

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ И СРЕДСТВ ПРОВЕДЕНИЯ РЕСУРСНЫХ ИСПЫТАНИЙ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ РАННЕЙ ДИАГНОСТИКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО РУЛЕВОГО ПРИВОДА БЕСПИЛОТНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА¹

**Баженов С. Г.^{2аб}, Вересников Г. С.^{3а}, Голев А. В.^{4а},
Гончаренко В. И.^{5а}, Ерофеев Е. В.^{6аб}, Лазурин Г. А.^{7б},
Скрябин А. В.^{8аб}, Тимофеева А. Д.^{9аб}, Феденюк В. А.^{10б}**

(^а ФГБУН Институт проблем управления
им. В.А. Трапезникова РАН, Москва, ^б ФАУ «ЦАГИ», Жуковский)

Работа посвящена созданию технологии получения и накопления экспериментальных данных при ресурсных испытаниях электромеханического рулевого привода (ЭМРП), необходимых для разработки алгоритмов интеллектуального анализа, обеспечивающих раннюю диагностику ЭМРП для проведения технического обслуживания летательного аппарата по состоянию. Разработаны программа и методика ресурсных испытаний, позволяющие ускорить процессы износа в компонентах ЭМРП и получить данные о функционировании при воспроизведении циклограмм нагружения, соответствующих наземной обработке в ходе предполетной подготовки («активный эксперимент») и в ходе полета летательного аппарата («пассивный эксперимент»). Создан прототип системы ранней диагностики, включающий в себя стендовую установку, обеспечивающую упругое или весовое механическое нагружение ЭМРП беспилотного воздушного судна (БВС), и программно-аппаратный комплекс сбора данных, обеспечивающий измерение и регистрацию физических величин, связанных с рабочими процессами ЭМРП в различных условиях работы и различных технических состояниях, обусловленных износом. В качестве диагностических сигналов предполагается использовать физические величины электрической, механической, тепловой и виброакустической природы. Приведены результаты

¹ Исследование частично выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 23-19-00464).

² Сергей Георгиевич Баженов, д.т.н., доцент, с.н.с., начальник отделения (sergey.bazhenov@tsagi.ru).

³ Георгий Сергеевич Вересников, д.т.н., в.н.с., зав. лабораторией (veresnikov@mail.ru).

⁴ Артем Владимирович Голев, н.с. (oiw23@mail.ru).

⁵ Владимир Иванович Гончаренко, д.т.н., доцент, вед. инженер (vladimirgonch@mail.ru).

⁶ Евгений Валерьевич Ерофеев, н.с., начальник установки (evgeniy.erofeev@tsagi.ru).

⁷ Григорий Андреевич Лазурин, н.с. (flight15@tsagi.ru).

⁸ Алексей Валерьевич Скрябин, к.т.н., н.с., вед. инженер (aleksey.skryabin@tsagi.ru).

⁹ Анастасия Дмитриевна Тимофеева, м.н.с., инженер (anastasiya.timofeeva@tsagi.ru).

¹⁰ Василий Андреевич Феденюк, инженер (flight15@tsagi.ru).

тестовых ресурсных испытаний образцов ЭМРП БВС, которые позволили уточнить программу испытаний в части действующих нагрузок.

Ключевые слова: электромеханический привод, беспилотное воздушное судно, диагностика, ресурсные испытания.

1. Введение

В связи с повышением степени электрификации бортовых систем при создании «более электрического самолета» (БЭС) необходимо обеспечить их безопасную эксплуатацию и эффективное техническое обслуживание. При решении задач стабилизации и управления пространственным положением летательного аппарата [6, 11] одной из наиболее важных и сложных систем с электрическим энергопитанием является система рулевых приводов, включающая в себя электромеханические рулевые приводы (ЭМРП) для отклонения аэродинамических поверхностей. Для эффективной эксплуатации системы рулевых приводов, сохранение функциональности которой критически важно для обеспечения безопасного полета, целесообразно создание технологии ранней диагностики технического состояния для выявления скрытых ухудшений (деградаций) характеристик до момента наступления отказа ЭМРП [10, 13].

Отечественные ЭМРП для БЭС в настоящее время существуют в виде прототипов и имеют уровень готовности технологии 5–6 [2, 3, 20]. По состоянию на сегодняшний день системы рулевых приводов с электрическим энергопитанием широко используются на беспилотных воздушных судах (БВС) в классах «нано», «микро», «мини», «ближнего и среднего радиусов действия» по классификации UVS International, поэтому создание и отработка технологии ранней диагностики возможны для существующих серийных ЭМРП в этих классах объектов.

