применением алгоритма		
		Штатное состояние	Предаварийное состояние	Аварийное состояние
1	Штатное	98,64%	1,36%	0,00%
2	Предаварийное	1,00%	98,00%	1,00%
3	Аварийное	0,00%	0,67%	99,33%

На рисунках 90 и 91 представлены результат применения нейронных сетей, показавших точность 98,64 % для классификации по изменению люфта и 99,75 % для классификации по изменению трения. На графиках для каждого значения параметра деградации приводится результат его классификации по 30

последовательным значениям, показанным в таблице 27. Т.е. всего на каждом графике представлено 900 точек.

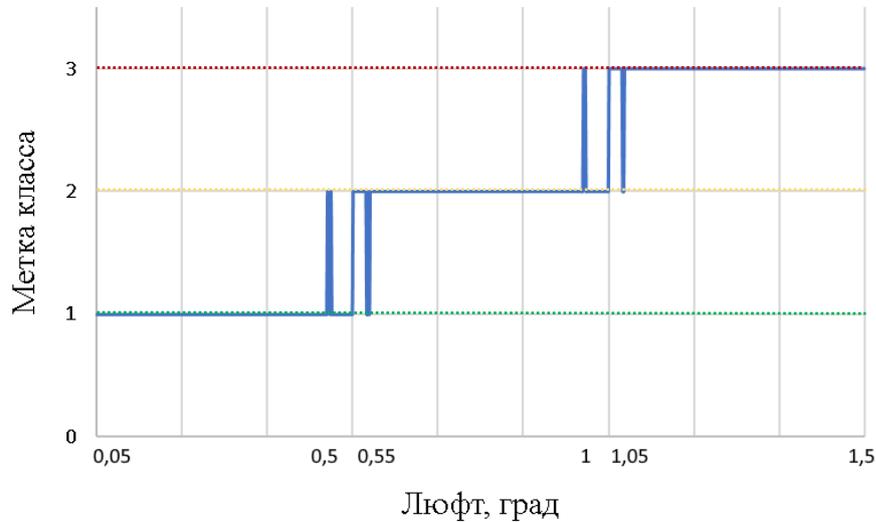


Рисунок 90 – Результат применения нейронной сети для определения технического состояния редуктора ЭМРП, связанного с изменением люфта

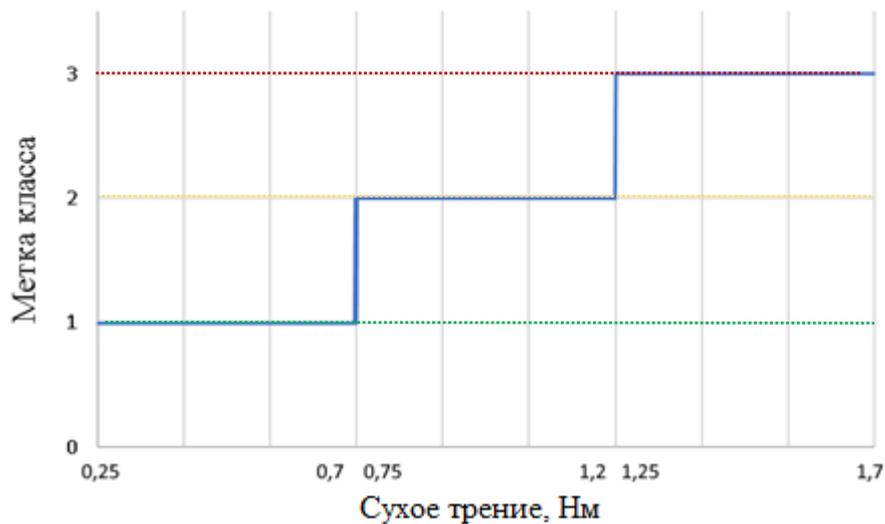


Рисунок 91 – Результат применения нейронной сети для определения технического состояния редуктора ЭМРП, связанного с изменением сухого трения

Видно, что точность разработанного алгоритма прогнозирования технического состояния ЭМРП является высокой. Ошибки определения уровня опасности неисправности ЭМРП можно считать незначительными, т.к. они наблюдаются на границах между классами.

Таким образом для решения задачи классификации при наличии смешанных неисправностей разработан метод, основанный на построении ансамбля нейронных сетей, с использованием которого производится определение типа

неисправности и оценка уровня деградации ЭМРП с высокой вычислительной эффективностью.

### 4.3 Прогнозирование технического состояния ЭМРП с использованием оптимизационных моделей для поиска информативных признаков

Пусть на основе измерений контролируемого параметра ЭМРП с заданной периодичностью формируются стационарные временные ряды, характеризующие техническое состояние ЭМРП (проблема выбора периода между измерениями в рамках данной работы не рассматривается). Порядковое значение временного ряда (наблюдения) обозначим через  $i=1, \dots, D$ , где  $D$  – количество сформированных временных последовательностей.

Для каждого  $i=1, \dots, D$  построим амплитудный спектр в соответствии с аналитическим выражением [106]:

$$y_i(m) = \frac{|b_i(m)|}{N}, b_i(m) = \sum_{k=0}^{N-1} x_{ik} e^{-j\frac{2\pi mk}{N}}, m = 1, \dots, N,$$

где  $N$  – количество значений диагностического сигнала и отсчетов спектра при выполнении преобразования Фурье дискретного вида;  $b_i(m)$  – амплитуды (комплексные числа), полученные в результате применения преобразования Фурье дискретного вида к ряду значений диагностического сигнала ЭМРП;  $m$  – порядковое значение спектрального отсчета.

Предлагается [107] анализировать ряд  $S_1(\bar{x}), \dots, S_D(\bar{x})$ , состоящий из сумм амплитуд, соответствующих номерам отсчетов, попадающим в диапазоны, определяемые вектором  $\bar{x}$ . Нечетные и четные элементы вектора  $\bar{x}$  содержат номера отсчетов, определяющие соответственно левые и правые границы диапазонов интегрирования спектра. Количество диапазонов, задаваемых вектором  $\bar{x}$ , выбирается экспертом.

Процедура формирования последовательности сумм амплитуд  $S_1(\bar{x}), \dots, S_D(\bar{x})$  проиллюстрирована на рисунке 92.

В результате суммирования всех амплитуд, попадающих в заштрихованную область (рисунок 92), формируется временной ряд – последовательность  $S_1(\bar{x}), \dots, S_D(\bar{x})$ , которая используется для построения тренда. Для поиска диапазонов интегрирования спектра стационарного сигнала, обеспечивающих максимальные показатели качества этого тренда, предлагаются оптимизационные модели 1-3, описанные ниже.

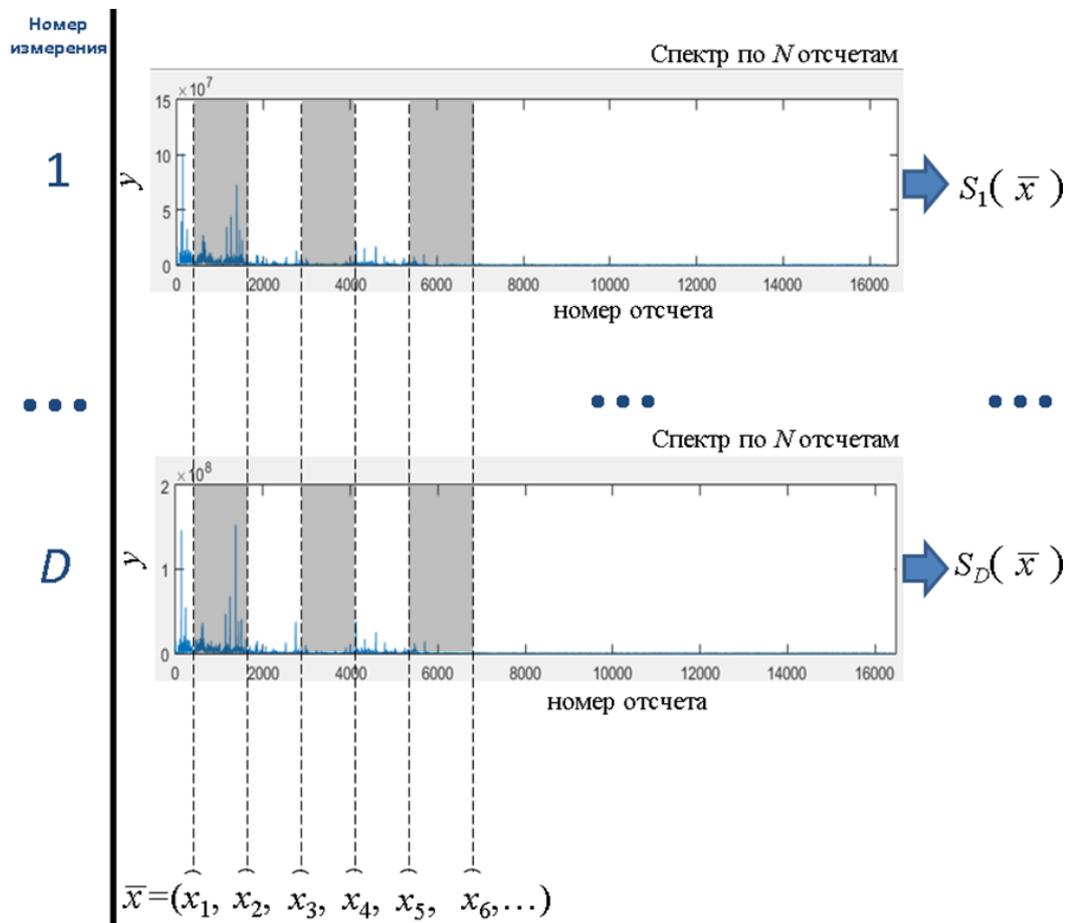


Рисунок 92 – Построение временной последовательности  $S_1(\bar{x}), \dots, S_D(\bar{x})$

Применение модели 1 позволяет найти диапазоны интегрирования спектра, обеспечивающие построение на основе  $S_1(\bar{x}), \dots, S_D(\bar{x})$  «выраженного» восходящего тренда, характеризующегося высоким уровнем коэффициента детерминации.

**Модель 1. Многокритериальная оптимизационная модель.**

$$\begin{cases} \max_{\bar{x}} \alpha, \max_{\bar{x}} R^2, \\ \alpha < 90, \end{cases}$$

где  $\bar{x}$  – вектор оптимизируемых параметров, содержащий диапазоны интегрирования (номера отсчетов) спектра;

$\alpha$  – угол наклона линейного тренда, построенного на основе нормированного временного ряда  $S_1(\bar{x}), \dots, S_D(\bar{x})$  (каждый элемент разделен на значение максимального элемента);

$R^2$  – коэффициент детерминации (используется для оценки адекватности модели тренда).

Если известно минимальное допустимое значение  $\alpha_0$  или  $R_0^2$ , то могут соответственно применяться однокритериальные оптимизационные модели 2 и 3, требующие для выполнения оптимизационных расчетов меньших вычислительных затрат по сравнению с моделью 1.

**Модель 2. Однокритериальная оптимизационная модель с ограничениями** (критерий оптимизации – угол наклона линейного тренда):

$$\begin{cases} \max_{\bar{x}} \alpha, \\ \alpha < 90, \\ R^2 > R_0^2, \end{cases}$$

$R_0^2$  - заданное пороговое значение для  $R^2$ .

**Модель 3. Однокритериальная оптимизационная модель** (критерий оптимизации – коэффициент детерминации):

$$\begin{cases} \max_{\bar{x}} R^2, \\ \alpha_0 \leq \alpha < 90. \end{cases}$$

где  $\alpha_0$  - заданное пороговое значение для  $\alpha$ ;

Расчет показателей  $\alpha$  и  $R^2$ , используемых в качестве целевых функций и ограничений в оптимизационных моделях 1-3, осуществляется по алгоритму 2.

**Алгоритм 2.**

**Шаг 1.** На основе стационарных сигналов  $1, \dots, D$  строится временная последовательность сумм амплитуд  $S_1, \dots, S_D$  по формуле:

$$S_i(\bar{x}) = y_i \cdot (x_1) + \dots + y_i \cdot (x_2) + y_i \cdot (x_3) + \dots + y_i \cdot (x_4) + \dots + y_i \cdot (x_{2n-1}) + \dots + y_i \cdot (x_{2n}),$$

где  $i=1, \dots, D$ ,  $y_i(\bullet)$  – амплитуда  $i$ -го спектра, соответствующая спектральному отсчету  $\bullet$ ,  $n$  – количество диапазонов интегрирования спектра.

**Шаг 2.** Временной ряд  $S_1(\bar{x}), \dots, S_D(\bar{x})$  нормируется посредством деления каждого элемента на значение максимального элемента.

**Шаг 3.** С использованием метода наименьших квадратов осуществляется оценка коэффициентов модели линейного тренда.

**Шаг 4.** Осуществляется расчет стандартного коэффициента детерминации модели зависимости случайной величины  $S_i$  от номера наблюдения  $i$  по формуле:

$$R^2 = 1 - \frac{D[S_i|i]}{D[S_i]},$$

где  $D[S_i|i]$  – условная дисперсия суммы амплитуд, зависимой от  $i$  (дисперсия ошибки модели),  $D[S_i]$  – дисперсия суммы амплитуд, как случайной величины.

**Шаг 5.** Вычисляется  $\alpha$  как арктангенс углового коэффициента линейного нормированного тренда.

**Конец алгоритма 2.**

Для исследования разработанных оптимизационных моделей и алгоритмов с использованием математической модели ЭМРП (см. раздел 2) были сформированы данные, включающие измерения тока питания ЭМРП БЛА при отработке входного «треугольного» сигнала, представленного на рисунке 93.

