

## МЕТОДЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРИ ВОСПРОИЗВЕДЕНИИ УСКОРЕННОГО РАЗВИТИЯ ДЕГРАДАЦИЙ РЕДУКТОРА ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО РУЛЕВОГО ПРИВОДА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.В. Скрябин<sup>1,2</sup>

aleksey.skryabin@tsagi.ru

А.И. Стеблинкин<sup>1,2</sup>

anton.steblinkin@tsagi.ru

<sup>1</sup>ЦАГИ, г. Жуковский, Московская обл., Российская Федерация

<sup>2</sup>ИПУ РАН, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Электроме­ханический привод рулевой поверхности — это критически важная система, работоспособность которой также важна для обеспечения безопасного полета летательного аппарата. Для электроме­ханического привода возможно применение средств ранней диагностики, определяющих опасное техническое состояние до наступления отказа, для разработки и исследования которых требуются методы экспериментальной оценки характеристик при развитии деградаций электро­ме­ханического привода. Приведены обоснование выбора параметров люфта и трения для классификации технического состояния редуктора электро­ме­ханического привода, а также методы их определения при воспроизведении статических режимов отработки управляющего сигнала. На примере электро­ме­ханического привода с роликвинтовым редуктором экспериментально подтверждены связь изменения параметра люфта с деградациями редуктора и зависимость параметра трения от сигнала активного тока статора при варьировании температуры внешнего воздействия. Разработан метод проведения ускоренных ресурсных испытаний электро­ме­ханического привода при отработке периодических управляющих сигналов. Определены режимы и параметры испытаний для исследования процессов развития деградаций. На основе технических требований к типовой полетной циклограмме и ресурсу приводов рулевых поверхностей современного магистрального самолета проведена оценка длительности ускоренных ресурсных

### Ключевые слова

*Электро­ме­ханический привод, редуктор, диагностика, люфт, трение, деградация, летательный аппарат*

---

испытаний. Рассмотрены способы искусственного	Поступила 31.07.2023
внедрения деградаций в редуктор электромехани-	Принята 18.09.2023
ческого привода	© Автор(ы), 2024

---

*Работа частично выполнена при поддержке гранта РФФ  
(проект № 23-19-00464)*

**Введение.** Одной из тенденций развития авиационной техники является повышение степени электрификации бортового оборудования самолетов и вертолетов, а также стремление авиаконструкторов к созданию полностью электрических летательных аппаратов (ЛА) [1], подразумевающее широкое внедрение электромеханических систем, в том числе приводов органов управления полетом и механизации [2]. В отечественном авиастроении электромеханические приводы (ЭМП) широко применяются для управления полетом беспилотных ЛА и в системах механизации крыла самолетов транспортной категории. Работы по созданию серийных отечественных ЭМП на базе существующих прототипов ведутся при поддержке государства [3] (уровень готовности технологии 5-6 [4]).

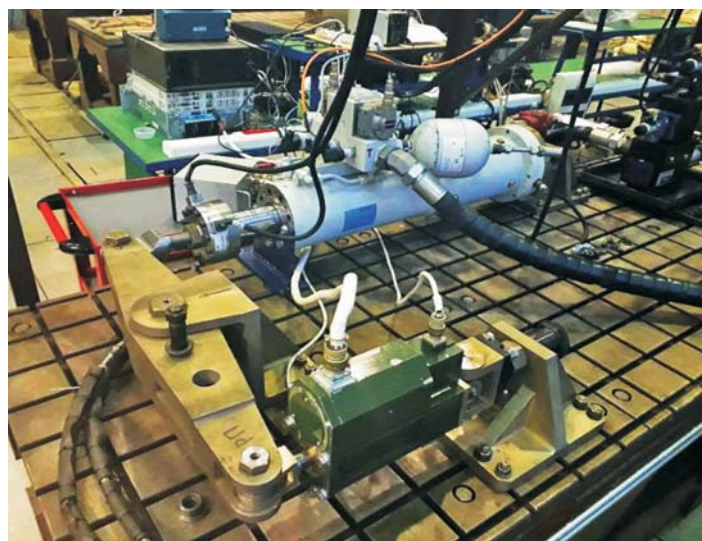
В связи с использованием ЭМП вместо традиционно применяемых гидравлических приводов возникают проблемы сохранения и увеличения показателей безопасности полета, оптимизации сервисного обслуживания и снижения расходов на эксплуатацию. Кроме того, любой привод системы управления полетом на протяжении эксплуатационного периода должен сохранять требуемые характеристики динамики, точности позиционирования и энергетической эффективности [5] и обеспечивать безопасный полет. Раннее выявление отказов возможно с помощью систем диагностики технического состояния, создание которых требует разработки алгоритмов анализа данных [6] и методов определения основных параметров деградаций. В соответствии с ГОСТ 27.002–2009<sup>1</sup> под деградацией понимаются необратимые изменения, ухудшающие способность ЭМП выполнять функцию управления положением рулевой поверхности, которые развиваются с течением времени и могут привести к отказу.

