

МАШИНОВЕДЕНИЕ, СИСТЕМЫ ПРИВОДОВ И ДЕТАЛИ МАШИН

УДК 629.7.036.54

ПОСТРОЕНИЕ РЕЗЕРВИРОВАННОГО ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА ПОВЫШЕННОЙ НАДЁЖНОСТИ

Абдулин Р.Р.^{1*}, Зудилин А.С.^{1**}, Оболенский Ю.Г.^{2***}, Рожнин Н.Б.^{3****},
Самсонович С.Л.^{3*****}, Стищенко А.Н.^{1*****}

¹ *Московский научно-производственный комплекс «Авионика» им. О.В. Успенского,
ул. Образцова, 7, Москва, 127055, Россия*

² *Российская самолетостроительная корпорация «МИГ»,
РСК «МиГ», Ленинградское ш., 2, Москва, 125171, Россия*

³ *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

* *e-mail: abdulin@mnpk.ru*

** *e-mail: zudilin.mail@mnpk.ru*

*** *e-mail: y.obolensky@rsk-mig.ru*

**** *e-mail: rozhnin@yandex.ru*

***** *e-mail: samsonovich40@gmail.ru*

***** *e-mail: stitsenko.mail@mnpk.ru*

Установлено, что для достижения необходимых показателей надёжности электромеханических приводов первичной системы управления полётом самолёта необходимо использовать как поэлементное, так и структурное резервирование. Проанализированы возможные варианты схем построения резервированного электромеханического привода с учётом имеющихся данных об интенсивности отказов элементов привода. Предложены три схемы резервированных электромеханических приводов, позволяющих обеспечить требуемый уровень надёжности.

Ключевые слова: электромеханический привод, резервирование, исполнительный механизм, интенсивность отказов.

В системах управления полётом пассажирских и транспортных самолётов в основном применяются электрогидравлические приводы, использующие силовую энергию от централизованных гидросистем самолёта. Популярными в последние десятилетия концепции «полностью электрического само-

лёта» (ПЭС) [1] и «более электрического самолёта» (БЭС) [2] предполагают полную либо частичную замену централизованных гидросистем на централизованные электросистемы, а значит, и использование наряду с электрогидравлическими рулевыми приводами электромеханических и электрогидро-

статических приводов. В самолётах указанного класса ближайшей перспективы для управления основными рулями более приемлемым является электропривод с гидростатической передачей, что связано с высокими показателями износостойкости и безотказности гидроцилиндров [3]. Использование электромеханических приводов (ЭМП) для этих целей сдерживается их недостаточной надёжностью. Решение указанной проблемы заключается в разработке резервированных ЭМП с интенсивностью отказов $\lambda_{\text{ЭМП}} \leq 10^{-9}$ 1/час, что диктуется Авиационными правилами АП-25 [4], согласно которым вероятность возникновения катастрофической ситуации (в данном случае из-за отказа рулевого привода) не должна превышать $Q = (1 - e^{-\lambda_{\text{ЭМП}} T}) \leq 10^{-9}$ за час полёта.

На настоящий момент нет данных о реализованных авиационных ЭМП с такими показателями надёжности. Однако интенсивный поиск решений проблемы ведётся. Предложен целый ряд устройств и схем построения резервированных ЭМП российскими [5–9] и зарубежными [10–13] разработчиками.

При построении высоконадёжных ЭМП для наименее надёжных элементов необходимо использовать поэлементное резервирование, однако основным методом является структурное резервирование, т. е. использование многоканальных схем [14].

Настоящая статья посвящена рассмотрению структур и возможных путей повышения надёжности резервированного ЭМП.

Каждый канал ЭМП получает энергопитание от одной из централизованных электросетей самолёта (ЭС) и содержит электронный блок (ЭБ), электродвигатель (ЭД), редуктор (РЕД), датчики контроля промежуточных параметров, датчик выходной координаты привода (датчик обратной связи (ДОС)), элементы стопорения-расстопорения вала электродвигателя или элементы подключения-отключения выходного звена привода к объекту управления (ОУ), назовём эти элементы муфтами (М).

Предполагается, что на самолёте имеется две централизованные ЭС; кроме того, в качестве дополнительного источника электропитания могут быть использованы подзаряжаемые аккумуляторные батареи (АБ), а для жизненно важных приводов — ещё и аварийные аккумуляторные батареи (АБА) одноразового использования [5].

В состав ЭБ входит электронная аппаратура: согласующие усилители, контроллеры, силовые преобразователи, вторичные источники электропитания.

В качестве ЭД чаще всего используют бесколлекторные высокооборотные вентильные электродвигатели с высококоэрцитивными магнитами на редкоземельных элементах.

В состав РЕД входят, как правило, две ступени механических передач: выходная и промежуточная. Выходная ступень либо преобразует вращательное движение в поступательное, используя шарико-винтовые или ролико-винтовые передачи с требуемым усилием, либо является вращательной с требуемым моментом. В качестве вращательных механических передач используют зубчатые цилиндрические или планетарные передачи.

ЭМП с вращательным движением выходного звена позволяет размещать их вдоль или параллельно оси вращения аэродинамической рулевой поверхности и, тем самым, сократить объёмы, занимаемые приводом в крыле или корпусе самолёта, а также обеспечить значительно больший диапазон угла поворота этой аэродинамической поверхности, чем привод поступательного действия. При этом привод вращательного действия может быть выполнен с одним или несколькими выходными редукторами, связанными между собой низкомоментным валом, что позволяет синхронизировать действующие моменты на большей длине аэродинамической поверхности. На этом основании далее будем рассматривать резервированные приводы с вращательным движением выходного звена редуктора исполнительного механизма.

В литературе основной причиной отказов механических передач называют заклинивание. Действительно, в шарико-винтовых передачах, наиболее широко используемых в авиационных ЭМП, теоретически возможен эффект заклинивания, когда при ударах может произойти смятие шариков и винтовых дорожек, что может привести к наезду шарика на шарик (заклиниванию). В зубчатых цилиндрических и планетарных передачах также возможно заклинивание.

Разработаны и проходят испытания волновые передачи с телами качения и шарико-винтовые передачи, у которых тела качения (шарики или ролики) расположены в гнездах сепаратора, что теоретически позволяет избежать заклинивания, однако полноценные ресурсные испытания пока не проведены [15]. Поэтому в дальнейшем будем считать заклинивание редуктора возможным.

В качестве муфт стопорения-расстопорения обычно используются электромагнитные тормоза.

