

СИСТЕМЫ РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ, ИХ РАЗВИТИЕ И ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОТКАЗНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ

ЕРМАКОВ Сергей Александрович, профессор Московского авиационного института (государственного технического университета), д.т.н.
Тел. (499) 137-61-93, e-mail: ermakov1029@yandex.ru

ERMAKOV Sergey A. Moscow aviation institute (State technical university). Professor. Doctor Science.
Tel. (499) 137-61-93, e-mail: ermakov1029@yandex.ru

КАРЕВ Владислав Иванович, профессор Московского авиационного института (государственного технического университета), к.т.н.
Тел. (495) 336-52-02

KAREV Vladislav I. Professor. Moscow aviation institute (State technical university). DPH.
Tel. (495) 336-52-02

МИТРИЧЕНКО Анатолий Николаевич, начальник отделения систем управления Инженерного центра корпорации «ИРКУТ».
Тел. (499) 158-36-70, e-mail: okb@yak.ru

MITRICHENKO Anatoliy N. Chief branch flight control systems Ing. Center of IRKUT Corporation.
Tel. (499) 158-36-70, e-mail: okb@yak.ru

СЕЛИВАНОВ Александр Михайлович, доцент Московского авиационного института (государственного технического университета), к.т.н.
Тел. (495) 252-05-17, e-mail: nselivanova2000@mail.ru

SELIVANOV Aleksandr M. Moscow aviation institute (State technical university). Associate Professor. DPH.
Tel. (495) 252-05-17, e-mail: nselivanova2000@mail.ru

СУХОРУКОВ Роман Владимирович, ведущий инженер-конструктор отделения систем управления Инженерного центра корпорации «ИРКУТ», к.т.н.
Тел. (903) 139-36-06, e-mail: okb@yak.ru

SUKHORUKOV Roman V. Senior engineer flight control systems. Ing. Center of IRKUT Corporation.
Tel. (903) 139-36-06, e-mail: okb@yak.ru

Обсуждаются основные тенденции развития и конструирования приводных систем пассажирских и транспортных самолётов, улучшающих их характеристики и безопасность полёта.

Major trends are discussed in development and design of aircraft flight control actuation system of airliners and transport planes for significantly improvement of their performance and flight safety.

Ключевые слова: рулевые приводы; электрогидравлические системы; безотказность.

Key words: electro hydraulic servo actuator systems; flight safety.

Введение

На протяжении более чем двух десятков лет в технической литературе, посвящённой перспективам развития авиационной техники, время от времени публикуются материалы о возможности создания «электрического самолёта». То есть самолёта без гидравлических систем с длинными гидроматриалами, которые в целом ухудшают экономические показатели авиакомпаний. В последние годы, как признание невозможности обойтись на

борту самолёта без гидравлики, появился новый термин «более электрический самолёт» [1, 3, 4]. Этот термин соответствует самолётам, в которых силовая гидравлика в разнообразных её применениях на борту присутствует и используется для управления рядом энергоёмких механизмов и подсистем, но многие функциональные системы переведены на электрическую энергию, при этом общее количество централизованных гидросистем с длинными линиями уменьшилось.

Аэродинамические поверхности управления полётом пассажирских самолетов и безотказность систем рулевых приводов

Для управления полётом современного регионального или магистрального самолёта используется широкий набор аэродинамических поверхностей, которые в процессе полёта перемещаются по командам пилота и автоматических систем управления полётом. На рис. 1 показана общая схема расположения аэродинамических рулевых поверхностей современного пассажирского самолёта.

рулевых поверхностей системы управления полётом всегда должна обеспечивать необходимый резерв функциональных возможностей и времени для безопасной посадки самолёта. Указанная задача обеспечения безотказности управления самолётом по всем трём осям решается использованием методов резервирования, т. е. введением в систему управления избыточности как энергетических каналов, обеспечивающих непрерывность потоков энергии к исполнительным механизмам рулевых приводов, так и каналов управления, которые обеспечивают

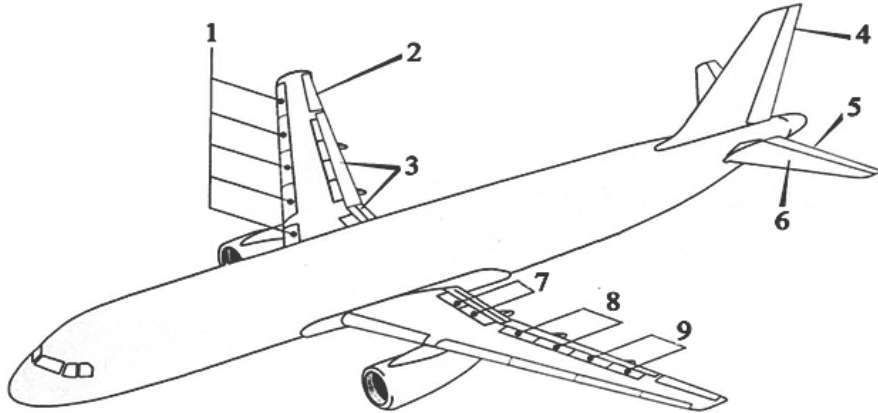


Рис. 1. Поверхности управления полётом типового пассажирского самолёта:

- 1 — предкрылки (органы механизации крыла); 2 — элерон; 3 — закрылки; 4 — руль направления;
- 5 — руль высоты; 6 — триммируемый стабилизатор; 7 — поверхности увеличения подъёмной силы;
- 8 — воздушные тормоза; 9 — многофункциональные интерцепторы

Основными, жизненно важными рулевыми поверхностями управления полётом самолёта являются рули высоты, элероны и руль направления. Поэтому мы будем рассматривать системы рулевых приводов поверхностей управления, которыми пилот и системы автоматического управления в процессе всего полёта постоянно манипулируют, изменяя положение самолёта по крену, тангажу и курсу. Именно эти системы приводов в основном определяют безопасность полёта. Эти приводы должны обеспечивать необходимое управление полётом при возникновении последовательности локальных отказов в самих системах рулевых приводов и во взаимодействующих с ними системах. Это очень трудная задача! Если при рассмотрении проблем обеспечения безопасности управления полётом маневренного самолёта по мере накопления отказов в системах приводов и во взаимодействующих с ними системах (электрической и гидравлической) всегда остаётся последний уровень безопасности, обеспечивающий возможность катапультирования пилота (или пилотов), то при проектировании систем приводов пассажирских самолётов такая ситуация недопустима. Система приводов

формирование управляющих сигналов и достоверную передачу их с усилением по мощности к рулям самолёта.

