

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ОБУЧАЮЩИХСЯ СИСТЕМ РАННЕЙ ДИАГНОСТИКИ РЕДУКТОРА ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА

А.В. Скрябин

skryabinalexey@gmail.com

ИПУ РАН, Москва, Российская Федерация

Аннотация

В настоящее время активно ведутся работы по созданию «электрического» самолета, в системе управления которого предполагается применение электромеханических рулевых приводов вместо гидравлических. Для улучшения показателей безопасности полета при использовании электромеханических рулевых приводов необходимо разработать систему, обеспечивающую раннюю диагностику их технического состояния. Современные методы интеллектуального анализа больших объемов данных позволяют диагностировать и прогнозировать остаточный ресурс в зависимости от фактических условий эксплуатации и признаков деградации. Создание алгоритмов, основанных на методах интеллектуального анализа, требует формализации задачи диагностики и наличия массивов данных о функционировании привода в различных состояниях. Разработана математическая модель, подтвержденная экспериментальными данными и описывающая типовую структуру и рабочие процессы, протекающие в приводе при развитии деградации, связанной с изменением трения и люфта. Определены прямые и скрытые признаки деградации, по результатам анализа динамических характеристик установлена их значимость для классификации по измеряемым диагностическим сигналам. Путем установления границ признаков деградации определены агрегированные технические состояния привода, что позволило создать систему классификации состояния редуктора. Проведено масштабное моделирование при варьировании значимых признаков деградации и параметров внешней среды, результаты моделирования использованы для формирования выборок, содержащих ценную информацию о развитии неисправностей,

Ключевые слова

Ранняя диагностика, классификация, электромеханический привод, редуктор, неисправность, деградация, летательный аппарат

и разработки алгоритмов, обеспечивающих эффективное решение задач классификации и прогнозирования технического состояния привода

Поступила 12.07.2024

Принята 09.04.2025

© Автор(ы), 2025

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РНФ (проект № 23-19-00464)

Введение. В настоящее время в авиационной промышленности внедряются технологии организации технического обслуживания воздушных судов [1–3], что позволяет повысить эффективность технического обслуживания и безопасность эксплуатации авиационной техники. Это особенно актуально для перспективных пассажирских самолетов, в которых предполагается использовать приводы отклонения рулевых поверхностей электромеханического типа (ЭМРП) [4–6]. Несмотря на то, что ЭМРП широко применяются на беспилотных летательных аппаратах [7], внедрение ЭМРП в систему управления полетом электрического пассажирского самолета сопряжено с рисками, относящимися к его безопасной эксплуатации из-за недостаточно изученных аспектов работы ЭМРП и их связи с процессами износа, которые приводят к отказам. Поэтому актуальными являются исследования в области разработки системных методов ранней диагностики технического состояния ЭМРП летательного аппарата (ЛА).

Существующие методы, алгоритмы управления и контроля ЭМРП обеспечивают мониторинг пороговых значений отдельных контролируемых параметров для оценки исправности отдельных подсистем ЭМРП. Проведенные исследования [8–11] указывают на возможность решения задачи оценки и прогнозирования технического состояния ЭМРП путем анализа признаков неисправностей, прямое измерение которых возможно только в наземных условиях, для их косвенного измерения могут применяться дополнительные датчики вибрации и акустической эмиссии.

В результате анализа разрабатываемых средств диагностики [12–14] выявлено, что отказ редуктора в виде рассоединения или заклинивания может привести к потере управления самолетом. Для оценки технического состояния редуктора используют скрытые для измерения при нормальной эксплуатации ЭМРП признаки люфта и трения.

За исключением линейных стационарных систем, поиск скрытых признаков является неформализованной задачей, поэтому требуется разработка методов и алгоритмов ранней диагностики, которые оценивают степень износа отдельных подсистем ЭМРП и локализуют компоненты для реконфигурации системы управления на резервный тракт в полете или замены неисправных компонентов при наземном техническом обслуживании.

Значительный прогресс в развитии методов и средств искусственного интеллекта позволяет применять их для оценки состояния критически важных технических систем ЛА. Для построения алгоритмов диагностики с использованием интеллектуальных методов необходимо наличие эксплуатационных данных ЭМРП, являющихся ценным источником информации о процессах износа в подсистемах ЭМРП [15]. На этапе построения технологии ранней диагностики такие данные могут быть заменены на репрезентативные результаты моделирования нарастающих в ЭМРП деградаций.

Деградации редуктора привода связаны с такими явлениями, как отделение стружки, зарождение и раскрытие трещин, деформации и изломы зубьев. Для определения деградаций предлагается использовать активный эксперимент (воспроизведение тестовых сигналов, например, при наземном обслуживании), широко распространенный в автомобильной промышленности. Применение методов и средств искусственного интеллекта позволяет также выполнять диагностику при проведении пассивного эксперимента, т. е. при нормальном функционировании в полете.

Таким образом, целью исследований является создание математической модели, используемой для формирования массивов данных, и метода разделения на классы технических состояний, необходимых для построения и исследования алгоритмов системы ранней диагностики неисправностей ЭМРП.

Математическое описание рабочих процессов. Для формализации классификационных задач ранней диагностики разработана и исследована математическая модель, описывающая типовую структуру и рабочие процессы, протекающие в ЭМРП беспилотного ЛА. Система ЭМРП состоит из следующих подсистем:

- блок управления и контроля с силовым инвертором;
- электродвигатель на постоянных магнитах (бесколлекторный двигатель постоянного тока или синхронная машина на постоянных магнитах);
- механический редуктор.

Блок-схема базовой математической модели, описывающей динамические режимы работы ЭМРП, приведена на рис. 1. Модель детализирована в части описания процессов развивающихся деградаций. Управление моментом формируется пропорционально позиционному сигналу рассогласования между управляющим сигналом и сигналом датчика обратной связи, размещаемом на роторе электродвигателя или выходном валу редуктора привода. Повышение точности управления возможно с применением датчика скорости.