Наиболее важным компонентом ЭМП является редуктор, отказ которого может вызвать заклинивание (в том числе и в крайнем положении) или рассоединение, что может привести к катастрофической ситуации. Исследования, посвященные разработке алгоритмов ранней диагностики деградаций в механической системе, проводятся как на математических моде-

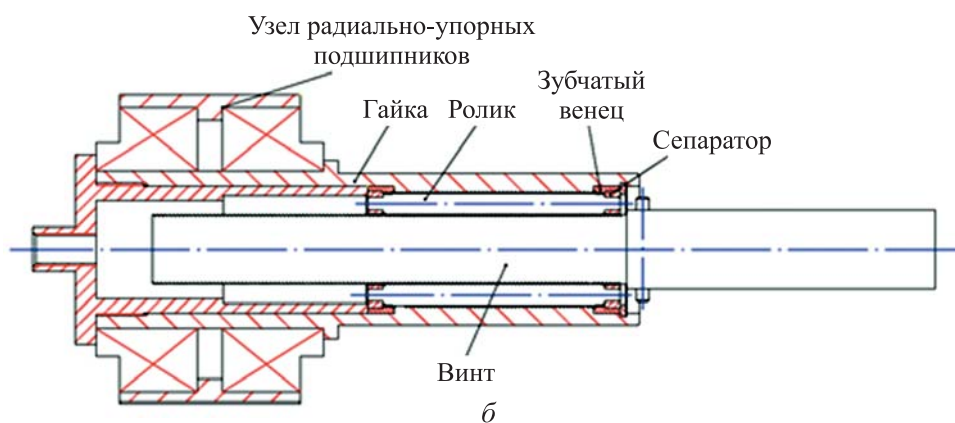
---

<sup>1</sup> ГОСТ 27.002–2009. Надежность в технике. Термины и определения. М., Стандартинформ, 2011.

лях [7, 8], описывающих процессы развития деградаций, так и на стендах [9, 10], позволяющих получить натурные данные в ходе прогрессирующей деградации. В этом направлении в отделении динамики полета и систем управления ЦАГИ на стенде нагрузочных испытательных машин [11] проведены исследования ЭМП с роликовинтовым редуктором под механической нагрузкой (рис. 1) и в климатической камере.



*a*



*б*

**Рис. 1.** Стенд нагрузочных испытательных машин для испытаний ЭМП с роликовинтовым редуктором под механической нагрузкой (*a*) и конструктивная схема роликовинтового редуктора (*б*)

Для оценки степени износа редуктора разработаны [12] методы исследования параметров деградаций редуктора (люфта и трения), возрастающих в ходе эксплуатации и расходования ресурса ЭМП.

**Методы оценки параметров люфта и трения редуктора.** Для исследования процессов возникновения и развития деградаций редуктора ЭМП разработаны методы идентификации параметров люфта и трения, которые могут использоваться для установления степени деградации редуктора и отнесения изделия к определенному классу технического состояния. Выделение классов технического состояния необходимо для разработки алгоритмов классификации и прогнозирования технического состояния ЭМП, их верификации и последующего применения при эксплуатации.

Режимы стендовой отработки ЭМП определяются следующими основными параметрами:

- амплитуда управляющего сигнала  $X_{cmd}$  (%  $X_{max}$ );
- периодическая или соответствующая профилю полетной циклограммы форма сигнала  $X_{cmd}$ ;
- частота управляющего сигнала (для периодического сигнала)  $f_{cmd}$ ;
- реализуемая скорость выходного звена, производный параметр, который определяется заданными параметрами управляющего сигнала (для периодического сигнала —  $X_{cmd}$  и  $f_{cmd}$ )  $V_{cmd}$ ;
- сила  $F_{cmd}$  (%  $F_{max}$ ), действующая на шток привода;
- температура функционирования  $T_{cmd}$ .

Для экспериментальной идентификации параметров люфта и трения ЭМП предлагается управление приводом с помощью сигналов треугольной формы, которые состоят из последовательности участков, на которых выходное звено ЭМП движется с постоянной скоростью, при этом фазовые переменные привода достигают установившихся значений, что позволяет оценить статические характеристики привода.

Нелинейности ЭМП типа люфта и ограничения хода могут быть определены при анализе статической характеристики позиционирования — зависимости положения выходного звена ЭМП от значения управляющего сигнала  $X_{out} = f(X_{cmd})$  треугольной формы и малой частоты (не более 0,1 Гц) при отработке «в малом» (менее 1 %  $X_{max}$  максимального управляющего сигнала) и «в большом» (в окрестности 100 %  $X_{cmd}$ ). Для идентификации люфта особое значение имеют участки, на которых изменяется направление движения выходного звена.

Процесс изнашивания контактирующих пар редуктора сопровождается отделением металлической стружки, которая способствует возникновению трещин, их разрастанию и, в конечном счете, разрушению или заклиниванию отдельных элементов редуктора. Для оценки степени деградации такого рода могут использоваться потери энергии в механическом тракте

вследствие трения. Для статических режимов отработки управляющего сигнала совокупное трение может быть разделено на сухое (кулоново трение и трение страгивания) и вязкое, зависящее от скорости, развиваемой ЭМП [13]. В отдельных случаях может потребоваться оценка динамических параметров трения [14].

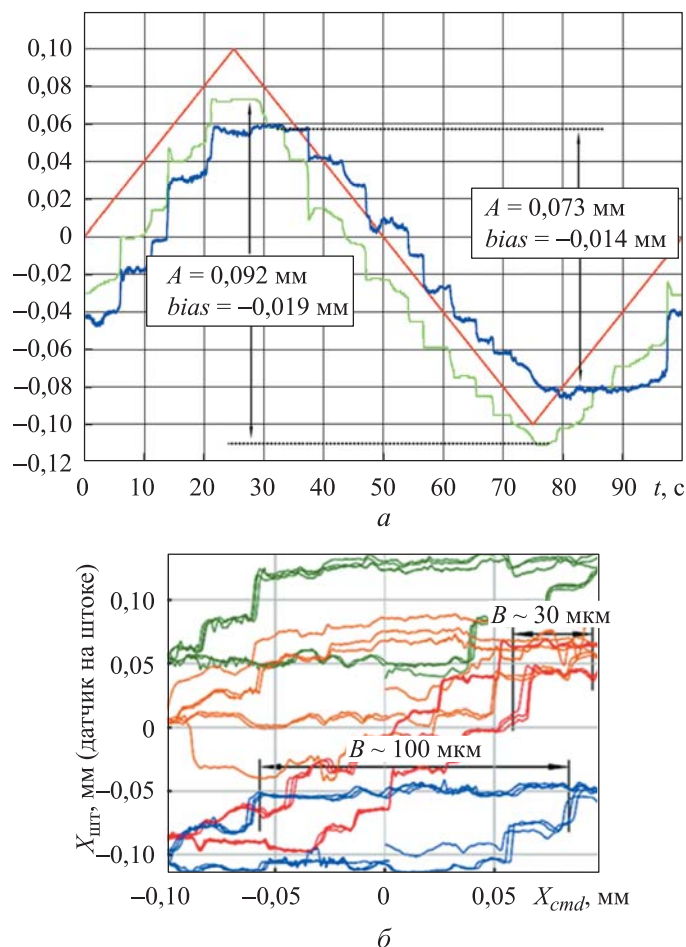
Характеристика трения ЭМП  $M_{ст} = f(V_{cmd}, F_{cmd}, T_{cmd})$  — это зависимость статического момента, развиваемого электродвигателем (ЭД), от скорости перемещения выходного звена, приложенной к выходному звену привода силы и температуры привода. В качестве управляющего сигнала используется треугольный сигнал максимальных амплитуды  $X_{max}$  и скоростей в диапазоне от 0 до  $V_{max}$ .