Что касается муфт сцепления, то они являются наиболее ответственными элементами включения и отключения резервированных приводов и

должны быть «абсолютно» надёжными. Для достижения такой надёжности интенсивность отказов муфт должна быть существенно ниже интенсивности отказов других элементов: $\lambda_M \ll 10^{-9}$ 1/час.

Так как выходным элементом каждого канала привода является редуктор и есть вероятность заклинивания этого редуктора, должна быть обеспечена возможность идентификации отказавшего редуктора и отключения отказавшего канала от нагрузки. Альтернативой этому может быть выбор схемы многоканального привода, не боящегося заклинивания редукторов. Первый вариант требует применения муфт сцепления. При этом в таких схемах может быть реализовано только резервирование с замещением, так как при одновременной работе каналов невозможно определить, в каком канале отказал редуктор. Второй вариант требует применения муфт стопорения электродвигателя отказавшего канала, при этом в ряде случаев возможна одновременная работа каналов на общую нагрузку.

Далее, при описании вариантов схем резервированного ЭМП будем показывать на схемах только исполнительные механизмы (ИМ) подканалов.

Вариантом схемы резервированного привода, не боящегося заклинивания редуктора, является схема, использующая дифференциальный механизм, который суммирует выходные скорости каналов привода (рис. 1).

В такой схеме приводы каналов могут работать поочерёдно или одновременно, причем каждый из них работает с половинной скоростью (для двухосевого дифференциала) и полным моментом. При отключении (отказе) одного канала привода и его стопорении второй будет работать на полную мощ-

ность, а если ситуация аварийная — развивать требуемый максимальный момент, но перемещать объект управления с пониженной скоростью. При этом отключаемый канал необходимо стопорить муфтой, чтобы мощность работающего канала привода не тратилась на перемещение отключаемого. Следует отметить, что дифференциальный механизм не резервирован, т. е. требования к вероятности его безотказной работы выше, чем для ЭМП в целом.

Так как дифференциальный механизм передаёт максимальный момент, он имеет большие габариты. Для уменьшения габаритов можно суммировать скорости ЭД, используя свойства планетарных и волновых передач, совмещая функции редуктора и дифференциального механизма (рис. 2).

При таком построении резервированного привода сами механические передачи остаются нерезервированными, и отключаемый канал привода также необходимо стопорить муфтой.

Возможно организовать последовательную работу каналов резервированного ЭМП. Для этого необходимо, чтобы корпус одного из ИМ ЭМП имел возможность вращения относительно продольной оси и выходной вал второго ИМ вращал этот корпус [10]. На рис. 3 приведена схема резервированного привода, у которого корпус ИМ I установлен на стойках с возможностью его вращения относительно продольной оси, выходной вал ИМ II жёстко соединён с корпусом ИМ I, а корпус ИМ II — со стойкой. Эта схема не боится заклинивания, т. е. не требует применения муфт сцепления.

При работе первого канала привода его муфта стопорения М I, фиксирующая ротор ЭД I с кор-

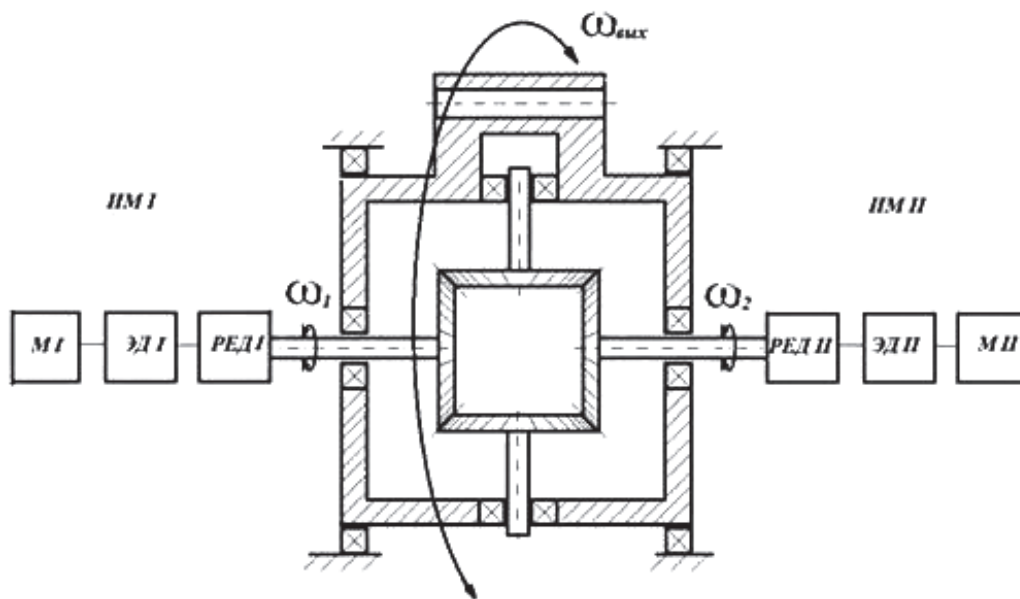


Рис. 1. Схема резервированного ЭМП с использованием дифференциала

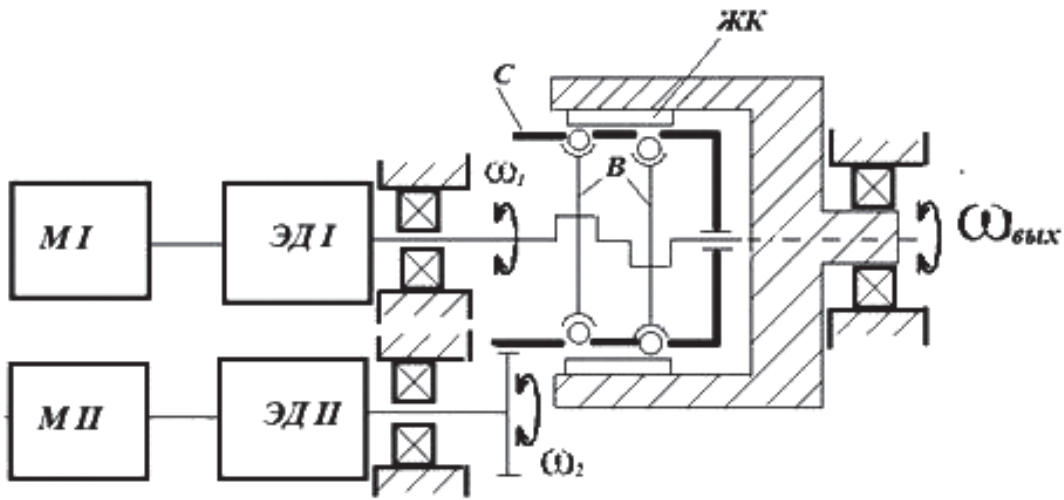


Рис. 2. Схема резервированного ЭМП с использованием волновой передачи с телами качения: ЖК — жёсткое колесо; С — сепаратор; В — волнообразователи