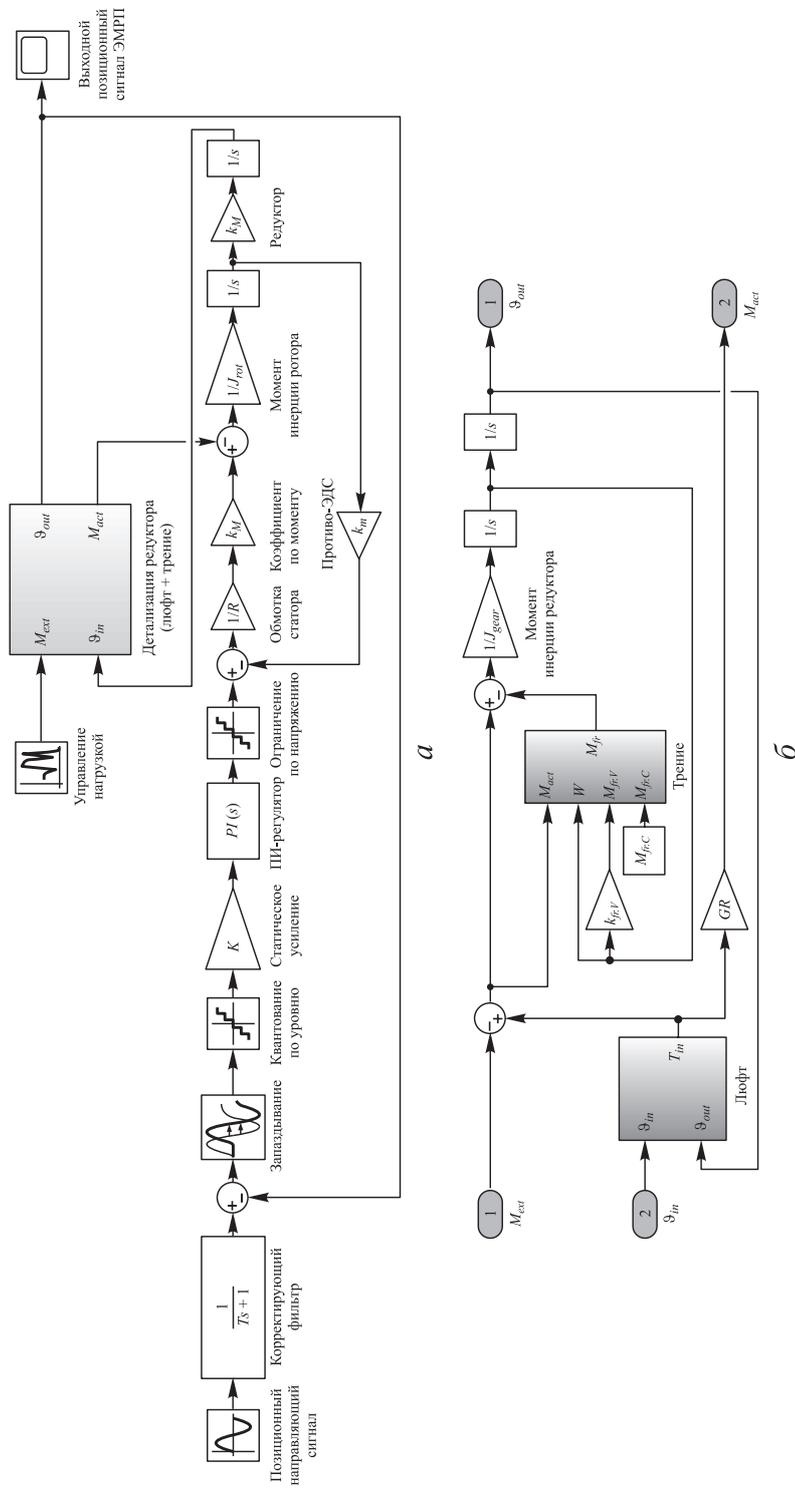


Рис. 1. Блок-схема базовой математической модели, описывающей динамические режимы работы ЭМРП (а), детализация в части описания процессов развивающихся деградаций (б)

Блок управления нагрузкой может использоваться как для моделирования статических значений действующей нагрузки при отработке тестовых режимов, приближенных к натурным испытаниям привода, так и для моделирования нагрузки, обусловленной шарнирным моментом, возникающим в полете (в том числе при отработке замкнутого контура системы управления объектом). Так обрабатываются различные сценарии функционирования привода.

В разработанной программной модели ЭМРП с использованием математического описания [16] выполнена детализация редуктора с учетом контактных упругих деформаций ротора электродвигателя и редуктора ЭМРП, возникающих вследствие развития деградаций люфта и сухого трения в передаче. Это позволяет исследовать рабочие процессы ЭМРП, функционирующего в различных технических состояниях, для получения данных, необходимых для разработки обучающихся систем ранней диагностики.

В разработанной программной модели управляющая и силовая электроники приведены упрощенными математическими функциями. Для представления в модели рабочих процессов потерь на магнитный гистерезис и вихревые токи, протекающие в электродвигателе, связанных с воспроизведением электромагнитного момента, может также применяться математическое описание сухого и вязкого трения, агрегированного в детализированной модели редуктора. Звено чистого запаздывания учитывает задержки в тракте управления ЭМРП и соответствует периоду работы широтно-импульсной модуляции, управляющей переключением силовых транзисторов.

Подсистемы ЭМРП накапливают и передают энергию электрической, магнитной и механической природы, которая частично выделяется в виде теплоты. Предполагается, что диссипация энергии увеличивается с нарастанием износа в подсистемах. Повышенное тепловыделение вызывает самонагрев ЭМРП и в комбинации с внешним тепловым воздействием, возникающим при нормальных условиях эксплуатации, изменяет функциональные характеристики, реализуемые ЭМРП. При моделировании особое внимание уделено детализации рабочих процессов, в которых потребляемая подсистемами ЭМРП мощность рассеивается [17].

Электродвигатель и блок электроники. В модели блок электроники осуществляет следящий режим работы ЭМРП по поступающему сигналу от системы управления и с использованием сигналов обратной связи. Блок управления в модели представлен в виде статического коэффициента

усиления, ПИИ-регулятора, ограничения сигнала по напряжению, квантования по уровню сигнала и корректирующего фильтра.

Электродвигатель является звеном, преобразующим электрическую энергию бортовой сети в механическую энергию вращения ротора с электромагнитным моментом $M_{em} = I k_M$, где I — сила тока, протекающего в обмотке статора; k_M — коэффициент по моменту. При вращении ротор создает в цепях статора напряжение U_{ind} против-ЭДС, которое пропорционально частоте вращения $\omega_{rot} = U_{ind} k_n$. Коэффициент k_n равен обратному значению коэффициента k_M . Используя закон Ома для расчета напряжения питания электродвигателя, получаем выражения для скорости вращения и момента на валу ротора:

$$U = L \frac{dI}{dt} + RI + EMF \cong RI + U_{ind}; \quad U_{ind} = U - RI;$$

$$\frac{\omega_{rot}}{k_n} = U - R \frac{M_{em}}{k_M}; \quad \omega_{rot} = k_n U - \frac{\Delta\omega_{rot}}{\Delta M_{em}} M_{em},$$

где R — сопротивление обмотки; L — индуктивность обмотки.

Электрические потери энергии P_{cop} в электродвигателе в большей степени обусловлены падением напряжения U при протекании тока I через медный кабель обмоток статора с сопротивлением R (джоулевы потери): $P_{cop} = UI = RI^2$, $U = IR$.

