

## ЭЛЕКТРОПРИВОДЫ УПРАВЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Киселев М.А.<sup>1</sup>, Исмагилов Ф.Р.<sup>2</sup>, Саяхов И.Ф.<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup> Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем,  
ГосНИИАС, ул. Викторенко, 7, Москва, 125319, Россия

<sup>2</sup> Уфимский государственный авиационный технический университет,  
УГАТУ, ул. К. Маркса, 12, Уфа, 450008, Республика Башкортостан, Россия

\* e-mail: isayakhov92@mail.ru

Представлены варианты конструктивных схем электроприводов поступательного движения, применяемых на летательных аппаратах. Проведены расчеты механических нагрузок, обусловленных аэродинамическими силами, воздействующими на закрылки. Предложенные конструктивные схемы позволяют улучшить массогабаритные показатели, а также повысить ресурс электропривода летательного аппарата в пассивном режиме работы.

*Ключевые слова:* конструктивные схемы электроприводов, аэродинамические нагрузки, пассивный режим работы.

### Введение

В настоящее время проявляется значительный интерес к повышению степени электрификации самолетов. Считается, что это позволит снизить стоимость жизненного цикла летательного аппарата, уменьшит полетную массу, а также улучшит топливную экономичность [1].

Повышение степени электрификации предполагает замену гидроприводов с питанием от централизованных гидросистем автономными электро-механическими приводами (электроприводами). К достоинствам электропривода следует отнести: 1) удобство в передаче электроэнергии к месту потребления; 2) простоту управления и автоматизации процесса управления; 3) простоту эксплуатации: в электросистемах по сравнению с другими системами значительно упрощаются монтажно-ремонтные работы; 4) использование одного вида энергии (электрической) как для силового преобразователя, так и для систем управления; 5) более высокий КПД [2]. Результаты проведенных летных экспериментов [3] подтвердили отличные скоростные и динамические характеристики электроприводов, а значит, и принципиальную возможность их использования для управления критическими рулевыми поверхностями. В то же время до сегодняшнего дня нерешенными остаются проблемы, связанные с обеспечением необходимого уровня надежности как

системы «безгидравлического» управления в целом, так и самого электропривода в частности. Не менее актуальна проблема достижения требуемых значений ресурса электропривода.

Силовые исполнительные механизмы поступательного движения с шарико-винтовыми передачами (ШВП) находят широкое применение в системах управления закрылками, предкрылками, переставными стабилизаторами самолётов, но не применяются в системах управления рулями, где требуется их постоянная работа с большими ресурсами в течение всего полета, в то время как в системе управления механизацией крыла ШВП надежно работают несколько минут за полет [2, 3].

Для управления полетом современного регионального или магистрального самолета используется широкий набор аэродинамических поверхностей, которые в процессе полета перемещаются по командам пилота и автоматических систем управления полетом. К ним относятся: предкрылки, элероны, закрылки, рули направления и высоты, стабилизаторы, спойлеры, интерцепторы.

Рост энергопотребления бортового оборудования, обусловленный повышением степени электрификации самолетов и энергоемкости оборудования, показывает, что наиболее эффективной в таких условиях станет система электроснабжения посто-

янного тока повышенного напряжения (270 В или выше).

Преимуществами такой системы перед традиционными системами электроснабжения переменного тока можно считать: снижение удельной массы системы электроснабжения на 25 %; снижение массы электронных устройств управления на 40 %; улучшение качества электроэнергии; повышение КПД системы на 25 %; простоту обеспечения параллельной работы генераторов [4].

Для примера, в структуре системы генерирования электрической энергии на борту самолёта Boeing 787 широко применяется система электроснабжения постоянного тока 270 В [4].

Общая структурная схема электропривода поступательного действия в системе управления механизацией крыла показана на рис. 1. Основные компоненты привода: 1) блок электропривода с бесколлекторным двигателем постоянного тока (БДПТ) и элементами его управления: системой преобразования напряжения переменного тока в высоковольтное напряжение постоянного тока 270 В, контроллером, формирующим в зависимости от угла поворота ротора электродвигателя команды на переключение обмоток; усилителем-инвертором, который состоит из трех стоек высоковольтных транзисторов, переключающих три обмотки двигателя БДПТ; 2) механическая передача (редуктор), которая преобразует вращательное перемещение выходного звена привода [5].