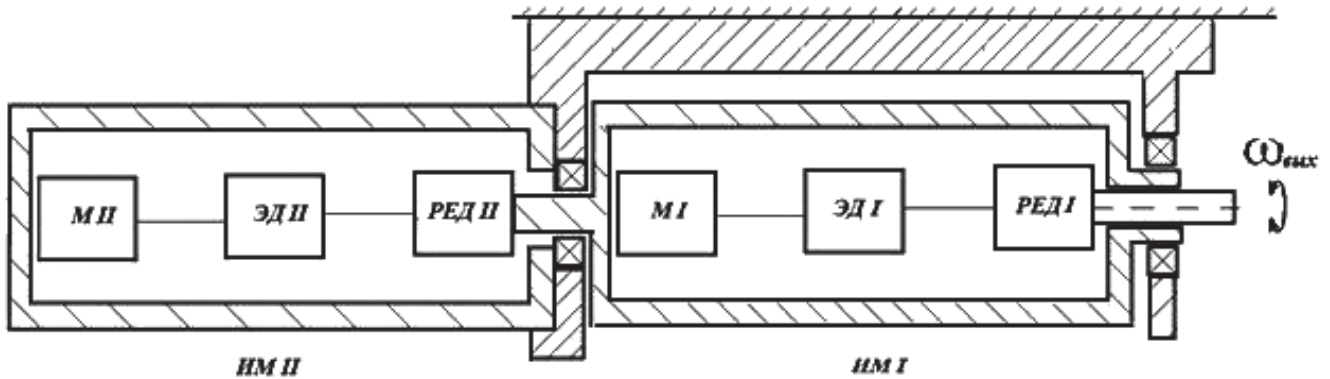


Рис. 3. Схема резервированного ЭМП, у которого один ИМ привода вращает корпус второго ИМ привода

пусом, расцеплена, а муфта стопорения М II, фиксирующая ротор ЭД II с корпусом, застопорена. В результате ЭД I с РЕД I вращают выходной вал ИМ I вместе с объектом управления относительно неподвижного корпуса ИМ II. При отказе ИМ I муфта М I стопорит ротор ЭД I с корпусом, а муфта М II расцепляет ротор ЭД II от корпуса, и он поворачивает через РЕД II выходной вал ИМ II вместе с корпусом ИМ I и объектом управления.

В этой схеме оба канала ЭМП могут работать и одновременно, так как при заклинивании одного из редукторов он может быть идентифицирован.

Суммирование движения от двух приводов возможно с помощью механизмов однонаправленного действия, например червячных передач. На рис. 4 червячное колесо размещено на корпусе основного канала привода, совершающего вращение относительно продольной оси, и червяка, который приводится в движение вторым каналом ЭМП или от ручного привода [11].

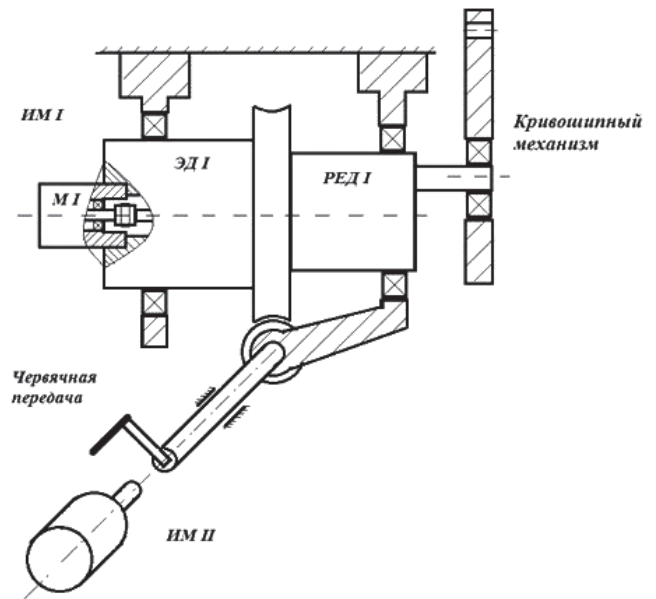


Рис. 4. Схема резервированного привода с суммированием движения через червячную передачу

Использование ручного управления как резервного возможно с помощью электромеханических силовых миниприводов, у которых исполнительный механизм содержит волновую передачу с телами качения, выполненную с двумя входами. Один из входов соединён с ротором электродвигателя, а второй служит для присоединения механической проводки. В случае аварийной ситуации, связанной с отказом электропитания, управление может быть переведено на ручное с использованием механической проводки и редукторно-мультипликаторных передач [16].

Резервирование ЭМП с суммированием моментов можно реализовать путём подключения выходного вала каждого канала привода к объекту управления, например с помощью кривошипного механизма. На рис. 5 приведена схема резервирования ЭМП с двумя независимыми каналами [12].

Два исполнительных механизма резервированного ЭМП установлены на крыле, киле или корпусе самолёта, а их выходные валы соединены с управляемой аэродинамической поверхностью. Исполнительные механизмы выполнены так, что их корпуса закреплены на стойках, с возможностью вращения относительно собственной продольной оси. Кроме того, каждый исполнительный механизм снабжён электромагнитной муфтой стопорения, размещённой на стойке крепления, а её фиксатор (защёлка) входит в зацепление с корпусом ИМ.

В данной схеме возможна только поочерёдная работа каналов привода. При отказе работающего ИМ срабатывает его муфта стопорения, отсоединя-

ет его корпус от корпуса самолёта и отказавший ИМ может свободно вращаться вместе с управляемой аэродинамической поверхностью, тем самым не препятствуя нормальной работе второго канала ЭМП.

При построении такого ЭМП по трёхканальной схеме обеспечивается работоспособность резервированного привода после любых двух отказов, за исключением отказов муфт стопорения. Отказ муфт стопорения приводит к заклиниванию рулевой аэродинамической поверхности и противодействию работе исправных каналов, т. е. в данной схеме должны быть использованы высоконадёжные муфты стопорения.

Следует отметить, что использование муфт стопорения и расстопорения корпусов ИМ приводов требует затрат большой мощности на удержание в одном из фиксированных положений.

В патенте [13] предлагается антиблокирующее устройство, в котором расстыковку корпуса ИМ в аварийном состоянии осуществляет не электромагнит, а пружина, что позволяет использовать электромагнит малой мощности и, следовательно, малогабаритный. Однако в этой схеме после расцепления исполнительного механизма от стойки возвращение ИМ антиблокирующим устройством в рабочее состояние возможно только вручную во время технического обслуживания.