Разработка современных систем ранней диагностики сложных технических систем предполагает использование алгоритмов интеллектуального анализа данных [14, 15, 17], которые позволяют решить задачу классификации технического состояния [8] и прогнозировать отказные ситуации. Системы ранней диагностики, построенные с использованием алгоритмов интеллектуального анализа данных [9, 18, 21], требуют наличия выборки

данных, характеризующих техническое состояние ЭМРП [19]. Такая выборка может быть получена при проведении ресурсных испытаний и записи сигналов датчиков физических величин, связанных с работой ЭМРП [13, 16].

Для подготовки к ресурсным испытаниям партии однотипных ЭМРП и накопления статистических данных, характеризующих изменение технического состояния, была разработана программа и методика отработки заданных циклограмм и создана экспериментальная установка, обеспечивающая механическое нагружение и запись диагностических сигналов, которые используются в алгоритмах интеллектуального анализа для формирования признаков развития неисправностей.

2. Программа ресурсных испытаний

Для оценки технического состояния ЭМРП с использованием алгоритмов интеллектуального анализа в ходе ресурсных испытаний предлагается аккумулировать данные [7] двух типов:

- статические и динамические характеристики, формируемые при отработке контрольных осциллограмм («активный эксперимент»);
- статические и динамические характеристики, формируемые при воспроизведении циклограмм, приближенных к нормальному режиму функционирования при типовом полете («пассивный эксперимент»).

Расходование ресурса ЭМРП предлагается проводить при отработке режима малой постоянной скорости выходного звена и ограничения действующей нагрузки.

Ресурсные испытания проводятся сериями, состоящими из последовательности сеансов, длительность каждого из которых не превышает 8 часов. Типовая программа сеанса ресурсных испытаний показана в таблице 1.

Номинальное и пониженное напряжения питания ЭМРП соответствуют уровням в бортовой сети электроснабжения от аккумуляторной батареи в заряженном и разряженном состояниях.

Таблица 1. Программа сеанса ресурсных испытаний

Тип осциллограммы	Нагрузка	Напряжение питания	Форма сигнала	Амплитуда, % от максимальной	Частота сигнала, Гц	
1. Контрольные осциллограммы (автономная отработка)						
Статическое позиционирование	Без нагрузки	Номинальное	Треугольный	1	0,01	
				Максимальная		
Синусоидальный			1; 3	0,1...1,0 / 1...15		
Переходные процессы		Пониженное	Синусоидальный	Меандр Треугольный	Максимальная	0,5 / 1
ЛАФЧХ				1; 3	0,1...1,0 / 1...15	
Переходные процессы		Меандр Треугольный	Максимальная	0,5 / 1		
2. Нормальный режим функционирования (полунатурное моделирование)						
Выраж	Пружина	Номинальное	Из модели полета			
Горизонтальный полет – набор высоты						
Воздействие ветровых порывов						
Выраж		Пониженное				
Горизонтальный полет – набор высоты						
Воздействие ветровых порывов						
3. Форсированный режим функционирования (ускорение износа)						
Износ	Грузы	Номинальное	Треугольный	Максимальная	0,2	
Контрольная запись						

3. Методика ресурсных испытаний

Разработанная методика ресурсных испытаний используется для исследования процессов износа и формирования массива данных, содержащего информацию о функционировании ЭМРП и развитии деградаций в его компонентах.

Оценка технических состояний ЭМРП может проводиться при сравнении статических и динамических характеристик, полученных в результате обработки контрольных осциллограмм (переходных процессов при ступенчатом, треугольном или синусоидальном управляющем сигнале различной амплитуды и частоты). Выполнение подобной оценки возможно как в ручном режиме с привлечением эксперта, так и автоматизированно с использованием специализированных программно-аппаратных комплексов [12].

Основными параметрами для оценки технического состояния ЭМРП по статическим и динамическим характеристикам являются:

- характер и повторяемость (в рамках одного сеанса испытаний) статической характеристики позиционирования выходного звена, позволяющие оценить люфт, трение и чувствительность ЭМРП;

- максимальная скорость, определяемая по переходному процессу при ступенчатом или треугольном управляющем сигнале на участке с постоянной скоростью;

- амплитудные и фазовые искажения позиционного сигнала в рабочем диапазоне частот;

- характер переходного процесса выходного сигнала при обработке управляющего сигнала ступенчатой формы.

Статическая характеристика позиционирования – зависимость положения выходного звена от величины управляющего сигнала – может быть получена при воспроизведении управляющего сигнала треугольной формы и малой частоты (не более 0,01 Гц) при обработке «в малом» (амплитуда не более 1% максимального хода ЭМРП) и «в большом» (в окрестности 100% максимальной амплитуды). Для идентификации величины люфта особое значение представляют участки, на которых изменяется направление движения выходного звена [5]. Процесс износа контактирующих пар редуктора сопровождается отделением металлической стружки, которая способствует возникновению трещин, их разрастанию и в конечном счете разрушению или заклиниванию редуктора. Деградации такого рода могут также наблюдаться на статической характеристике позиционирования.