Определение характеристики трения выполняется косвенным способом посредством регистрации установившегося значения активного (квадратурного) тока  $I_q$  с пересчетом его в электромагнитный момент ЭД с помощью коэффициента по моменту  $Kt$  [15].

**Экспериментальные характеристики ЭМП с роликвинтовым редуктором.** Пример экспериментальной осциллограммы ЭМП с роликвинтовым редуктором, полученной для построения статической характеристики позиционирования и идентификации параметров люфта редуктора, приведен на рис. 2. Для определения статической характеристики позиционирования привода обратная связь по положению выходного звена должна быть замкнута по датчику, расположенному на роторе ЭД, а характеристика строится по сигналу датчика, расположенного на выходном звене (штоке) привода. При замыкании обратной связи по датчику, установленному на выходном звене, сигнал рассогласования возрастает (управляющий сигнал ЭД сохраняет скорость не постоянной, а увеличивает ее, выбирая люфт быстрее). Таким образом, значение люфта, определяемое по характеристике позиционирования, будет в большей степени зависеть от коэффициентов регулятора, а не от фактических текущих зазоров в механических частях.

Увеличение люфта от 30 мкм (см. рис. 2, кривые красного цвета, до начала испытаний под нагрузкой) в начале испытаний до 100 мкм (кривые синего и зеленого цветов, после первого и второго циклов испытаний под нагрузкой) обусловлено износом редуктора. После третьего цикла испытаний под нагрузкой наблюдалось отсутствие повторяемости в ходе отработки однотипных треугольных сигналов (кривые оранжевого цвета). По результатам обследования ЭМП на предприятии-разработчике выявлено нарушение крепления статора ЭД к корпусу привода.