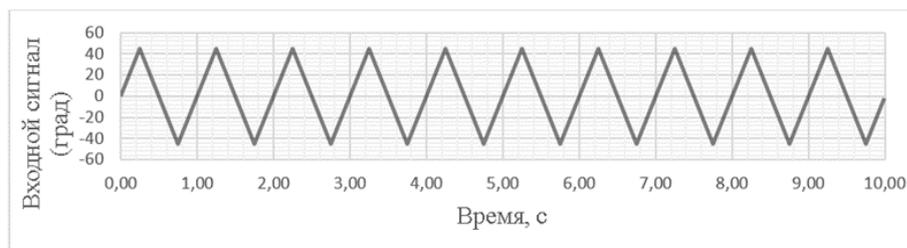


Рисунок 93 – Входной «треугольный» сигнал математической модели ЭМРП

Для моделирования деградаций ЭМРП БЛА момент сухого трения последовательно изменяется от 0,25 до 1,7 с шагом 0,05, люфт изменяется от 0,05 до 1,5 с шагом 0,05. В результате при обработке «треугольного» входного сигнала с использованием математической модели ЭМРП БЛА при зафиксированных значениях момента сухого трения ( $T_{Fr.C}$ ) и люфта ( $BL$ ) для каждого контролируемого параметра формируются стационарные временные последовательности  $1, \dots, D$  ( $D=30$ ), которые являются входной информацией для алгоритмов выделения информативных признаков. Для проверки устойчивости работы алгоритма моделирование проводилось с добавлением случайных составляющих к сигналам люфта и трения (см. раздел 2.5 настоящей работы).

На рисунке 94 приводится график изменения тока питания во времени, соответствующий входному сигналу, представленному на рисунке 93, и  $T_{Fr.C}=0,25$ .

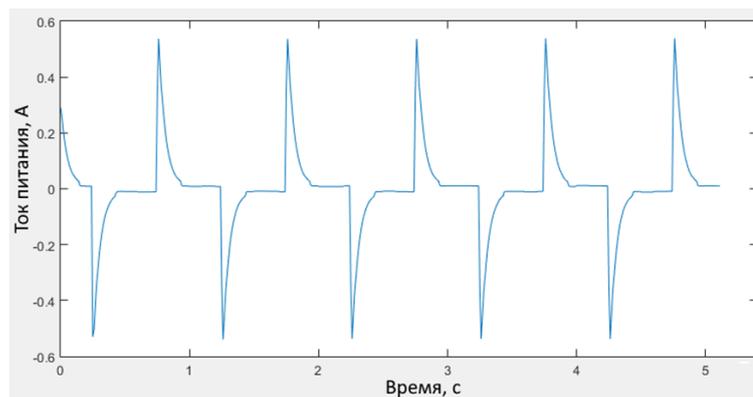


Рисунок 94 – Изменение тока питания во времени при обработке «треугольного» сигнала

На рисунке 95 приводится амплитудный спектр, построенный на основе сигнала тока питания, представленного на рисунке 94.

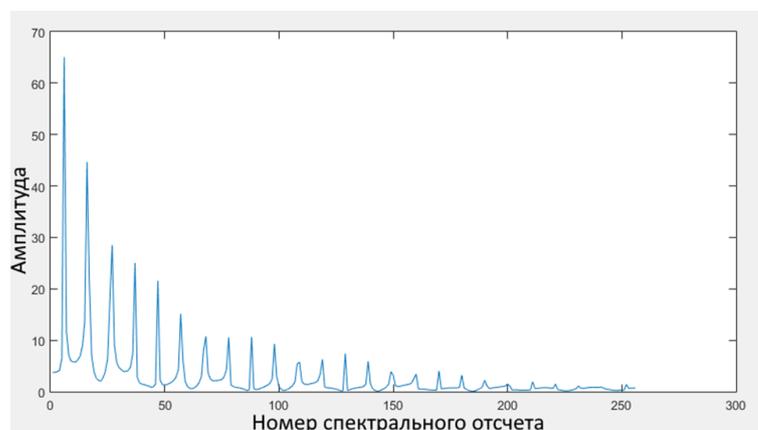


Рисунок 95 – Амплитудный спектр сигнала тока питания

Значительное влияние на результат выделения информативных признаков оказывают параметры генетических алгоритмов «Размер популяции» и «Количество поколений», которые используются для выполнения оптимизационных расчетов с моделями 1-3. Размер популяции определяет количество векторов  $\bar{x}$ , которые генерируются в начале работы и на каждой итерации генетического алгоритма. Количество поколений определяет длительность «эволюции» – количество итераций генетического алгоритма, на которых выполняются операции селекции, выбора родителей, скрещивания, мутации.

На рисунке 96 представлены Парето-фронты, полученные при варьировании размера популяции от 100 до 1500 векторов (особей). При этом в модели 1 используется один диапазон интегрирования спектра для параметра «Угловая скорость на выходном валу». Деградация ЭМРП БЛА моделируется изменением коэффициента сухого трения. Экспериментально выбрана длительность «эволюции» – 20 поколений, незначительно влияющая на результат оптимизационных расчетов.

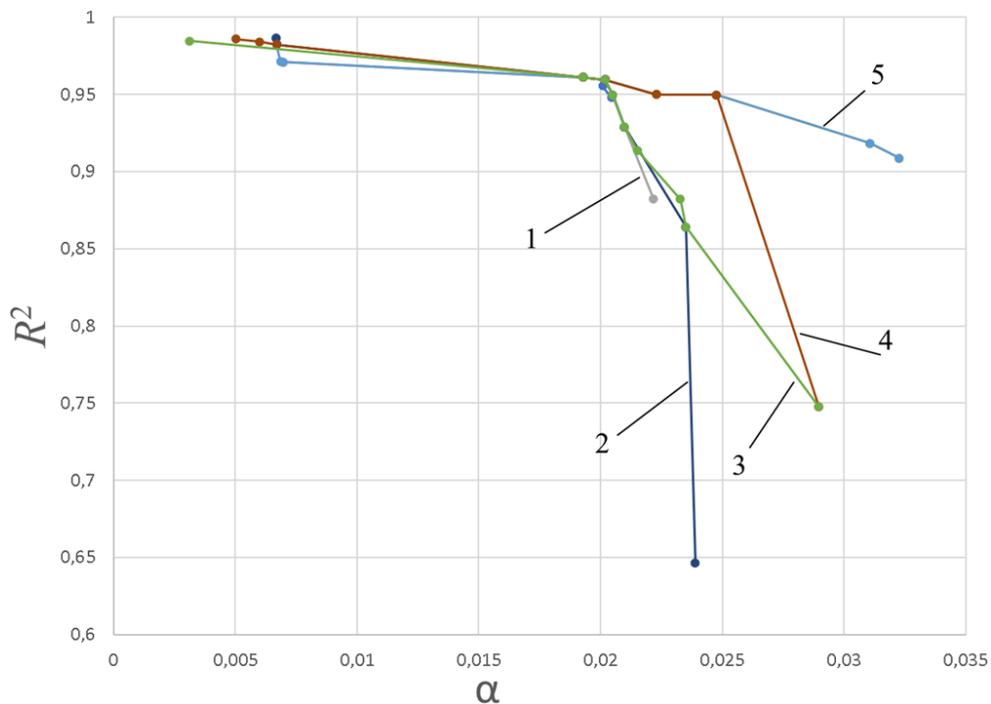


Рисунок 96 – Парето-фронты при различных размерах популяции в генетическом алгоритме (1 – 100 векторов, 2 – 300 векторов, 3 – 500 векторов, 4 – 800 векторов, 5 – 1500 векторов)

При размере популяции 10-50 формируются 1-3 точки Парето-фронта, которые при повторных запусках алгоритма выделения информативных признаков меняются случайным образом и поэтому на графике не приводятся. Такой результат является естественным для малых выборок, т.к. начальные вектора решений генерируются случайно, при этом размер выборки не позволяет адекватно описать закономерности, содержащиеся в анализируемых данных. Видно, что увеличение размера популяции приводит к смещению Парето-фронт в область «лучших» значений целевых функций.

В случае увеличения размера «популяции» при повторных запусках алгоритма выделения информативных признаков Парето-фронты в меньшей степени подвержены изменениям. Исследования показали, что сходимость алгоритма выделения информативных признаков для прогнозирования технического состояния ЭМРП БЛА значительно зависит от размера популяции. В дальнейших экспериментальных расчетах размер популяции установлен 5000 векторов, чтобы свести к минимуму влияние этого параметра на результат выполнения оптимизационных расчетов.

Рассмотрим влияние параметра «количество поколений» на результат применения разработанных алгоритмов. На рисунке 97 показаны Парето-фронты, полученные при количестве поколений 1, 5, 10, 20, 50.

Видно, что изменение количества поколений от 1 до 50 приводит к смещению Парето-фронт в область «лучших» значений целевых функций. При этом линии 4 и 5 совпадают, т.е. увеличение количества поколений в этом случае не приводит к значительному изменению результата оптимизационных расчетов. Также следует отметить, что на кривых 1-3 недостаток точек, имеющий место из-за недостатка количества поколений, приводит к недостаточно точной аппроксимации Парето-фронт.

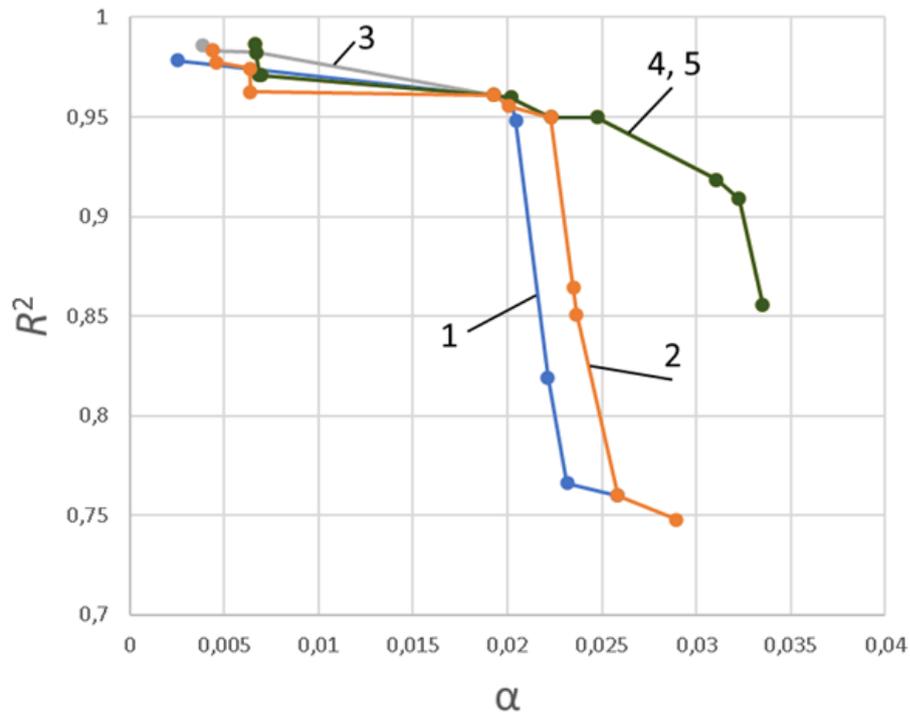


Рисунок 97 – Парето-фронты, полученные при изменении количества поколений в многокритериальном генетическом алгоритме (1 – 1 поколение, 2 – 5 поколений, 3 – 10 поколений, 4 – 20 поколений, 5 – 50 поколений)

В дальнейших исследованиях используется 20 поколений, чтобы свести к минимуму влияние этого параметра на результат применения разработанных алгоритмов выделения информативных признаков.

При интерпретации полученных результатов исследования влияния параметров генетического алгоритма на выделение информативных признаков следует учитывать, что в вычислительных экспериментах используются данные по эксплуатации ЭМРП, полученные с использованием математической модели. При анализе данных, полученных в результате натуральных измерений, может потребоваться увеличить размер «популяции» и количество поколений в генетическом алгоритме.

На рисунке 98, 100 представлены примеры результата применения алгоритма выделения информативных признаков, основанного на модели 1, при моделировании деградаций ЭМРП с использованием момента сухого трения  $T_{Fr.C}$  и люфта  $BL$ .

На рисунках 99, 101 показаны динамика изменения суммы амплитуд (*Data*), тренд (*Fit*), доверительные интервалы (*Confidence bounds*), найденные с

использованием оптимизационной модели 1 при деградации ЭМРП по  $T_{Fr.C}$  и  $BL$ . Графики трендов на рисунках 99, 101 соответствуют одной точке Парето-фронта на рисунках 98, 100 соответственно. На графике тренда приводятся решения, обеспечивающие максимальный угол наклона тренда. Это связано с тем, что некоторые решения с максимальным значением коэффициента детерминации соответствуют углу наклона  $\alpha=0$ . Диапазоны интегрирования и значения коэффициента детерминации указаны в подрисуночной надписи.