Для получения амплитудных и фазовых искажений применяется метод определения амплитудных и фазовых искажений, при возбуждении исследуемой системы входным гармоническим воздействием $u(t) = u_0 \cos(\omega t)$, $t \geq 0$, и вычислении интегралов Фурье от ее выходного сигнала $y(t)$:

$$(1) \quad \alpha(\omega) = \frac{2}{NT_0} \int_{t_{st}}^{t_{st} + NT_0} y(t) \cos \omega t dt,$$

$$(2) \quad \beta(\omega) = \frac{2}{NT_0} \int_{t_{st}}^{t_{st} + NT_0} y(t) \sin \omega t dt,$$

где $T_0 = 2\pi/\omega$ – период сигнала возбуждения; N – число периодов усреднения; t_{st} – время между началом подачи сигнала возбуждения и началом измерения. Это время выбирается таким образом, чтобы к началу измерения практически затухло собственное движение системы. Значения амплитудной и фазовой характеристик системы на частоте $\omega - A(\omega)$ и $\varphi(\omega)$ вычисляются по формулам:

$$(3) \quad A(\omega) = \sqrt{\alpha^2(\omega) + \beta^2(\omega)} / u_0,$$

$$(4) \quad \phi(\omega) = -\arctg \left[\frac{\beta(\omega)}{\alpha(\omega)} \right].$$

Формулы (1)–(4) обеспечивают точное определение определения частотных характеристик линейной непрерывной системы, а для нелинейной непрерывной системы позволяют точно определить отношение первой гармоники выходного сигнала к амплитуде входного сигнала (коэффициент гармонической линеаризации).

При деградации редуктора изменяются значения развиваемой максимальной скорости и потребляемого тока, что может быть определено на участках постоянной скорости при воспроизведении переходного процесса при ступенчатом управляющем сигнале максимальной амплитуды. Переходный процесс при ступенчатом управляющем сигнале также позволяет оценить изменения динамических характеристик на участках разгона и торможения выходного звена.

Обработка контрольных циклограмм (автономная обработка) для исследования алгоритмов диагностики технического

состояния выполняется при отсутствии механической нагрузки, что позволяет оценить качество функционирования системы ЭМРП при отсутствии внешних факторов воздействия (напр. определить люфт, который при наличии нагрузки «выбирается»). При успешной реализации подобной технологии в дальнейшем предлагается внедрить ее в процедуру технического обслуживания при наземной отработке системы рулевых приводов в ходе «активного эксперимента».

Для оценки технического состояния ЭМРП в ходе полета предлагается при проведении полунатурного моделирования [4] обеспечить режим, приближенный к нормальному функционированию. Результаты отработки алгоритмов диагностики на данных ресурсных испытаний в подобном режиме могут в дальнейшем использоваться в бортовой системе БВС при проведении «пассивного эксперимента». Режим нормального функционирования характеризуется воспроизведением управляющего сигнала (как правило, рабочий ход выходного звена не превышает 10 %), формируемого системой управления при выполнении типовых режимов полета БВС. В связи с тем, что бортовые системы обладают ограниченными возможностями для регистрации сигналов датчиков (количество сигналов и частота сбора данных), то для оценки технического состояния ЭМРП целесообразно использовать энергетические параметры, объединяющие в себе информацию о преобразовании энергии в электромеханическом тракте: ток и напряжение питания, частота вращения и момент на валу. Данные параметры наиболее информативны при наличии механической нагрузки – шарнирного момента, возникающего на рулевой поверхности, находящейся в набегающем потоке, который определяется выражениями

$$(5) \quad M_{\text{ш}} = m_{\text{ш}} q S b_a ,$$

$$(6) \quad m_{\text{ш}} = m_{\text{ш}0} + m_{\text{ш}}^{\alpha} \alpha + m_{\text{ш}}^{\delta} \delta_{\text{руля}} ,$$

здесь $m_{\text{ш}}$ – коэффициент шарнирного момента органа управления; q – скоростной напор; S – габаритная площадь органа управления; b_a – средняя аэродинамическая хорда органа управления; $m_{\text{ш}}^{\alpha}$, $m_{\text{ш}}^{\delta}$ – коэффициенты шарнирных моментов; α , δ – углы атаки и отклонения рулевой поверхности.

Для имитации шарнирного момента в ходе ресурсных испытаний предлагается использовать пружину растяжения для воспроизведения линейной нагрузки, которая имитирует рост шарнирного момента при отклонении рулевой поверхности.