Значение магнитной индукции в электродвигателе обуславливает потери энергии на вихревые токи и потери энергии на магнитный гистерезис. Магнитное поле создает напряжение, вызывающее вихревые токи в стальных элементах ЭМПП, являющихся электрическими проводниками. Потери мощности P_{ed} на момент M_{ed} , возникающий вследствие рассеяния энергии на вихревые токи, могут составлять до 5 % и вычисляются по первому члену уравнения Штейнметца с использованием константы вихревого тока k_{ed} , магнитного потока B_s и скорости вращения ω_{rot} , т. е. момент может быть приведен в виде вязкого трения: $P_{ed} = k_{ed} B_s^2 \omega_{rot}^2$; $M_{ed} = k_{ed} B_s^2 \omega_{rot}$.

Потери на магнитный гистерезис возникают в ферромагнитных материалах из-за зависимости остаточной намагниченности и коэрцитивности, наблюдаемых на кривой намагничивания $B-H$, связывающей магнитный поток и напряженность магнитного поля.

Потери энергии на гистерезис имеют циклический характер (возникают при движении от одного полюса к другому) и зависят от электриче-

ской частоты. Мощность потерь на гистерезис P_{hy} может составлять $\sim 1\%$ и определяется как второй член уравнения Штейнметца, который связывает константу гистерезиса k_{hy} и магнитный поток B_s . Момент, возникающий из-за потерь на гистерезис T_{hy} , можно определить, используя постоянную Штейнметца Υ как момент потерь на сухое кулоново трение: $P_{hy} = k_{hy} B_s^Y \omega_{rot}$; $M_{hy} = k_{hy} B_s^Y$.

Потери энергии в электронном блоке происходят преимущественно в силовых IGBT- и MOSFET-транзисторах (ключах) трехфазного инвертора, которые разделяются на потери при передаче энергии, переключении и размыкании цепи.

В режиме передачи электрической энергии на диоде формируется падение напряжения U_{th} , которое вызывает выделение тепловой мощности $P_d = U_d I_{d,rms}$, где $U_d = U_{th} + R_{on} I_{d,rms}$ (U_{th} — напряжение прямой цепи при нулевом токе; R_{on} — внутреннее сопротивление; $I_{d,rms}$ — среднеквадратическое значение протекающего тока).

При переключении транзисторов широтно-импульсно модулированным сигналом с частотой f_{sw} ток потери мощности P_{sw} описывается суммой E_{sw} энергий при включении E_{on} и выключении E_{off} , возникающей из-за тока утечки I_{sw} :

$$P_{sw} = (E_{on} + E_{off}) f_{sw}; \quad I_{sw} = \frac{E_{sw} f_{sw}}{U} = \frac{(E_{on} + E_{off}) f_{sw}}{U}.$$

В разомкнутом состоянии силового ключа ток утечки пренебрежимо мал, поэтому такие потери могут не учитываться в модели. Учет потерь энергии в электронном блоке при передаче энергии и переключении транзисторов не был предусмотрен настоящим исследованием. Эти потери планируется вычислить в будущих работах при детализированном описании процессов управления бесколлекторным электродвигателем.

Температурное воздействие на двигатель и силовую электронику изменяет сопротивление R обмоток и транзисторов и потокосцепление ротора ψ , что влияет на диссипацию энергии: $R = R_0 (1 + \alpha_R (T - T_0))$; $\psi = \psi_0 (1 + \alpha_\psi (T - T_0))$, где R_0, ψ_0 — сопротивление и потокосцепление для базовой температуры T_0 ; α_R, α_ψ — температурные коэффициенты; T — температура окружающей среды.

Редуктор. Разработанная математическая модель рабочих процессов, протекающих в «двухмассовой модели» редуктора (рис. 2) [18], детализирует деградации при разделении момента инерции ротора электродвига-

теля J_{rot} и редуктора J_{gear} , учета люфта BL , упругой связи C_g и трения. Ротор двигателя создает электромагнитный момент M_{em} , который компенсируется механическими моментами: $M_{em} = M_J + M_{ext} + M_C + M_{fr.C} + M_{fr.V}$, где M_J — инерционный момент; M_C — упругий момент механического тракта; $M_{fr.C}$ — сухое трение; $M_{fr.V}$ — вязкое трение; $M_{ext} = m_{hin} S b k_0 q$ — момент внешних сил от руля, находящегося в аэродинамическом потоке (m_{hin} — коэффициент шарнирного момента, зависящий от угла отклонения руля и скорости набегающего потока; S, b — площадь и средняя аэродинамическая хорда руля; k_0 — коэффициент торможения потока в области оперения; q — скоростной напор).

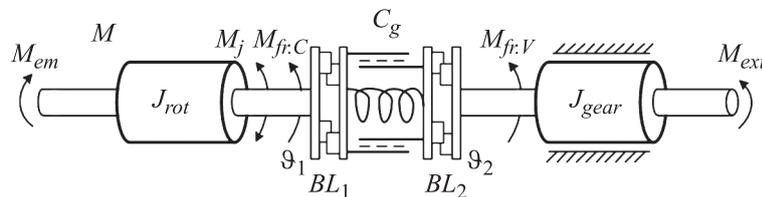


Рис. 2. Расчетная схема модели редуктора

Наибольший вклад в потери энергии в редукторе, которые увеличиваются в ходе износа, вносит трение, разделяемое в модели на сухое и вязкое. Основные модели трения, с помощью которых описаны процессы диссипации энергии, приведены в [19]. В разработанной модели используется модель трения Карнопа с учетом трения страгивания (прилипания) $M_{fr.s}$, возникающего в области околонулевой скорости вращения $\omega \in [-d\omega; d\omega]$:

$$M_{fr} = \min(M_{ext} | M_{fr.s}) \text{sign } M_{ext} \text{ и } \omega = 0 \text{ при } |\omega| < d\omega;$$

$$M_{fr} = M_{fr.C} \text{sign } \omega + M_{fr.V} \omega \text{ при } |\omega| > d\omega,$$

где M_{fr} — действующий в системе редуктора момент трения. Вязкое трение является демпфирующим моментом и вычисляется как $M_{fr.V} = -k_{fr.V} \omega$. Характер изменения трения с учетом постоянной Штрибека ω_s (рис. 3) описывается обобщенным выражением

$$M_{fr} = \left(M_{fr.C} + (M_{fr.s} - M_{fr.C}) e^{-(|\omega|/\omega_s)^\delta} \right) \text{sign } \omega + M_{fr.V} \omega.$$

При износе увеличиваются зазоры в отдельных звеньях, что приводит к росту люфта и затем к отказу. Общий люфт в модели разделен на два зазора между звеньями BL_1 и BL_2 . По мере увеличения одного

зазора другой зазор уменьшается. Контакт звеньев приводит к их совместному движению и передаче момента ($\vartheta_{rot} = \vartheta_{gear}$, $\omega_{rot} = \omega_{gear}$). Отрицательный зазор соответствует возникновению упругого момента, обусловленного конечной жесткостью редуктора. Уравнение, описывающее движение с учетом люфта, представляется в следующем виде:

$$BL_1 = (\vartheta_{rot} + \vartheta_{gear}) - \frac{BL}{2}; \quad BL_2 = \frac{BL}{2} - (\vartheta_{rot} + \vartheta_{gear}).$$

Рис. 3. Характер изменения момента трения с учетом постоянной Штрибека ω_s

Математическое описание люфта и трения обеспечивает моделирование деградаций, которые приводят к отказам редуктора.