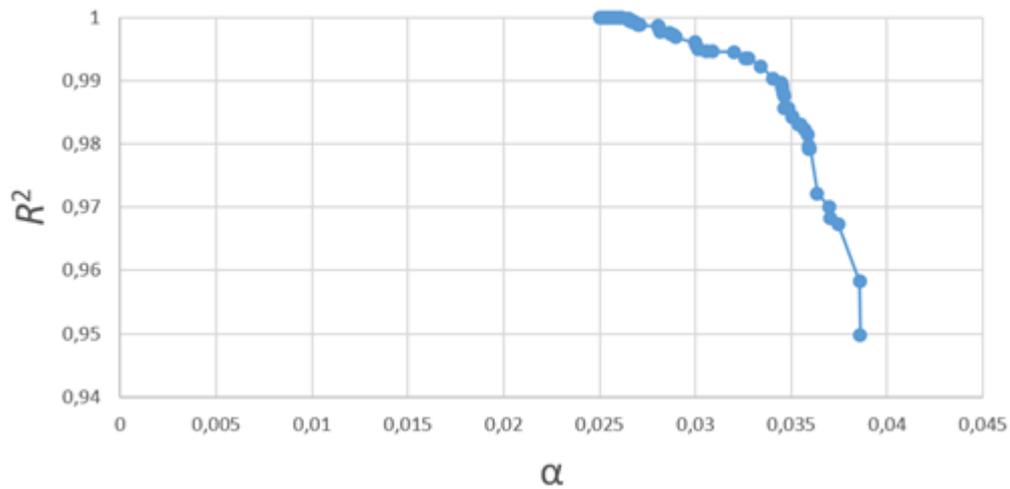


Рисунок 98 – Парето-фронт, полученный с использованием модели 1 для параметра «Сила тока ЭД» (деградация по  $T_{Fr.C}$ )

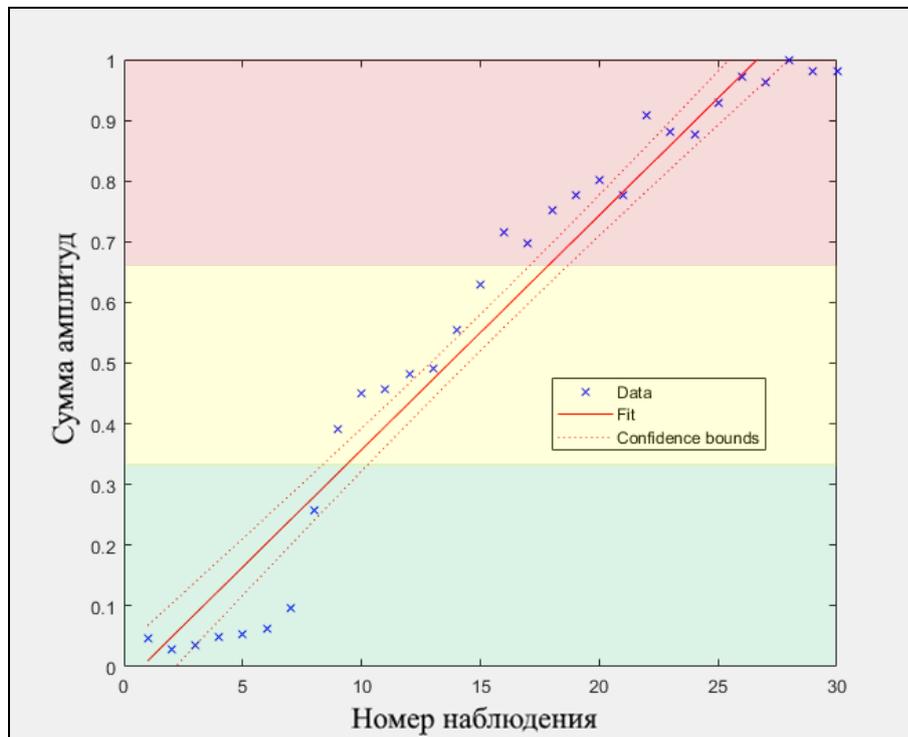


Рисунок 99 – Тренд для диапазона интегрирования спектра [250; 251] и  $R^2 = 0,94974$  (Сила тока ЭД, деградация по  $T_{Fr.C}$ )

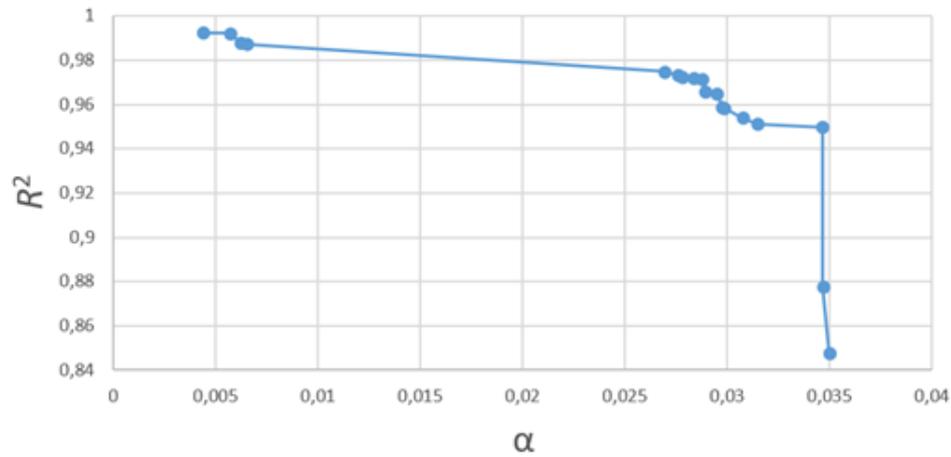


Рисунок 100 – Парето-фронт, полученный с использованием модели 1 для параметра «Угловая скорость на выходном валу» (деградация по  $BL$ )

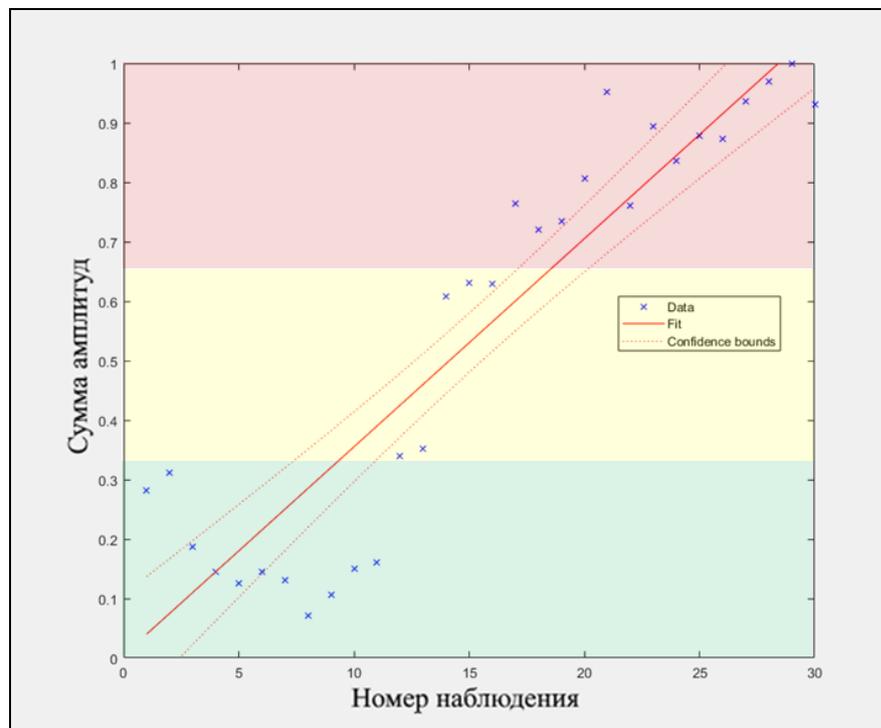


Рисунок 101 – Тренд для диапазона интегрирования спектра [237; 237] и  $R^2=0,84786$  (Угловая скорость на выходном валу, деградация по  $BL$ )

На графиках видно, что уменьшение коэффициента детерминации ведет к снижению качества моделей прогнозирования, поэтому если множество Парето-решений позволяет, то рекомендуется выбирать компромиссное решение между углом наклона нормированного тренда и значением коэффициента детерминации. Например, если выбрать на рисунке 100 решение, соответствующее коэффициенту детерминации  $R^2=0,97$ , то можно получить высокую адекватность модели, незначительно уменьшив угол наклона нормированного тренда (рисунок 102).

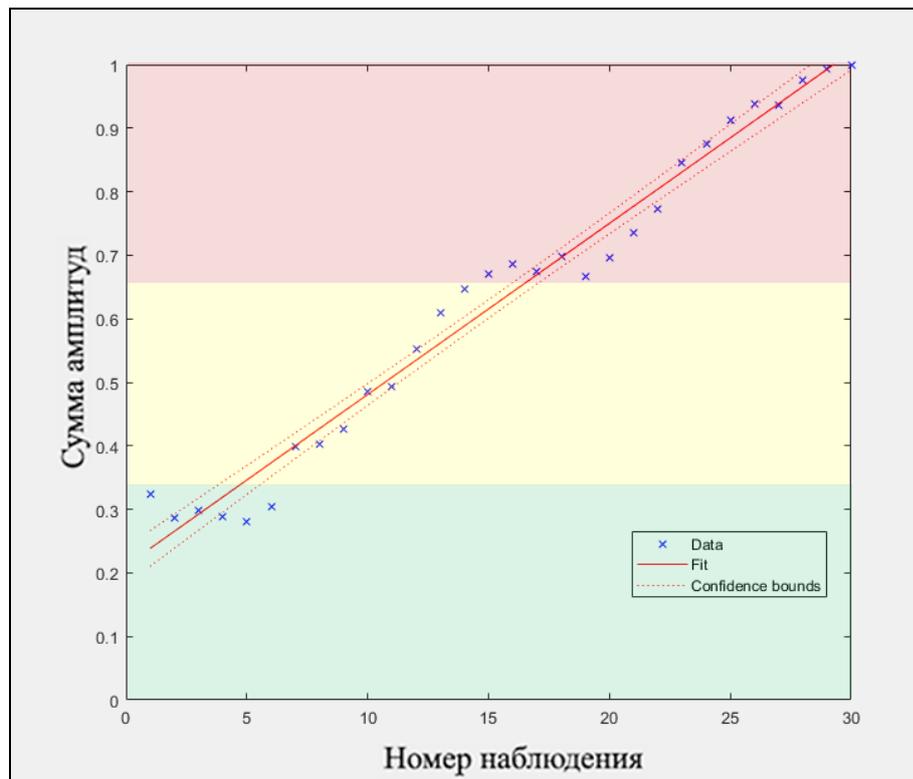


Рисунок 102 – Тренд для диапазона интегрирования спектра [196; 209] и  $R^2 = 0,97495$  (Угловая скорость на выходном валу, деградация по BL)

Увеличение количества диапазонов интегрирования позволяет добиться смещения Парето-фронта в область «лучших» значений целевых функций. Пример представлен на рисунке 103.

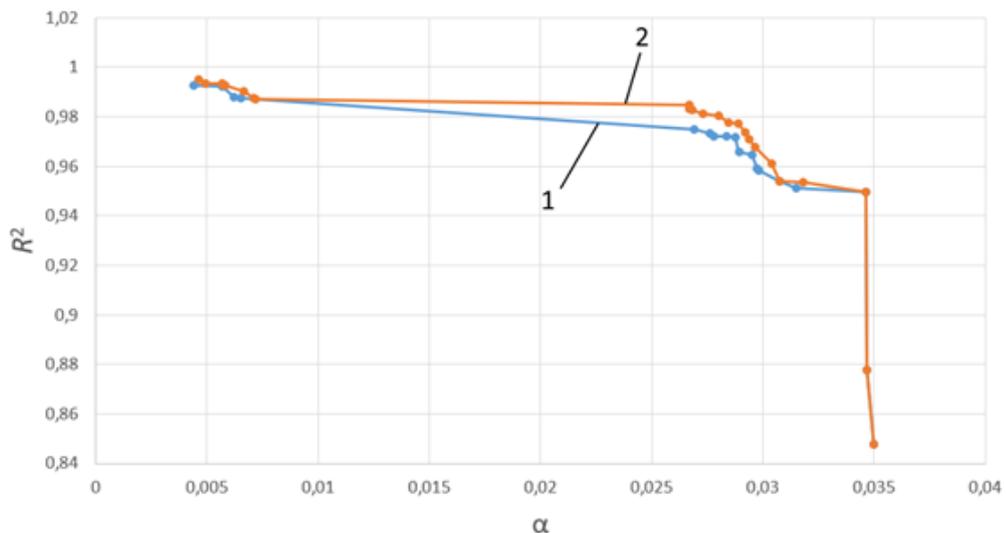


Рисунок 103 – Парето-фронт, созданный с применением модели 1, для сигнала «Угловая скорость на выходном валу» (деградация по BL),  
1,2 – количество диапазонов интегрирования

Нижний Парето-фронт создан при 1-ом диапазоне интегрирования, верхний Парето-создан при 2-х диапазонах интегрирования. Т.е. максимальное увеличение

коэффициента детерминации составляет примерно 0,01. При анализе данных, полученных при натуральных испытаниях, увеличение коэффициента детерминации может быть более значительным.

Проведено исследование зависимости вычислительных затрат на выделение информативных признаков от параметров разработанных алгоритмов. На рисунке 104 приводятся графики, отражающие зависимость времени выполнения алгоритма выделения информативных признаков от количества поколений (размер популяции фиксирован 5000 векторов) и размера популяции (количество поколений фиксировано 10) на 1 ядре процессора intel core i5 3470.

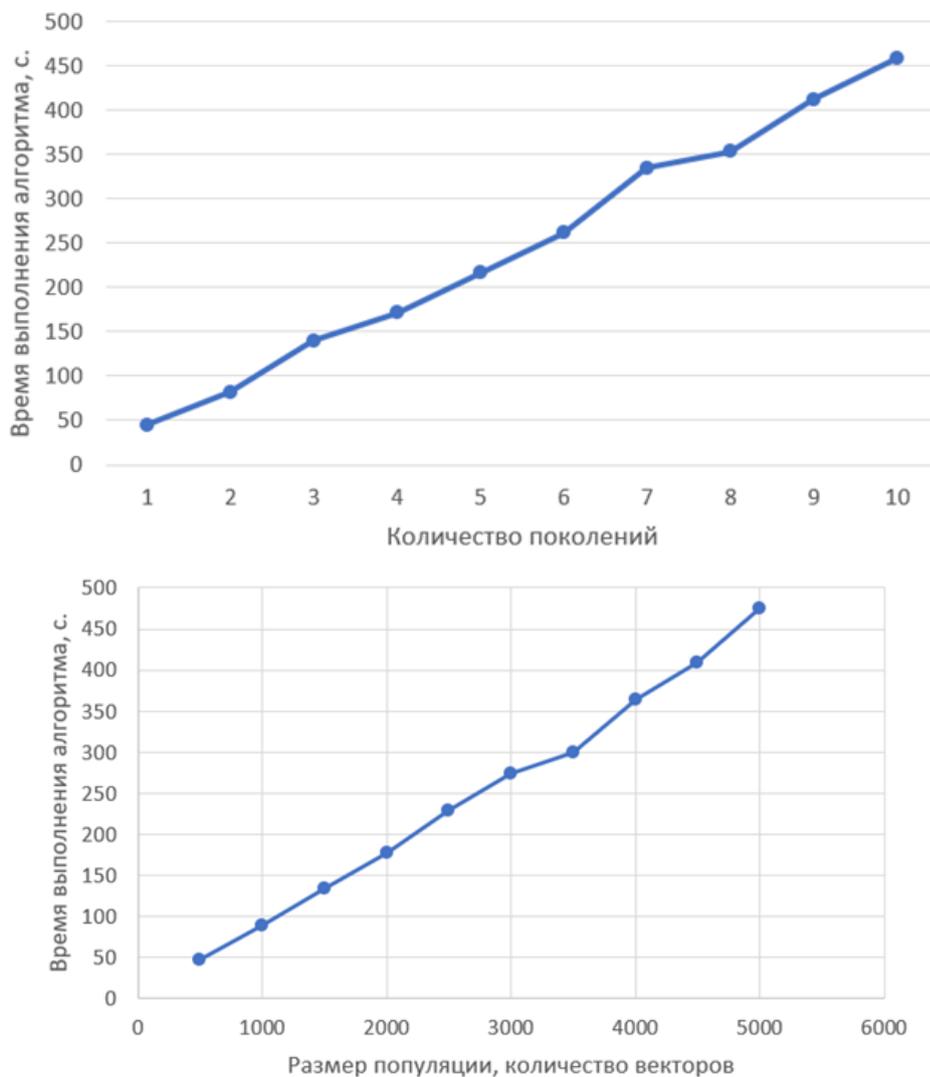


Рисунок 104 – Зависимость времени выполнения алгоритма выделения информативных признаков от количества поколений (сверху) и от размера популяции (снизу)

Отмечается линейная зависимость, позволяющая что оценить вычислительные затраты на выделение информативных признаков, проведя предварительные вычислительные эксперименты для малых значений параметров «количество поколений» и «размер популяции».