Значительную роль в обеспечении необходимого уровня управления самолётом при возникновении локальных отказов играет применение метода функционального резервирования. Как известно, этот метод заключается в таком построении структуры системы управления, при котором управление положением самолёта относительно любой из трёх осей может быть реализовано не только приводом, специально предназначенным для этого маневра, но и другой системой, предназначенной для управления положением самолёта относительно другой оси. На пассажирских самолётах наиболее ответственные рулевые поверхности, такие, как рули высоты, элероны, рули направления, делаются секционированными. На каждую из этих аэродинамических поверхностей устанавливается от двух до трёх рулевых приводов, так, как это показано на рис. 2.

Такая архитектура управления основными рулями самолёта является в значительной мере типовой [1] и обеспечивает требуемый Авиационными правилами (АП 25) [12] уровень безопасности уп-

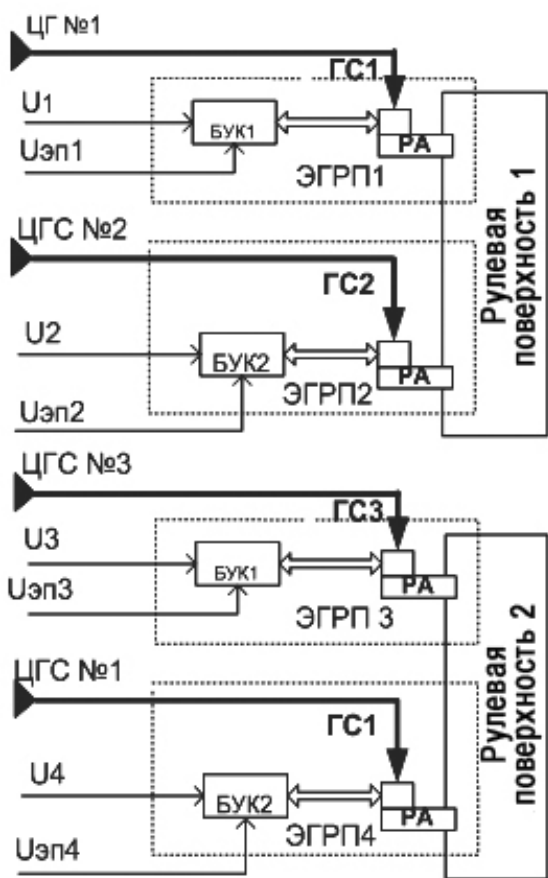


Рис. 2. Упрощённая схема системы электрогидравлических рулевых приводов (ЭГРП) двойной рулевой поверхности:

ГС1...ГС3 — централизованные системы гидравлического питания;

РА — электрогидравлические агрегаты управления, состоящие из электрогидравлических усилителей мощности, силового гидроцилиндра и набора необходимых клапанов; U1...U4 — сигналы управления, поступающие на вход приводов от четырёх систем электродистанционного управления;

Uэп1,...Uэп4 — напряжение питания электросистем;

БУК1...БУК 4 — блоки управления и контроля исправности состояния привода, а также усиления и фильтрации сигналов

правления полётом. Эти правила во многом определяют кратность резервирования системы управления и системы энергопитания. Самолёт должен быть спроектирован и построен таким образом, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации при действиях экипажа каждое отказное состояние, приводящее к возникновению катастрофической ситуации, оценивалось как практически невероятное событие (вероятность $<10^{-9}$) и не возникало вследствие единичного отказа одного из элементов системы. Суммарная вероятность возникновения аварийной ситуации, вызванной функциональными отказами, для самолёта в целом не должна пре-

вышать 10^{-6} на час полёта. Практика показывает, что обозначенный выше уровень безотказности управления обеспечивается при четырёх каналах электроуправления и трёх централизованных гидравлических системах, обеспечивающих подвод энергии к рулевым приводам, а также при наличии вспомогательной энергетической установки.

Электрогидравлические рулевые приводы

Важным требованием, предъявляемым к системам рулевых приводов, является их технический ресурс. Сегодня организации, эксплуатирующие самолёты, требуют ресурс около 70000 лётных часов [1]. Это очень высокий показатель, который ещё не был достигнут в отечественном авиастроении. Для его обеспечения рулевые приводы, показанные на рис. 2, постоянно работающие под нагрузкой в течение всего полёта, должны быть способны работать в трех режимах:

- активном режиме, при котором привод, преодолевая аэродинамическую нагрузку, обеспечивает требуемое перемещение руля с заданной скоростью;
- пассивном режиме, в котором рулевой привод не участвует в преодолении нагрузки и не оказывает сопротивления приводу, активно управляющему положением рулевой поверхности;
- в случае отказа двух рулевых приводов или после отключения энергии от приводов оба привода должны перейти в режим демпфера, обеспечивая требуемый уровень демпфирования и установку руля в аэродинамически нейтральное положение.

Выполнение указанного требования делает привод многофункциональным за счёт введения специальных переключающих устройств, изменяющих конфигурацию привода. Эксплуатационный цикл работы каждого рулевого привода состоит из активной фазы его работы в полёте к месту назначения и пассивной фазы при возвращении самолёта к пункту вылета. В пассивном состоянии к приводу не подводится энергия и он не должен оказывать силовое воздействие на соседний привод. Такая система помогает увеличить до требуемого уровня технический ресурс, так как уменьшается количество циклов работы гидроагрегатов под высоким давлением и количество циклов нагружения конструкции привода. В основном этот метод применяется для систем из двух приводов, управляющих одной рулевой поверхностью. Основные достоинства такого способа организации резерва с замещением:

- практическая неизменность механической характеристики системы приводов (кроме приводов односекционного руля направления);

- отсутствие необходимости применения относительно сложной системы выравнивания сил, необходимой в активно работающих приводах с суммированием сил на общем выходном звене;

- увеличение технического ресурса, так как появляется возможность поочерёдной работы основного канала привода и резервного канала.