Кроме того, использование схемы резервирования со стопорением корпусов ИМ существенно увеличивает инерционную нагрузку на работающие приводы (особенно на третий). Это обусловлено

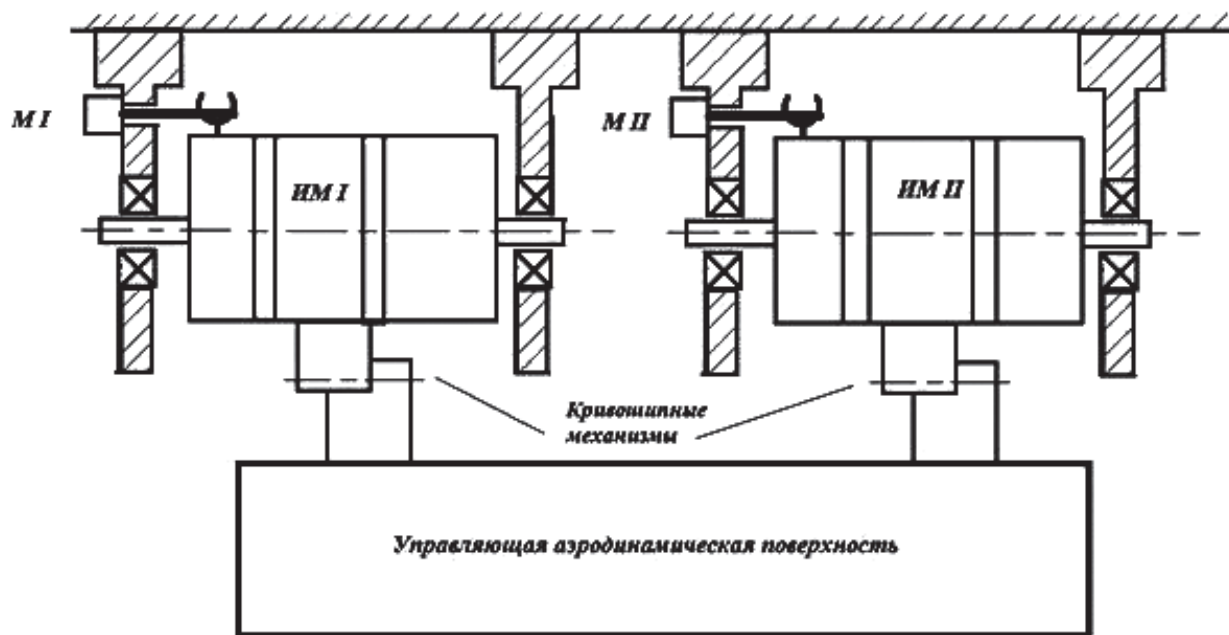


Рис. 5. Схема резервирования с независимыми ЭМП со стопорами корпусов ИМ, выполненных с возможностью вращения относительно их продольной оси

присоединением к массе аэродинамических рулевых поверхностей массы отказавших ИМ.

Устранить указанные недостатки возможно за счёт построения схемы резервирования, в которой отключение отказавшего ИМ осуществляется различными устройствами расцепления выходных валов от рулевой аэродинамической поверхности.

Известны резервированные ЭМП, в которых отключается отказавший ИМ с помощью пиротехнических средств, электромагнитных муфт или устройств, использующих электродвигатель.

Используемые в патенте [6] пиротехнические средства разрушают элементы соединения отказавшего ИМ с объектом регулирования или с выходным звеном другого ИМ при любых видах электрического или механического отказа. Уничтожение крепёжных элементов не позволяет повторно включить отказавший привод без его демонтажа и установки нового, что существенно увеличивает время и затраты на восстановление. Кроме того, использование пиротехнических средств не позволяет проводить контрольные тесты резервированного привода перед его установкой, во время предполётных проверок и в процессе полёта.

В схемах резервирования, в которых устройствами сцепления и расцепления валов являются муфты, аналогично схемам со стопорением корпусов, муфты остаются наиболее ответственными нерезервированными элементами. Поэтому на них обратим особое внимание.

Сформулируем требования, которым должны отвечать муфты:

— высокое быстродействие: время переключения $\leq 0,2$ с;

— потребление энергии только в момент переключения;

— в состав муфт должны входить датчики, контролирующие их состояние;

— управление муфтами должно осуществляться резервированными электромеханизмами, один из которых работает от основного источника питания, другой — от резервного.

Известны муфты сцепления и расцепления валов, которые содержат две полумуфты. Одна полумуфта жёстко крепится к одному из валов, например к входному, а вторая — к промежуточному звену, размещённому на выходном валу, с возможностью совместного вращения с выходным валом и перемещения вдоль оси этого вала. Перемещение промежуточного звена может осуществляться одним или двумя электромагнитами [7, 8]. Так как муфта сцепления-расцепления валов располагается на выходе силового привода, то требуются электромагниты большой мощности с большими габаритами.

Уменьшение габаритов возможно за счёт использования в качестве управляемого элемента различного типа двигателей. В патенте [9] промежуточное звено перемещается небольшим гидроцилиндром с пружиной.

Муфту сцепления-расцепления валов с резервированными двигателями в результате патентного поиска обнаружить не удалось.

Авторами разработаны две конструктивные схемы муфт, резервированных по управлению, которые подлежат патентованию. Функциональная блок-схема этих муфт представлена на рис. 6.



Рис. 6. Функциональная блок-схема резервированной муфты сцепления-расцепления валов: ЭС — энергосеть основная; АБ — аккумуляторная батарея; ЭД — электродвигатели; Мех. пер. — механическая передача; Промежуточное звено — сцепление полумуфт

Муфты сцепления содержат два ЭМП, один из которых подключён к основной ЭС, второй — к АБ. Если принять, что промежуточное звено и зубья сцепления абсолютно надёжны и их срабатывание контролируется специальным датчиком сцепления, а управляющая электроника имеет 4-кратный резерв, и учесть кратковременный режим работы (только при возникновении аварии ЭМП), то по надёжностным показателям такие муфты могут быть использованы в ЭМП первичной системы управления самолёта.

На основании проведённого анализа далее рассматриваются варианты схем резервированных ЭМП, которые позволяют получить суммарный коэффициент интенсивности отказов $\lambda_{ЭМП}$, близкий к требуемому.

В таблице приведены интенсивности отказов элементов резервированных ЭМП по данным литературных источников [17–21].