Предложенные оптимизационные модели 1-3 также исследовались на данных, полученных в результате ресурсных испытаний ЭД [108,109], который может использоваться как составная часть ЭМРП. Всего в анализе использовалось 57 записей вибрационного сигнала. На рисунке 105 представлена временная последовательность, состоящая из 8192 измерений вибрационного сигнала, характеризующего работу ЭД во время первой записи. На рисунке 106 приводится амплитудный спектр вибрационного сигнала, представленного на рисунке 105.

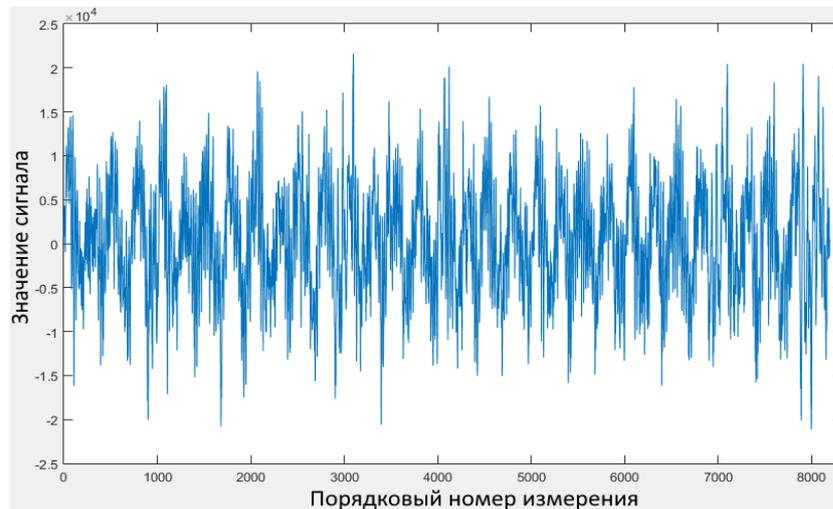


Рисунок 105 – Вибрационный сигнал (первая запись работы ЭД)

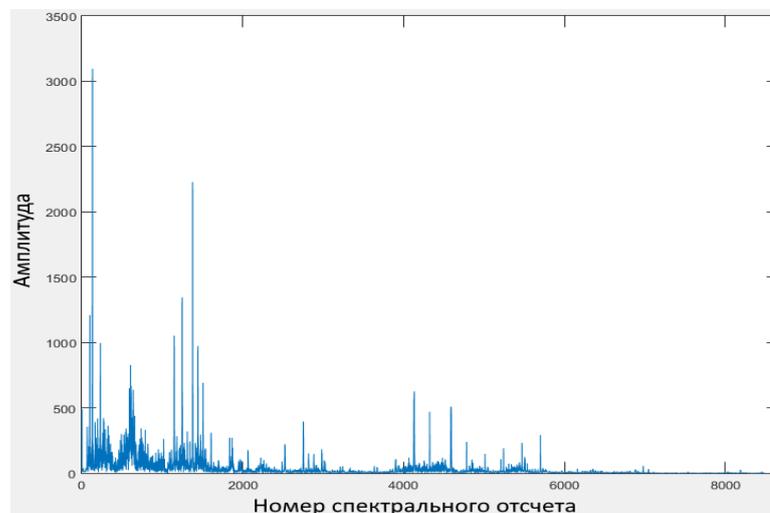


Рисунок 106 – Амплитудный спектр вибрационного сигнала

В таблице 31 приводится фрагмент Парето-фронта, полученного в результате оптимизационных расчетов по модели 1, при этом вектор решений  $\bar{x}$  содержит один диапазон интегрирования спектра вибрационного сигнала.

Таблица 31 – Парето-фронт с одним диапазоном интегрирования спектра вибрационного сигнала

x1	x2	$\alpha$	R <sup>2</sup>
1351	4137	0,005562	0,66624
1351	4136	0,005564	0,66393
3007	3906	0,006444	0,63194
3067	3907	0,006371	0,65247
3007	3909	0,006427	0,63376
1369	4136	0,005543	0,67334
3069	3906	0,006377	0,65108
...	...	...	...

В таблице 32 приводится фрагмент Парето-фронта, который получен в результате оптимизационных расчетов по модели 1 при использовании трех диапазонов интегрирования спектра вибрационного сигнала.

Таблица 32 – Парето-фронт с тремя диапазонами интегрирования спектра вибрационного сигнала

x1	x2	x3	x4	x5	x6	$\alpha$	R2
3299	3343	3657	2348	3614	3845	0,017055	0,70812
4733	4892	3718	3170	3164	3334	0,009024	0,71604
2923	3171	1332	1424	4493	3263	0,031921	0,46952
3068	3375	4676	4827	4178	3556	0,013	0,71009
2127	2143	6531	2867	2188	987	0,028798	0,57611
3068	3375	4676	4827	4178	3555	0,013	0,70978
3069	3375	4673	4827	4179	3556	0,013002	0,70908
...	...	...	...	...	...	...	...

Случай, когда элемент вектора  $\bar{x}$  с четным номером меньше предыдущего элемента означает, что соответствующий этим элементам диапазон интегрирования спектра при оптимизации был автоматически исключен из вектора решений.

Из таблиц 31 и 32 видно, что увеличение количества диапазонов интегрирования спектра позволяет получить решения с лучшим коэффициентом детерминации.

Применим оптимизационную модель 3, позволяющую получить более точный результат оптимизации с меньшими вычислительными затратами. Время расчета по оптимизационной модели 3 на порядок меньше, чем по оптимизационной модели 1. На рисунке 107 представлена динамика изменения суммы амплитуд (*Data*), тренд (*Fit*), доверительные интервалы (*Confidence bounds*) для диапазонов интегрирования спектра [3072, 3374], [4772, 4858], [4401, 4431].

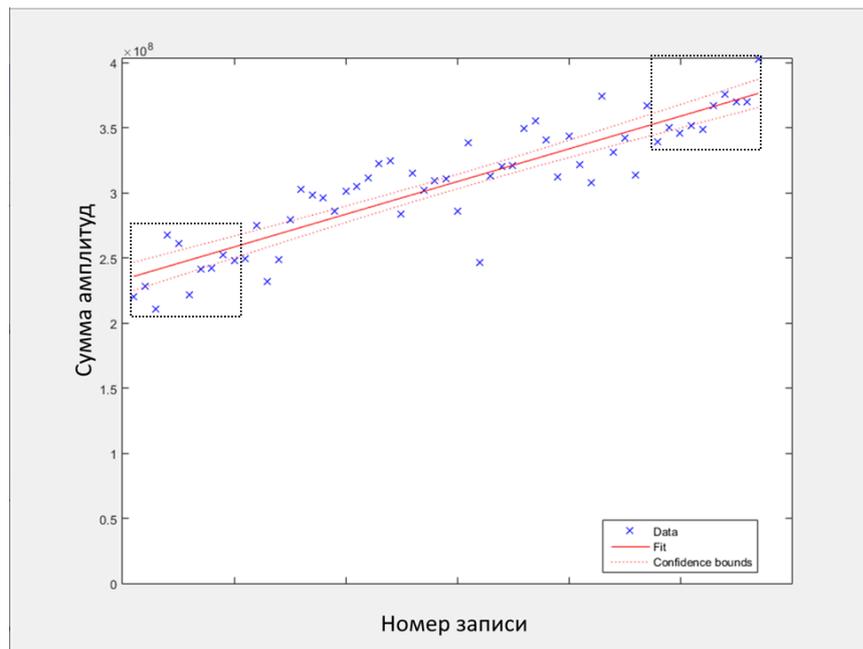


Рисунок 107 – Тренд для диапазонов интегрирования спектра вибрационного сигнала [3072, 3374], [4772, 4858], [4401, 4431]

В результате выполнения оптимизационных расчетов по модели 3 были найдены диапазоны интегрирования спектра вибрационного сигнала, обеспечивающие наибольший коэффициент детерминации  $R^2=0,8037$ .

С использованием оптимизационных моделей 1-3 и реализованных в MATLAB генетических алгоритмов [110], обеспечивающих высокую вычислительную эффективность при значительном количестве оптимизируемых параметров, разработаны алгоритмы поиска информативных признаков для прогнозирования технического состояния ЭМРП. Разработанные алгоритмы исследованы и верифицированы на данных, полученных с использованием математической модели ЭМРП и в результате ресурсных стендовых испытаний бесколлекторного ЭД.

#### 4.4 Выводы к главе

1. Предложенные алгоритмы выделения информативных признаков исследованы на данных, полученных с использованием математической модели ЭМРП БЛА. При этом для моделирования физических процессов развития деградаций ЭМРП в условиях воздействия внутренних и внешних факторов варьировались момент сухого трения и люфт при отработке стационарных входных сигналов с заданной частотой и полетной циклограммы.
2. Проведенные исследования показали эффективность методов интеллектуального анализа данных для определения технического состояния редуктора ЭМРП. С использованием разработанной схемы анализа данных на примере результатов моделирования циклограммы работы ЭМРП при взлете БЛА были достигнуты следующие результаты: количество параметров уменьшено с 12 до 4, снижено количество нейронов в скрытом слое нейронной сети, при этом обеспечена высокая точность распознавания технического состояния ЭМРП на тестовой выборке (98,01 %).
3. Выполнена декомпозиция задачи классификации неисправностей смешанных типов (люфта и трения), позволяющая уменьшить количество входных и выходных состояний, упростить модели, повысить точность нейронных сетей, снизить временные затраты на добавление новых данных в систему ранней диагностики.
4. Для решения проблемы прогнозирования технического состояния ЭМРП были разработаны и исследованы алгоритмы выделения информативных признаков, основанные на однокритериальных и многокритериальных оптимизационных моделях, позволяющих найти диапазоны интегрирования спектра стационарного сигнала, обеспечивающие максимальные показатели качества тренда. В этих оптимизационных моделях используются критерии оптимизации, в

которых учитывается адекватность моделей прогнозирования временного ряда и «выраженность» тенденции.

5. Разработаны оптимизационные алгоритмы поиска информативных признаков для прогноза технического состояния ЭМРП с использованием контролируемых стационарных сигналов. Полученные результаты расчетных исследований показали перспективность и необходимость дальнейших исследований разработанных алгоритмов при стендовых исследованиях и эксплуатации ЭМРП.
6. Результаты проведенных исследований показали, что применение алгоритмов выделения информативных признаков в задаче диагностики ЭМРП ЛА с использованием методов машинного обучения является обоснованным. Эти алгоритмы обеспечивают снижение размерности исходных данных, решение проблем зашумленности контролируемых сигналов и недостатка векторов обучающей выборки, что позволяет повысить качество моделей оценки и прогнозирования технического состояния ЭМРП.

## Заключение

1. Для решения задачи ранней диагностики ЭМРП ЛА на базе системного анализа сформирована архитектура системы ранней диагностики, т.е. системы верхнего и нижнего уровней и их взаимодействие. Определены функции системы, разработаны модели формирования и анализа данных, в которых объединены методы интеллектуального анализа данных (ИАД) и алгоритмы выделения информативных признаков.

2. На стенде нагрузочных испытательных машин ЦАГИ проведены экспериментальные исследования рабочих процессов, протекающих в редукторе ЭМРП, и определены репрезентативные параметры деградаций: люфт и трение, которые могут быть использованы для определения классов технического состояния.

3. На основе экспериментальных данных создана и верифицирована программно-математическая модель ЭМРП БЛА, позволяющая реализовать различные сценарии деградаций редуктора. Проведено моделирование развития деградаций редуктора при воспроизведении управляющего сигнала, соответствующего полетной циклограмме и периодическому сигналу треугольной формы.

4. Разработана методика обнаружения прогрессирующих деградаций, которая может использоваться для моделирования неисправностей, ресурсных стендовых испытаний и в ходе эксплуатации ЭМРП. Для ЭМРП современного магистрального самолета разработанная методика позволяет сократить длительность ресурсных испытаний по крайней мере в 20 раз.

5. Разработаны алгоритмы ИАД выделения и анализа информативных признаков, основанные на методах: «фильтрации», «оберточных» и «встроенных», которые обеспечили подготовку данных для классификации прогнозирования технического состояния на примере результатов моделирования

ЭМРП ЛА. Использование разработанных алгоритмов позволило снизить размерность вектора исходных данных и необходимый объем векторов обучающей выборки, что повысило качество моделей оценки и прогнозирования технического состояния ЭМРП.

6. Проведен анализ эффективности алгоритмов, классификации технического состояния ЭМРП и его прогнозирования путем математического моделирования и по результатам экспериментальных данных. Результаты проведенных исследований показали, что применение разработанных моделей, алгоритмов и методов в задаче диагностики ЭМРП ЛА является обоснованным и позволяет как классифицировать текущее техническое состояние с высокой точностью и достоверностью, так и прогнозировать его изменение при проведении регулярных наземных проверок, выполняемых между полетами при техническом обслуживании ЛА и организации обслуживания по состоянию системы рулевых приводов.