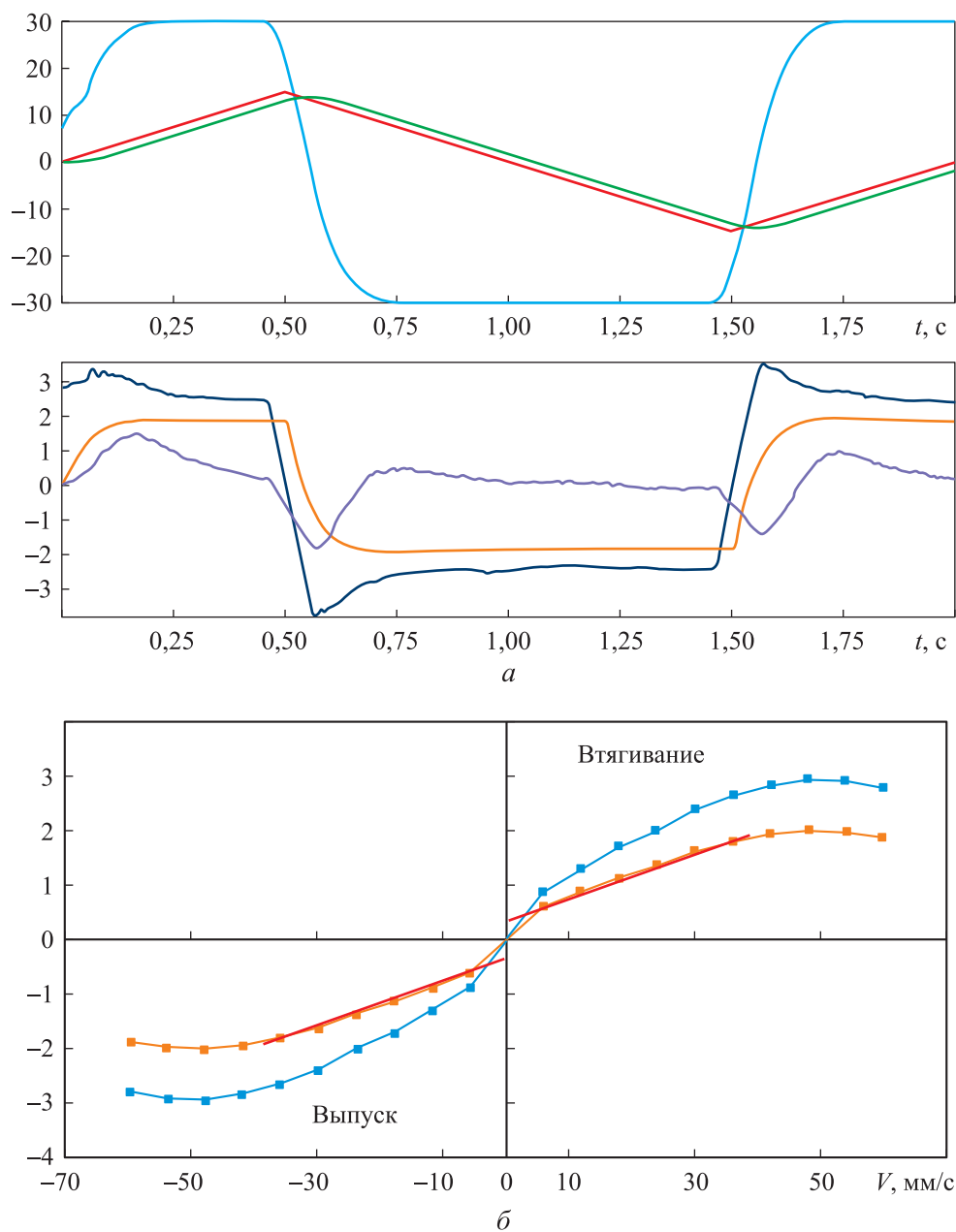




**Рис. 2.** Пример осциллограммы (а) и статические характеристики позиционирования ЭМП после циклов стендовых испытаний под нагрузкой (б);  $A$ ,  $bias$  — размах и смещение сигналов положения выходного звена;  $B$  — люфт; —  $X_{cmd}$ ; — и —  $X_{шт}$  (датчик на ЭД и штоке)

Для идентификации параметров трения ЭМП исследованы режимы с постоянной скоростью перемещения выходного звена без нагрузки. При пересчете активного тока  $I_q$  в статический момент получена характеристика зависимости трения от скорости (рис. 3). Таким образом, для коэффициента по моменту  $Kt = 0,6768 \text{ Н} \cdot \text{м/А}$  сухое трение составляет  $0,363 \text{ Н} \cdot \text{м}$ , а коэффициент вязкого трения, приведенный к валу ЭД, —  $0,011 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с/рад}$ .

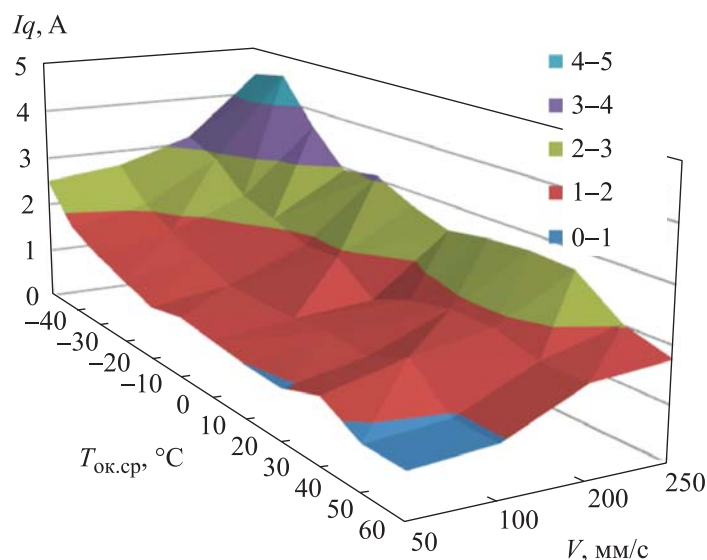
Оценка активного тока  $I_q$  также может проводиться при воспроизведении малой скорости оценки моментов трения для различных положений выходного звена привода при определении моментов трения страгивания  $M_{СТ}$  и выявлении локальных механических повреждений.



**Рис. 3.** Пример осциллограммы (а) и характеристика трения при отсутствии на штоке привода внешней силы и  $T_{cmd} = 20$  °С (б); —  $X_{cmd}$ ; —  $X_{шт}$  (датчик на ЭД); —  $V_{шт}$  (датчик на ЭД); —  $I_q$  и  $I_d$  (реактивный ток); — ошибка положения штока; —  $I_q$ ; —  $M_{ст}$

Характеристика трения в значительной мере зависит от двух эксплуатационных факторов: уровня механической нагрузки на выходном звене и температуры окружающей среды [16]. Влияние температурного воздей-

ствия на изменение активного тока  $I_q$  статора ЭМП при воспроизведении сигналов постоянной скорости без нагрузки приведено на рис. 4. В этом случае температурное воздействие изменяет свойства смазочного материала и геометрические размеры так, что при понижении температуры трение возрастает.



**Рис. 4.** Зависимость активного тока статора без нагрузки от скорости движения штока и температуры окружающей среды

**Подходы к ускорению процессов изнашивания.** Для натурального исследования процессов развития деградаций редуктора ЭМП требуется ускорение процессов изнашивания (ресурс привода рулевой поверхности современного коммерческого самолета может составлять более 60 000 ч), либо искусственное внедрение деградаций в ЭМП.

Расчет режима работы для ускорения износа может быть выполнен исходя из предположения об эквивалентности энергии, затраченной на развитие полезной мощности в ходе ускоренных испытаний на износ  $E_{\Sigma исп}$ , и энергии, затраченной на развитие полезной мощности для определенного органа управления на протяжении всего жизненного цикла изделия [17–19]:

$$E_{\Sigma ж.ц} = E_{\Sigma исп}.$$

Оценка энергии может быть выполнена по выражению

$$E_{\Sigma ж.ц} = P_{RMS1}t_1 + P_{RMS2}t_2 + \dots + P_{RMSn}t_n,$$



где  $P_{RMSn}$  — среднеквадратические значения мощности, определенные для типовых режимов полета;  $t_n$  — общая длительность режима полета  $n$  на протяжении жизненного цикла изделия. Использование среднеквадратического значения мощности обусловлено тем, что режим работы привода отличается от полета к полету. Предполагается, что известны максимальные потребные значения скорости  $V$  ЭМП, которые могут быть пересчитаны в среднеквадратические значения  $V_{RMS}$  за один период сигнала для расчета мощности  $P_{RMS}$ :

$$P_{RMS} = V_{RMS}F_{cmd}; \quad V_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T V^2(t) dt}.$$

Энергия  $E_{\Sigma\text{исп}}$ , затраченная в ходе ускоренных испытаний на износ при обработке периодического сигнала, будет определяться выражением

$$E_{\Sigma\text{исп}} = P_{RMS}t_{\text{исп}} = V_{RMS}F_{cmd}t_{\text{исп}},$$

где  $P_{RMS}$  — среднеквадратическое значение полезной мощности, определяемое для заданного управляющего сигнала и приложенной нагрузки;  $t_{\text{исп}}$  — длительность испытаний.