При отсутствии жёстких требований к динамическим характеристикам, например для приводов органов механизации крыла, уже сейчас используются более простые электромеханические приводы с регулируемым электродвигателем и механическим редуктором. В частности, на самолёте А-380 электромеханические приводы используются для отклонения предкрылков и стабилизатора. На самолёте Boeing 787 применены электромеханические приводы спойлеров и тормозов шасси. На самолёте Ту-334М используется программно управляемый

электромеханический комплекс, включающий в себя взаимосвязанные электроприводы перемещения предкрылков и закрылков и выполняющий функции так называемой вторичной системы управления полётом [2].

### Постановка задачи

Во время полета летательного аппарата под влиянием воздушных потоков управляемые аэродинамические поверхности испытывают воздействие переменных нагрузок. Под действием данных нагрузок в электромеханическом приводе исполнительных устройств (ЭПИУ), при условии жесткой фиксации выходного звена в мертвых точках, возникают большие механические напряжения, которые ведут к ускоренному износу механических компонентов привода, в частности ШВП. Другая проблема современных ЭПИУ — несоответствие жестким требованиям в плане эксплуатационной безопасности, обусловленное применением механического редуктора.

Поэтому задачей является устранение недостатков и улучшение энергетических и эксплуатационных характеристик ЭПИУ, которые необходимо рассматривать как в активном режиме, при котором тратится энергия на приведение в движение ходовой части, выполняющей работу по перемещению аэродинамической поверхности, так и в пассивном, при котором ходовая часть находится в определенном заданном положении и подвергается значительным механическим нагрузкам, обусловленным аэродинамическими силами.

### Расчет аэродинамических нагрузок

Для оценки аэродинамических сил в пассивном режиме работы ЭПИУ произведен расчет аэродинамических нагрузок, действующих на закрылок самолета Ту-154М.

Оперение самолета имеет симметричный профиль, относительная толщина которого меньше, чем у крыла, на 6—12%. Закрылки, предкрылки, их

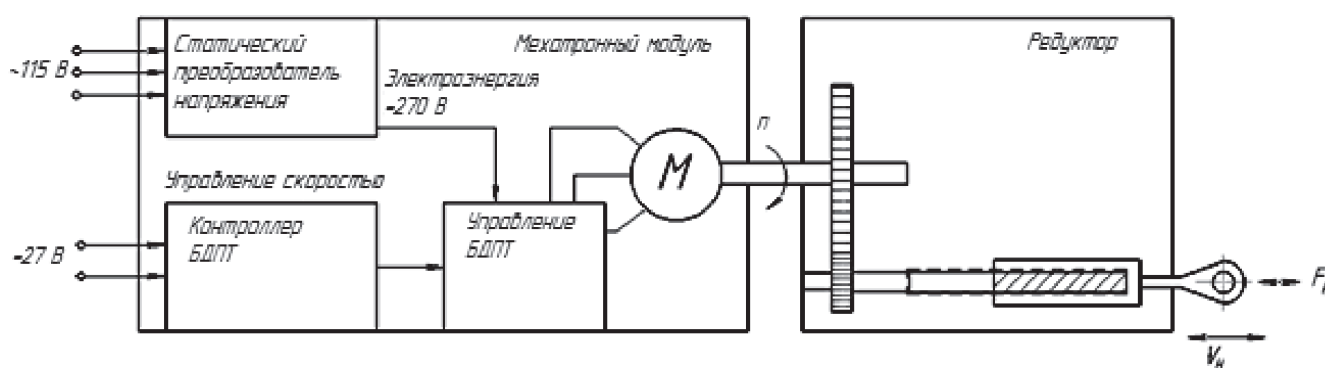


Рис. 1. Общая структурная схема электропривода поступательного движения

механизмы управления и элементы конструкции, к которым они крепятся, должны быть рассчитаны на нагрузки, возникающие в условиях горизонтального полета, в сочетании с нагрузками, возникающими при перемещении закрылков из одного положения в другое при соответствующих скоростях полета [6].

Для расчета приняты следующие технические и летные данные самолета:

скорость на взлете с закрылками:  $v = 250 \text{ км/ч} = 69,4 \text{ м/с}$ ;

площадь закрылка:  $S_{\text{закр}} = 5,54 \text{ м}^2$ ;

минимальная скорость выпуска закрылков:  $v_{\text{min закр}} = 134 \text{ мм/с}$ .

Рассмотрим наиболее тяжелые условия работы механизации крыла под действием нормальных нагрузок при отклонении на посадочный угол.

Расчетная воздушная нагрузка  $P_{\text{закр}}^p$  определяется скоростным напором на посадке и параметрами закрылка [7]:

$$P_{\text{закр}}^p = C_n q_{\text{min}}^3 S_{\text{закр}} f = 1,0 \cdot 400,4 \cdot 5,54 \cdot 2 = 4437 \text{ Н}, \quad (1)$$

где  $C_n = 1$  — коэффициент нормальной силы при  $\delta_{\text{закр}} = 45^\circ$ .