Верификация математической модели. Для верификации математической модели проводилось сопоставление статических характеристик позиционирования, скорости (механическая характеристика), жесткости и динамических характеристик (переходные процессы, логарифмические амплитудно-фазовые частотные характеристики (ЛАФЧХ)) с данными из спецификаций на компоненты и результатами испытаний ЭМРП под действием механической нагрузки. Программа верификации, основанная на методах, изложенных в [20], приведена в табл. 1.

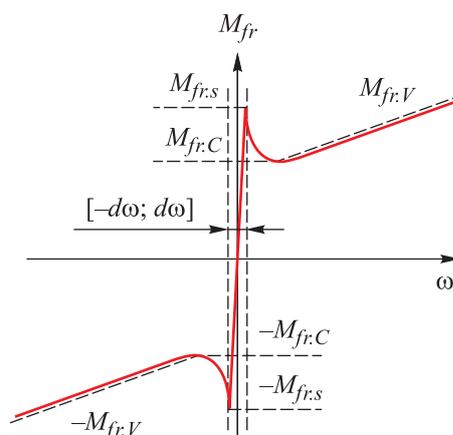


Таблица 1

Программа верификации математической модели

Характеристика	Сравниваемые параметры	Нагрузка на выходном звене	Исходные данные
Механическая характеристика	Скорость и потребляемый ток	Да	Спецификация, эксперимент
Статическое позиционирование	Трение, люфт	Нет	Спецификация, эксперимент
Переходные процессы для различных амплитуд входного сигнала	Время регулирования, заброс	Да	Эксперимент

Характеристика	Сравниваемые параметры	Нагрузка на выходном звене	Исходные данные
ЛАФЧХ для различных амплитуд входного сигнала	Амплитудные и фазовые искажения	Да	Эксперимент
Статическая жесткость	Статическая погрешность, потребляемый ток	Да	Спецификация, эксперимент

Примеры сравнения характеристик, полученных при моделировании, с результатами эксперимента приведены на рис. 4–6. Механическая характеристика подтверждает сходимость по скорости с точностью не более 6 %. Анализ характеристик позиционирования подтвердил соответствие данных модели люфта и трения экспериментальным данным. Модель имеет несущественные расхождения по потребляемому току и жесткости, которые обусловлены редуцированием модели трехфазного двигателя и представлением его в виде однофазного двигателя постоянного тока,

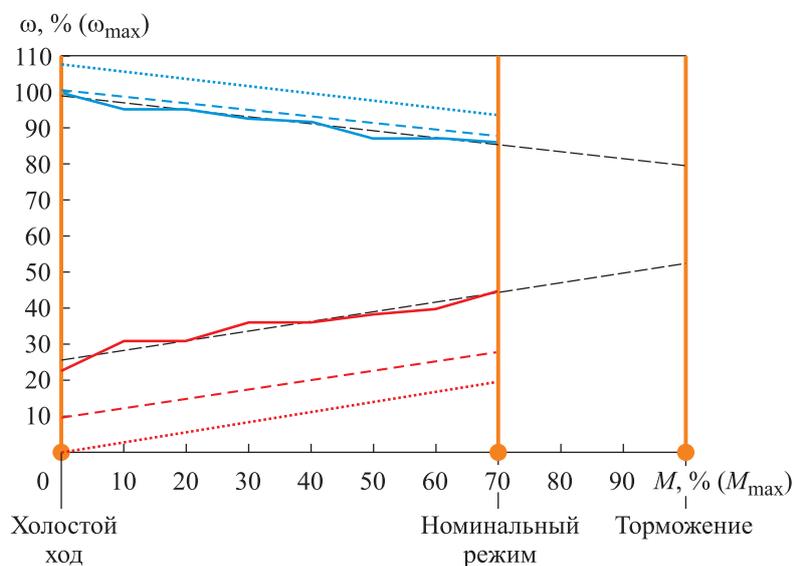


Рис. 4. Сравнение механических характеристик, полученных при моделировании и в результате эксперимента:

—, — $\omega, \% (\omega_{max}), I, \% (I_{max})$, эксперимент; \cdots, \cdots — $\omega, \% (\omega_{max}), I, \% (I_{max})$, базовая модель; $-\cdot-\cdot-$ — $\omega, \% (\omega_{max}), I, \% (I_{max})$, базовая модель + детализация редуктора

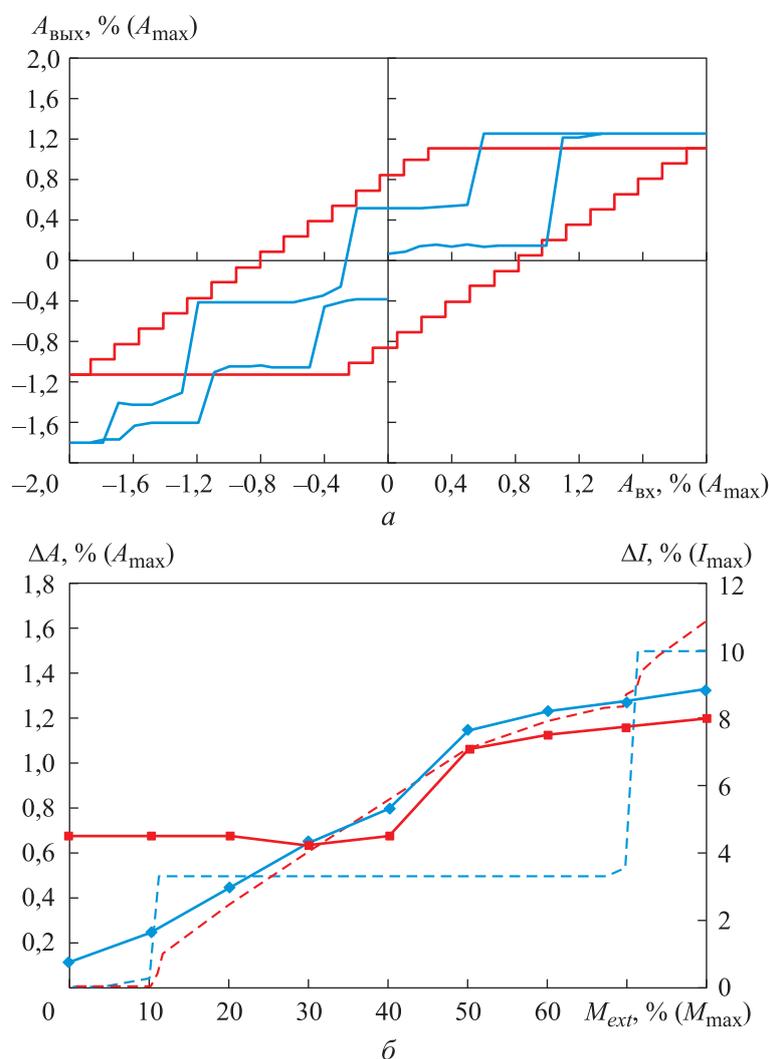


Рис. 5. Сравнение статических характеристик, полученных при моделировании и в результате эксперимента:

- a — позиционирование «в малом», —, — — $A_{\text{вых}}, \% (A_{\text{max}})$, эксперимент, модель;
- b — статическая ошибка и потребляемый ток под действием внешней нагрузки,
- ♦—, —■— — $\Delta A, \% (A_{\text{max}})$, $\Delta I, \% (I_{\text{max}})$, эксперимент; — — —, — — — — $\Delta A, \% (A_{\text{max}})$, $\Delta I, \% (I_{\text{max}})$, модель

что обеспечивает высокую скорость расчета, необходимую для проведения масштабных сеансов моделирования и накопления репрезентативных данных. На ЛАФЧХ в диапазоне частот управления (до 4,4 рад/с) различие значений амплитуды с данными результатов испытаний составляет менее 0,5 дБ, а по фазе — не более 7°.

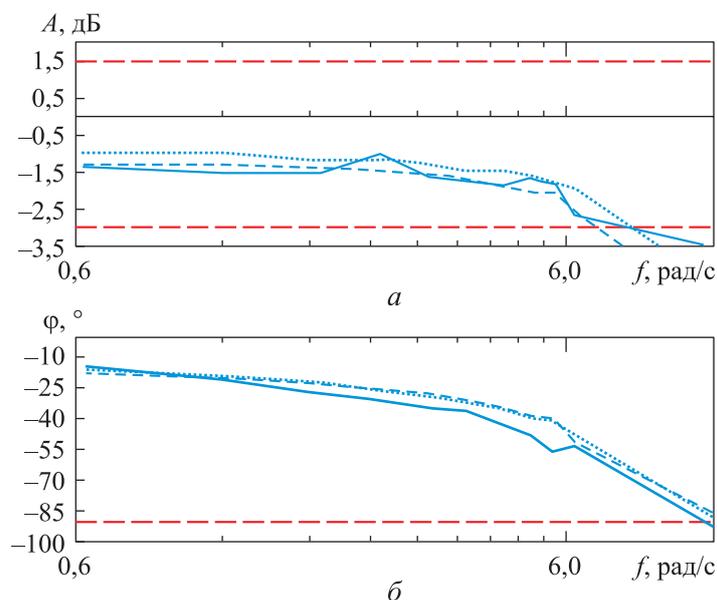


Рис. 6. Сравнение значений амплитуды сигнала 1 % A_{\max} без нагрузки, полученных при моделировании (а) и в результате эксперимента (б):
 — эксперимент; — базовая модель; — базовая модель + детализация редуктора; - - - - - допустимые границы для малых сигналов

При моделировании выявлено, что высокая добротность, обусловленная коэффициентом по скорости k_n , и связанный с износом увеличенный люфт приводят к периодическим процессам на выходном звене редуктора, что может вызвать разрушение отдельных звеньев (подтверждается результатами экспериментальных исследований). В реальном приводе низкое демпфирование обуславливается снижением вязкого трения при деградации смазочного материала редуктора. Для уменьшения влияния подобного эффекта рекомендуется организовывать позиционную обратную связь по датчику положения ротора электродвигателя, а датчик на выходном звене использовать для поиска ноль-позиции и ограничения хода.

Определение агрегированных технических состояний. Поскольку ЭМРП является нелинейной и нестационарной системой, для формализации задачи классификации определена значимость скрытых признаков неисправностей редуктора и внешних факторов. Для этого с помощью разработанной модели получены и исследованы семейства ЛАФЧХ ЭМРП при варьировании соответствующих параметров как без нагрузки, так и под нагрузкой, соответствующей номинальному моменту. При получении АФЧХ рассмотрены четыре конфигурации, формируемые при

комбинации способов организации позиционной обратной связи, и места съема выходного сигнала программным анализатором частотных характеристик. Рассмотрены способы организации обратной связи по положениям ротора электродвигателя и выходного звена ЭМРП, и в этих же точках структурной схемы определены искажения сигнала. Установлено, что люфт влияет только при отсутствии механической нагрузки, а при ее наличии величину люфта выбирают. Соответственно, такой признак не может использоваться в полете и должен рассматриваться для диагностики состояния ЭМРП только при проведении пассивного эксперимента. При реализации позиционной обратной связи по датчику, расположенному на внешнем валу, в том числе без нагрузки, люфт также не влияет на вариативность частотных характеристик. Различия в частотных характеристиках при варьировании вязкого трения существуют, но они незначительны. Наиболее явно выделяется частотная характеристика, полученная при полном отсутствии вязкого трения. Возможность появления такого эффекта в отдельных передаточных звеньях реального ЭМРП требует дополнительного изучения.

Уровень напряжения питания в бортовой сети определяет частотные характеристики ЭМРП, работающего без нагрузки только на высоких частотах (более 4,4 рад/с), где требуется обеспечить скорости, близкие к максимальным. Температура функционирования электродвигателя, обуславливающая значения сопротивления обмоток и потокосцепления, значимо влияет на реализуемые ЭМРП динамические характеристики только под действием нагрузки и в диапазоне малых частот управления (0,628...4,4 рад/с).

Для создания системы классификации технического состояния предлагается определить агрегированные состояния, в которых находится ЭМРП и в отношении которых алгоритмы системы ранней диагностики принимают одинаковые решения. Для скрытых признаков деградаций редуктора и факторов внешнего воздействия определены границы, в которых находятся статические и динамические характеристики или отдельные точки этих характеристик, полученные на детерминированных режимах работы.

Определять конкретные пороговые значения для типов ЭМРП предложено исходя из функциональных требований, предъявляемых к нему как к исполнительному механизму системы управления. Для стабилизации и выполнения маневров ЛА ЭМРП должен обеспечивать отклонение рулевой поверхности под действием шарнирного момента с необходимыми высокой скоростью и динамикой. Таким образом, для оценки

функциональности ЭМРП для безопасного полета в качестве основных характеристик предложено использовать механическую характеристику и ЛАФЧХ.

На механической характеристике ЭМРП можно выделить три характерных точки в зависимости от нагрузки.

1. Холостой ход, на котором привод работает без нагрузки.

2. Функционирование при номинальном моменте, ниже которого электродвигатель может работать длительное время, а выше которого допустимы только кратковременные режимы. В зависимости от производителя электродвигателя номинальный момент составляет 30...70 % максимального момента торможения.

3. Работа при максимальном моменте (торможении) выходного вала, который в большинстве случаев для ЭМРП определяется расчетным путем по механической характеристике электродвигателя, поскольку большинство редукторов (например, прямозубые, которые часто применяются в ЭМРП) может иметь прочность, не обеспечивающую динамический режим работы при торможении.