7. На примере результатов моделирования циклограммы работы ЭМРП при взлете БЛА были достигнуты следующие результаты: количество параметров уменьшено с 12 до 4, снижено количество нейронов в скрытом слое нейронной сети, при этом повышена точность (процент верно классифицированных векторов) распознавания технического состояния ЭМРП (с 96,7 % до 98,0 %).

8. Для прогнозирования технического состояния ЭМРП были разработаны и исследованы алгоритмы выделения информативных признаков, основанные на однокритериальных и многокритериальных оптимизационных моделях, позволяющих найти диапазоны интегрирования спектра стационарного сигнала, обеспечивающие максимальные показатели качества тренда.

9. Для применения разработанной методики проведения испытаний ЭМРП на износ автором работы была разработана стендовая установка (приложение А), позволяющая обеспечить проведение эксперимента по изучению реальных процессов развития деградаций различных видов, характерных для ЭМРП БЛА.

Полученные теоретические и прикладные результаты будут использованы в рамках работ по созданию демонстраторов технологий ранней диагностики технического состояния ЭМРП.

Можно выделить следующие актуальные направления дальнейших исследований, связанные с развитием разработанных алгоритмов и повышением эффективности ранней диагностики технического состояния ЭМРП:

- расширение базы прецедентов посредством моделирования физических процессов развития деградаций электродвигателя и электронного блока с использованием уточненной математической модели ЭМРП;
- расширение базы прецедентов в результате ресурсных стендовых испытаний и эксплуатации ЭМРП;
- совершенствование алгоритмов выделения информативных признаков для прогнозирования технического состояния ЭМРП при деградациях, описываемых нелинейными закономерностями;
- повышение производительности алгоритмов выделения информативных признаков, в том числе с использованием параллельных вычислений;
- разработка структуры комплекса ранней диагностики состояния ЭМРП, включающего бортовую систему и наземную инфраструктуру для сбора и обработки данных по парку ЛА.

## Список сокращений и условных обозначений

ЛАФЧХ	Логарифмическая	амплитудно-фазовая	частотная
	характеристика		
БЛА	Беспилотный летательный аппарат		
ИАД	Интеллектуальный анализ данных		
ИД	Исходные данные		
КСУ	Комплексная система управления		
ЛА	Летательный аппарат		
НИОКР	Научно-исследовательская и опытно конструкторская работа		
НС	Нейронная сеть		
РВП	Роликовинтовая передача		
СДТС	Система диагностики технического состояния		
ССУ	Силовая часть системы управления		
ЦАГИ	Центральный аэрогидродинамический институт		
ШИМ	Широтно-импульсная модуляция		
ЭВМ	Электронно-вычислительная машина		
ЭД	Электродвигатель		
ЭДС	Электродвижущая сила		
ЭМРП	Электромеханический рулевой привод		
CESA	Compañía Española de Sistemas Aeronáuticos S.A.		
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.		
HUMS	Health Usage Monitoring System		
INSA	Institut national des sciences appliquées		
NASA	The National Aeronautics and Space Administration		
SAE	Society of Automotive Engineers		

## Список литературы

1. Баженов С.Г. Интеллектуализация систем управления ЛА. Перспективные пути управления аэродинамическими силами. Сборник трудов конференции «Интеллектуализация авиационных комплексов», проводимая в рамках международного военно-технического форума «Армия 2017», стр. 54-72.
2. Стеблинкин А.И. Работы по электрификации систем рулевых приводов самолетов в рамках международного проекта RESEARCH // Труды научно-технической конференции «Электрификация летательных аппаратов». – М: ид Академии Жуковского, 2016. – 332 с.
3. Ерофеев Е.В. Система рулевых приводов и энергетический комплекс перспективных самолетов транспортной категории // Труды научно-технической конференции «Электрификация летательных аппаратов». – М: ид Академии Жуковского, 2016. – 332 с.
4. Ogoltsov I. [et. al.] New developments of electrically powered electrohydraulic and electromechanical actuators for the more electric aircraft // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2014, Saint Petersburg, Russia.
5. Derrien J.-C. Electromechanical actuator (EMA) advanced technologies for flight controls // 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2012, Brisbane, Australia.
6. Ерофеев Е.В., Кувшинов В.М., Скрыбин А.В., Стеблинкин А.И., Халецкий Л.В. Построение силовой системы управления самолетов с использованием рулевых приводов с электрическим силовым питанием для реализации концепции «более электрического самолета» // Труды ЦАГИ, выпуск 2785. Динамика полета и системы управления летательных аппаратов. Сборник статей под редакцией В.Л. Суханова. стр. 49-70, 2019.
7. Kuvshinov V., Khaletskiy L., Steblinkin A., Erofeev E., Skryabin A. Safety & energy efficiency research on advanced more electrical flight control actuation systems for short/middle range passenger aircraft // More Electric Aircraft 2015 Conference Proceedings, Toulouse, France, 2015.

8. Okhapkin A., Steblinkin A. An approach to fuel savings and environmental benefits assessment of electrified primary flight control actuation system for short/medium-range passenger aircraft // More Electric Aircraft 2017 Proceedings. Bordeaux, France 2017.
9. Glison E., Kopp J.D., Manzanares D. MOOG next generation control and actuation, Proc 6th International Conference on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components (R3ASC 2014), pp. 43-54, Toulouse, France, 2014.
10. Kowalski R., Möller F., Gallun P., Bierig A. (2019) Test facility for electro-mechanical actuation systems, Proc of the 7th International Workshop on Aircraft Systems Technologies, pp. 133-142, Hamburg, Germany, 2019.
11. Todeschi M., Baxerred L. Airbus – health monitoring for the flight control EMAs 2014 status and perspectives. Proc 6th International Conference on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components (R3ASC 2014) pp. 73-83. Toulouse. 2014.
12. Van Der Linden F, Dreyer N, Dorkel A., EMA Health monitoring: an overview, Proc 7th International Conference on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components (R3ASC 2016), pp. 21-26, Toulouse, France, 2016.
13. Balaban E. [et. al.] (2015). Prognostic Health-Management System Development for Electromechanical Actuators. Journal of Aerospace Information Systems, vol. 12, #3, 2015.
14. Dalla Vedova M. D.L., Berri P.-C. (2019) Optimization techniques for prognostics of on-board electromechanical servomechanisms affected by progressive faults International Review of Aerospace Engineering (I.RE.AS.E), vol. 12, n4, pp. 160-170, 2019.
15. Van Der Linden F. (2014) Gear test rig for health and quasi static- and dynamic testing; design, construction and first results. Proc of the International Gear Conference 2014, p. 976-985, Lyon, 2014.
16. Анимица О.В., Берко Г.С., Ерофеев Е.В., Петров В.Н., Потетькин В.Я., Скрябин А.В., Утробин Ю.Б. Экспериментальные исследования опытного

- образца электромеханического привода аэродинамических органов управления перспективного БПЛА // Сборник тезисов XXIV Научно-технической конференции по аэродинамике, с. 32, 2013 г.
17. SAE ARP4761 Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems and equipment, международный отраслевой стандарт, The engineering society for advancing mobility land sea air and space international, 1996.
  18. Потетенкин В.Я., Скрябин А.В., Халецкий Л.В. Электромеханический следящий привод // Патент на полезную модель № 147865 от 17.06.2014.
  19. Авиационные правила. Часть 25, редакция 3 с поправками 1-6 // Межгосударственный авиационный комитет, ОАО «АВИАИЗДАТ», 2009.
  20. Certification specifications and Acceptable Means of Compliance fo Large Aeroplanes CS-25. Ammendment 12-13 July 2012 // Авиационные правила и методы определения соответствия.
  21. Алешин Б.С., Баженов С.Г., Диденко Ю.И., Шелюхин Ю.Ф. Системы дистанционного управления магистральных самолетов. – М.: Наука, 2013.
  22. ГОСТ 27.002-2009. Надежность в технике. Термины и определения.
  23. ГОСТ 20911-89 Техническая диагностика. Термины и определения.
  24. Health and usage monitoring systems [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [https://en.wikipedia.org/wiki/Health\\_and\\_usage\\_monitoring\\_systems](https://en.wikipedia.org/wiki/Health_and_usage_monitoring_systems), свободный. – Загл. с экрана.
  25. Dr. Greaves M. Towards the next generation of HUMS sensors // ISASI Seminar, Австралия, 2014.
  26. Miller L., [et. al.] Rotorcraft health and ugage monitoring systems – Литературный обзор // DOT FAA/RD-91/6, 1991.
  27. Zakrajsek J.J. [et. al.] Rotorcraft health management issues and challenges // NASA/TM-2006-214022, 2006.
  28. Delgado I.R [et. al.] A survey of current rotorcraft propulsion health monitoring technologies // NASA/TM-2012-217420, 2012.

29. Romero R. [et. al.] Feasibility study of a rotorcraft health usage monitoring systems (HUMS): Results of operator's evaluation // NASA CR-198446 DOT/FAA/AR-95/50 ARL-CR-289, 1996.
30. Dempsey P.J. [et. al.] Investigation of current methods to identify helicopter gear health // NASA/TM-2007-214664, 2007.
31. Civil Aviation Authority. HUMS extension to rotor health monitoring // CAA Paper 2008/05, 2008.
32. SAE AS 5391A Helicopter Health and Usage Monitoring System Accelerometer Interface Specification, 2022.
33. Пат. US20110054721A1 США, МКИ G06F 19/00 (20110101) / [US] Honeywell International Inc.; Опубл. 03.03.2011.
34. Пат. US20070260726A1 США, МКИ G06F 15/173 (20060101); G01M 17/00 (20060101); G06F15/16; G06Q10/00 / [US] Sikorsky Aircraft Corporation; Опубл. 08.11.2007.
35. Isermann R., Process fault detection based on modeling and estimation methods – a survey // Automatica Vol. 20 #4 pp. 387-404 1984, Great Britain.
36. MIL-STD-1629A. Procedures for performing a failure mode, effects and criticality analysis. Military standard // Department of defense USA, 1980.
37. Balaban E., Narasiman S., Roychoudhury I., Saxena A. Combining model-based and feature-driven diagnosis approaches – a case study on electromechanical actuators // 21st International workshop on principles of diagnosis 2010.
38. Hoepffner J., Bastien O. Digital Maintenance in aerospace // AST 2019 Conference Proceedings, Hamburg, Germany, 2019, p. 73-78.
39. Вересников Г.С., Скрыбин А.В. Методы искусственного интеллекта в системах автоматизированного управления беспилотными летательными аппаратами // «Информационные технологии», 2024, Т.30, №3, С. 115-123.
40. Алексеева Т.В., Бабанская В.Д., Башта Т.М. [и др.] Техническая диагностика гидравлических приводов // М. : Машиностроение 1989.

41. Петров, Ю.А. Эксплуатация подъемно-транспортных, строительных и дорожных машин: учебное пособие /Ю.А. Петров. – СПб.: Изд-во СЗТУ, 2009. –243 с.
42. Sorensen R. Accelerated Life Testing // Техническая презентация Sandia National Laboratories Inverter Reliability workshop; URL: [https://energy.sandia.gov/wp-content/gallery/uploads/Sorensen-Sandia\\_AccAging.pdf](https://energy.sandia.gov/wp-content/gallery/uploads/Sorensen-Sandia_AccAging.pdf)
43. Sorensen R. Corrosion and Accelerated Testing // Техническая презентация Sandia National Laboratories, URL: [https://www.nrel.gov/pv/assets/pdfs/2015\\_pvmrw\\_132\\_sorensen.pdf](https://www.nrel.gov/pv/assets/pdfs/2015_pvmrw_132_sorensen.pdf).
44. ГОСТ 23.205-79. Обеспечение износостойкости изделий. Ускоренные ресурсные испытания с периодическим форсированием режима.
45. Ермаков С.А., Оболенский Ю.Г., Сухоруков Р.В. Введение в проектирование систем авиационных рулевых приводов // Учебное пособие, Издательство ГУП г. Москвы «Окружная газета ЮЗАО», Москва, 2011 – 343 с.
46. Kuvshinov V. Research of aircraft flight dynamics peculiarities due to the using of electric actuators in control system. Труды конференции «Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components 2016», С. 175-180. Франция, г. Тулуза.
47. Статья в корпоративном журнале AERO фирмы Boeing (QTR\_04, 07). 2007. №4.
48. A380: 'More Electric' Aircraft. – 2001. URL: [www.aviationtoday.com/av/commercial/A380-More-Electric-Aircraft\\_12874.html](http://www.aviationtoday.com/av/commercial/A380-More-Electric-Aircraft_12874.html).
49. Erofeev E., Steblinkin A., Ursu V. The development & testing of the wave gear rotary EMA for aerospace applications // Труды конференции «Aircraft System Technologies 2017». С. 95-103. Германия, г. Гамбург.
50. Alekseenkov A.S., Erofeev E.V., Khaletskiy L.V. Experimental research of dynamic characteristics of electro-backup hydraulic actuator at the load test-rig of flight control systems // Сборник трудов II International scientific conference

“Advanced technologies in aerospace, mechanical and automation engineering” – MIST: Aerospace 2019, Красноярск, 2019.

51. Тихонов А.И., Сазонов А.А., Новиков С.В. Импортзамещение в России, как системообразующий фактор развития авиационной промышленности / журнал «Двигатель», №3 (117), стр. 6-8, Московский авиационный институт, Москва, 2018.
52. Скрябин А.В. Системы контроля технического состояния и прогнозирования неисправностей электромеханических рулевых приводов летательного аппарата. Современный уровень развития. // Общероссийский научно-технический журнал «Полет», №2, с. 50-64, 2018.
53. Bodden, D. S., Clements, N. S., Schley, B., & Jenny, G. Seeded Failure Testing and Analysis of an Electro Mechanical Actuator. IEEE 2006
54. Balaban E., Bansal P., Stoelting P. A diagnostic approach for electro-mechanical actuators in aerospace systems. IEEE Aerospace conference. Big Sky. MT. USA. 2009. paper #1345.
55. Balaban E. [et. al.] Airborne Electro-Mechanical Actuator Test Stand for Development of Prognostic Health Management Systems. Annual Conference of the Prognostic and Health Management Society, 2010.
56. Pham T.-H., Bierig A. First step towards a robust vibration-based condition monitoring algorithm for electro-mechanical flight control actuators. R3ASC. Toulouse. 2016. p. 33-40.
57. Veresnikov G. and Skryabin A., "The Development of Electromechanical Actuator Mathematical Model for Fault Identification Using Data Mining Methods," 2020 13th International Conference "Management of large-scale system development" (MLSD), Москва, ИПУ РАН, 2020, pp. 1-5, doi: 10.1109/MLSD49919.2020.9247781, Россия.
58. Akin B., Bhardwaj M., Warriner J. Trapezoidal control of BLDC motors using hall effect sensors // Texas Instrumens D3 Engineering, v. 1.0 –SPRABZ3 Apr 2011 – 33 с.