Скоростной напор на посадке [7]:

$$q_{\text{min}}^3 = 0,0223 v_{\text{min закр}}^2 = 0,0223 (134 \cdot 10^{-3})^2 = 0,4 \cdot 10^{-3}. \quad (2)$$

В условиях полета в неспокойной атмосфере дополнительную нагрузку  $P_{H.B}$  на оперение от порыва рассчитываем по формуле [7]:

$$P_{H.B} = 0,06 C_y^\alpha \cdot v_i \cdot U_{de} \cdot S_{\text{закр}} = 0,06 \cdot 1,1 \cdot 69,4 \cdot 20,1 \cdot 5,54 = 510,4 \text{ Н}, \quad (3)$$

где  $U_{de}$  — эффективная скорость порыва, м/с;

$v_i$  — индикаторная скорость самолета, м/с;

$C_y^\alpha$  — производная коэффициента нормальной силы горизонтального оперения по углу атаки, 1/рад.

На взлете самолета в стандартных условиях у земли индикаторная скорость  $v_i$  равна истинной скорости  $v$ .

Предполагается, что, помимо воздушных нагрузок, самолет подвергается воздействию симметричных вертикальных порывов. Возникающие в резуль-

тате этого перегрузки должны соответствовать условиям, которые определяются следующим образом: при скорости полета 250 км/ч на высотах от уровня моря до 6096 м индикаторная скорость положительных (восходящих) и отрицательных (нисходящих) порывов  $U_{de}$  принимается равной 20,1 м/с [7].

Тогда аэродинамические нагрузки, воспринимаемые закрылками [7]:

$$P = P_{\text{закр}}^p + P_{H.B} = 4437 + 510,4 = 4947,4 \text{ Н}. \quad (4)$$

### Варианты конструкций ЭПИУ

На основании приведенных расчетов аэродинамических сил рассматриваются конструкции, обеспечивающие решение поставленных задач.

Конструкция ЭПИУ [8], представленная на рис. 2, содержит электродвигатель 1, датчики положения 2 выходного звена, расположенные в корпусе и установленные на одном валу, шарико-винтовую передачу, состоящую из двух гаек 3 и винта 4, демпферы 5 и 6, аксиальный подшипник 7, гибкое соединение 8, при этом вал электродвигателя расположен перпендикулярно винту шарико-винтовой передачи, с которым он соединен через конические зубчатые колеса. Представленный ЭПИУ имеет увеличенную эксплуатационную надежность и ресурс работы. Однако избыточность механических

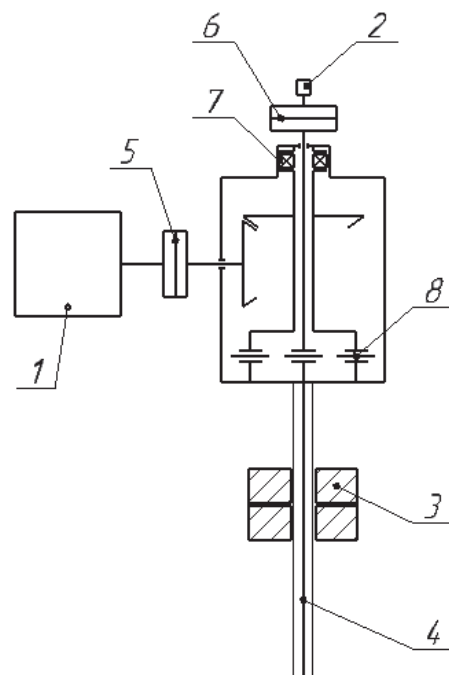


Рис. 2. Устройство силового привода для регулирования закрылков: 1 — электродвигатель; 2 — датчики положения выходного звена; 3 — гайки; 4 — винт; 5, 6 — демпферы; 7 — аксиальный подшипник; 8 — гибкое соединение

компонентов привода ухудшает его массогабаритные показатели.

На кафедре электромеханики УГАТУ совместно с ФГУП «ГосНИИАС» разрабатываются конструктивные решения, позволяющие устранить наиболее распространенные недостатки электроприводов.

Возможным решением указанных проблем является конструкция, изображенная на рис. 3, в которой реализованы пассивный и активный режимы работы электропривода. Данная схема обеспечивает повышение ресурса и эксплуатационной надежности ЭПИУ в пассивном режиме работы за счет возможности снятия выходного звена с положения мертвой точки на некоторый лимитированный диапазон отклонения и демпфирования в этом диапазоне вибраций и колебаний, возникающих от аэродинамических сил.