Ухудшение механической характеристики, вызванное ростом момента трения, способно вызывать заметные заедания редуктора и снижает запас момента на компенсацию длительно действующего в полете шарнирного момента. Таким образом, предлагается определить нижнюю границу класса аварийного состояния по моменту сухого трения, равному 50 % номинального момента или 25 % максимального момента торможения. Для оценки функционирования в «большом» диапазоне управляющих сигналов (до 100 % максимальной амплитуды) может исследоваться изменение максимальной скорости выходного звена, обусловленное, в частности, совокупным трением в редукторе. Незначительное снижение максимальной развиваемой скорости, как правило, не оказывает значимого воздействия на работоспособность привода, в отличие от изменения нелинейных эффектов в «малом» диапазоне управляющих сигналов, которые, попадая в замкнутый контур управления, могут приводить к периодическим процессам в тракте управления рулевой подсистемой и потере управления ЛА.

Поскольку рост люфта приводит к усилению периодических процессов в упруго-инерционной системе ЭМРП, поиск границ классов исправного и аварийного состояний по люфту следует проводить путем анализа ЛАФЧХ для малых управляющих сигналов (1...3 % максимальной амплитуды), на которых проявляются изменения сухого трения и люфта, обусловленные выработкой ресурса редуктора, и путем определения соот-

ветствия типовым требованиям, предъявляемым к искажениям сигнала в рабочем диапазоне частот [21, 22]:

- 0,628...4,4 рад/с — полоса пропускания позиционного сигнала, на которой летчик или оператор может обеспечить управление в ручном режиме. Полоса пропускания выбирается при ослаблении сигнала в 1,5 раза (–3 дБ) или по фазовому сдвигу более 1/4 периода (–90°).

- 0,628...18,84 рад/с — диапазон, на котором усиление сигнала более чем на 20 % (1,5 дБ), может негативно сказываться на управлении ЛА, вызывая периодические процессы на рулевой поверхности.

При разделении на классы верхние и нижние границы исправного состояния по люфту, сухому трению и вязкому трению целесообразно установить на основе конструкторской и эксплуатационной документации, а также результатов испытаний, проводимых на производстве при выпуске или приемке ЭМРП с околонулевым израсходованным ресурсом. Границы классов предаварийного состояния для выбранных скрытых признаков деградаций устанавливаются таким образом, чтобы заполнить пространство между исправными классами и аварийными.

В результате определены агрегированные состояния ЭМРП (табл. 2) и при проведении серий моделирования получены массивы данных, содержащие информацию о развитии неисправностей в редукторе, для последующей разработки и исследований алгоритмов системы ранней диагностики (рис. 7).

Таблица 2

Данные для установления границ классов агрегированных состояний ЭМРП

Состояние	Люфт	Сухое трение	Коэффициент вязкого трения
Исправное	Конструкторская и эксплуатационная документация, результаты испытаний		
Предаварийное	Границы устанавливаются для заполнения пространства между классами исправного и аварийного состояний		
Аварийное	Определяется по ЛАФЧХ	Определяется по механической характеристике	Вязкое трение полностью отсутствует ($k_{fr.v} = 0$)

Заключение. В результате создания детализированной математической модели с учетом процессов деградаций редуктора получены расчетные данные, подтвержденные экспериментальными исследованиями статических и динамических характеристик ЭМРП. Эти данные используются для построения классификационных моделей в системе ранней

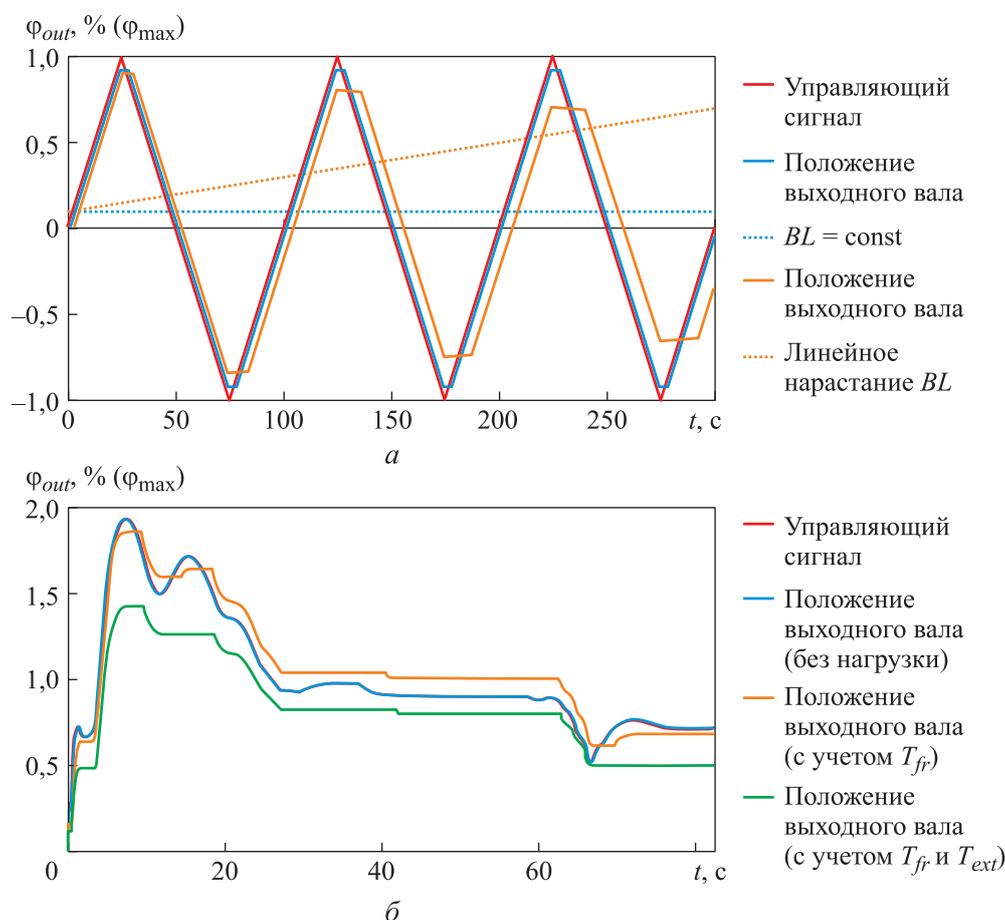


Рис. 7. Моделирование сценариев работы ЭМРП при наличии деградаций:
 а — обработка треугольного сигнала с учетом люфта; б — влияние трения
 на циклограмму работы ЭМРП при взлете

диагностики ЭМРП. Результатом применения системы ранней диагностики в ходе полета являются реконфигурация тракта управления ЛА или ограничение режимов работы. В наземных условиях с помощью разрабатываемой технологии среди эксплуатируемых изделий ЭМРП выявляются изделия, требующие технического обслуживания.

При разделении подмножеств технических состояний ЭМРП на исправное, предаварийное и аварийное состояния подтверждена значимость признаков деградаций люфта, сухого трения и вязкого трения, а также определены их граничные значения.