59. EC-max 22, brushless, 25 Watt, 283859 // Каталог Maxon EC Motors May 2017 edition, 229 с.
60. Fu Jian, Jean-Charles Mare, Fu Yongling. Modelling and simulation of flight control electromechanical actuators with special focus on model architectecting, multidisciplinary effects and power flows // Chinese Journal of Aeronautics #30(1), p. 47-65, 2017.
61. Mare J.-C. // Aerospace actuators 2. Signal-by-Wire and Power-by-Wire // ISTE Ltd. And John Wiley & Sons Inc., ISBN 978-184821-942-7, 169 p., 2017.
62. Key information on Maxon DC motor and Maxon EC motor. Maxon motors Catalogue, 2011, p 36-43.
63. Серебрянный В.В., Бошляков А.А., Огородник А.И. Математическая модель исполнительных модулей захватных устройств роботов // Вестник БГТУ им. В.Г. Шухова. 2019. №6, С. 123-135. DOI:10.34031/article\_5d079791aeaae3.67485144.
64. Билялетдинова Л.Р., Стеблинкин А.И. Математическое моделирование электромеханического рулевого привода с шариковинтовой передачей с учетом нелинейностей типа сухое трение и люфт / Вестник МАИ, т. 24, №3. – 2017. С. 95-106.
65. Mare J.-C. Friction modeling and simulation at system level: a practical view for the designer. // Proc ImechE Part I: Journal of systems and control engineering 226(6) ImechE 2012, pp. 728-741.
66. Скрыбин А.В., Халецкий Л.В. Технология проведения экспериментальных исследований для определения параметров математической модели и оценки качества регулирования сервоприводов БЛА // Сборник докладов III Международной научно-практической конференции «Актуальные проблемы и перспективы развития авиации», г. Минск Белоруссия.
67. Райхер В.Л. Гипотеза спектрального суммирования и ее применение для определения усталостной долговечности при действии случайных нагрузок. Труды ЦАГИ, вып.1134, 1969г.

68. Скрябин А.В., Стеблинкин А.И. Методы экспериментальных исследований при воспроизведении ускоренного развития деградаций редуктора электромеханического рулевого привода летательного аппарата. // в печати «Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение».
69. Колпаков А. О термоциклах и термоциклировании // Силовая электроника №2, 2006, с. 6-11.
70. Хайкин С. // Нейронные сети: полный курс. 2-е издание: Пер. с англ. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2006 – 1104 с.
71. Алексеенков А.С., Ермаков С.А., Константинов С.В., Кузнецов В.Е., Оболенский Ю.Г., Редько П.Г. Системы электрогидравлических рулевых приводов комплексов управления полетом самолетов / под ред. Д-ра техн. Наук, проф. С.В. Константинова. СПб.: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2019, 518 с.
72. Комплексный стенд систем управления. Описание стенда, методики проведения экспериментов, аппаратура и программное обеспечение стенда. А.И. Стеблинкин [и др.] // НТО НИО-15 ФГУП «ЦАГИ», 2011.
73. Ерофеев Е.В., Лунев А.А., Скрябин А.В., Стеблинкин А.И., Халецкий Л.В. Экспериментальные исследования перспективных рулевых приводов летательных аппаратов, сборник статей научно-технической конференции «Электрификация летательных аппаратов», с 145-148, Москва, 2016.
74. Арапов Г.Е., Ерофеев Е.В., Кудрявцев П.С., Скрябин А.В., Стеблинкин А.И., Халецкий Л.В. Патент на полезную модель 191471 «Нагрузочная машина для динамических испытаний рулевых приводов летательных аппаратов» от 07.08.2019
75. Берко Г.С., Ерофеев Е.В., Скрябин А.В., Стеблинкин А.И. Программа определения частотных характеристик испытуемых рулевых приводов на стенде нагрузочных испытательных машин // Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ № 2013661808 от 16.12.2013.

76. Пивоваров В.А., Хрустиков С.Г., Коротков В.А.. Диагностика повреждаемости авиационных конструкций // Учебное пособие. МГТУГА, Москва, 73 стр., 2008.
77. Phillips P.A. Health Monitoring of Electrical Actuators for Landing Gears // Thesis for the degree of engineering, The school of mechanical, aerospace and civil engineering, University of Manchester, 2012, 241p.
78. Skryabin A. V. and Veresnikov G. S., "Methods for Mechanical Failures Assessment to Determine the Technical State of Aircraft Control Surface Electromechanical Actuator," 2021 XXIV International Conference on Soft Computing and Measurements (SCM), Санкт-Петербург, 2021, pp. 60-62, doi: 10.1109/SCM52931.2021.9507174, ЛЭТИ.
79. Ерофеев Е.В., Скрябин А.В., Стеблинкин А.И. Комплексный стенд систем управление. Описание стенда, его систем аппаратуры и программного обеспечения, а также методик проведения эксперимента // Научно-технический отчет, Жуковский, 2020.
80. Erofeev E., Khaletskiy L., Skryabin A., Steblinkin A. Methodologies and test-rig configurations for the experimental improvement of flight control actuation systems // Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Component 2018 Conference proceedings, Toulouse, France, 2018.
81. Г.С. Вересников, Д.Е. Гуцевич, А.В. Скрябин Разработка математической модели для исследования алгоритмов оценки и прогноза технического состояния сервопривода БЛА // Известия ЮФУ. Технические науки № 7-2019 URL: [http://izv-tn.tti.sfedu.ru/index.php/izv\\_tn/issue/view/13/15](http://izv-tn.tti.sfedu.ru/index.php/izv_tn/issue/view/13/15), Таганрог, 2019, С: 170-181.
82. Soufan O., Kleftogiannis D., Kalnis P., Bajic V.B. DWFS: a wrapper feature selection tool based on a parallel genetic algorithm // PLoS ONE, vol. 10(2), 2015, p. e0117988.
83. Gendreau M., Potvin J.-Y. Handbook of Metaheuristics - Third Edition // USA, Springer International Publishing, p. 604.

84. Xue B., Zhang M., Browne W.N. Particle Swarm Optimization for Feature Selection in Classification: A Multi-Objective Approach // IEEE Transactions on Cybernetics, vol. 43 , issue 6 , 2013. pp. 1656-1671.
85. Jeong I-S, Hong-Ki Kim H-K, Kim T-H, Lee D.H., Kim K.J., Kang S-H. A Feature Selection Approach Based on Simulated Annealing for Detecting Various Denial of Service Attacks // Convergence Security, vol. 1, pp. 1-18.
86. Рабинович Л.В. Динамика систем приводов: Учебное пособие. М.: БИБЛИО-ГЛОБУС, 2016, 266 с.
87. Veresnikov G. S. and Skryabin A. V., "The Electromechanical Actuator Technical Condition Monitoring System Based on Data Mining Methods," 2018 Eleventh International Conference "Management of large-scale system development" (MLSD), Москва, ИПУ РАН, 2018, pp. 1-4, doi: 10.1109/MLSD.2018.8551829.
88. Veresnikov G. and Skryabin A., "The Health Assessment and Prediction Algorithms Development for Electromechanical Flight Control Actuator Using Data Mining Methods," 2019 Twelfth International Conference "Management of large-scale system development" (MLSD), Москва, ИПУ РАН, 2019, pp. 1-5, doi: 10.1109/MLSD.2019.8911079.
89. Вересников Г.С., Голев А.В., Огородников О.В., Скрыбин А.В. Разработка и исследования схемы анализа данных для оценки технического состояния электромеханического привода летательного аппарата // Материалы 13-й мультikonференции по проблемам управления «Управление в аэрокосмических системах», г. Санкт-Петербург, 2020.
90. Bengio Y. et al. Representation Learning: A Review and New Perspectives // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, vol. 35 (8), 2013, pp. 1798-1828.
91. Schölkopf B. Nonlinear Component Analysis as a Kernel Eigenvalue Problem // Neural Computation, vol. 10 (5), 1998, pp. 1299-1319.
92. Hinton G.E., Salakhutdinov R.R. Reducing the Dimensionality of Data with Neural Networks // Science, vol. 313, issue. 5786, 2006, pp. 504-507.

93. Chuang L.-Y., Ke C.-H., Yang C.-H. A Hybrid Both Filter and Wrapper Feature Selection Method for Microarray Classification // Proceedings of International MultiConference of Engineers and Computer Scientists, 2008, pp. 146-150.
94. Le-Khac N.-A., Bue M., Whelan M., Kechadi M.-T. A Clustering-Based Data Reduction for Very Large Spatio-Temporal Datasets // International Conference on Advanced Data Mining and Applications. ADMA 2010: Advanced Data Mining and Applications, Chongqing, China, pp 43-54.
95. Panthong R., Srivihok A. Wrapper Feature Subset Selection for Dimension Reduction Based on Ensemble Learning Algorithm // The Third Information Systems International Conference // Procedia Computer Science, vol. 72, 2015, pp. 162-169.
96. Veresnikov G., Skryabin A. The development of data mining methods criteria to identify failures of aircraft control surface actuator // 21st International Conference on Knowledge-Based and Intelligent Information & Engineering Systems, Procedia Computer Science vol. 112, c. 1007-1014, Marseille, France, 2017.
97. Lin C., Hsieh Y., Cheng F., Huang H., Adnan M. Time Series Prediction Algorithm for Intelligent Predictive Maintenance. IEEE Robot. Autom. Lett. 2019, 4, 2807–2814.
98. Huang X., Liu J., Niu Y. Fault Detection of Actuator with Digital Positioner Based on Trend Analysis Method. In Fault Detection. – Croatia: InTech, 2010. – 504 p.
99. Wei Y., Li Y., Xu M., Huang W., Wei, Li, Xu, and Huang A review of early fault diagnosis approaches and their applications in rotating machinery // Entropy, vol. 21, №. 4, 2019, p. 409.
100. Wescoat E., Mears L., Goodnough J., Sims J. Frequency Energy Analysis in Detecting Rolling Bearing Faults // Procedia Manufacturing, Vol. 48, 2020, P. 980-991.
101. Grzesica D., Wiecek P. Advanced Forecasting Methods Based on Spectral Analysis // Procedia Engineering, Vol. 161. 2016. – P. 253-258.

102. Айвазян С.А., Бухштабер В.М., Енюков И.С., Мешалкин Л.Д. Прикладная статистика: классификация и снижение размерности – М.: Финансы и статистика, 1989.
103. Greenwood P. E., Nikulin M. S. A guide to chi-squared testing. — New York: Wiley, 1996.
104. Devore, Jay L. Probability and statistics for engineering and the sciences (8<sup>th</sup> ed.) Boston, MA: Cengage Learning, pp. 508-510.
105. Vazhenov S., Skryabin A., Veresnikov G. The Development of Algorithms for EMA Fault Early Detection System // Proceedings of 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2021), Китай, Шанхай, 6-9 сентября 2021 г.
106. Burrus C.S., Frigo M., Johnson G.S. Fast Fourier Transforms. - United Kingdom: Samurai Media Limited, 2019. – 252 p.
107. Veresnikov G. and Skryabin A., "Feature Selection Algorithms for Forecasting Technical Condition of Electromechanical Actuator," 2021 14th International Conference Management of large-scale system development (MLSD), Москва, ИПУ РАН, 2021, pp. 1-5, doi: 10.1109/MLSD52249.2021.9600182, Россия.
108. Колоколов А.С., Вороничев П.П. Диагностика подшипников роторного оборудования на основе анализа микровариаций вращения вала // Датчики и Системы, 2020, № 12, С. 54-58.
109. Колоколов А.С., Вороничев П.П. Проверка гипотезы полигармоничности применительно к задаче вибродиагностики роторного оборудования // Датчики и Системы, 2021, № 2 С. 54-58.
110. Kalyanmoy Deb, Multi-Objective Optimization using Evolutionary Algorithms, John Wiley & Sons ISBN 047187339.

## Приложение. Описание стендовой установки исследований развития деградаций ЭМРП БЛА

На базе среды моделирования MATLAB/Simulink разработан программно-аппаратный комплекс сбора данных, обеспечивающий измерение и регистрацию сигналов: управление выходным звеном ЭМРП и обратные связи (положение выходного звена и его скорость), моменты нагрузки на валу привода, определяемые по двум каналам линейных тензорезисторных датчиков, напряжение и ток питания, акустический шум и виброускорение при работе ЭМРП, его температура и тепловизионное изображение. Схема подключения компонентов программно-аппаратного комплекса сбора данных показана на рисунке 108.