На рис. 3 показана упрощённая гидравлическая схема трёхрежимного рулевого привода. Привод

обеспечивает работу в трёх указанных выше режимах эксплуатации.

Включая и выключая в различной комбинации электромагнитные клапаны ЭМК1 и ЭМК2, управляющие состоянием гидроклапанов переключения КП1, КП2, можно включить канал кольцевания полостей гидроцилиндра с малым гидравлическим сопротивлением, что соответствует пассивному состоянию привода, или включить канал кольцева-

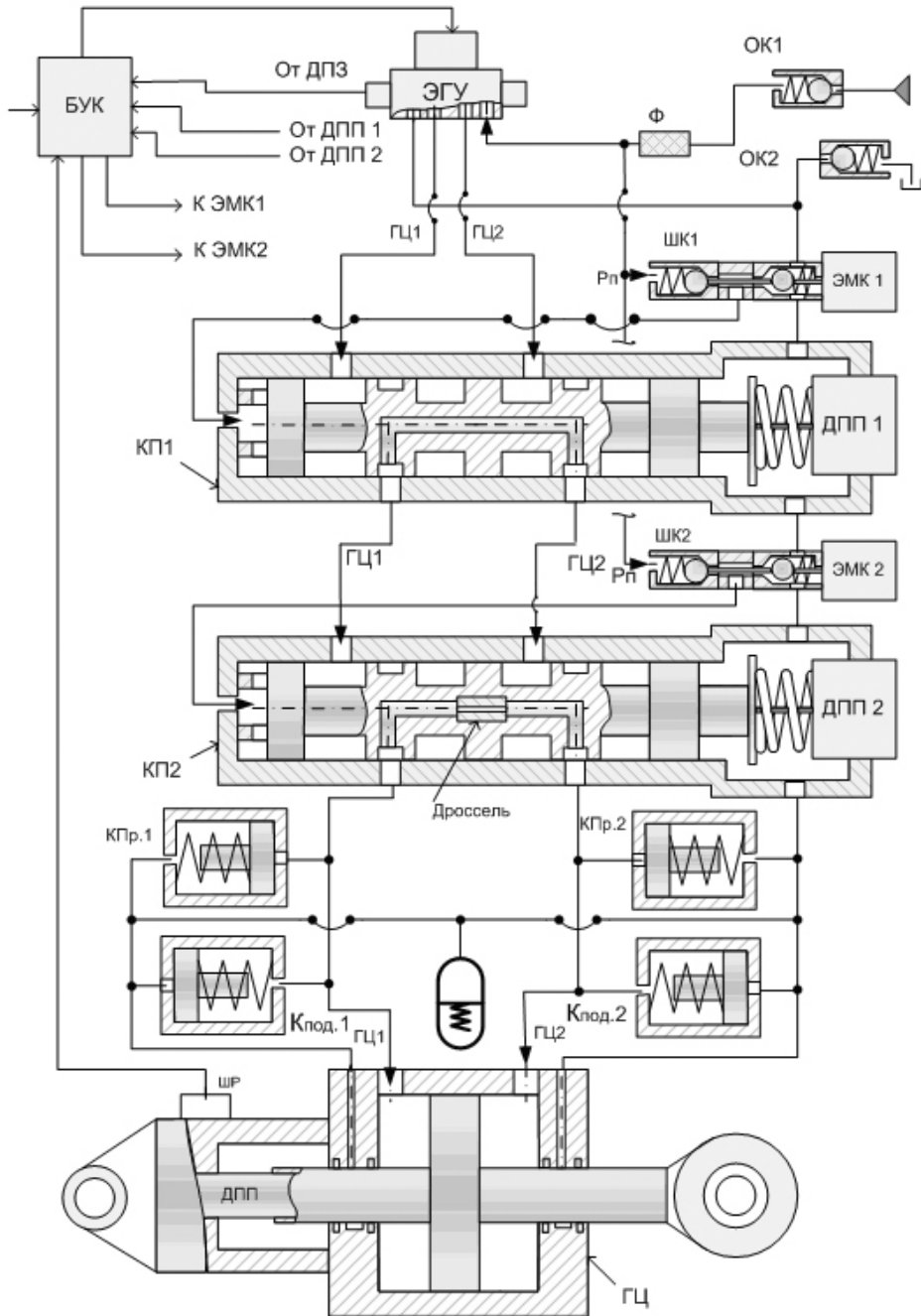


Рис. 3. Схема типового электрогидравлического трёхрежимного рулевого привода пассажирского самолёта: ОК1,2 — обратные клапаны; ЭМК1,2 — электромагнитные клапаны; ШК1, ШК2 — шариковые клапаны; КПр1,2 — клапаны предохранительные; Кпод1,2 — клапаны подпитки; ДПП1,2 — датчик поступательных перемещений; КП1 — клапан переключения привода в пассивное состояние; КП2 — клапан переключения привода в режим демпфера; ГЦ — гидроцилиндр; ЭГУ — электрогидравлический усилитель мощности

ния гидроцилиндра с определённым гидравлическим сопротивлением, что соответствует режиму демпфирования, или закрыть оба канала кольцевания, что соответствует активному состоянию рулевого привода.

Иногда в ЭГРП реализуется только один пассивный режим — режим демпфера. В таких двухрежимных приводах клапан КП1 и соответствующий канал кольцевания с большой проводимостью отсутствуют. Для уменьшения энергетических потерь активно работающего канала системы привода проводимость демпфирующего дросселя должна быть максимальна. С другой стороны, при отказе двух приводов, управляющих одной рулевой поверхностью, оба привода переходят в режим демпфера и должны демпфировать рулевую поверхность, поглощая подводимую из аэродинамического потока энергию и препятствуя возникновению аэроупругих колебаний. Следует иметь в виду, что работа резервного канала в режиме демпфера приведёт к уменьшению максимальной скорости выходного звена активного привода:

$$V_{\max} = V_{\text{xx}} \sqrt{1 - \frac{k_{\text{д}} V_{\text{xx}}^2}{F_{\max}}}$$

Здесь F_{\max} — максимальная сила, развиваемая приводом; V_{xx} — скорость холостого хода; $k_{\text{д}}$ — коэффициент демпфера.