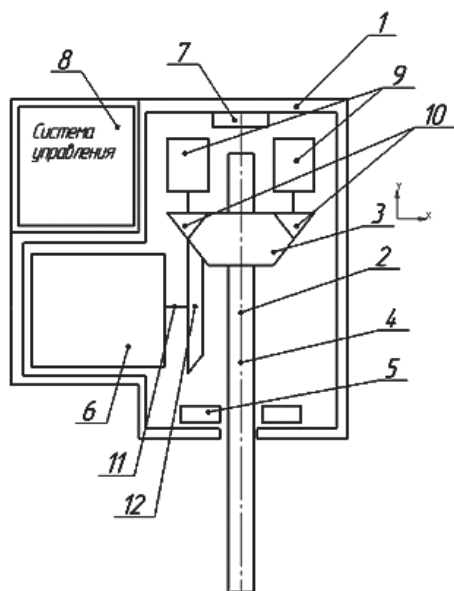


Рис. 3. Электропривод летательного аппарата: 1 — корпус; 2 — шарико-винтовая передача; 3 — гайка ШВП, выполненная в виде двухстороннего конического зубчатого колеса; 4 — винт ШВП; 5 — упорный подшипник; 6 — электродвигатель; 7 — датчик положения ротора; 8 — система управления; 9 — электромеханические демпферы с электромагнитным возбуждением; 10 — зубчатые колеса; 11 — вал электродвигателя; 12 — коническое зубчатое колесо

Электромеханический демпфер (ЭМД) [9] используется для гашения колебаний и кинетических энергий (рис. 4).

Входной величиной демпфера является угловая скорость, выходной — возникающий на валу момент, пропорциональный угловой скорости вращения.

Принцип действия ЭМД основан на взаимодействии результирующего магнитного поля в зазоре

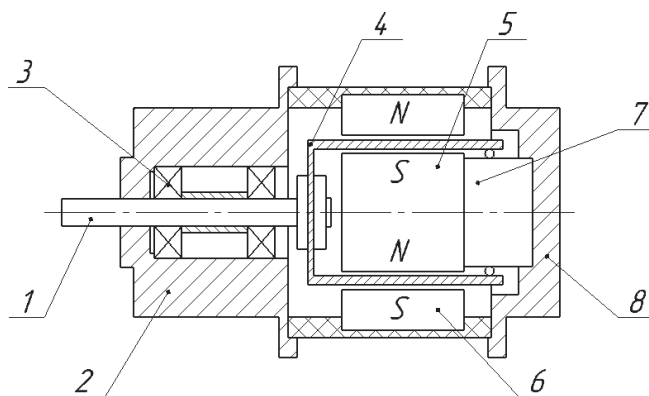


Рис. 4. Электромеханический демпфер: 1 — вал; 2 — корпус; 3 — шарикоподшипники; 4 — ротор; 5 — постоянные магниты; 6 — наружный статор; 7 — держатель; 8 — задний щит

с вихревыми токами, наводимыми во вращающемся роторе. В зависимости от скорости вращения ротора меняются токи в нем и магнитное поле в зазоре. Взаимодействие аксиальной составляющей токов с радиальной составляющей результирующего магнитного поля демпфера определяет его механическую характеристику.

В схеме на рис. 3 ШВП обеспечивает преобразование вращательного движения зубчатого колеса электродвигателя в поступательное движение винта ШВП. Данный режим работы является активным режимом для электропривода летательного аппарата. При этом винт ШВП на своем конце несет полезную нагрузку, например управляет закрылком летательного аппарата. Система управления при подаче электрического тока на электродвигатель снижает подачу тока на электромеханические демпферы до минимального значения, при котором демпферы поглощают не более 0,5 % энергии в системе (что уменьшает их электромагнитное возбуждение), при этом ротор электромеханических демпферов вращается, но механическая энергия, поглощаемая ими, минимальна. Это обеспечивает развязку электромеханических демпферов и электродвигателя. Когда прекращается подача тока на электродвигатель, система управления подает номинальный ток на обмотки электромеханических демпферов, при этом электропривод летательного аппарата работает в пассивном режиме, в котором вся энергия, создающая поступательное движение или вибрации на выходном конце винта ШВП, обеспечивает вращение ротора электромеханических демпферов и поглощается ими. То есть данная энергия не способствует износу или разрушению электропривода летательных аппаратов, что обеспечивает снижение механических нагрузок в пас-

сивном режиме работы электропривода и повышение тем самым его ресурса работы.