В ходе моделирования и испытаний определено, что люфт в сочетании с упругой связью и малым коэффициентом вязкого трения (низким демпфированием) влияет на частотные характеристики ЭМРП. Приведе-

ны рекомендации по организации позиционной обратной связи по датчику положения ротора электродвигателя, что также обеспечит эффективную диагностику неисправностей по признаку увеличения люфта.

В результате исследования влияния внешних факторов на вариативность динамических характеристик выявлено, что значимость температуры электродвигателя проявляется только на больших частотах управления (более 4,4 рад/с) и под действием механической нагрузки.

В процессе проведенных исследований изучено изолированное влияние признаков и факторов на решения задачи классификации. В натурном ЭМРП факторы оказывают совместное влияние, а признаки неисправностей — взаимное. В связи с этим в дальнейшем для оценки технического состояния ЭМРП необходимо определять совокупную нагрузку и коэффициент износа — обобщенные скалярные величины.

Следует отметить, что с увеличением числа признаков неисправностей и значимых внешних факторов увеличивается размерность пространства возможных технических состояний ЭМРП. Для накопления массивов данных при создании системы ранней диагностики в дальнейших исследованиях необходимо определить оптимальную расчетную сетку, в которой расположены признаки и факторы.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Quatrini E., Costantino F., Di Gravio G., et al. Condition-based maintenance. *Machines*, 2020, vol. 8, no. 2, art. 31. DOI: <https://doi.org/10.3390/machines8020031>
- [2] Евдокименков В.Н., Ким Р.В., Галенков А.А. Программный комплекс управления техническим состоянием воздушных судов. *СТИН*, 2020, № 2, с. 20–24. EDN: BRNDBB
- [3] Скрыбин А.В. Системы контроля технического состояния и прогнозирования неисправностей электромеханических рулевых приводов летательного аппарата. Современный уровень развития. *Полет*, 2018, № 2, с. 50–64. EDN: XYMOMH
- [4] Annaz F., Kaluarachchi M.M. Progress in redundant electromechanical actuators for aerospace applications. *Aerospace*, 2023, vol. 10, no. 9, art. 787. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace10090787>
- [5] Dreyer N., Immler T., Weber G. Preparing electric actuation technology for upcoming applications. *Proc. Int. Conf. on More Electric Aircraft MEA'24*, 2024. URL: <https://openscience.isae-supaero.fr/Default/digital-viewer/c-16020> (дата обращения: 15.05.2025).
- [6] Mare J.-C. *Aerospace actuators 2*. New York, John Wiley & Sons, 2017.
- [7] Биард Р.У., Маклэйн Т.У. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. М., Техносфера, 2015.

- [8] Kowalski R., Möller F., Gallun P., et al. Test facility for electro-mechanical actuation systems. *Proc. 7th Int. Workshop on Aircraft Systems Technologies*, 2019, pp. 133–142.
- [9] 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 SDEMPED*, 2019, pp. 466–473. DOI: <https://doi.org/10.1109/DEMPED.2019.8864835>
- [10] Veresnikov G., Bazhenov S., Skryabin A. The development of algorithms for EMA fault early detection system. *Proc. 32nd Congress of the Int. Council of the Aeronautical Sciences*, 2021. URL: https://icas.org/icas_archive/ICAS2020/data/papers/ICAS2020_0239_paper.pdf (дата обращения: 15.05.2025).
- [11] Pham T.-H., Bierig A. First step towards a robust vibration-based condition monitoring algorithm for electro-mechanical flight control actuators. *Proc. 7th Int. Conf. on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components*, 2016, pp. 33–40.
- [12] Bosch C., Hajek M., Ismail M.A.A. Preliminary safety assessment for electro-mechanical actuation architectures for unmanned aerial vehicles. *5th SysTol*, 2021, pp. 133–138. DOI: <https://doi.org/10.1109/SysTol52990.2021.9595342>
- [13] Freeman P., Balas G.J. Actuation failure modes and effects analysis for a small UAV. *American Control Conf.*, 2014, pp. 1292–1297. DOI: <https://doi.org/10.1109/ACC.2014.6859482>
- [14] Ismail M.A.A., Balaban E., Windelbeg J. Spall fault quantification method for flight control electromechanical actuator. *Actuators*, 2022, vol. 11, no. 2, art. 29. DOI: <https://doi.org/10.3390/act11020029>
- [15] Mazzoleni M., Di Rito G., Previdi F. Electro-mechanical actuators for the more electric aircraft. *Advances in Industrial Control*. Cham, Springer, 2021.
- [16] Стеблинкин А.И., Билялетдинова Л.Р. Математическое моделирование электромеханического рулевого привода с шариковинтовой передачей с учетом нелинейностей типа «сухое трение» и «люфт». *Вестник МАИ*, 2017, т. 24, № 3, с. 95–108. EDN: YTNZAN
- [17] Jian F., Mare J.-C., Yongling F. Modelling and simulation of flight control electromechanical actuators with special focus on model architecting, multidisciplinary effects and power flows. *Chin. J. Aeronaut.*, 2017, vol. 30, no. 1, pp. 47–65. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2016.07.006>
- [18] Mare J.-C. Friction modelling and simulation at system level: a practical view for the designer. *Proc. Inst. Mech. Eng. I*, 2012, vol. 226, no. 6, pp. 728–741. DOI: <https://doi.org/10.1177/0959651812441749>
- [19] 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: https://doi.org/10.34031/article_5d079791aeaae3.67485144

[20] Erofeev E., Khaletskiy L., Skryabin A., et al. Methodologies and test-rig configurations for the experimental improvement of flight control actuation systems. *Conf. on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components*, 2018, pp. 109–116.

EDN: EXABUN

[21] Константинов С.В., ред. Системы электрогидравлических рулевых приводов комплексов управления полетом самолетов. СПб., СПбГЭТУ ЛЭТИ, 2019.

[22] Алешин Б.С., Баженов С.Г., Диденко Ю.И. и др. Системы дистанционного управления магистральных самолетов. М., Наука, 2013.