1. Резервированный ЭМП с последовательным соединением исполнительных механизмов каналов. Каждый канал ЭМП содержит по два резервированных ЭД с тормозами и 4-кратное резервирование ЭБ (рис. 7).

Интенсивность отказов ЭМП для этой схемы:

$$\lambda_{ЭМП} = [\lambda_{ЭТ} + \lambda_{ДПР} + (\lambda_{ЭД} + \lambda_{ДТ} + \lambda_{СП} + \lambda_{Контролера})^2 + \lambda_{Ред}]^2 + (\lambda_{ДН} + \lambda_{ЭС})^2 + \lambda_{ДОС}^2 = 0,374 \cdot 10^{-8}.$$

2. Резервированный ЭМП с двумя независимыми каналами, в каждом из которых имеется по два ЭД и 4-кратное резервирование ЭБ (рис. 8).

Интенсивность отказов ЭМП для этой схемы:

$$\lambda_{ЭМП} = [\lambda_{ДПР} + (\lambda_{ЭД} + \lambda_{ДТ} + \lambda_{СП} + \lambda_{Контролера})^2 + \lambda_{Ред} + \lambda_{М} + \lambda_{ДОС} + \lambda_{ДН} + \lambda_{ЭС}]^2 \approx 0,49 \cdot 10^{-8}.$$

3. Резервированный ЭМП с тремя независимыми каналами, в каждом из которых используется один ЭД, два ИМ подключены к централизованному ЭС, а третий, аварийный, питается от аккумуляторной батареи (рис. 9).

Интенсивность отказов ЭМП для этой схемы:

$$\lambda_{ЭМП} = [\lambda_{ДПР} + \lambda_{ЭД} + \lambda_{ДТ} + \lambda_{СП} + \lambda_{Контролера} + \lambda_{Ред} + \lambda_{М} + \lambda_{ДОС} + \lambda_{ДН} + \lambda_{ЭС}]^3 \approx 556^3 \cdot 10^{-18} = 1,71 \cdot 10^{-10}.$$

Выводы

Только ЭМП, построенный по схеме рис. 9, удовлетворяет требованиям АП-25, однако ЭМП, построенные по схемам рис. 7 и 8, также обладают высокой надёжностью: $\lambda < 10^{-8}$ 1/час.

Для принятия окончательного решения о схеме реализации резервированного ЭМП необходимо провести расчёты под заданные технические требования основных конструктивных параметров, выбрать элементную базу, создать твердотельные модели и по сравнению габаритных и динамических характеристик выбрать схему реализации.

Интенсивность отказов элементов блок-схем резервированного ЭМП по данным литературных источников

Наименование блока	$\lambda \cdot 10^{-6}$ 1/час	Принято для расчётов $\lambda \cdot 10^{-6}$ 1/час
Электросистема (ЭС)	20—106	60
Резервная аккумуляторная батарея (АБ)	0,05	0,05
Электродвигатель (ЭД)	0,75	0,75
Редуктор (РЕД)	1,5—10	10
Электромагнитный тормоз (ЭТ)	0,4—1,1	1,1
Силовой преобразователь (СП)	86	86
Датчик обратной связи (ДОС)	0,05	0,05
Датчик положения ротора (ДПР)	0,1—0,5	0,5
Датчик тока (ДТ)	0,01—0,05	0,05
Датчик напряжения (ДН)	0,01—0,05	0,05
Контроллер (1 канал)	105—600	400
Муфта сцепления (М)	$< 10^{-3}$	$0,5 \cdot 10^{-3}$

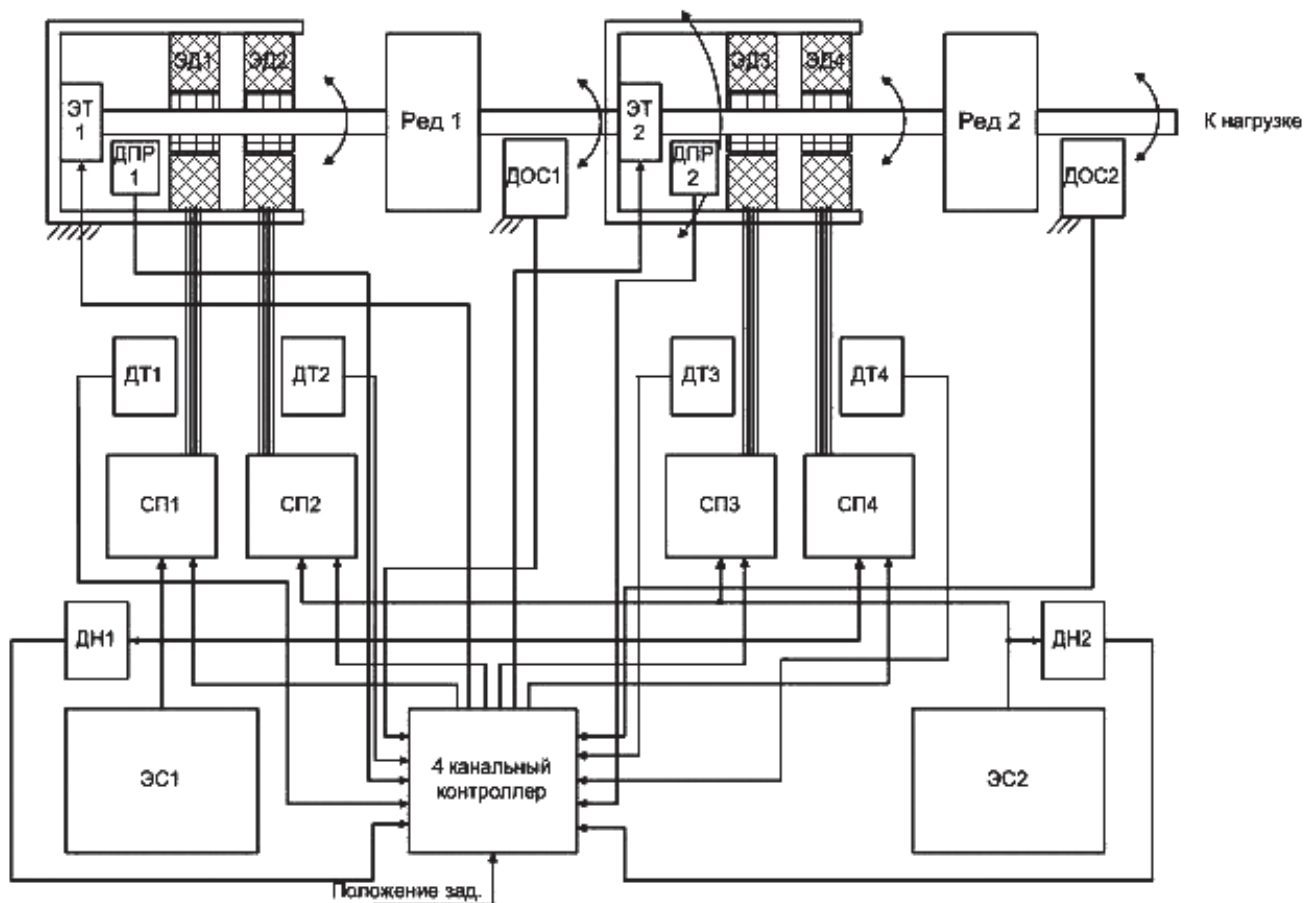


Рис. 7. Резервированный ЭМП с последовательным соединением исполнительных механизмов каналов