Для ускорения расходования ресурса в ходе испытаний предлагается воспроизводить процессы износа при недопущении выхода на предельные режимы по нагрузке и скорости с использованием известного метода ускоренного воспроизведения рабочих циклов, при котором работа, выполняемая ЭМРП в процессе испытаний, соответствует типовой полетной циклограмме, воспроизводимой на протяжении нормальной эксплуатации [1]. С этой целью в качестве управляющего сигнала использован периодический треугольный сигнал низкой частоты f_{Cmd} (0,2 Гц) и максимальной амплитуды φ_{Cmd} , обрабатываемой под действием нагрузки M_{Cmd} , составляющей 20% от максимального момента ЭМРП. В этом режиме механическая нагрузка воспроизводится с использованием грузов (весовая нагрузка), а инерционная сила, возникающая при изменении направления скорости движения вала привода, является незначительной при низкой частоте позиционного управляющего сигнала.

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

$$(7) E_{\Sigma.Исп.Треуг.} = 2 \cdot \varphi_{Cmd} \cdot f_{Cmd} \cdot M_{Cmd} \cdot t_{исп.},$$

$$(8) t_{исп.треуг} = \frac{E_{\Sigma.жц}}{2 \cdot \varphi_{Cmd} \cdot f_{Cmd} \cdot M_{Cmd}};$$

Здесь $E_{\Sigma.жц}$ – общая энергия, затраченная ЭМРП в ходе жизненного цикла в составе системы управления летательного аппарата.

4. Прототип установки проведения ресурсных испытаний

Для проведения испытаний была разработана рабочая конструкторская документация на стендовую установку, схема которой показана на рис. 1. Функционирование установки позволяет проводить отработку ЭМРП в трех конфигурациях: без нагрузки,

под действием упругой нагрузки и под действием весовой нагрузки.

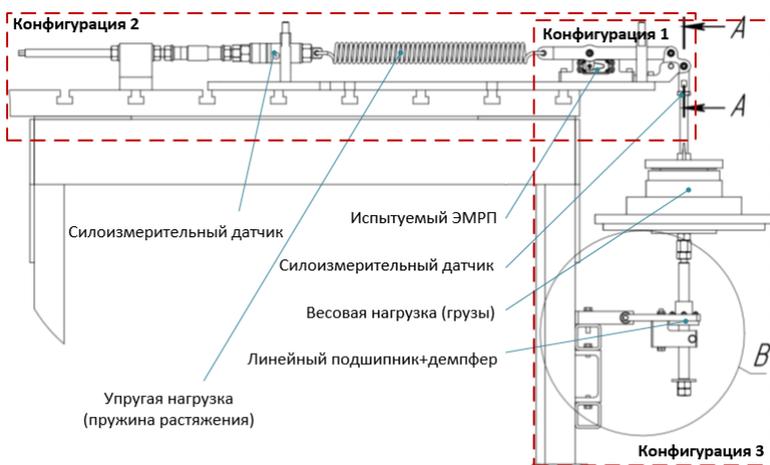


Рис. 1. Схема узлов крепления ЭМРП при проведении ресурсных испытаний

Таблица 2. Средства измерения диагностических сигналов

№	Сигнал	Источник сигнала	Ед. изм.	Погрешность, %
1	Заданное положение ЭМРП	ЭМРП	°	0,2
2	Текущее положение ЭМРП	ЭМРП	°	0,2
3	Линейная нагрузка (канал 1)	Тензометрический датчик силы	Н	0,5
4	Линейная нагрузка (канал 2)	Тензометрический датчик силы	Н	0,5
5	Напряжение питания	Источник питания	В	0,5
6	Потребляемый ток	Датчик Холла	А	1,5
7	Акустический шум	Измерительный микрофон	дБ	Сигнал/шум 70 дБ
8	Виброускорение	Трехосевой MEMS-акселерометр	м/с ²	0,5
9	Температура ЭМРП	Термистор	°С	0,5
10	Температура помещения	Термистор	°С	0,5
11	Термограмма	Тепловизор	°С	3

блоки генерации управляющего сигнала и обработки выходных сигналов и драйвер реального времени;

– программное обеспечение контроллера (прошивка) Arduino Mega 2560, обеспечивающее опрос силоизмерительных датчиков (АЦП), датчика тока (АЦП), акселерометра (I2C), термистора (one-wire) и передачу показаний в модель Simulink посредством s-функции, разработанной на базе библиотеки firmata;

– программное обеспечение контроллера (прошивка) Arduino UNO, обеспечивающее управление ЭМРП ШИМ-сигналом, опрос встроенного в ЭМРП позиционного датчика обратной связи (I2C) и обеспечивающее обмен данными с моделью Simulink посредством s-функции, разработанной на базе библиотеки firmata.