Для системы приводов руля направления, перемещение которого осуществляется тремя ЭГРП, постоянно находящимися в активном состоянии, на выбор демпфирующего дросселя накладывается ещё одно условие, связанное с демпфированием рулевой поверхности на стоянке самолёта. Дросселирующее отверстие в канале кольцевания должно обеспечивать такую допустимую скорость при многократной постановке рулевой поверхности на упор под действием ветра, при которой обеспечивается требуемый ресурс конструкции руля и планера самолёта. Другой особенностью представленного на рис. 3 привода является наличие в нём аккумулятора, который при нахождении привода в режиме демпфирования компенсирует температурные деформации жидкости и возможные её утечки. Поскольку режим демпфера является типовым режимом и реализуется в каждом полёте самолёта, то функция указанного компенсатора (аккумулятора) является важной, а её реализация требует конструктивного совершенства. Естественно, что за повышение безотказности описанной выше системы рулевых приводов, резервированной по методу замещения, приходится расплачиваться увеличени-

ем неиспользуемых мощностей гидрокомплекса. Три гидравлические системы необходимы только для компенсации последствий возможных отказов. Полностью энергия всех трёх гидравлических систем используется только в системе рулевых приводов неразрезного руля направления. Дело в том, что при использовании неразрезного руля направления его поверхность является единственным органом управления по курсу и практически не имеет функционального резерва. На большинстве самолётов типа А-320, А-330, А-340 для управления рулём направления применяются гидравлические рулевые приводы с механическим управлением [9, 13], которые не требуют использования специальных подсистем выравнивания сил и обладают большей надёжностью, чем ЭГРП. При использовании чисто электродистанционной системы управления односекционным рулём направления все три привода работают в активном режиме и между ними возникают процессы силового взаимодействия, что приводит и к искажению процессов управления, и к дополнительному накоплению усталостных повреждений, т.е. к снижению технического ресурса. Это происходит потому, что электрические сигналы управления, поступающие на входы ЭГРП, имеют разброс. Кроме этого, имеется технологический разброс регулировок устройств ЭГРП. Поэтому в систему приводов руля направления требуется дополнительно ввести подсистему выравнивания сил. Схема системы выравнивания сил в трёхканальной системе ЭГРП руля направления самолёта показана на рис. 4.

Датчики перепада давления на поршнях гидроцилиндра трёх исполнительных механизмов формируют сигналы $U_{\text{дпл}1, \dots, 3}$ на входы трёх кворум-элементов, которые формируют из трёх сигналов среднее арифметическое или среднее выборочное значение. Это полученное среднее значение сигнала сравнивается с сигналом, непосредственно снимаемым с датчика перепада давления этого привода. Полученная разность между средним сигналом на выходе каждого кворум-элемента и сигналом с каждого датчика характеризует уровень дополнительной нагрузки на поршне этого канала. Этот сигнал является входным сигналом интегральной обратной связи, который и выравнивает силы в трёх параллельно работающих приводах.

Поскольку в современных электрогидравлические усилители (ЭГУ) коэффициент усиления по давлению очень большой [10], то возможна неустойчивость интегрального контура управления перепадом с давления. Для повышения устойчивости этого контура в него целесообразно ввести фазоопережающее корректирующее звено W_k вида:

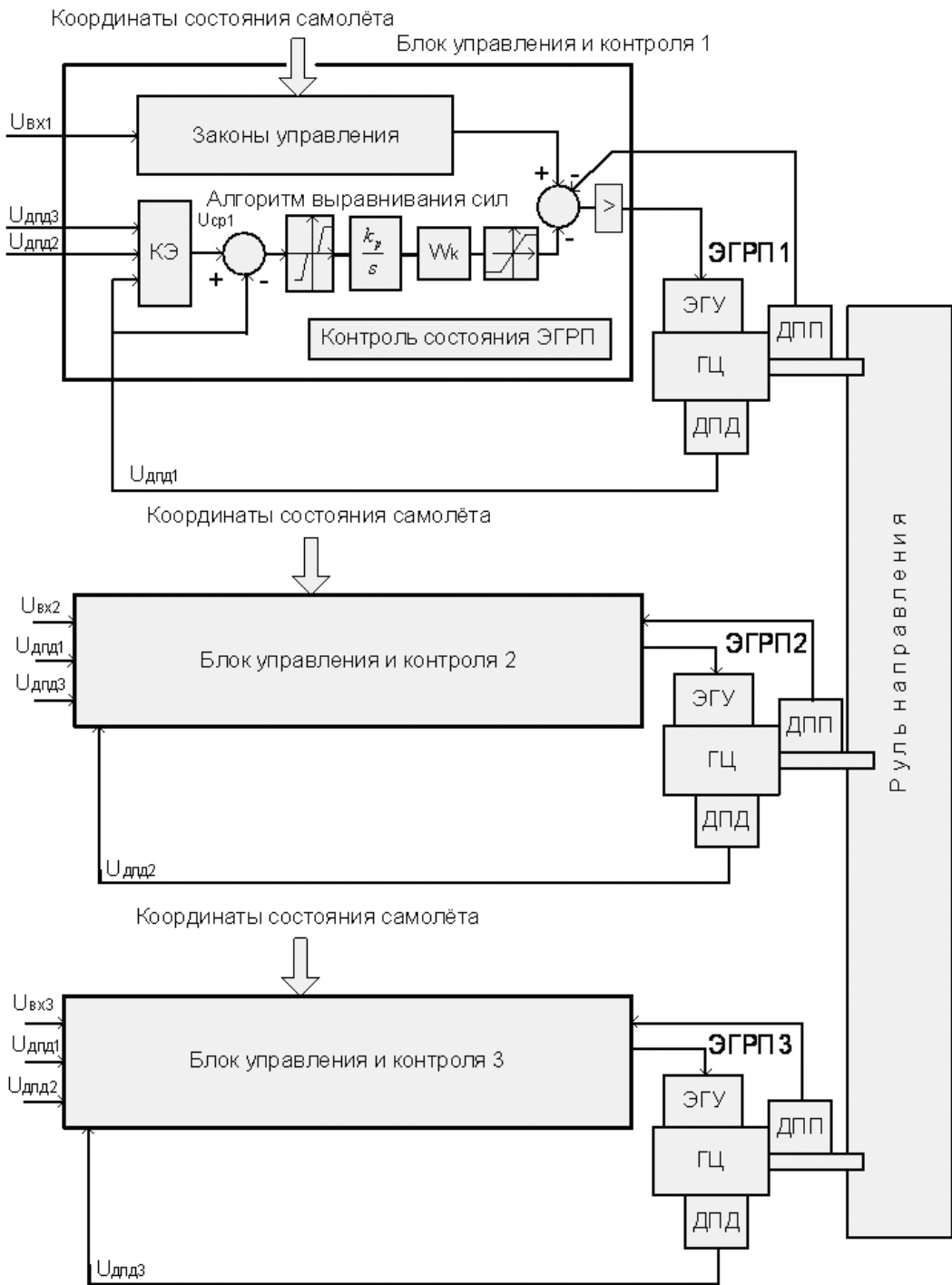


Рис. 4. Схема выравнивания сил в трёхканальной системе ЭГРП руля направления:

$U_{вх1,2,3}$ — входные сигналы от датчиков педалей пилота; ДПД — датчик перепада давления на поршне (ГЦ); $U_{длд1,2,3}$ — сигналы с датчиков перепадов давления; ДПП — датчик перемещений штока; k_p — коэффициент усиления прямой цепи привода по давлению; $U_{ср1(2,3)}$ — сигналы на выходе кварум-элементов (КЭ)

$$W_k = \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1},$$

где $T_1 \gg T_2$.

Описанная структура системы трёх рулевых приводов руля направления обладает весьма высо-

кой надёжностью. Мы не будем приводить здесь численную оценку её безотказности, но укажем, что она соответствует практически невероятному событию (вероятность возникновения отказа этой системы приводов за час полёта менее, чем $F(t) \leq 10^{-10}$). Однако, в соответствии с Авиационными правилами

ми (АП 25) [12], конструкторы должны предусмотреть возможность отказа электронных блоков этой системы или потери её штатного электропитания. Например, при разработке системы управления рулём направления самолёта А340-500/600 впервые было применено полностью дистанционное управление рулём направления [9]. Новым схемным решением, применённым на этом самолёте, является введение в систему полностью независимого и разнородного с основной системой электрического питания резервного двухканального блока управления двумя ЭГРП. Этот блок содержит минимальный набор устройств, совмещающих функции, необходимые для безопасного пилотирования самолёта, с функциями улучшения устойчивости и управляемости самолётом [9].

Источники гидравлической энергии для систем приводов типового пассажирского самолёта

Практика показывает, что для обеспечения указанного выше уровня безопасности управления полётом необходимы минимум три централизованные системы гидравлического питания ЭГРП, получившие применение в электродистанционных системах управления полётом (СДУ) самолётов. Кроме этого, должен быть высоконадёжный электрический канал с напряжением постоянного тока с возможностью подключения в аварийном случае аккумулятора, а также необходима вспомогательная силовая установка (ВСУ). Пример фрагмента типового гидравлического комплекса пассажирского самолёта показан на рис. 5. В этом гидрокомплексе