Для треугольного сигнала общую затраченную в ходе испытаний энергию можно определить так:

$$E_{\Sigma\text{исп.тр}} = 2X_{cmd}f_{cmd}F_{cmd}t_{\text{исп}}.$$

Тогда длительность испытаний на износ для треугольного сигнала составит

$$t_{\text{исп.тр}} = \frac{E_{\Sigma\text{ж.ц}}}{2X_{cmd}f_{cmd}F_{cmd}}.$$

Увеличение значений параметров  $X_{cmd}$ ,  $f_{cmd}$ ,  $F_{cmd}$  позволяет сократить длительность испытаний. Следует учитывать, что параметр  $X_{cmd}$  ограничен максимальным ходом штока  $X_{\text{max}}$ , а для развития механического износа в узком диапазоне перемещений может быть ограничен до 5 %  $X_{\text{max}}$ . Увеличение параметра  $f_{cmd}$  ограничено максимальной скоростью, режим воспроизведения которой является высоконагруженным, провоцирует появление ударных явлений и повреждений в моменты изменения направления движения (резкие торможения и разгоны) и является нежелательным для проведения длительных испытаний на износ. Для ЭМП значение длительно действующей силы  $F_{cmd}$  не может превышать значения номинальной силы, составляющей, как правило, 50 %  $F_{\text{max}}$  (сила торможения) и ограниченной режимом работы бесколлекторного ЭД.

На рис. 5 приведены среднеквадратические значения полезной мощности при воспроизведении скорости под действием нагрузки по типовым режимам полета для привода элерона современного магистрального самолета.

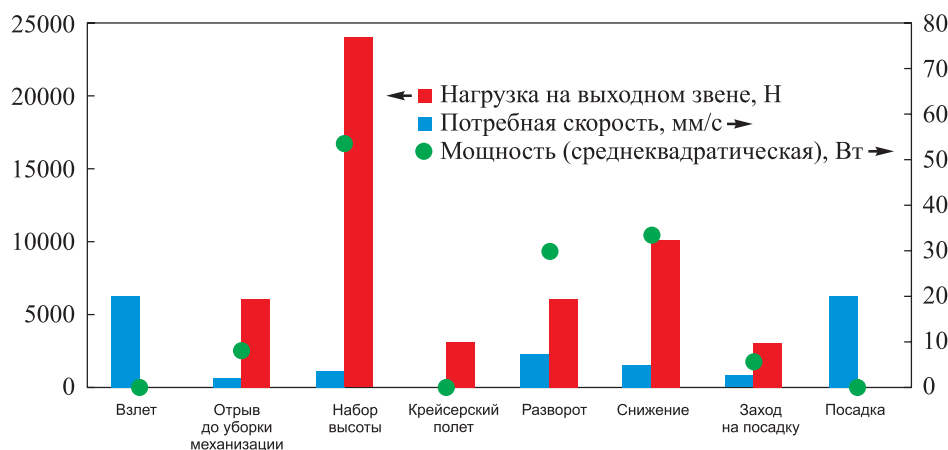


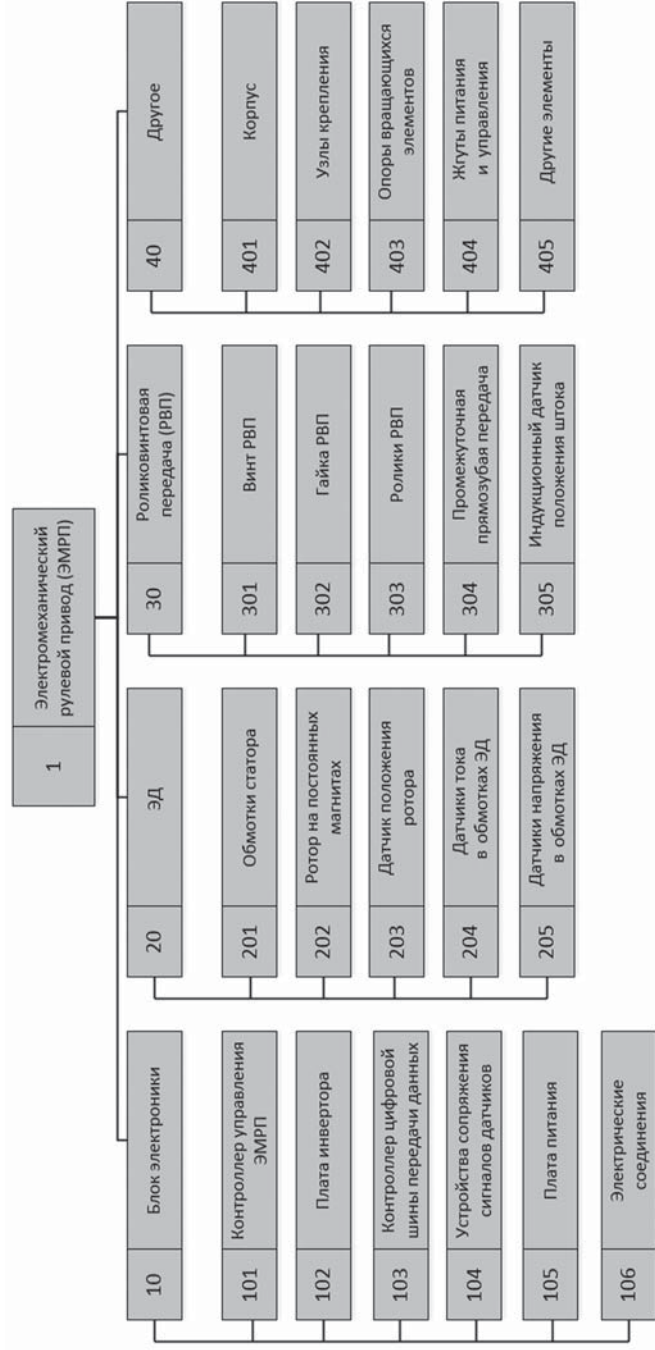
Рис. 5. Пример механической полетной циклограммы для привода элерона современного магистрального самолета