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

5. Результаты тестовых испытаний и отказные ситуации

Созданная экспериментальная установка и испытуемый ЭМРП показаны на рис. 3. В соответствии с разработанной методикой на макете стендовой установки были проведены тестовые ресурсные испытания для различных случаев нагружения выходного вала привода: свободный вал (контрольные осциллограммы), упругая нагрузка (нормальный режим функционирования), весовая нагрузка (форсированный режим функционирования).

Примеры записанных осциллограмм при отработке треугольных сигналов на форсированном режиме показаны на рис. 4. В этом режиме установка обеспечивает точность поддержания весовой нагрузки 5% номинального момента испытуемого ЭМРП, что обуславливается направлением движения (помогающая или препятствующая нагрузка) и вызывает потребление тока от 0,5 до 1,1 А. В таком режиме рост температуры достигает установившегося значения 60 °С (рис. 5). Таким образом, в нормальных условиях (при температуре окружающей среды 23 °С) форсированный режим обеспечивает возможность длительной

отработки ЭМРП под нагрузкой, нагрев достигает уровня, не превышающего допустимую температуру внешнего воздействия.

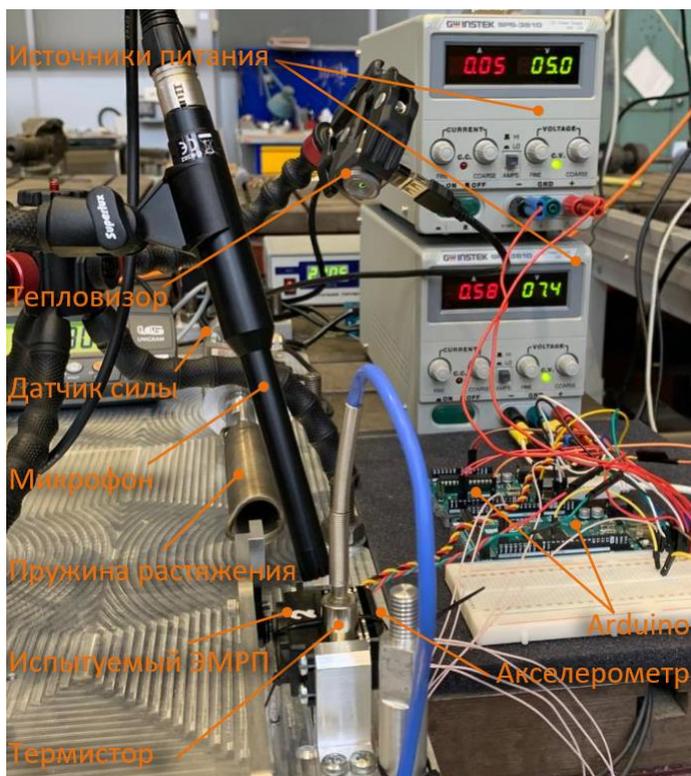


Рис. 3. Проведение испытаний ЭМРП БВС на макете установки

При тестовой отработке двух образцов ЭМРП БВС были исследованы предельные режимы их работы, в ходе которых наблюдались отказные ситуации электрической и механической природы, установлены последствия отказов на функционирование ЭМРП.

При длительном удержании постоянно действующей нагрузки (несколько минут), соответствующей моменту торможения, произошел электрический отказ силового транзистора электронного блока (рис. 6). В результате ЭМРП потерял управление, а выходное звено при отключенном питании и действии

внешнего момента стало поворачиваться с большим усилием, что свидетельствует о коротком замыкании обмоток электродвигателя через силовой транзистор и критическом повышении демпфирования, практически соответствующего состоянию заклинившего редуктора.