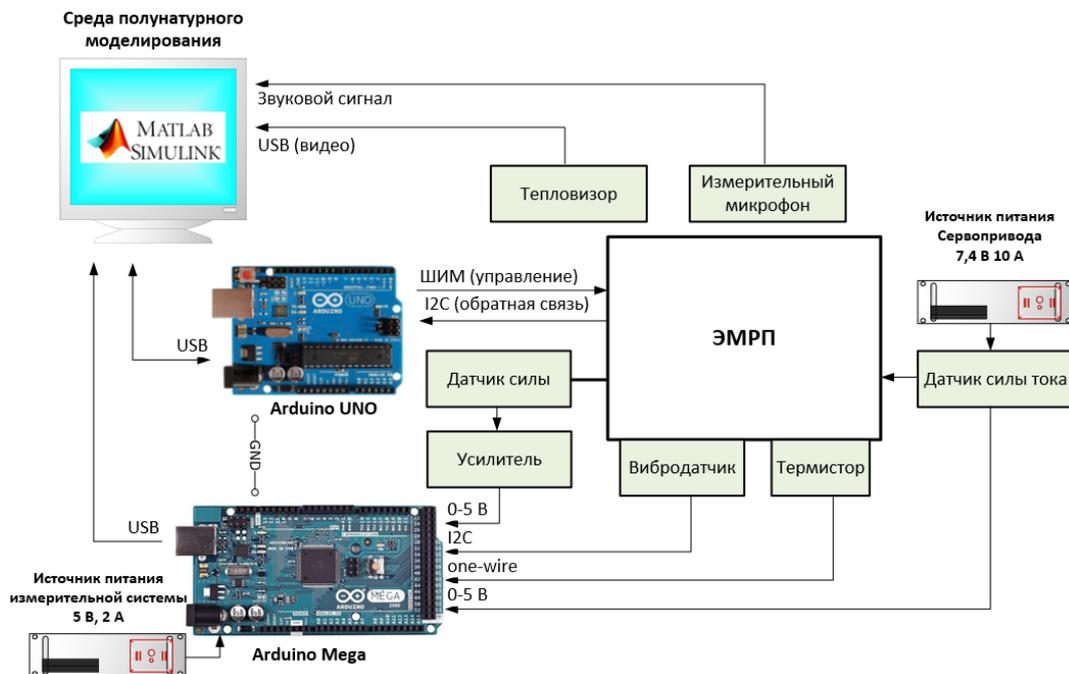


Рисунок 108 – Схема подключения программно-аппаратного комплекса сбора данных

Силовое основание обеспечивает крепление 4-х ЭМРП и механической нагрузки (рисунок 109). Воспроизведение механической нагрузки осуществляется с использованием следующих видов нагружения: пружины растяжения различной жесткости (режимы перемещения с амплитудой не более 3° и частотой управляющего сигнала не более 7 Гц) и грузы различной массы (режимы

перемещения с амплитудой не более  $60^\circ$  и частотой управляющего сигнала не более 0,2 Гц).

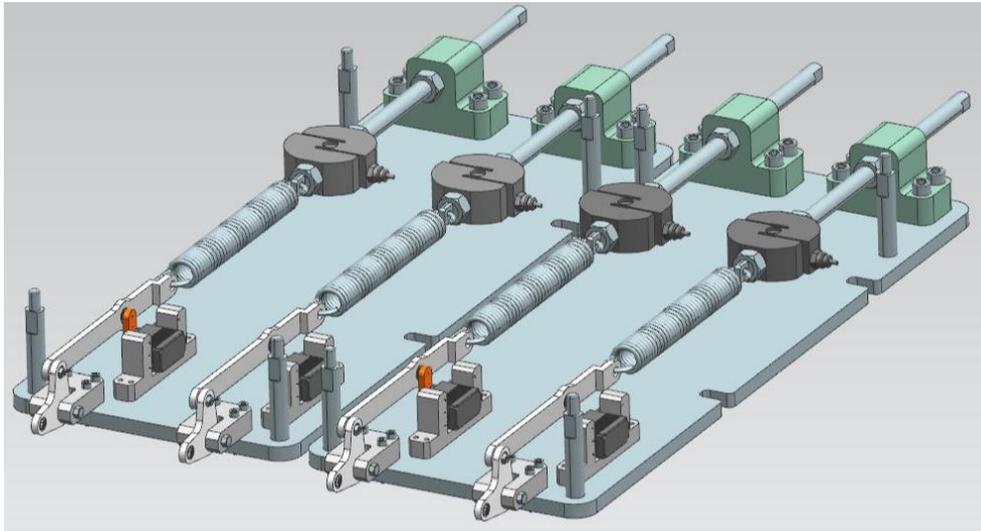


Рисунок 109 – Трехмерная модель силового основания крепления ЭМРП (нагружение вала с использованием пружины растяжения)

Для автоматизации проведения испытаний было разработано специализированное программное обеспечение:

- Программно-математическая модель, реализованная в среде Simulink (рисунок 110) и включающая в себя s-функции обмена данными с контроллерами Arduino Uno (обмен данными с прототипом привода) и Arduino Mega 2560 (измерения датчиков), блок генерации управляющего сигнала, блок опроса входного сигнала звуковой карты (измерительный микрофон), блоки обработки выходных сигналов исследуемого ЭМРП и драйвер реального времени;

- Программное обеспечение контроллера (прошивка) Arduino Mega 2560, обеспечивающая опрос датчиков силы (АЦП), датчика тока (АЦП), вибродатчика (I2C), термистора (one-wire) и передачу показаний в модель Simulink при использовании библиотеки firmata;

- Программное обеспечение контроллера (прошивка) Arduino UNO, обеспечивающая управление прототипом ЭМРП ШИМ-сигналом и опрос позиционного датчика обратной связи (I2C) и обеспечивающую обмен данными с моделью Simulink при использовании библиотеки firmata;

- s-функция обмена данными с Arduino UNO;

- s-функция сбора данных с Arduino Mega 2560.

Для записи термограмм использовалось программное обеспечение IRCAM Thermal Viewer 4.4.0, разработанный на базе MATLAB Runtime 2022a.

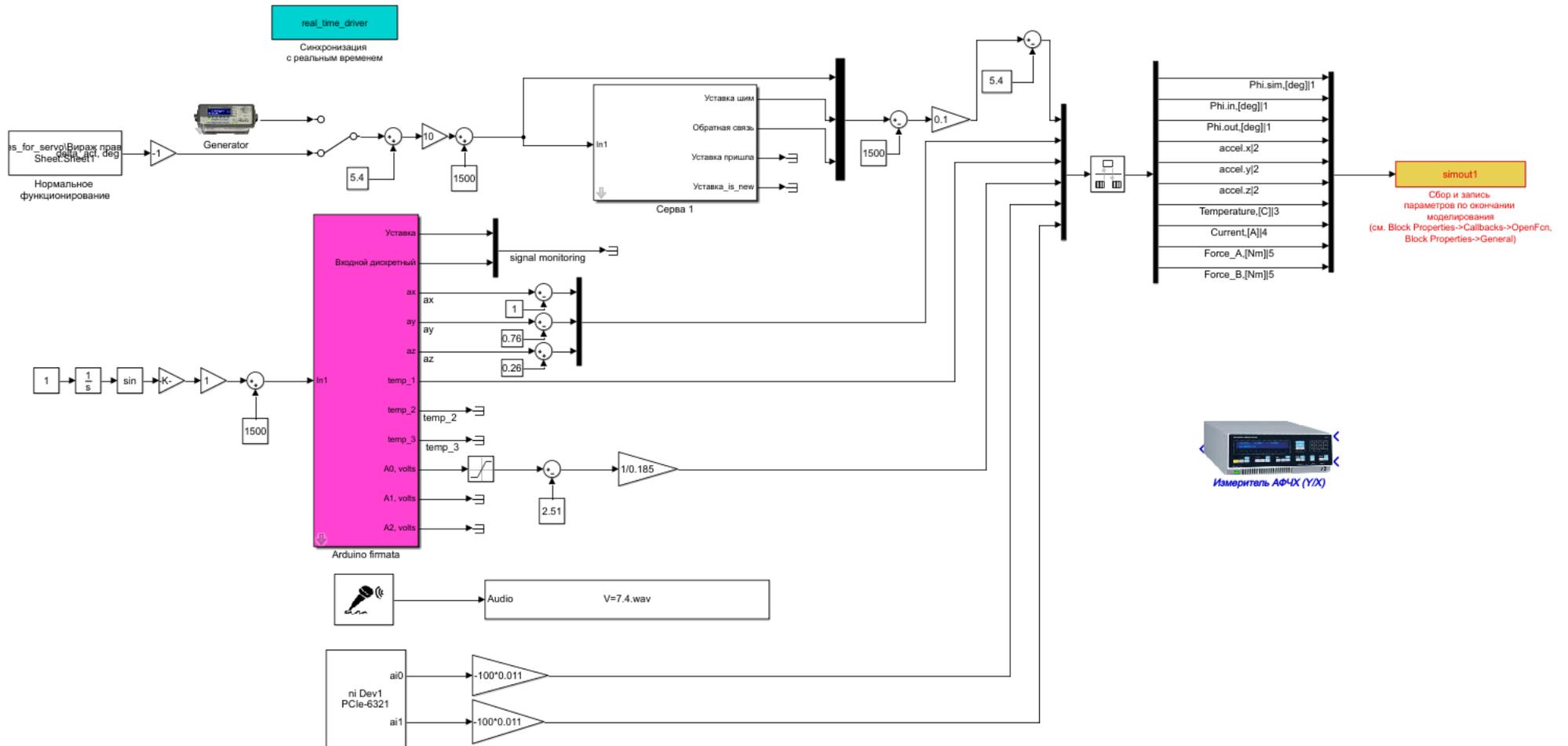


Рисунок 110 – Блок схема модели Simulink для проведения ресурсных испытаний ЭМРП

Была разработана рабочая конструкторская документация, изготовлены узлы крепления компонентов и выполнена сборка на монтажном столе. Были определены требования и выбраны средства измерения и регистрации сигналов. Перечень используемых средств измерения представлен в таблице 33.

Таблица 33 – Средства измерений диагностических сигналов, регистрируемых в ходе ресурсных испытаний

№ п/п	Обозначение сигнала	Наименование сигнала	Источник сигнала	Приемник сигнала	Ед. изм.	Точность, %
1	$\varphi_{cmd}$	Заданное положение выходного звена ЭМРП	ЭМРП	Arduino Uno	°	0,2
2	$\varphi_{out}$	Текущее положение ЭМРП	ЭМРП	Arduino Uno	°	0,2
3	$M_1$	Линейная нагрузка	Датчик силы + усилитель	Arduino Mega	Н	0,5
4	$M_2$	Линейная нагрузка	Датчик силы + усилитель	Arduino Mega	Н	0,5
5	$U_{DC}$	Напряжение питания	Источник питания	Оператор испытаний	В	0,5
6	$I_{DC}$	Потребляемый ток	Датчик Холла	Arduino Mega	А	1,5
7	Микрофон	Акустический шум	Измерительный микрофон	Arduino Mega	дБ	Сигнал/ шум 70 дБ
8	Вибродатчик	Виброускорения	Трехосевой акселерометр	Arduino Mega	м/с <sup>2</sup>	0,5
9	$T_s$	Температура ЭМРП	Термистор	Arduino Mega	°С	0,5
10	$T_E$	Температура помещения	Термистор	Arduino Mega	°С	0,5
11	Термограмма	Термограмма видео	Тепловизор 1	USB рабочей станции	°С	3
12	Термограмма	Термограмма фото	Тепловизор 2	Оператор испытаний	°С	2

Общий вид изготовленной установки и испытуемого ЭМРП показан на рисунке 111. Была проведена отладка и настройка параметров обработки отдельных трактов сбора данных, определены коэффициенты передачи и основные нелинейности применяемых датчиков. Для оценки соответствия измерений, определяемых по показаниям датчиков, реальным физическим величинам была проведена их тарировка. Проведена интеграция и отладка программно-аппаратного комплекса сбора данных, устранены конфликты при

совместной работе оборудования с использованием драйвера реального времени, корректировки программного обеспечения контроллера и разработанных s-функций, выбора корректных значений частот опроса датчиков и шага интегрирования, обеспечивающих формирование массивов данных о работе при проведении ресурсных испытаний.

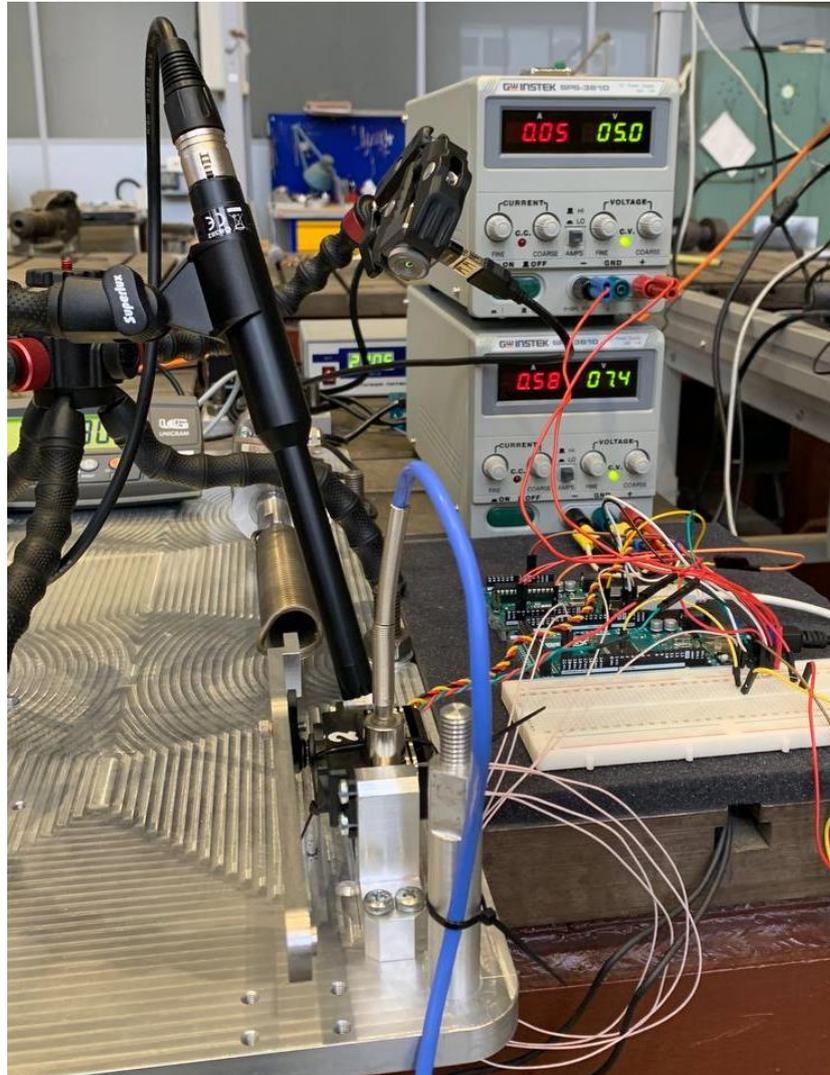


Рисунок 111 – Проведение испытаний на установке

Проведенные тестовые ресурсные испытания подтвердили значимость действующего напряжения питания на динамические характеристики ЭМРП (рисунок 112). Для получения амплитудных и фазовых искажений методом воспроизведения переменных синусоид определяется логарифмическая амплитудно-фазовая частотная характеристика (ЛАФЧХ), в которой  $L(\omega)$ ,  $\varphi(\omega)$  – зависимости амплитуды и фазы выходного сигнала системы  $X_{out}$  по отношению к входному сигналу  $X_{cmd}$  от частоты  $f_{cmd}$  этого сигнала. По амплитуде перемещения

выходного звена определяется амплитудное искажение основной гармоники сигнала на данной частоте:  $L(\omega) = 20\lg(X_{out}/X_{cmd})$ . Фазовое искажение определяется как относительное запаздывание выходного сигнала  $X_{out}$  от входного сигнала  $X_{cmd}$ .