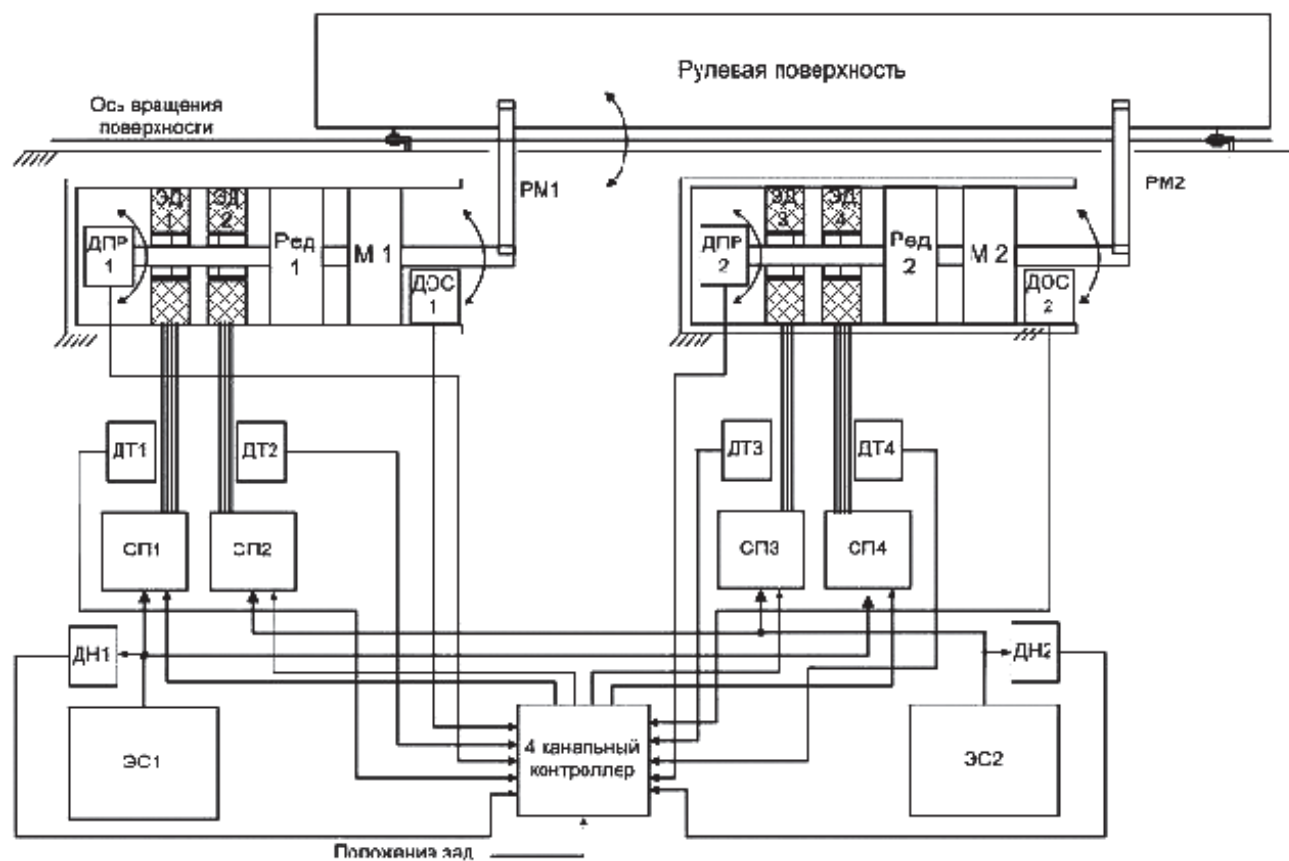


Рис. 8. Резервированный ЭМП с двумя независимыми каналами: РМ1, РМ2 — рычажные механизмы