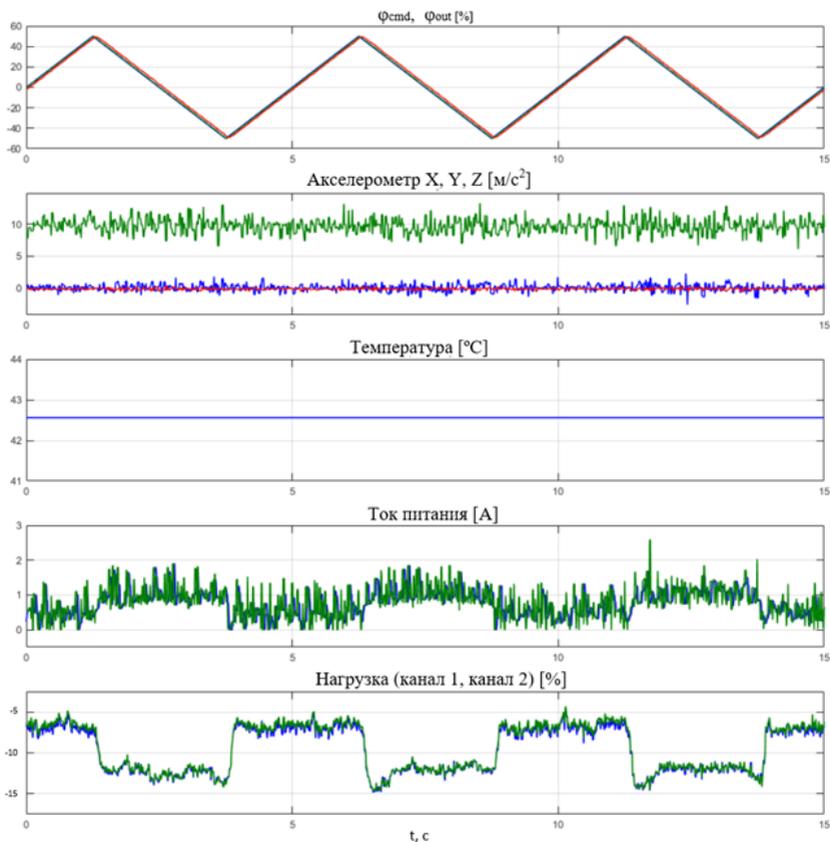


Рис. 4. Осциллограммы при отработке форсированного режима: позиционные сигналы, виброускорения по трём осям, температура, сила тока питания, нагрузка на валу

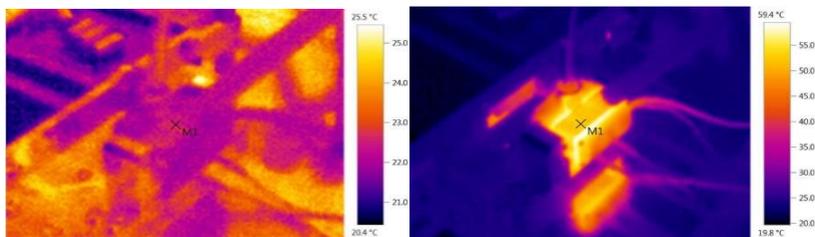


Рис. 5. Термограммы ЭМРП при форсированном режиме: до испытаний (слева) и через 2 часа после их начала (справа)



Рис. 6. Вид печатной платы ЭМРП с отказавшим блоком электроники при длительном статичном удержании момента торможения

При обработке управляющего сигнала типа «меандр» и под действием момента торможения ЭМРП не смог преодолеть препятствующую нагрузку, а при отклонении с помогающей нагрузкой вышел на заданное положение и потерял управление с последующей потерей способности воспроизводить управляющие сигналы и ростом потребляемого тока до 2 А. (рис. 7). При внешнем воздействии выходное звено стало свободно поворачиваться с подклиниваниями, таким образом произошло разрушение элементов прямоугольного редуктора с рассоединением кинематической связи выходного звена и электродвигателя.

Отказы ЭМРП позволили уточнить методику проведения испытаний в части ограничения скорости нарастания управляющего сигнала и действующей нагрузки.

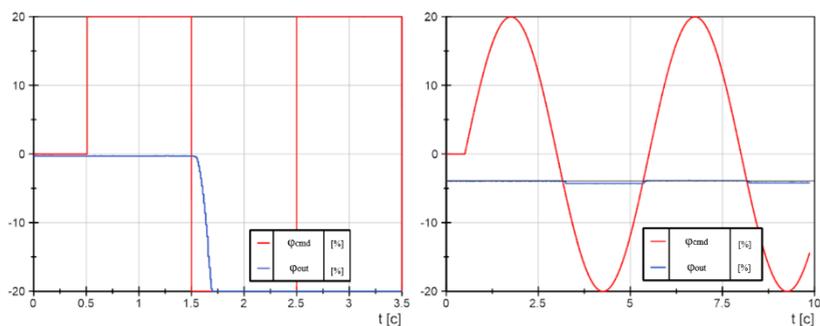


Рис. 7. Поломка редуктора при воспроизведении меандра под максимальным моментом (слева) и реакция ЭМРП при синусоидальном сигнале без нагрузки после поломки (справа)

6. Заключение

Разработанный прототип системы диагностики позволяет отработать в стендовых условиях часть технологии ранней диагностики системы рулевых приводов – процедуру сбора и накопления данных о работе ЭМРП в различных технических состояниях при развитии процессов износа в компонентах. Данные, полученные в ходе ресурсных испытаний, будут использованы для разработки и верификации алгоритмов интеллектуального анализа, которые позволяют как классифицировать техническое состояние отдельного агрегата, так и определить тренд изменения технического состояния и время до наступления отказа. Технология ранней диагностики, отработанная с использованием ЭМРП, применяемых на БВС, может применяться на пилотируемых летательных аппаратах для продления ресурса и организации технического обслуживания по состоянию электромеханических систем, широкое внедрение которых предполагается с развитием технологии «более электрического самолета» (БЭС).