Однако демпфирование колебаний электро-механическими демпферами не всегда целесообразно, так как при больших механических нагрузках может потребоваться увеличение массогабаритных показателей самих демпферов. Для решения этой проблемы можно применить конструкцию ЭПИУ, представленную на рис. 5. В данной схеме предлагается применение гибкого соединения между ШВП и остальными компонентами привода в виде

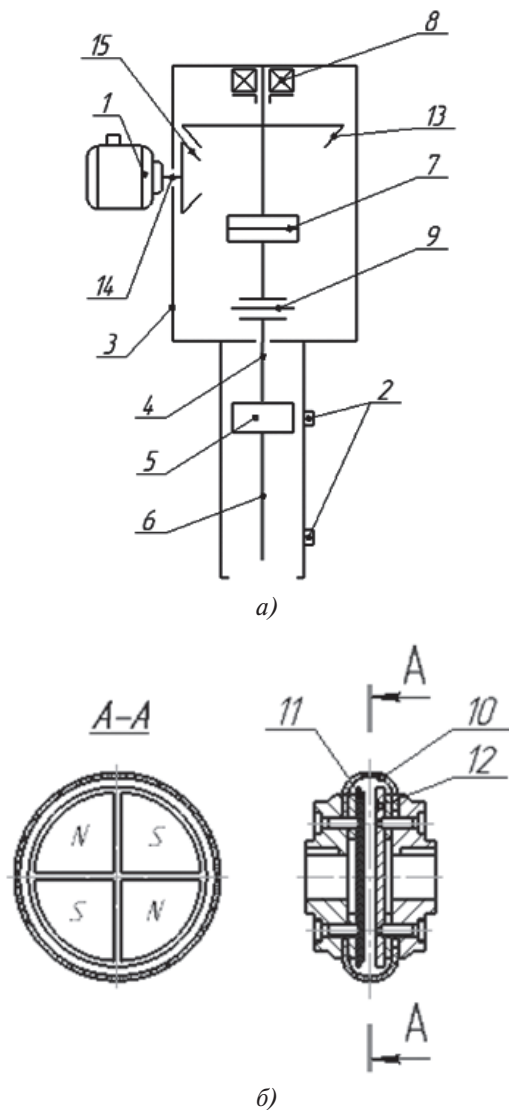


Рис. 5. Схема электропривода летательного аппарата (а) и упругая компенсирующая муфта (б), доработанная диском из постоянных магнитов и сплошным медным диском: 1 — электродвигатель; 2 — датчики положения выходного звена; 3 — корпус; 4 — шарико-винтовая передача; 5 — гайка ШВП; 6 — винт ШВП; 7 — электромагнитная муфта сухого трения; 8 — аксиальный подшипник; 9 — упругая муфта; 10 — неметаллические упругие элементы; 11 — диск из постоянных магнитов; 12 — сплошной медный диск; 13, 15 — конические зубчатые колеса; 14 — вал электродвигателя

доработанной упругой компенсирующей муфты, доработка которой состоит в дополнительном оснащении диском из постоянных магнитов и сплошным медным диском. Благодаря этому доработанная муфта позволяет более эффективно демпфировать крутильные колебания по сравнению с обычной упругой муфтой. Предложенное гибкое соединение обладает малыми массогабаритными показателями по сравнению с электромеханическими демпферами при больших демпфируемых нагрузках, поэтому данная схема может быть применена в космических аппаратах, в которых помимо малых массогабаритных показателей требуется также обеспечить длительное время хранения системы при сравнительно малых ресурсах [5].

Работа представленного на рис. 5 привода в активном режиме происходит следующим образом: при включении электродвигателя вращение передается через конический редуктор и упругую муфту на винт ШВП и преобразуется в поступательное движение гайки ШВП, являющейся выходным звеном электропривода. Позиционные датчики позволяют контролировать положение выходного звена в мертвых точках.

В пассивном режиме работы электропривода энергия, создающая поступательное движение или вибрации на гайке ШВП, переходит во вращательное движение винта ШВП и демпфируется в упругой муфте за счет вихревых токов в медном диске, обеспечивая гибкое соединение, которое позволяет системе колебаться. Таким образом, снижаются механические нагрузки на ШВП, обусловленные аэродинамическими силами. Кроме того, вихревые токи, наводимые в медном диске, выделяют определенное количество теплоты пропорционально квадрату изменения частоты магнитного поля, что является полезным, так как на больших высотах вследствие влияния низких температур есть риск разрушения упругого элемента муфты. А применение электромагнитной муфты сухого трения позволяет произвести механическую развязку электродвигателя и ходовой части привода, что целесообразно с точки зрения повышения эксплуатационной безопасности.