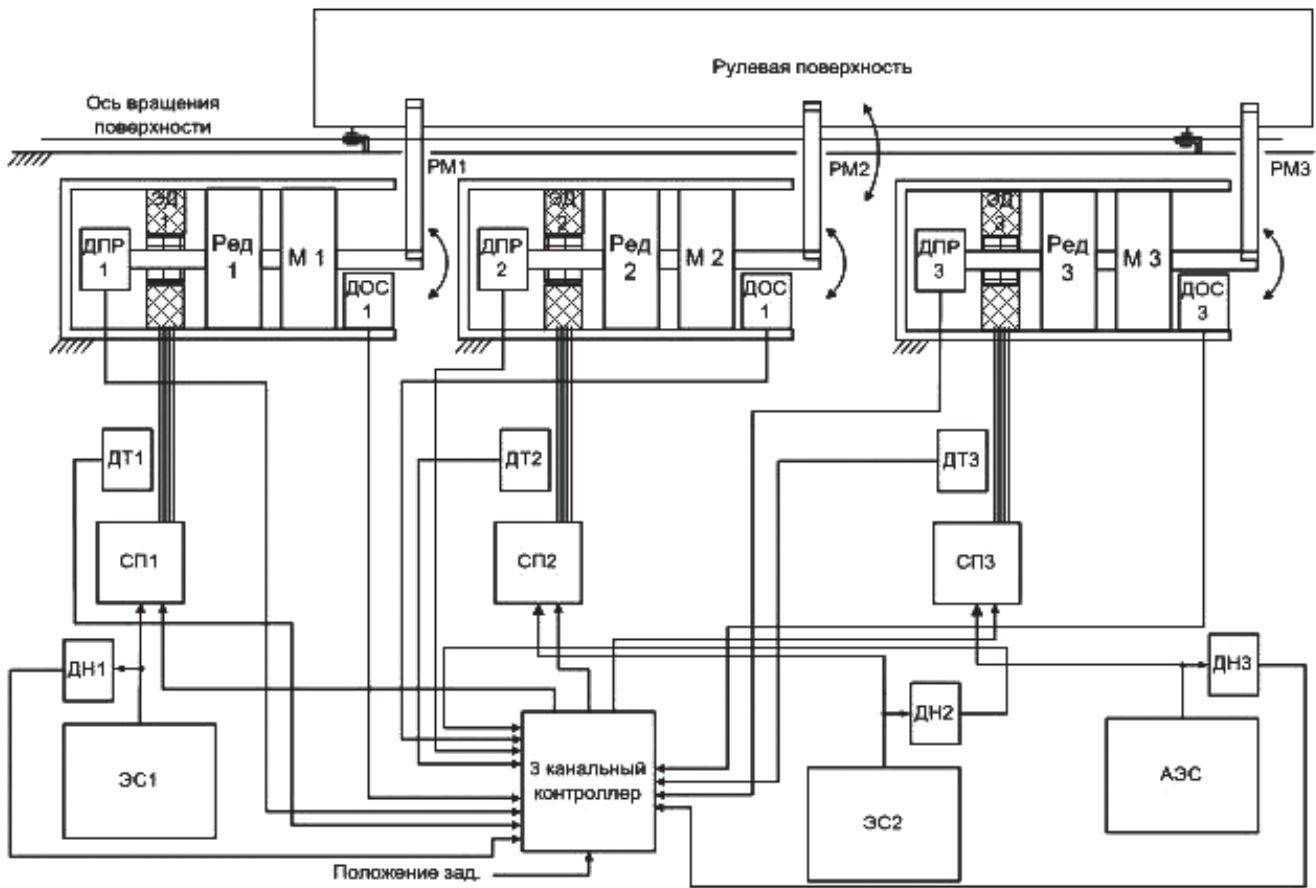


Рис. 9. Резервированный ЭМП с тремя независимыми каналами: АЭС — аварийная электросистема (например, АБ); РМ1, РМ2, РМ3 — рычажные механизмы

Библиографический список

1. *Helsley C.* Power by Wire for Aircraft — The All-Electric Airplane. — SAE Technical Paper 771006, 1977, 15 p. DOI: 10.4271/771006
2. *Левин А.В., Алексеев И.И., Харитонов С.А., Ковалёв Л.К.* Электрический самолёт: от идеи до реализации. — М.: Машиностроение, 2010. — 288 с.
3. *Ермаков С.А., Карев В.И., Митриченко А.Н., Селиванов А.М., Сухоруков Р.В.* Системы рулевых приводов пассажирских самолётов, их развитие и обеспечение безотказности управления // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 3. С. 18-29.
4. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Раздел А-0. Общие требования лётной годности самолёта при отказах функциональных систем. — М.: МАК, 2009. С. 14-41.
5. *Самсонович С.Л., Огольцов И.И., Халецкий Л.В., Ерофеев Е.В.* Системы энергопитания рулевых приводов первичных органов управления пассажирского самолёта. Патент РФ 2598926 С1. Бюлл. №28, 22.05.2016.
6. *Алексакин А.А., Нестеров В.А., Урсу В.Е.* Устройство электромеханического привода аэродинамической поверхности самолёта. Патент РФ 2442721. Бюлл. №5, 20.02.2012.
7. *Оболенский Ю.Г., Самсонович С.Л., Степанов В.С.* Силовой мини-привод подвижной аэродинамической поверхности летательного аппарата. Патент РФ 2408125. Бюлл. №36, 27.12.2010.
8. *Борисов М.В., Крылов Н.В., Степанов В.С., Самсонович С.Л., Огольцов И.И., Оболенский Ю.Г.* Электромеханический мини-привод поступательного действия. Патент РФ 2526366. Бюлл. №23, 20.08.2014.
9. *Стрембом В.* Устройство для расщепления привода. Патент РФ 2488027 С1. Бюлл. №20, 20.07.2013.
10. *Randall J.C.* Series redundant drive system. Patent US 3950686 A, 13.04.1976.
11. *Mooney A.W.* Mechanical translating device. Patent US 2441247 A, 11.05.1948.
12. *Cronin M.J.* Electromechanical actuator system with anti-jamming features. Patent US 4575027, 11.03.1986.
13. *Ravoux N., Vallee B.* Electromechanical actuator with anti-blocking means. Patent US 20150323055 A1, 12.11.2015.
14. *Оболенский Ю.Г.* Управление полётом маневренных самолётов. — М.: Филиал Воениздат, 2007. — 480 с.
15. *Крылов Н.В., Лалабеков В.И., Огольцов И.И., Самсонович С.Л., Степанов В.С.* Электромеханические силовые мини-приводы для «более электрофицированного» самолёта. — М.: Изд-во МАИ, 2016. — 360 с.

16. Krylov N.V., Makarin M.A., Ogoltsov I.I., Rozhnin N.B., Samsonovich S.L. The possibility of increasing the level of flight safety, using actuators with two inputs: electric and mechanical // International conference on Recent advances in aerospace actuation systems and components. Toulouse, France, 2016, pp. 16-18.
17. Оболенский Ю.Г., Ермаков Е.А., Сухоруков Р.В. Введение в проектирование систем авиационных рулевых приводов: Учебное пособие. — М.: Изд-во ГУП Москвы «Окружная газета ЮЗАО», 2011. — 344 с.
18. Редько П.Г. Повышение безотказности и улучшение характеристик электрогидравлических следящих приводов. — М.: Изд-во Янус-К, 2002. — 232 с.
19. Показатели эксплуатационной надежности элементов гидроприводов систем управления летательных аппаратов: Справочник по надежности. — Павлово: ПМЗ «Восход», 1999. — 213 с.
20. Бородин С.М. Обеспечение надежности при проектировании РЭС: Учебное пособие. — Ульяновск: УлГТУ, 2010. — 106 с.
21. Bennett J.W., Mecrow B.C., Atkinson D.J., Atkinson G.J. Safety-critical design of electromechanical actuation systems in commercial aircraft // IET Electric Power Applications. 2011. Vol. 5. No. 1, pp. 37-47. DOI: 10.1049/iet-epa.2009.0304

DEVELOPING OF AN ELECTROMECHANICAL ACTUATOR OF THE HIGHER RELIABILITY WITH REDUNDANCY

Abdulin R.R.^{1*}, Zudilin A.S.^{1}, Obolenskii Yu.G.^{2***}, Rozhnin N.B.^{3****},
Samsonovich S.L.^{3*****}, Stitsenko A.N.^{1*****}**

¹ Company “Avionica”,

7, Obraztsova str., Moscow, 127055, Russia

² Russian Aircraft Corporation “MiG”,

2, Leningradskoe shosse, Moscow, 125171, Russia

³ Moscow Aviation Institute (National Research University),

MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

* e-mail: abdulin@mnpk.ru

** e-mail: zudilin.mail@mnpk.ru

*** e-mail: y.obolensky@rsk-mig.ru

**** e-mail: rozhnin@yandex.ru

***** e-mail: samsonovich40@gmail.ru

***** e-mail: stitsenko.mail@mnpk.ru

Abstract

Popular in recent decades concepts of an “all-electric aircraft” and “more-electric aircraft” assume full or partial replacement of centralized hydraulic systems by centralized electrical systems, and hence application electromechanical and electro-hydrostatic actuators alongside with electrohydraulic steering actuators. In the aircraft of the abovementioned class of the nearest perspective, the electric actuators with hydrostatic transmission are more applicable for the main steering surfaces controll. It is associated with higher indicators of wear resistance and non-failure operation of hydraulic cylinders. Electromechanical actuators application for these purposes is constrained by their insufficient reliability.