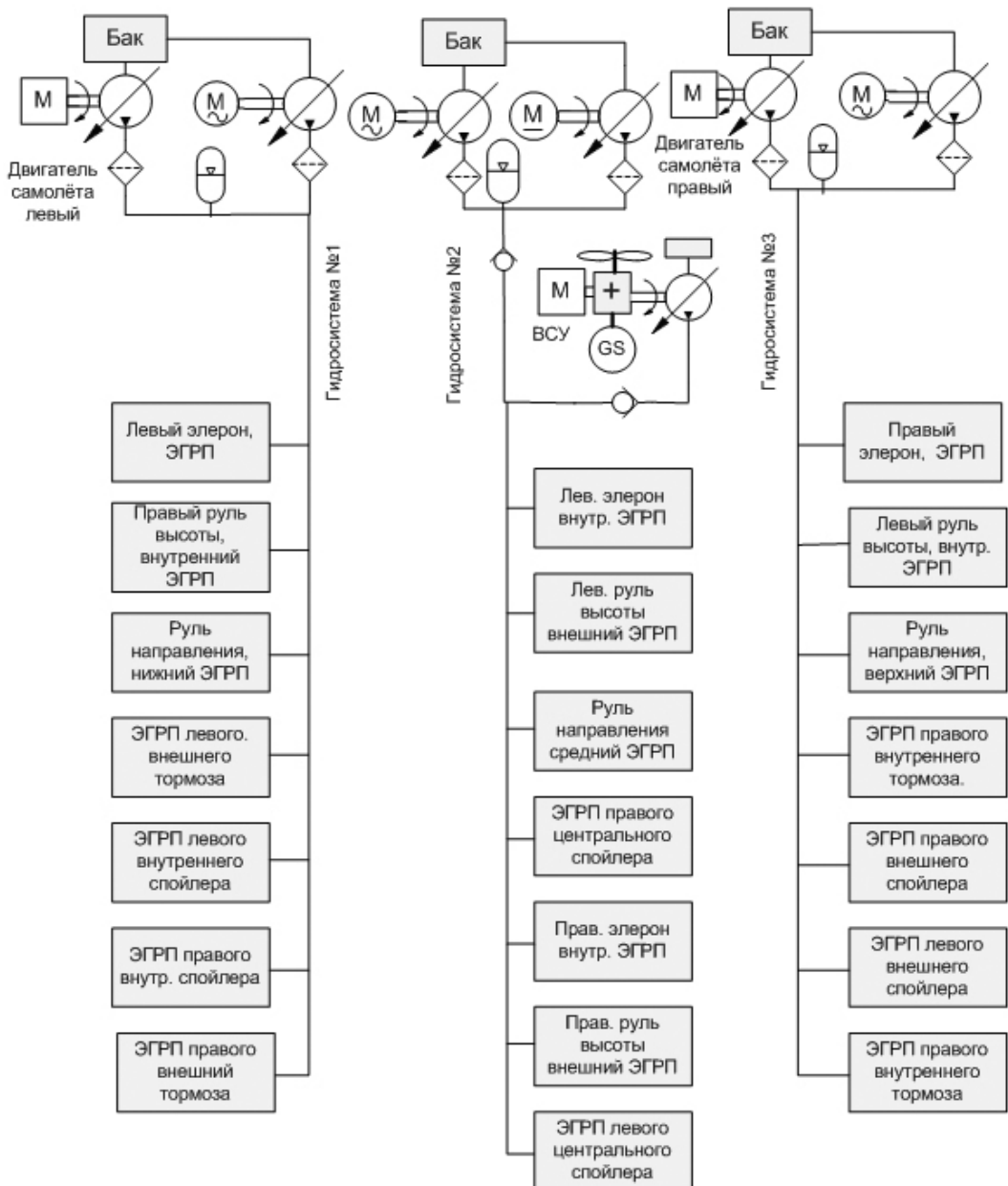


Рис. 5. Пример схемы подключения к бортовым гидравлическим системам питания системы ЭГРП

первая и третья гидросистемы получают энергию от маршевых двигателей самолёта, а вторая (центральная) гидросистема — от двух электродвигателей. При отказе штатных приводов насосов гидрокомплекса электрогидравлические рулевые приводы, подсоединённые ко второй гидросистеме, могут получать гидравлическую и электрическую энергию от вспомогательной силовой установки. Как следует из представленной схемы фрагмента гидравлического комплекса самолёта, механическая энергия, отбираемая от маршевых двигателей, непосредственно преобразуется в гидравлическую энергию с помощью двух насосов регулируемой подачи. Дополнительно к указанным двум насосам с непосредственным приводом от маршевых двигателей формируются дополнительные потоки рабочей жидкости от насосов с электроприводом переменного тока. Таким образом, отказы основных насосов, установленных непосредственно на маршевых двигателях самолёта, компенсируются работой насосов с электроприводами, получающими энергию от сети переменного тока. Кроме указанных двух гидросистем, на самолёте есть третья гидравлическая система, два насоса которой имеют привод от двух электродвигателей: двигателя переменного тока, подключаемого к общей сети переменного тока, и электродвигателя постоянного тока, подключаемого к сети постоянного тока, а при её отказе — к аварийному аккумулятору.

Некоторые перспективы развития систем рулевых приводов

Использование основных достижений электротехнической и электронной промышленности в области построения силовых электромашин позволяет производить мощные электронные блоки управления и бесколлекторные электродвигатели постоянного тока с цифровым управлением, которые по удельным весовым показателям приближаются к электрогидравлическим приводам с централизованными гидравлическими системами. При комплексном решении задачи перехода на «более электрический самолёт», применяя такие электромшины, можно достигнуть весьма существенного положительного эффекта [3, 4, 5]. Например, на самолёте А-380 удалось уменьшить количество централизованных гидросистем до двух вместо четырех, соответствующих самолётам такого класса. При этом уменьшилась масса самолёта на 1500 кг и сократилось время на межполётное обслуживание. Указанные эффекты стали возможными благодаря следующим основным технологическим достижениям электротехнической промышленности:

1) созданию редкоземельных магнитных материалов (РЗМ), обладающих высокой магнитной энергией;

2) созданию высоковольтных твердотельных переключательных устройств на большие мощности типа IGBT;

3) созданию и применению микропроцессоров и микроконтроллеров, встроенных в привод, для различных вычислительных и управляющих функций с высоким быстродействием и большими вычислительными ресурсами.

Общая структурная схема электрического привода, использующего эти достижения, показана на рис. 6 [5, 7]. Затраты массы на единицу мощности для таких мехатронных модулей, которые показаны на рис. 6, составляют $M_{\text{мех.мод}}/N = 1,9 \div 2,3$ кг/кВт. Эта оценка является приемлемой для использования подобных устройств на самолётах. На указанном рисунке выделены три основных функциональных блока: 1, 2, 3.

Основные компоненты привода:

1) блок электропривода с бесколлекторным двигателем постоянного тока и с элементами его управления: системой преобразования напряжения переменного тока в высоковольтное напряжение постоянного тока 270 В или 540 В; контроллера, формирующего в зависимости от угла поворота ротора электродвигателя команды на переключение обмоток; усилителя-инвертора, который состоит из трех стоек высоковольтных транзисторов, переключающих три обмотки двигателя БДПТ;

2) механическая передача (редуктор), которая преобразует вращательное движение вала БДПТ в поступательное перемещение выходного звена привода;

3) гидростатическая передача энергии от вала БДПТ к поршню типового гидравлического цилиндра.

Комбинация блоков 1+2 соответствует электроприводу с механической передачей энергии; комбинация блоков 1+3 соответствует электроприводу с гидростатической передачей. В любом случае для потребителя это — электрический привод, который менее дорог в обслуживании, что является важным фактором. Выбор типа передачи зависит от области применения привода и от многих других факторов. Например, по результатам оценки надёжности систем приводов экспериментального самолёта F/A-18, на котором были установлены электроприводы с механической передачей, предназначенные для длительной работы под нагрузкой, специалисты делают вывод [4] о том, что опасно исключать из системы ЭГРП приводы с дроссельным регулированием. В электромеханических рулевых