Для оценки надежности и применимости упругой компенсирующей муфты приводится приближенный расчет упругого элемента на срез оболочки [10]:

$$\tau_{\text{ср}} = \frac{2 \cdot M \cdot K_p}{\pi D_1^2 \cdot \delta} \leq [\tau_{\text{ср}}], \tag{5}$$

где  $M$  — передаваемый крутящий момент, Н·м;

$K_p$  — коэффициент режима работы ( $K_p = 2$ );  
 $\delta$  — толщина упругого элемента ( $\delta = 4$  мм);  
 $D_1$  — диаметр упругой муфты;  
 $[\tau_{cp}] = 0,4...0,5$  МПа.

Аэродинамическая сила, воспринимаемая за- крылками в пассивном режиме,  $P \approx 4,9$  кН, создает вращающий момент на винте ШВП (шаг винта ШВП  $p_h = 5$  мм/об; КПД ШВП  $\eta = 0,96$ ):

$$M = \frac{P p_h \eta}{2\pi} = \frac{4947,4 \cdot 0,005 \cdot 0,96}{2\pi} = 3,78 \text{ Н} \cdot \text{м}. \quad (6)$$

Тогда напряжение среза по формуле (5):

$$\tau_{cp} = \frac{2 \cdot M \cdot K_p}{\pi D_1^2 \cdot \delta} = \frac{2 \cdot 3,78 \cdot 2}{\pi 0,05^2 \cdot 0,004} = 0,48 \text{ МПа};$$

$$\tau_{cp} \leq [\tau_{cp}].$$

Условие прочности выполняется.

На рис. 6 представлена конструкция электропривода летательного аппарата, разработанная на основе предложенных конструктивных схем.

Электромагнитная муфта сухого трения с датчиками позволяет фиксировать выходное звено в определенных положениях, при этом вибрации и колебания, действующие на выходное звено, воспринимаются и демпфируются упругой муфтой.

**Выводы**

Предложенные конструктивные схемы ЭПИУ позволяют повысить ресурс в пассивном режиме работы электропривода за счет снятия жесткой фиксации выходного звена в мертвых точках и лимитированных колебаний выходного звена в зоне действия датчика положения.

**Библиографический список**

1. Final programme including short abstracts and proceedings // 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences «ICAS 2006». HAMBURG, Germany, 3-8 September, 2006, 76 p., [http://www.icas2006.org/ICAS2006\\_FinalProgramme.pdf](http://www.icas2006.org/ICAS2006_FinalProgramme.pdf)
2. Грузков С.А., Останин С.Ю., Сугробов А.М., Токарев А.Б., Тыричев П.А. Электрооборудование летательных аппаратов: Учебник для вузов. — М.: МЭИ, 2005. Т. 1. — 564 с.
3. Stephen C. Jensen, Gavin D. Jenney, Bruce Raymond, David Dawson. Flight Test Experience With an Electromechanical Actuator on the F-18 Systems Research Aircraft. // 19th Digital Avionics Systems Conference, October 7-13, 2000, Philadelphia, Pennsylvania, 10 p.
4. Бачурин П.А., Коробков Д.В., Харитонов С.А., Хлебников А.С. Система электропитания постоянного тока с магнитоэлектрическим генератором // Силовая электроника и электроэнергетика. 2014. Т. 1. № 9 (128). С. 68-75.
5. Ермаков С.А., Карев В.И., Митриченко А.Н., Селиванов А.М., Сухоруков Р.В. Системы рулевых приводов пассажирских самолетов, их развитие и обеспечение