При расчете режимов ускоренных испытаний энергия, затраченная на развитие полезной мощности в процессе эксплуатации на протяжении жизненного цикла, будет определяться выражением:

$$E_{\Sigma ж.ц.ПП.магЛА} = P_{RMS_{взл}} t_{взл} + P_{RMS_{отр}} t_{отр} + P_{RMS_{наб.выс}} t_{наб.выс} + P_{RMS_{кр}} t_{кр} + P_{RMS_{разв}} t_{разв} + P_{RMS_{сниж}} t_{сниж} + P_{RMS_{зах.на\ пост}} t_{зах.на\ пос} + P_{RMS_{пос}} t_{пос}.$$

Значения времени ускоренных испытаний  $t_{исп}$  рулевого привода (РП) современного магистрального самолета при различных значимых воздействиях приведены в таблице. Таким образом, отработка треугольного сигнала с максимальной амплитудой перемещения выходного звена и частотой 0,3 Гц под нагрузкой 30...40 %  $F_{max}$  позволяет значительно ускорить изнашивание компонентов привода.

**Внедрение деградаций.** Для оценки изолированного влияния деградаций отдельных типов на статические, динамические и энергетические характеристики ЭМП может проводиться искусственное внедрение деградаций. Внедрение искусственных деградаций проводят на основании анализа видов и последствий отказов (Failure Mode and Effects Analysis), основные виды неисправностей ЭМП приведены в [20]. Структурная схема подсистем ЭМП с роликовинтовым редуктором приведена на рис. 6.



**Рис. 6.** Верхний уровень структуры ЭМП с роликовым редуктором

**Расчет времени ускоренных испытаний РП современного магистрального самолета при воспроизведении сигнала треугольной формы**

Параметры ЭМП		Компоненты привода			
		Элерон	Руль		
			высоты	направления	
$E_{\Sigma ж.ц. РП. маг. ЛА}, Вт \cdot ч$		297 389	86 259	175 059	
Длительность эксплуатации в ходе жизненного цикла, ч		73 722	84 035	71 860	
$X_{cmd} = 100\% X_{max}$	при $f = 0,2$ Гц	$F_{cmd} = 30\% F_{max}$	3644	829	1112
		$F_{cmd} = 40\% F_{max}$	2733	622	834
	при $f = 0,3$ Гц	$F_{cmd} = 30\% F_{max}$	2430	553	741
		$F_{cmd} = 40\% F_{max}$	1822	415	556

К деградациям редуктора относятся наличие металлической стружки, появление и развитие трещин, снижение прочности и разрушение отдельных элементов в тракте (шарики, ролики, зубья редуктора и пр.), разбалансировка вращающейся части, развитие коррозии. Для искусственного внедрения деградаций в редуктор ЭМП предлагается использовать механическую обработку отдельных элементов, уменьшение количества смазочного материала или изменение его свойств; внедрение в тракт посторонних объектов (установка разбалансирующих грузов, добавление абразивных частиц, химически активных веществ).

**Заключение.** Разработаны методы экспериментальной оценки параметров редуктора: люфта и трения, которые увеличиваются при нарастании деградации ЭМП. Отмечены влияние на параметры деградации редуктора механической нагрузки и температуры и необходимость их учета для оценки технического состояния ЭМП. Проведены экспериментальные исследования ЭМП с роликовинтовым редуктором, подтверждающие увеличение люфта из-за износа при испытаниях под нагрузкой.

Разработан метод ускоренных испытаний на износ ЭМП на основе расчета испытательных режимов, эквивалентных полетным режимам по затратам энергии. Метод включает в себя режимы отработки периодических сигналов под нагрузкой, в том числе при наличии искусственно внедренных деградаций. Разработанный метод позволяет сократить как минимум в 20 раз длительность испытаний на износ по сравнению с длительностью жизненного цикла.

Разработанные методы могут использоваться при ресурсных испытаниях и моделировании сценариев развития отказных ситуаций для полу-