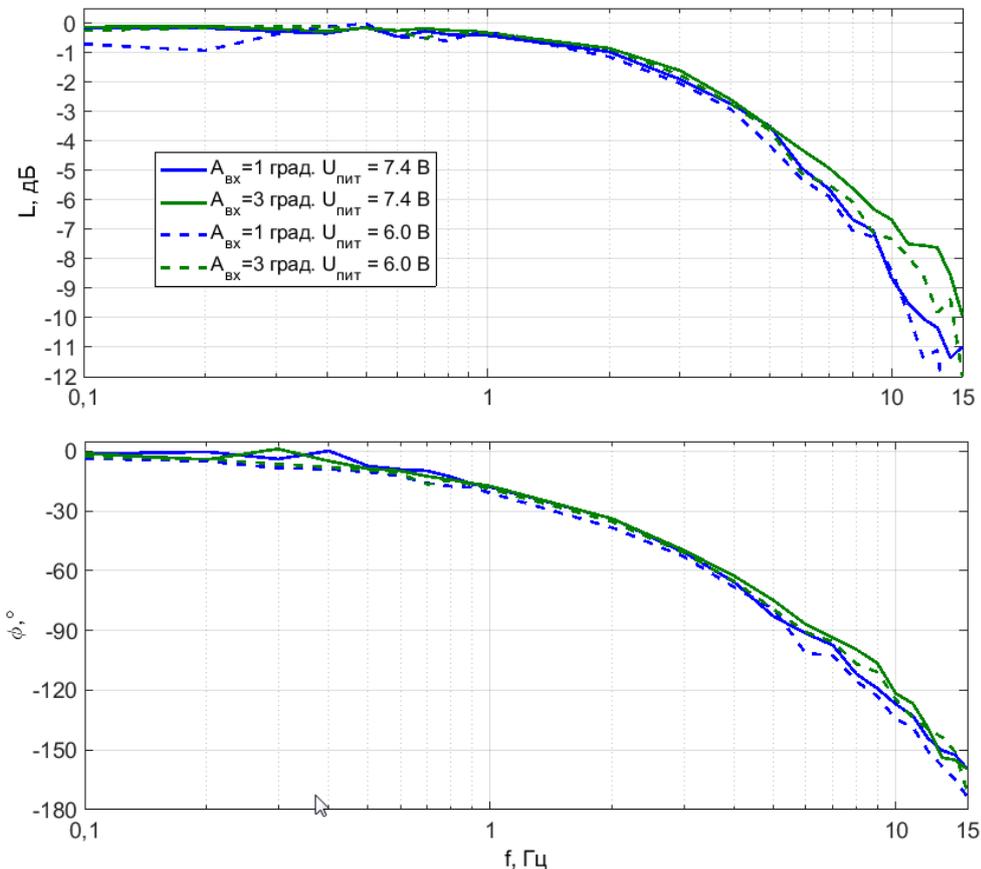


Рисунок 112 – Различия ЛАФЧХ сигналов 1 и 3 ° при рабочем (7,4 В) и пониженном (6,0 В) напряжениях питания без нагрузки (контрольные осциллограммы)

С использованием разработанной математической модели ЭМРП определено, что его высокая добротность (высокие коэффициент по моменту бесколлекторного электродвигателя и коэффициенты ПИ-регулятора) и увеличенный люфт (производственный дефект или вследствие деградации) способствуют возбуждению колебаний выходного звена редуктора, которые могут привести к поломке механических частей контактирующих пар редуктора, что было подтверждено в ходе испытаний. При отработке форсированного режима под действием весовой нагрузки обеспечивается точность ее поддержания 0,1 Нм (1 кг\*см), что обуславливает потребление тока от 0,5 до 1,1 А (рисунок 113) и рост температуры до значения 60 °С (рисунок 114).

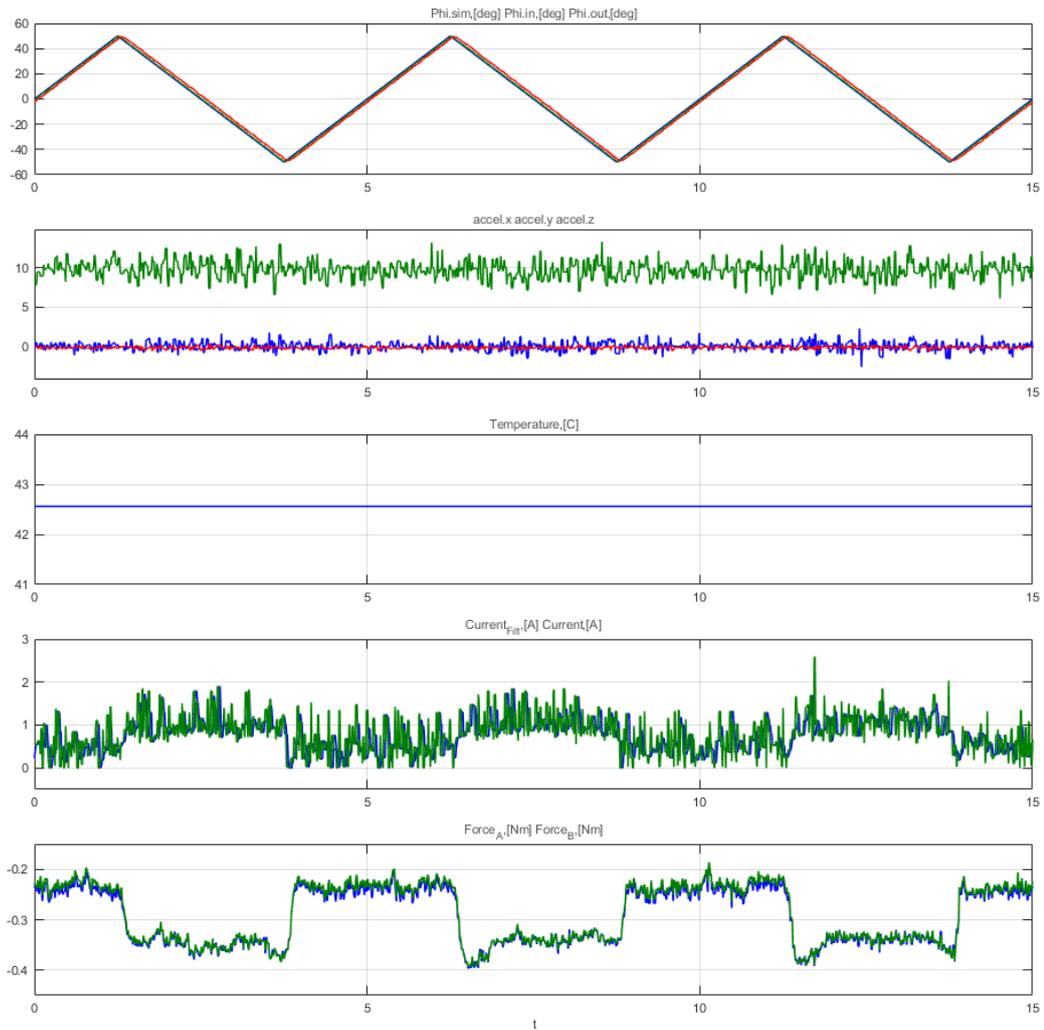


Рисунок 113 – Осциллограммы при обработке треугольного сигнала под весовой нагрузкой 0,3 Нм (форсированный режим функционирования): позиционные сигналы, виброускорения по 3-м осям, температура, сила тока питания, нагрузка на валу.

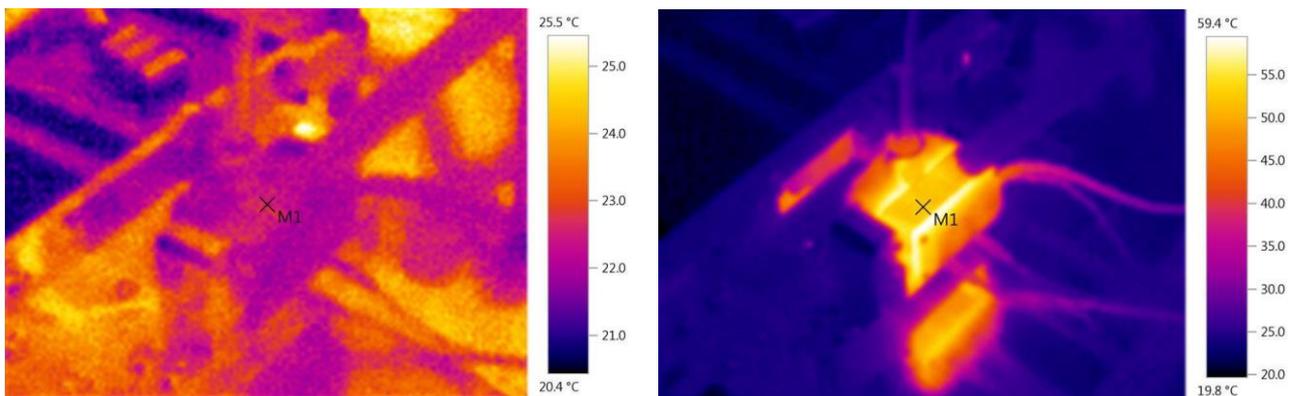


Рисунок 114 – Термограммы ЭМРП при проведении тестовых ресурсных испытаний (форсированный режим функционирования:  $M=3$  Нм, меандр,  $\varphi_{std}=50^\circ$ ,  $f=0,2$  Гц): перед испытаниями (слева) и через 2 часа после начала испытаний (справа)

При обработке управляющего сигнала типа «меандр» величиной  $20^\circ$ , под действием момента, номинального для ЭД, ЭМРП не смог преодолеть препятствующую нагрузку, а при отклонении с помогающей нагрузкой вышел на заданное положение  $-20^\circ$  и потерял управление (рисунок 115):

- перестал воспроизводить управляющие сигналы (рисунок 116);
- потребляемый ток без нагрузки вырос до 1,5-2,5 А;
- выходное звено стало свободно поворачиваться внешним воздействием с небольшими подклиниваниями.

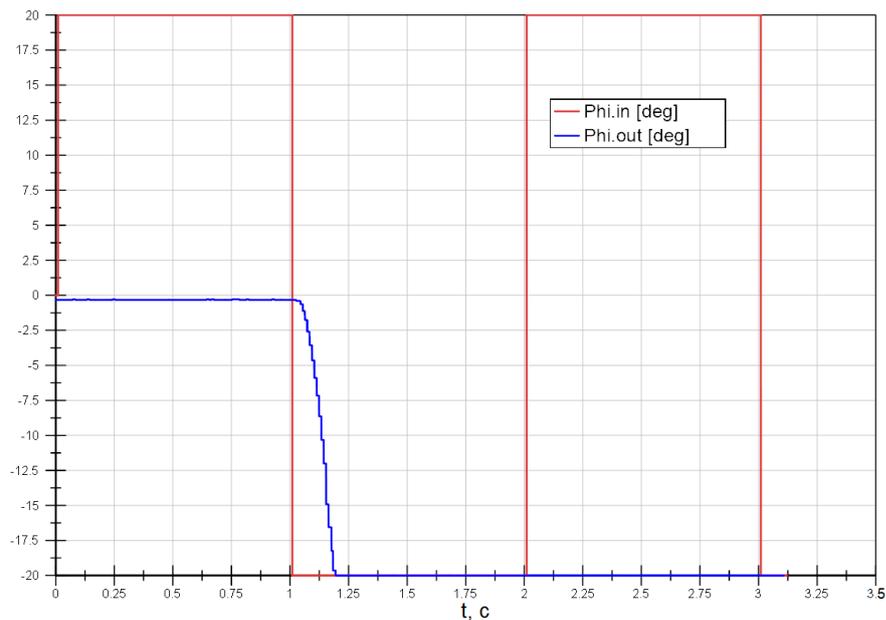


Рисунок 115 – Поломка редуктора при воспроизведении переходного процесса на управляющий сигнал  $\pm 20^\circ$  при действии момента торможения

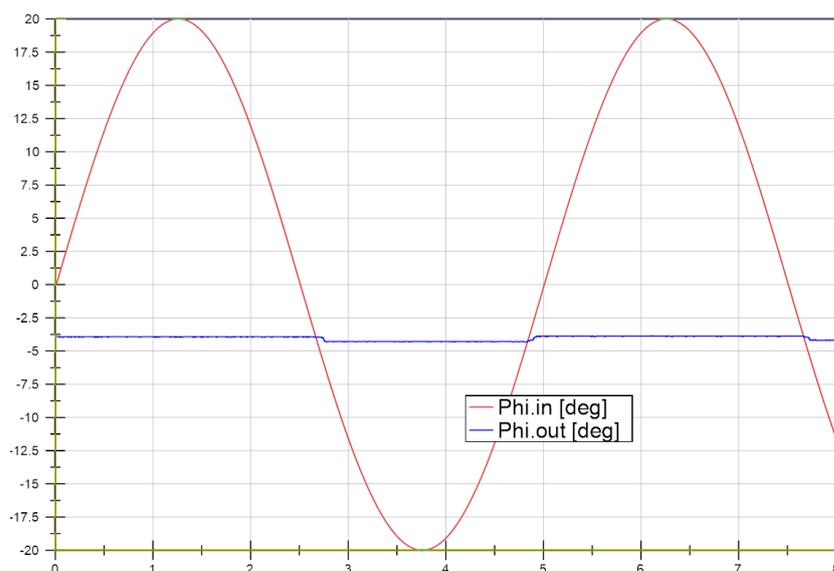


Рисунок 116 – Реакция при воспроизведении синусоидального управляющего сигнала величиной  $20^\circ$  и частотой 0,2 Гц без нагрузки после поломки редуктора