Скрябин Алексей Валерьевич — канд. техн. наук, научный сотрудник лаборатории 46 ИПУ РАН (Российская Федерация, 117997, Москва, Профсоюзная ул., д. 65).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Скрябин А.В. Математическая модель для обучающихся систем ранней диагностики редуктора электромеханического привода. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2025, № 3 (154), с. 71–92. EDN: QHNESI

**MATHEMATICAL MODEL FOR A LEARNING SYSTEM
IN EARLY DIAGNOSTICS OF THE ELECTROMECHANICAL
DRIVE GEARBOX**

A.V. Skryabin

skryabinalexey@gmail.com

V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS,
Moscow, Russian Federation

Abstract

Currently, active design and development of an “electric aircraft” are underway that involves introducing the electromechanical steering drives in the control system instead of the traditionally used hydraulic drives. In order to ensure and improve the flight safety indicators when using such drives, it is necessary to develop a system that provides early diagnostics of the technical condition of such drives. Modern methods in the intelligent big data analysis could be used to diagnose and forecast the residual life depending on the actual operating conditions and signs of degradation. Creation of algorithms based on such methods requires formalization of the diagnostic task and availability of the arrays of data on the drive functioning in various states. For this purpose, a mathematical model is developed; it is confirmed by the experimental data describing

Keywords

Early diagnostics, classification, electromechanical drive, gearbox, failure, degradation, aircraft

the typical structure and working processes in the drive during degradations associated with alterations in friction and backlash. The paper identifies direct and hidden signs of the degradation; based on results of analyzing the dynamic characteristics, it determines their significance for classification by the measured diagnostic signals. By establishing the boundaries, within which the degradation signs could be found, the drive aggregated technical states are identified making it possible to create a system for the gearbox state classification. Large-scale simulation was carried out with varying the significant degradation signs and environmental parameters, which results would be used to form samples containing valuable information on the failure development, and to develop algorithms ensuring an efficient solution to the problems of classification and forecasting the drive technical state

Received 12.07.2024

Accepted 09.04.2025

© Author(s), 2025

The work was partially supported by the Russian Science Foundation (project no. 23-19-00464)

REFERENCES

- [1] Quatrini E., Costantino F., Di Gravio G., et al. Condition-based maintenance. *Machines*, 2020, vol. 8, no. 2, art. 31. DOI: <https://doi.org/10.3390/machines8020031>
- [2] Evdokimenkov V.N., Kim R.V., Galenkov A.A. Risk management by trend analysis of flight information. *Russ. Engin. Res.*, 2020, vol. 40, no. 2, pp. 160–163. DOI: <https://doi.org/10.3103/S1068798X20020136>
- [3] Skryabin A.V. The health usage monitoring systems for control surface electromechanical actuator. The state of the art. *Polet [Flight]*, 2018, no. 2, pp. 50–64 (in Russ.). EDN: XYMOMH
- [4] Annaz F., Kaluarachchi M.M. Progress in redundant electromechanical actuators for aerospace applications. *Aerospace*, 2023, vol. 10, no. 9, art. 787. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace10090787>
- [5] Dreyer N., Immler T., Weber G. Preparing electric actuation technology for upcoming applications. *Proc. Int. Conf. on More Electric Aircraft MEA'24*, 2024. Available at: <https://openscience.isae-superaero.fr/Default/digital-viewer/c-16020> (accessed: 15.05.2025).
- [6] Mare J.-C. *Aerospace actuators 2*. New York, John Wiley & Sons, 2017.
- [7] Beard R.W., McLain T.W. *Small unmanned aircraft: theory and practice*. Princeton, Princeton University Press, 2012.
- [8] Kowalski R., Möller F., Gallun P., et al. Test facility for electro-mechanical actuation systems. *Proc. 7th Int. Workshop on Aircraft Systems Technologies*, 2019, pp. 133–142.

- [9] 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 SDEMPED*, 2019, pp. 466–473. DOI: <https://doi.org/10.1109/DEMPED.2019.8864835>
- [10] Veresnikov G., Bazhenov S., Skryabin A. The development of algorithms for EMA fault early detection system. *Proc. 32nd Congress of the Int. Council of the Aeronautical Sciences*, 2021. Available at: https://icas.org/icas_archive/ICAS2020/data/papers/ICAS2020_0239_paper.pdf (accessed: 15.05.2025).
- [11] Pham T.-H., Bierig A. First step towards a robust vibration-based condition monitoring algorithm for electro-mechanical flight control actuators. *Proc. 7th Int. Conf. on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components*, 2016, pp. 33–40.
- [12] Bosch C., Hajek M., Ismail M.A.A. Preliminary safety assessment for electro-mechanical actuation architectures for unmanned aerial vehicles. *5th SysTol*, 2021, pp. 133–138. DOI: <https://doi.org/10.1109/SysTol52990.2021.9595342>
- [13] Freeman P., Balas G.J. Actuation failure modes and effects analysis for a small UAV. *American Control Conf.*, 2014, pp. 1292–1297. DOI: <https://doi.org/10.1109/ACC.2014.6859482>
- [14] Ismail M.A.A., Balaban E., Windelbeg J. Spall fault quantification method for flight control electromechanical actuator. *Actuators*, 2022, vol. 11, no. 2, art. 29. DOI: <https://doi.org/10.3390/act11020029>
- [15] Mazzoleni M., Di Rito G., Previdi F. Electro-mechanical actuators for the more electric aircraft. *Advances in Industrial Control*. Cham, Springer, 2021.
- [16] Steblinkin A.I., Bilyaletdinova L.R. Mathematical modeling of electromechanical steering gear with ball-screw actuator with account for nonlinearities of “dry friction” and “backlash” types. *Vestnik MAI [Aerospace MAI Journal]*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 95–108 (in Russ.). EDN: YTNZAN
- [17] Jian F., Mare J.-C., Yongling F. Modelling and simulation of flight control electromechanical actuators with special focus on model architecting, multidisciplinary effects and power flows. *Chin. J. Aeronaut.*, 2017, vol. 30, no. 1, pp. 47–65. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2016.07.006>
- [18] Mare J.-C. Friction modelling and simulation at system level: a practical view for the designer. *Proc. Inst. Mech. Eng. I*, 2012, vol. 226, no. 6, pp. 728–741. DOI: <https://doi.org/10.1177/0959651812441749>
- [19] Serebrennyj V.V., Boshlyakov A.A., Ogorodnik A.I. Drive unit mathematical model of robot gripping devices. *Vestnik BGTU im. V.G. Shukhova [Bulletin of Belgorod State Technological University n.a. V.G. Shukhov]*, 2019, no. 6, pp. 123–135 (in Russ.). DOI: https://doi.org/10.34031/article_5d079791aeaae3.67485144
- [20] Erofeev E., Khaletskiy L., Skryabin A., et al. Methodologies and test-rig configurations for the experimental improvement of flight control actuation systems. *Conf. on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components*, 2018, pp. 109–116. EDN: EXABUN

[21] Konstantinov S.V., ed. *Sistemy elektrogidravlicheskih rulevykh privodov kompleksov upravleniya poletom samoletov* [Systems of electrohydraulic steering actuators for aircraft flight control systems]. St. Petersburg, SPbGETU LETI Publ., 2019.

[22] Aleshin B.S., Bazhenov S.G., Didenko Yu.I., et al. *Sistemy distantsionnogo upravleniya magistralnykh samoletov* [Fly by wire control systems of commercial aircrafts]. Moscow, Nauka Publ., 2013.

Skryabin A.V. — Cand. Sc. (Eng.), Researcher, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS (Profsoyuznaya ul. 65, Moscow, 117997 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Skryabin A.V. Mathematical model for a learning system in early diagnostics of the electromechanical drive gearbox. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2025, no. 3 (154), pp. 71–92 (in Russ.).

EDN: QHNESI