чения исходных данных об изменении характеристик ЭМП при его деградации и разработки и тестирования алгоритмов диагностики технического состояния ЭМП.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Стеблинкин А.И. Работы по электрификации систем рулевых приводов самолетов в рамках международного проекта RESEARCH. *Тр. науч.-техн. конф. «Электрификация летательных аппаратов»*. М., Изд-во Академии Жуковского, 2016, с. 51–54. EDN: YFZCBH
- [2] Mare J.-C. *Aerospace actuators 2*. New York, Wiley, 2017.
- [3] Тихонов А.И., Сазонов А.А., Новиков С.В. Импортзамещение в России, как системообразующий фактор развития авиационной промышленности. *Двигатель*, 2018, № 3, с. 6–8. EDN: XUMOBV
- [4] Erofeev E., Steblinkin A., Ursu V. The development & testing of the wave gear rotary EMA for aerospace applications. *Proc. 6th Int. Workshop on Aircraft System Technologies*, 2017, pp. 95–103.
- [5] Константинов С.В., ред. Системы электрогидравлических рулевых приводов комплексов управления полетом самолетов. СПб., Изд-во СПбГЭТУ ЛЭТИ, 2019.
- [6] Bazhenov S., Skryabin A., Veresnikov G. The development of algorithms for EMA fault early detection system. *ICAS*, 2021.  
URL: [https://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2020/data/papers/ICAS2020\\_0239\\_paper.pdf](https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2020/data/papers/ICAS2020_0239_paper.pdf)
- [7] Dalla Vedova M.D.L., Berri P.-C. Optimization techniques for prognostics of on-board electromechanical servomechanisms affected by progressive faults. *IREASE*, 2019, vol. 12, no. 4, pp. 160–170. DOI: <https://doi.org/10.15866/irease.v12i4.17356>
- [8] Fu J., Mare J.C., Fu Y. Modelling and simulation of flight control electromechanical actuators with special focus on model architecting, multidisciplinary effects and power flows. *Chinese J. Aeronaut.*, 2017, vol. 30, no. 1, pp. 47–65.  
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2016.07.006>
- [9] Van der Linden F. Gear test rig for health and quasi static- and dynamic testing; design, construction and first results. *Int. Gear Conf.*, 2014, pp. 976–985.
- [10] Колоколов А.С., Вороничев П.П. Диагностика подшипников роторного оборудования на основе анализа микровариаций вращения вала. *Датчики и системы*, 2020, № 12, с. 54–58. DOI: <https://doi.org/10.25728/datsys.2020.12.6>
- [11] Erofeev E., Khaletskiy L., Skryabin A., et al. Methodologies and test-rig configurations for the experimental improvement of flight control actuation systems. *R3ASC*, 2018, pp. 109–116.
- [12] Skryabin A.V., Veresnikov G.S. Methods for mechanical failures assessment to determine the technical state of aircraft control surface electromechanical actuator. *XXIV SCM*, 2021, pp. 60–62.  
DOI: <https://doi.org/10.1109/SCM52931.2021.9507174>

- [13] Билялетдинова Л.Р., Стеблинкин А.И. 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
- [14] 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](https://doi.org/10.34031/article_5d079791aeaae3.67485144)
- [15] Akin B., Bhardwaj M., Warriner J. Trapezoidal control of BLDC motors using hall effect sensors. V. 1.0 Application report SPRABQ6. Dallas, Texas Instrumens D3 Engineering, 2011.
- [16] 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>
- [17] Одинг И.А. Допустимые напряжения в машиностроении и циклическая прочность металлов. М., Л., ГНТИМЛ, 1947.
- [18] Райхер В.Л. Гипотеза спектрального суммирования и ее применение для определения усталостной долговечности при действии случайных нагрузок. *Труды ЦАГИ*, 1969, № 1134, с. 3–39.
- [19] 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. 20, № 3, с. 72–78.
- [20] Balaban E., Bansal P., Stoelting P. A diagnostic approach for electro-mechanical actuators in aerospace systems. *IEEE Aerospace Conf.*, 2009, paper 1345.  
DOI: <https://doi.org/10.1109/AERO.2009.4839661>

**Скрыбин Алексей Валерьевич** — ведущий инженер испытательного центра «Динамика» ЦАГИ (Российская Федерация, 140180, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1); научный сотрудник лаборатории 46 ИПУ РАН (Российская Федерация, 117997, Москва, ул. Профсоюзная, д. 65).

**Стеблинкин Антон Игоревич** — ведущий инженер испытательного центра «Динамика» ЦАГИ (Российская Федерация, 140180, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1); младший научный сотрудник лаборатории 46 ИПУ РАН (Российская Федерация, 117997, Москва, ул. Профсоюзная, д. 65).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Скрыбин А.В., Стеблинкин А.И. Методы экспериментальных исследований при воспроизведении ускоренного развития деградаций редуктора электромеханического рулевого привода летательного аппарата. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2024, № 3 (150), с. 101–117. EDN: IMBAGZ



## EXPERIMENTAL RESEARCH METHODS IN REPRODUCING ACCELERATED GEAR DEGRADATION OF THE AIRCRAFT CONTROL SURFACE ELECTROMECHANICAL ACTUATOR

A.V. Skryabin<sup>1,2</sup>

aleksey.skryabin@tsagi.ru

A.I. Steblinkin<sup>1,2</sup>

anton.steblinkin@tsagi.ru

<sup>1</sup> TsAGI, Zhukovsky, Moscow Region, Russian Federation

<sup>2</sup> ICS RAS, Moscow, Russian Federation

---

### Abstract

Control surface electromechanical actuator appears to be a critically important system, its operability is also significant in ensuring safe flight of an aircraft. It is possible with the electromechanical actuator to use the early diagnostics tools that identify hazardous technical condition before a failure. Their development and study require methods for experimental evaluation of characteristics during development of the electromechanical actuator degradations. The paper provides rationale in selecting the backlash and friction parameters for classifying technical condition of the electromechanical actuator reducer and the methods for determining them in reproducing static modes of the control signal processing. Using the example of an electromechanical actuator with the roller-screw reducer, relationship between alteration in the backlash parameter and the reducer degradation was experimentally confirmed, as well as the friction parameter dependence on the active stator current signal with the varying external exposure temperature. A method for conducting the accelerated resource tests of the electromechanical actuator during the periodic control signals processing was developed. Test modes and parameters were determined for studying the degradation development processes. Based on the technical requirements data for a typical flight cyclogram and the required service life of the modern trunk-route aircraft control surface actuators, duration of the accelerated service life tests was assessed. Methods for the degradation artificial introduction into an electromechanical actuator gearbox were considered