При проведении тестовых ресурсных испытаний в отношении образцов ЭМРП БВС обеспечен автоматизированный сбор данных с датчиков, встроенных в привод, и дополнительных датчиков параметров среды (тепловых, механических и виброакустических). Наблюдавшиеся в ходе испытаний отказы являются следствием электрических и механических рабочих процессов,

протекающих на предельных режимах работы ЭМРП, и могут приводить к потере управления рулевой поверхностью, в том числе и при заклинивании или рассоединении выходного звена ЭМРП от электродвигателя.

Разработанные программа и методика ресурсных испытаний приближены к условиям натурной эксплуатации ЭМРП в составе летательного аппарата и учитывают сбор данных о работе ЭМРП как в ходе нормального функционирования во время полета (пассивный эксперимент), так и обработку типовых осциллограмм для оценки статических и динамических характеристик (активный эксперимент). Эти процессы сбора данных могут выполняться автоматически, не требуют участия специализированного технического персонала для накопления данных и решения задач диагностики системы ЭМРП в составе борта.

Литература

1. БЕССОЛОВА О.А., РАЙХЕР В.Л., УСТИНОВ А.С. *Расчет усталостной повреждаемости при циклическом и случайном нагружении с ненулевым средним значением* // Ученые записки ЦАГИ. – 1989. – Т. XX, №3. – С. 72–80.
2. ЕРМАКОВ С.А., КОНСТАНТИНОВ С.В., КУЗНЕЦОВ И.П. и др. *Структура и компоненты рулевых приводов систем управления перспективных самолетов с повышенным уровнем электрификации* // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – 2016. – №4. – С. 35–47.
3. ЕРОФЕЕВ Е.В., КУВШИНОВ В.М., СКРЯБИН А.В. и др. *Построение силовой системы управления самолетов с использованием рулевых приводов с электрическим силовым питанием для реализации концепции «более электрического самолета»* // Труды ЦАГИ. – 2019. – № 2785 «Динамика полета и системы управления летательных аппаратов. Сборник статей» / Под ред. В.Л. Суханова. – С. 49–70.
4. САМСОНОВИЧ С.Л., РОЖНИН Н.Б., ЛАРИН А.П. и др. *Результаты моделирования работы резервированных электро-механических приводов летательных аппаратов* // Известия ТулГУ. Технические науки. – 2021. – №11. – С. 376–385.

5. СЕРЕБРЕННЫЙ 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.
6. ANNAZ F., KALUARACHCHI M.M. *Progress in Redundant Electromechanical Actuators for Aerospace Applications* // Aerospace. – 2023. – Vol. 10(9): 787. – DOI: 10.3390/aerospace 10090787.
7. ARELLANO-ESPITIA F., GONZALEZ-ABREU A.D., PRIETO M.D. et al. *Analysis of Machine Learning based Condition Monitoring Schemes Applied to Complex Electromechanical Systems* // 25th IEEE Int. Conf. on Emerging Technologies and Factory Automation (ETFA). Vienna, Austria, 2020. – DOI: 10.1109/ETFA46521.2020.9212026. – P. 1419–1422.
8. BAZHENOV S., SKRYABIN A., VERESNIKOV G. *The Development of Algorithms for EMA Fault Early Detection System* // Proc. of 32nd Congress of the Int. Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2020). – 2021. – Shanghai, China, CSAA.
9. BALABAN E. et. al. *Prognostic Health-Management System Development for Electromechanical Actuators* // Journal of Aerospace Information Systems. – 2015. – Vol. 12, No. 3.
10. BOSCH C., HAJEK M., ISMAIL M.A.A. *Preliminary system safety assessment of electromechanical actuation architectures for unmanned aerial vehicles* // 5th Int. Conf. on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol'21). Saint-Raphaël, France, 2021. – P. 21297562.
11. DREYER N., IMMLER T., WEBER G. *Preparing electric actuation technology for upcoming applications* // Int. Conf. on More Electric Aircraft MEA'24, Toulouse, France, 2024. – 5 p.
12. EROFEEV E., SKRYABIN A., STEBLINKIN A. et al. *Methodologies and test-rig configurations for the experimental improvement of flight control actuation systems* // Int. Conf. on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Component, Toulouse, France, 2018. –P. 109–116.
13. FREEMAN P., BALAS G.J. *Actuation Failure Modes and Effects Analysis for a small UAV* // American Control Conference (ACC-2014), Portland, Oregon, USA, 2014. – P. 1292–1297.