The article proposes solutions aimed at increasing the reliability of electromechanical actuators by both element-by-element and structural redundancy.

An obligatory element of an electromechanical actuator optimized for weight and size indicators is a mechanical gearbox, which can wedge while operation. Multichannel electromechanical actuators can be constructed by one of the considered schemes, free of gearbox wedging. According to these schemes, each actuator channel must contain a motor shaft locking clutch, employed in case of a channel failure, and while channels serial operation as well. Alternative option are the schemes, requiring employing of clutches splintering the faulty channel off the common load - the steering surface. Such clutches should have reliability indices higher, than those required for an actuator all-in-all. The authors propose to construct them based on low power electromechanical actuators with redundancy.

Based on the comparative analysis results of the schemes' options for constructing an electromechanical steering actuator with redundancy, three basic schemes

were defined for which the preliminary failure rates were calculated.

The results of calculations allow us to consider the basic schemes of a electromechanical actuator with redundancy as an alternative to electro-hydrostatic steering actuators for a primary flight control system.

Keywords: electromechanical actuator, redundancy, actuating device, failure rate.

References

- Helsley C. *Power by Wire for Aircraft - The All-Electric Airplane*. SAE Technical Paper 771006, 1977, 15 p. DOI: 10.4271/771006
- Levin A.V., Alekseev I.I., Kharitonov S.A., Kovalev L.K. *Elektricheskii samolet: ot idei do realizatsii* (Electric aircraft: from idea to realization), Moscow, Mashinostroenie, 2010, 288 p.
- Ermakov S.A., Karev V.I., Mitrichenko A.N., Selivanov A.M., Sukhorukov R.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2010, vol. 17, no.3, pp. 18-29.
- Aviatsionnye pravila. Chast' 25. Normy letnoi godnosti samoletov transportnoi kategorii. Razdel A-0. Obshchie trebovaniya letnoi godnosti samoleta pri otkazakh funktsional'nykh sistem* (Aviation Rules, Part 25, Section A-0. General requirements for the airworthiness of an aircraft in the event of failures of functional systems), Moscow, 2009, MAK, pp. 14-41.
- Samsonovich S.L., Ogol'tsov I.I., Khaletskii L.V., Erofeev E.V. *Patent RU 2598926 C1*, 22.05.2016.
- Aleksashin A.A., Nesterov V.A., Ursu V.E. *Patent RU 2442721*, 20.02.2012.
- Obolenskii Yu.G., Samsonovich S.L., Stepanov V.S. *Patent RU 2408125*, 27.12.2010.
- Borisov M.V., Krylov N.V., Stepanov V.S., Samsonovich S.L., Ogol'tsov I.I., Obolenskii Yu.G. *Patent RU 2526366*, 20.08.2014.
- Strembom V. *Patent RF 2488027 S1*, 20.07.2013.
- Randall J.C., Calif P.V. Series redundant drive system. *Patent US 3950686 A*, 13.04.76.
- Mooneg A.W. Mechanical translating device. *Patent US 2441247 A*, 11.05.1948.
- Cronin M.J., Calif S.O. Electromechanical actuator system with anti-jamming features. *Patent US 4575027*, 11.03.1986.
- Ravoux N., Vallee B. Electromechanical actuator with anti-blocking means. *Patent US 20150323055 A1*, 12.11.2015.
- Obolenskii Yu.G., Ermakov E.A., Sukhorukov R.V. *Vvedenie v proektirovanie sistem aviatsionnykh rulevykh privodov* (Introduction to the aircraft steering systems design), Moscow, Okruzhnaya gazeta YuZAO, 2011, 344 p.
- Krylov N.V., Lalabekov V.I., Ogol'tsov I.I., Samsonovich S.L., Stepanov V.S. *Elektromekhanicheskie silovye mini-privody dlya "bolee elektrofitsirovannogo" samoleta* (Electromechanical power mini-actuators for a "more electrified" aircraft), Moscow, MAI, 2016, 360 p.
- Krylov N.V., Makarin M.A., Ogoltsov I.I., Rozhnin N.B., Samsonovich S.L. The possibility of increasing the level of flight safety, using actuators with two inputs: electric and mechanical. *International conference on Recent advances in aerospace actuation systems and components. Toulouse, France*, 2016, pp. 16-18.
- Obolenskii Yu.G., Ermakov E.A., Sukhorukov R.V. *Vvedenie v proektirovanie sistem aviatsionnykh rulevykh privodov. Uchebnoe posobie* (Introduction to the design of aircraft steering systems. Textbook), Moscow, GUP Moskvyy "Okruzhnaya gazeta YuZAO", 2011, 344 p.
- Red'ko P.G. *Povyshenie bezotkaznosti i uluchshenie kharakteristik elektrogidravlicheskiikh sledyashchikhih privodov* (Increasing reliability and improved performance of electro-hydraulic servo drives), Moscow, Yanus-K, 2002, 232 p.
- Pokazateli ekspluatatsionnoi nadezhnosti elementov gidroprivodov sistem upravleniya letatel'nykh apparatov. Spravochnik po nadezhnosti* (Indicators of operational reliability of hydraulic drives elements of aircraft control systems), Pavlovo, PMZ "Voskhod", 1999, 213 p.
- Borodin S.M. *Obespechenie nadezhnosti pri proektirovanii RES* (Provision of reliability in the design of RESs). Ulyanovsk, UIGTU, 2010, 106 p.
- Bennett J.W., Mecrow B.C., Atkinson D.J., Atkinson G.J. Safety-critical design of electromechanical actuation systems in commercial aircraft. *IET Electric Power Applications*, 2011, vol. 5, no. 1, pp. 37-47. DOI: 10.1049/iet-epa.2009.0304.