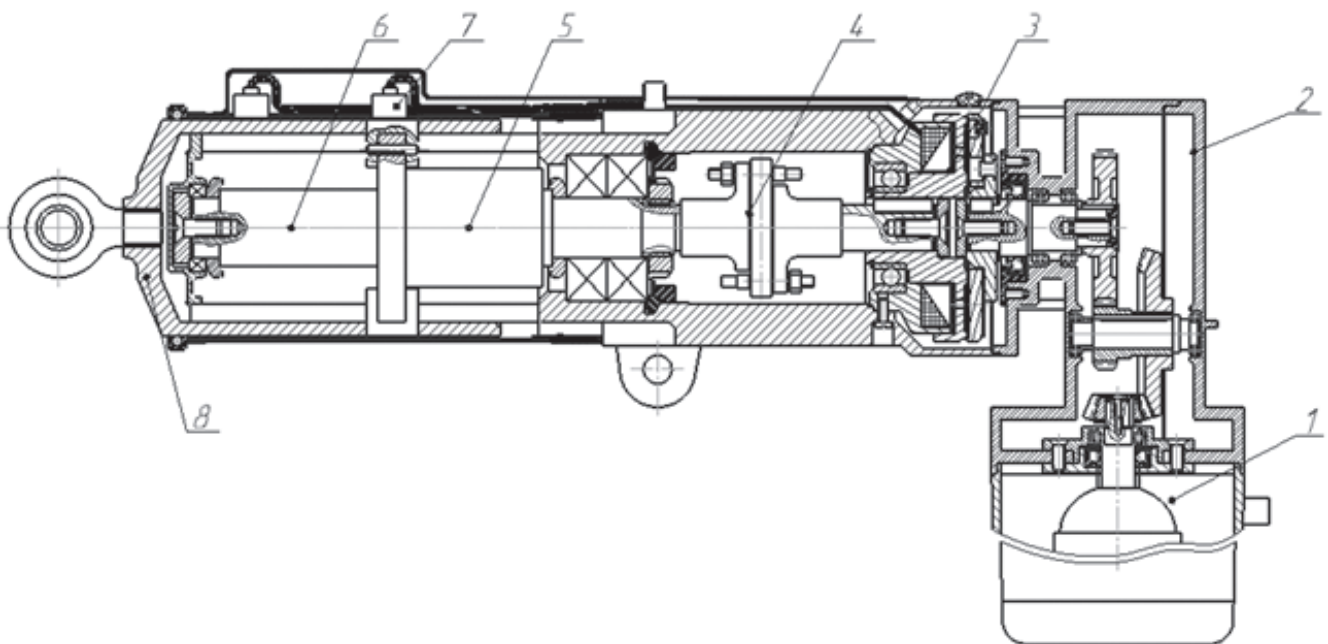


Рис. 6. Конструкция электропривода летательного аппарата: 1 — электродвигатель; 2 — коническо-цилиндрический редуктор; 3 — электромагнитная муфта сухого трения; 4 — упругая компенсирующая муфта; 5 — гайка ШВП; 6 — винт ШВП; 7 — датчики положения выходного звена; 8 — выходное звено

- безотказности управления // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т.17. №3. С.18-29.
6. Бехтур В.П., Ржевский В.М., Ципенко В.Г. Практическая аэродинамика самолета Ту-154М. — М.: Воздушный транспорт, 1997. — 286 с.
  7. Андриюхин В.А., Ефимов В.В., Бехтина Н.Б. Конструкция и прочность летательных аппаратов. — М.: МГТУ ГА, 2003. — 68 с.
  8. Claeysen F., Janker P., LeLetty R., Sosniki O., Pages A., Magnac G., Christmann M., Dodds G. New Actuators for Aircraft, Space and Military Applications // ACTUATOR 2010, 12th International Conference on New Actuators, Bremen, Germany, 14-16 June 2010, pp. 324-330.
  9. Сыромятников В.С. Стыковочные устройства космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1984. — 216 с.
  10. Кулаев В.Е., Орлянский А.В., Яковлева Л.И. и др. Муфты механические для соединения валов, конструкция и основные принципы проверочных расчетов на прочность: Учебное пособие. — Ставрополь: Ставропольский государственный аграрный университет, 2014. — 46 с.

## ELECTRIC ACTUATORS FOR AIRCRAFT AEROFOILS CONTROL

Kiselev M.A.<sup>1</sup>, Ismagilov F.R.<sup>2</sup>, Sayakhov I.F.<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup> State Research Institute of Aviation Systems,  
7, Victorenko str., Moscow, 125319, Russia

<sup>2</sup> Ufa State Aviation Technical University,

USATU, 12, Karl Marx str., Ufa, 450008, Republic of Bashkortostan, Russia

\* e-mail: isayakhov92@mail.ru

### Abstract

While increasing the aircraft degree of electrification hydraulic drives fed by centralized fluid power systems substitution by off-line electric drives is assumed.

Translational motion power actuators with ball-and-screw gear are widely used nowadays in aircraft flaps, slats and adjustable stabilizers control systems, and operate reliably for a few minutes per flight.

In the absence of strict requirements to the dynamic characteristics of electric actuators, such as high-lift drives, simple electromechanical actuators with controllable electric motors and mechanical gear are already in use.