14. KHELIFI A., MANSOUR N., LAKHAL B. et al. *Artificial Neural Network-based Fault Detection* // 5th Int. Conf. on Control, Decision and Information Technologies (CoDIT), Thessaloniki, Greece, 2018. – P. 1017–1022. – DOI: 10.1109/CoDIT.2018.8394963.
15. LI C., WANG Z., BU S. et al. *Semi-Supervised Adaptive Parzen Gentleboost Algorithm for Fault Diagnosis* // Proc. of the 21st Int. Conf. on Pattern Recognition (ICPR 2012), Tsukuba, Japan, 2012. – P. 2290–2293.
16. MOHAMED A.A. ISMAIL, BALABAN E., WINDELBERG J. *Spall Fault Quantification Method for Flight Control Electromechanical Actuator* // Actuators. – 2022. – Vol. 11(2), No. 29. – DOI: 103390/act11020029.
17. PATIL S.S., PATHAN S.K. *A Novel approach of fault detection using artificial neural network (ann)* // Int. Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology (IJARCET). – 2015. – Vol. 4, Iss. 6. – P. 2715–2720.
18. PHAM T.-H., BIERIG A. *First step towards a robust vibration-based condition monitoring algorithm for electro-mechanical flight control actuators* // 7th Int. Conf. on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components (R3ASC-2016), Toulouse, France, 2016. – P. 33–40.
19. SAUCEDO-DORANTES J.J., OSORNIO-RIOS R.A., ROMERO-TRONCOSO R.J. et al. *Novel condition monitoring approach based on hybrid feature extraction and neural network for assessing multiple faults in electromechanical systems* // IEEE 12th Int. Symposium on Diagnostics for Electrical Machines, Power Electronics and Drives (SDEMPED), Toulouse, France, 2019. – P. 466–473.
20. URSU V., EROFEEV E., STEBLINKIN A. *The development and testing of the wave gear rotary EMA for aerospace applications* // 6th Int. Workshop on Aircraft System Technologies, Hamburg, Germany, 2017. – P. 95–103.
21. VAN DER LINDEN F, DREYER N, DORKEL A. *EMA Health monitoring: an overview* // 7th Int. Conf. on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components (R3ASC-2016), Toulouse, France, 2016. – P. 21–26.

DEVELOPMENT OF A METHODS AND INSTRUMENTS FOR CONDUCTING LIFE TESTS TO BUILD AN EARLY DIAGNOSTICS SYSTEM FOR UAV ELECTROMECHANICAL ACTUATOR

Sergey Bazhenov, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Doctor of Technical Sciences, Assistant Professor (sergey.bazhenov@tsagi.ru).

Georgiy Veresnikov, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, Doctor of Technical Sciences (veresnikov@mail.ru).

Artem Golev, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, Researcher (oiw23@mail.ru).

Vladimir Goncharenko, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, Doctor of Technical Sciences, Assistant Professor (vladimirgonch@mail.ru).

Evgeniy Erofeev, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Reserarcher (evgeniy.erofeev@tsagi.ru).

Grigoriy Lazurin, Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Researcher (flight15@tsagi.ru).

Aleksey Skryabin, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS, Moscow Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Candidat of Technical Sciences, Researcher (aleksey.skryabin@tsagi.ru).

Anastasiya Timofeeva, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Junior Researcher (anastasiya.timofeeva@tsagi.ru).

Vasiliy Fedenyuk, Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Engineer (flight15@tsagi.ru).

Abstract: The work is devoted to the creation of a technology for obtaining and accumulating experimental data during electromechanical actuator (EMA) life tests, necessary for the intelligent analysis algorithms development that provide EMA early diagnostics for aircraft condition-based maintenance. A life tests program and methodology have been developed that make it possible to accelerate EMA components wear processes and obtain data on functioning when reproducing loading cyclograms corresponding to ground testing during pre-flight preparation («active experiment»)

and during the flight of the aircraft («passive experiment»). An early diagnostics system prototype has been created, which includes a bench installation that provides elastic or weight mechanical loading of the unmanned aerial vehicle (UAV) EMA, and a software and hardware data collection complex that provides measurement and registration of physical quantities associated with the EMA work processes in various operating conditions and various technical conditions caused by wear. It is proposed to use physical quantities of electrical, mechanical, thermal and vibroacoustic nature as diagnostic signals. The results of UAV EMA life tests samples are presented, which made it possible to clarify the test program in terms of existing loads.

Keywords: electromechanical actuator, UAV, diagnostics, life-cycle tests.

УДК 629.7.062

ББК 30.2-5-05

DOI: 10.25728/ubs.2024.111.12

*Статья представлена к публикации
членом редакционной коллегии Н.А. Коргиным.*

*Поступила в редакцию 07.05.2024.
Опубликована 30.09.2024.*