### Keywords

*Electromechanical actuator, gearbox, diagnostics, backlash, friction, degradation, aircraft*

Received 31.07.2023

Accepted 18.09.2023

© Author(s), 2024

---

*The study was partially supported by a Grant from the Russian Science Foundation (project no. 23-19-00464)*

## REFERENCES

- [1] Steblinkin A.I. [Works on the electrification of aircraft steering gear systems within the framework of RESEARCH international project]. *Tr. nauch.-tekh. konf. "Elektrifikatsiya letatelnykh apparatov"* [Proc. Sc.-Tech. Conf. "Electrification of aircraft"]. Moscow, Akademiya Zhukovskogo Publ., 2016, pp. 51–54 (in Russ.). EDN: YFZCBH
- [2] Mare J.-C. *Aerospace actuators 2*. New York, Wiley, 2017.
- [3] Tikhonov A.I., Sazonov A.A., Novikov S.V. Import substitution in Russia as a system-forming factor in the development of the aviation industry. *Dvigatel*, 2018, no. 3, pp. 6–8 (in Russ.). EDN: XUMOBV
- [4] Erofeev E., Steblinkin A., Ursu V. The development & testing of the wave gear rotary EMA for aerospace applications. *Proc. 6th Int. Workshop on Aircraft System Technologies*, 2017, pp. 95–103.
- [5] Konstantinov S.V., ed. *Sistemy elektrogidravlicheskikh rulevykh privodov kompleksov upravleniya poletom samoletov* [Systems of electrohydraulic steering actuators for aircraft flight control systems]. St.-Petersburg, SPbSETU LETI Publ., 2019.
- [6] Bazhenov S., Skryabin A., Veresnikov G. The development of algorithms for EMA fault early detection system. *ICAS*, 2021.  
Available at: [https://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2020/data/papers/ICAS2020\\_0239\\_paper.pdf](https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2020/data/papers/ICAS2020_0239_paper.pdf)
- [7] Dalla Vedova M.D.L., Berri P.-C. Optimization techniques for prognostics of on-board electromechanical servomechanisms affected by progressive faults. *IREASE*, 2019, vol. 12, no. 4, pp. 160–170. DOI: <https://doi.org/10.15866/irease.v12i4.17356>
- [8] Fu J., Mare J.C., Fu Y. Modelling and simulation of flight control electromechanical actuators with special focus on model architecting, multidisciplinary effects and power flows. *Chinese J. Aeronaut.*, 2017, vol. 30, no. 1, pp. 47–65.  
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2016.07.006>
- [9] Van der Linden F. Gear test rig for health and quasi static- and dynamic testing; design, construction and first results. *Int. Gear Conf.*, 2014, pp. 976–985.
- [10] Kolokolov A.S., Voronichev P.P. Diagnostics of rotary equipment bearings based on analysis of microvariations of shaft rotation. *Datchiki i sistemy* [Sensors & Systems], 2020, no. 12, pp. 54–58 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.25728/datsys.2020.12.6>
- [11] Erofeev E., Khaletskiy L., Skryabin A., et al. Methodologies and test-rig configurations for the experimental improvement of flight control actuation systems. *R3ASC*, 2018, pp. 109–116.
- [12] Skryabin A.V., Veresnikov G.S. Methods for mechanical failures assessment to determine the technical state of aircraft control surface electromechanical actuator. *XXIV SCM*, 2021, pp. 60–62. DOI: <https://doi.org/10.1109/SCM52931.2021.9507174>
- [13] Bilyaletdinova L.R., Steblinkin A.I. 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

[14] Serebrennyy 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](https://doi.org/10.34031/article_5d079791aeaae3.67485144)

[15] Akin B., Bhardwaj M., Warriner J. Trapezoidal control of BLDC motors using hall effect sensors. V. 1.0 Application report SPRABQ6. Dallas, Texas Instrumens D3 Engineering, 2011.

[16] 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>

[17] Oding I.A. Dopustimye napryazheniya v mashinostroenii i tsiklicheskaya prochnost metallov [Permissible stresses in mechanical engineering and cyclic strength of metals]. Moscow-Leningrad, GNTIML Publ., 1947.

[18] Raykher V.L. Spectral summation hypothesis and its application to determine fatigue life under random loads. *Trudy TsAGI*, 1969, no. 1134, pp. 3–39 (in Russ.).

[19] Bessolova O.A., Raykher V.L., Ustinov A.S. Calculation of fatigue damage under cyclic and random loading with a non-zero average value. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1989, vol. 20, no. 3, pp. 72–78 (in Russ.).

[20] Balaban E., Bansal P., Stoelting P. A diagnostic approach for electro-mechanical actuators in aerospace systems. *IEEE Aerospace Conf.*, 2009, paper 1345.

DOI: <https://doi.org/10.1109/AERO.2009.4839661>

**Skryabin A.V.** — Leading Engineer, Dynamics Testing Center, TsAGI (Zhukovskogo ul. 1, Zhukovsky, Moscow Region, 140180 Russian Federation); Researcher, Laboratory 46, ICS RAS (Profsoyuznaya ul. 65, Moscow, 117997 Russian Federation).

**Steblinkin A.I.** — Leading Engineer, Dynamics Testing Center, TsAGI (Zhukovskogo ul. 1, Zhukovsky, Moscow Region, 140180 Russian Federation); Junior Researcher, Laboratory 46, ICS RAS (Profsoyuznaya ul. 65, Moscow, 117997 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Skryabin A.V., Steblinkin A.I. Experimental research methods in reproducing accelerated gear degradation of the aircraft control surface electromechanical actuator. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2024, no. 3 (150), pp. 101–117 (in Russ.). EDN: IMBAGZ