During the flight of an aircraft, controlled airfoils are exposed to varying loads under the influence of airflows. These loads cause significant mechanical stresses in the electromechanical actuator, leading to accelerated wear of mechanical actuator components. Another problem with the existing electric actuators is their excessive weight and size as well as difficulty to ensure compliance with the stringent operational safety requirements.

Thus, the goal of this research consists in eliminating these deficiencies and improving the energy and operating characteristics of electric actuators. It is necessary herewith to consider the operation of an electric drive either in active mode, when the energy is spent to set the running gear in motion, or in passive mode, when the running gear is fixed in a certain

position and exposed to significant mechanical loads caused by aerodynamic forces.

Based on the presented aerodynamic forces calculations, we analyze the designs that solve the stated problems. These designs allow implementing both the passive and the active electric actuator modes.

We propose a design that makes electric actuators more reliable and durable while operating in the passive mode. This is achieved by removing the output arm from the deadlock position to allow a limited range of deflection and by damping vibrations and oscillations caused by aerodynamic forces within that range.

However, oscillations damping by electromechanical dampers is not always efficient, since it may result in weight and size figures increase under high mechanical loads. This problem could be solved by implementing the electric actuator structure with flexible coupling between the ball-and-screw gear and remaining actuator components in the form of modified elastic compensating clutch. This proposed flexible coupling demonstrates small weight and size figures compared to with electromechanical dampers under heavy loads. Thus, such structure can be realized also in spacecraft.

Judging from the above said, the considered electric actuator construction arrangement allows reduce its weight and size figures. The resource increase in electric actuator passive operation mode is achieved by eliminating rigid fixation of the output arm in dead spots

and limited oscillations of the output arm in the operating range of a position sensor.

**Keywords:** electric actuator construction arrangement, aerodynamic loads, passive operation mode.

### References

1. Final programme including short abstracts and proceedings. *25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences "ICAS 2006"*. Hamburg, Germany, 3–8 September, 2006, 76 p., available at: [http://www.icas2006.org/ICAS2006\\_FinalProgramme.pdf](http://www.icas2006.org/ICAS2006_FinalProgramme.pdf)
2. Gruzkov S.A., Ostanin S.Yu., Sugrobov A.M., Tokarev A.B., Tyrichev P.A. *Elektrooborudovanie letatel'nykh apparatov* (Electric flying vehicles), Moscow, MEI, 2005, vol. 1, 564 p.
3. Stephen C. Jensen, Gavin D. Jenney, Bruce Raymond, David Dawson. Flight Test Experience With an Electromechanical Actuator on the F-18 Systems Research Aircraft. *19th Digital Avionics Systems Conference*, October 7–13, 2000, Philadelphia, Pennsylvania, 10 p.
4. Bachurin P.A., Korobkov D.V., Kharitonov S.A., Khlebnikov A.S. *Silovaya elektronika i elektroenergetika*, 2014, vol. 1, no. 9 (128), pp. 68–75.
5. Ermakov S.A., Karev V.I., Mitrichenko A.N., Selivanov A.M., Sukhorukov R.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, vol. 17, no. 3, pp. 18–29.
6. Bekhtir V.P., Rzhetskii V.M., Tsipenko V.G. *Prakticheskaya aerodinamika samoleta Tu-154M* (Practical aerodynamics of Tu-154M), Moscow, Vozdushnyi transport, 1997, 286 p.
7. Andryukhin V.A., Efimov V.V., Bekhtina N.B. *Konstruktsiya i prochnost' letatel'nykh apparatov* (The design and strength of aircraft), Moscow, MGTU GA, 2003, 68 p.
8. Claeysen F., Janker P., LeLetty R., Sosniki O., Pages A., Magnac G., Christmann M., Dodds G. New Actuators for Aircraft, Space and Military Applications. *ACTUATOR 2010, 12th International Conference on New Actuators*, Bremen, Germany, 14–16 June 2010, pp. 324–330.
9. Syromyatnikov V.S. *Stykovochnnye ustroystva kosmicheskikh apparatov* (Docking device spacecraft), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 216 p.
10. Kulaev V.E., Orlyanskii A.V., Yakovleva L.I., Kalugin D.S., Likhanos V.A., Gal'kov V.Yu., Kulaev E.V. *Mufty mekhanicheskie dlya soedineniya valov, konstruktsiya i osnovnye printsipy proverochnykh raschetov na prochnost'* (Mechanical couplings for shaft connection, design and basic principles of checking strength calculations), Stavropol, Stavropol'skii gosudarstvennyi agrarnyi universitet, 2014, 46 p.