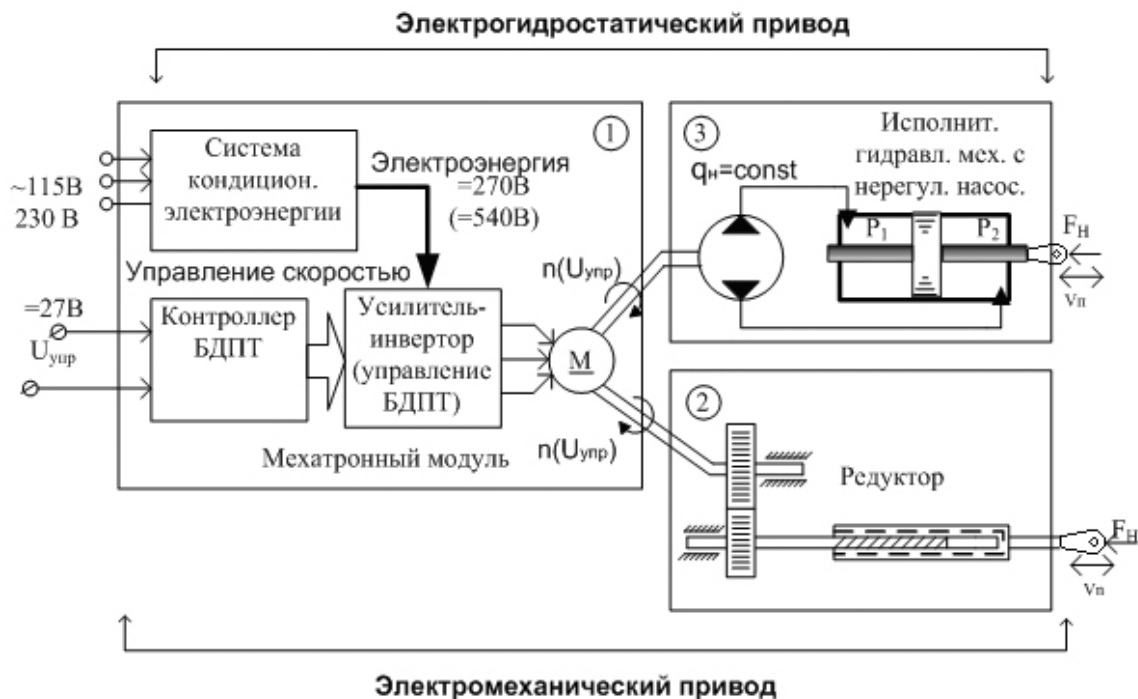


Рис. 6. Общая структурная схема построения электрического привода с механической и гидростатической передачами:

V_n — скорость выходного звена; БДПТ (М) — бесколлекторный двигатель постоянного тока; F_n — нагрузка

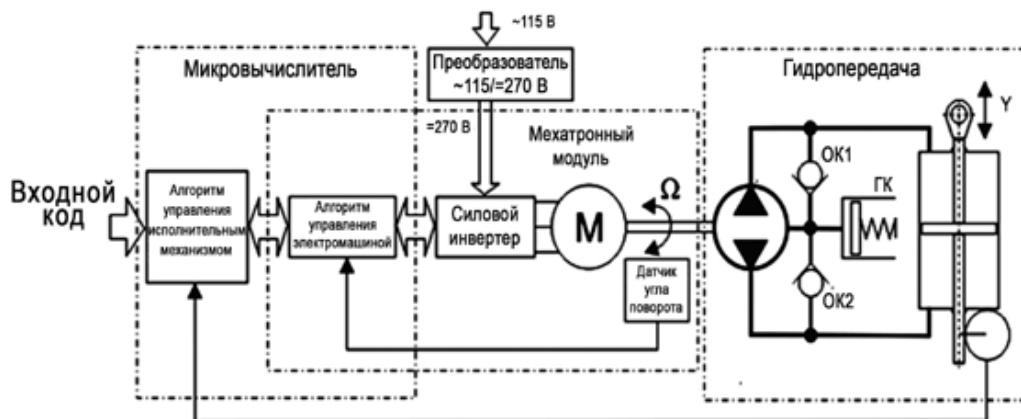


Рис. 7. Типовая структура типового электрогидростатического привода:
ГК — гидрокомпенсатор; М — электродвигатель;
ОК1, ОК2 — обратные клапаны подпитки полостей гидроцилиндра

приводах с механическим редуктором при отсутствии увеличения зазора за время эксплуатации имеется риск заклинивания деталей и их повышенного износа. Поэтому для самолётов ближайшей перспективы для управления основными рулями более приемлемым является электропривод с гидростатической передачей. Показатели износа и безотказности гидроцилиндров рулевых приводов хорошо известны и могут прогнозироваться, в то время как электропривод с механической передачей более подходит для систем ракет и космичес-

ких аппаратов, в которых требуется обеспечить длительное время хранения системы при сравнительно малых ресурсах [3, 4, 5]. Общая блок-схема электропривода с гидростатической передачей показана на рис. 7 [1].

Статические характеристики такого электропривода полностью определяются характеристиками мехатронного модуля и деформированы только под влиянием утечек в насосе. Видимо, не будучи уверенными в безотказности мехатронного модуля, на самолёте А-380 такие приводы используют в каче-

стве резервных каналов рулевых приводов. Общая схема, показывающая принцип построения комбинированного электрогидравлического привода самолёта А-380 с резервным электрическим каналом и основным каналом, реализующим принцип дроссельного регулирования скорости представлена на

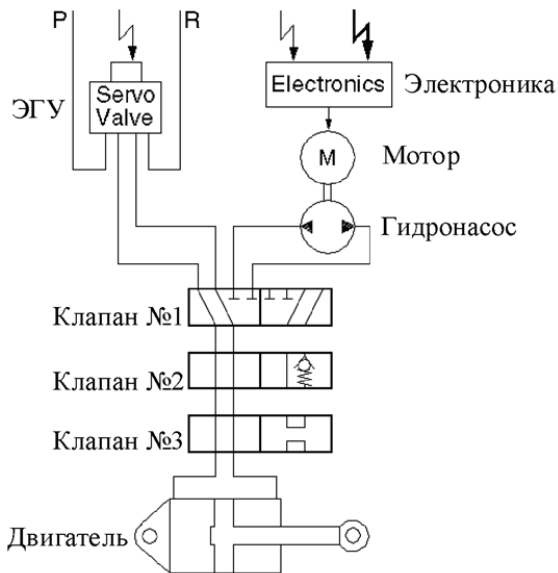


Рис. 8. Общая схема комбинированного рулевого привода разработки фирмы LIEBHERR [8] для управления интерцепторами самолёта А-380, объединяющего энергопитание от гидросистемы и электросистемы:

P, R — давление подачи и слива

рис. 8 [8]. Привод имеет встроенный в него электрогидравлический клапан переключения (клапан №1) основного канала на резервный гидравлический энергетический канал, который во многом определяет безотказность привода в целом. Клапан №2 предназначен для блокировки гидроцилиндра; клапан №3 — технологический. Такие приводы выполняются конструктивно в одном блоке, объединяющем и гидравлические и электронные компоненты. Электродвигатель имеет общий вал с насосом и погружён в масло. В качестве двигателя используется общий гидроцилиндр, как наиболее надёжный элемент привода. Удельные энергетические показатели комбинированного привода: электропривод с гидростатической передачей — 4,3—6,5 кг/кВт, в то время как типовой ЭГРП с дроссельным регулированием — 3,2 кг/кВт [6]. Рассмотрим приближённо оценку интенсивности отказов комбинированного привода. На рис. 9 показана упрощённая логическая схема оценки безотказности комбинированного привода. Интенсивность отказов такого комбинированного привода приближённо определяется следующим выражением:



Рис. 9. Логическая схема оценки безотказности каналов комбинированного привода: ЭС — электросистема; СНЦ — устройства подключения электрики; ЛЭД — линейный электродвигатель; ГР — гидрораспределитель (над блоками указаны приближённые оценки интенсивности их отказов λ , умноженные на 10^6)

$$\lambda_{\text{КОМ.ПР}} \approx \lambda_{\text{БУК}} + \lambda_1 \cdot \lambda_2 + \lambda_{\text{ГЦ}};$$

$$\lambda_{\text{КОМБ.ПР}} \approx 22 \cdot 10^{-6} + 108,8 \cdot 10^{-6} \cdot 118,6 \cdot 10^{-6} + 0,68 \cdot 10^{-6} \approx 22,7 \cdot 10^{-6}.$$

Эта оценка близка к оценке интенсивности отказов типового ЭГРП: $\lambda_{\text{ЭГРП}} = (25 \div 30) \cdot 10^{-6}$.

Другим вариантом построения системы приводов с электрическим резервом является использование ЭГРП с клапаном его переключения на локальную миниатюрную гидросистему (ЛГС) с электроприводом, которая снабжает гидравлической энергией 1—3 привода, расположенные в непосредственной близости. Возможная упрощённая схема такого клапана переключения показана на рис. 10. Логическая схема для оценки интенсивности отказов ЭГРП, содержащего клапан переключения (КП), с питанием от локальной гидросистемой показана на рис. 11. На этом рисунке показаны два ЭГРП, управляющие одной рулевой поверхностью. Один из приводов (ЭГРП2) имеет клапан (КП1) переключения подводимой гидроэнергии к локальной гидросистеме, которая подключается к электросистеме (ЭС1). На этом же рисунке приведены оценки безотказности такого привода в виде интенсивности отказов.

Выводы

1. Приведенные выше приближённые оценки вероятности отказа приводов ЭГРП с ЛГС и ком-

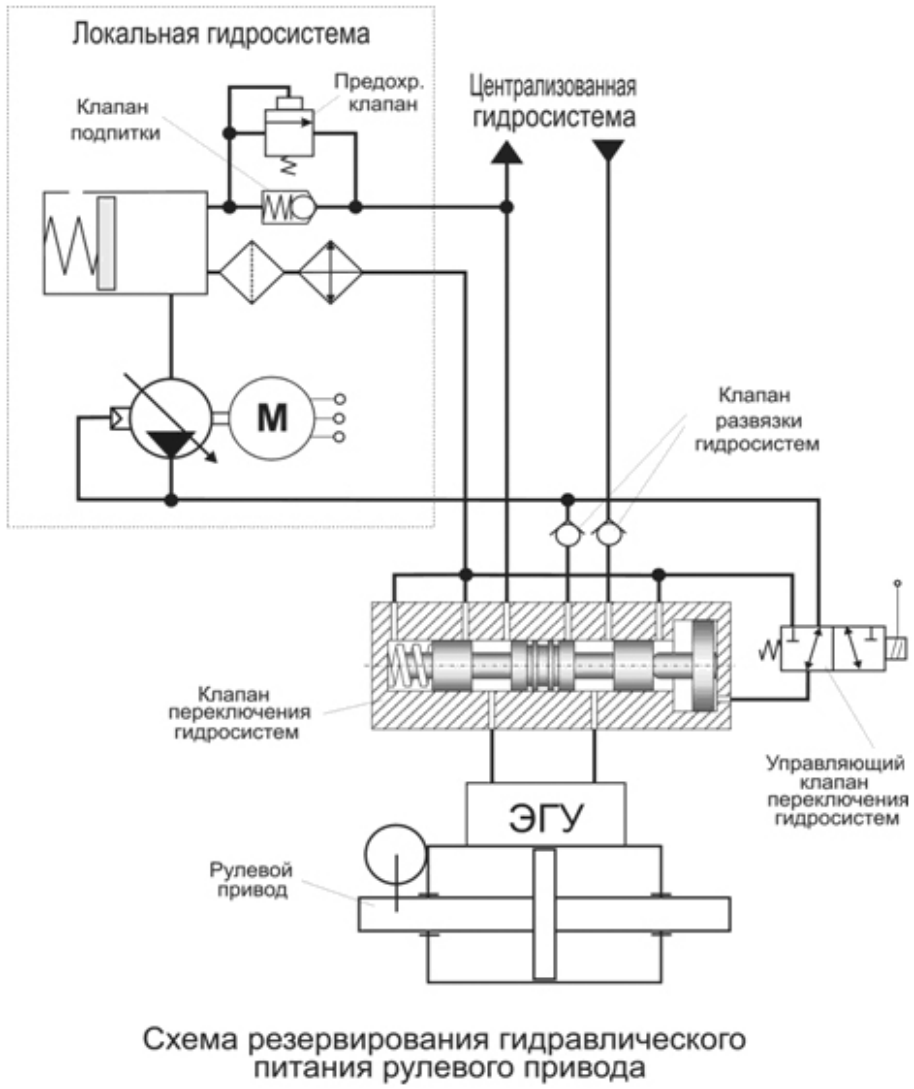


Рис. 10. Упрощённая схема клапана переключения ЭГРП на резервную локальную гидросистему:
 М — приводной электромотор

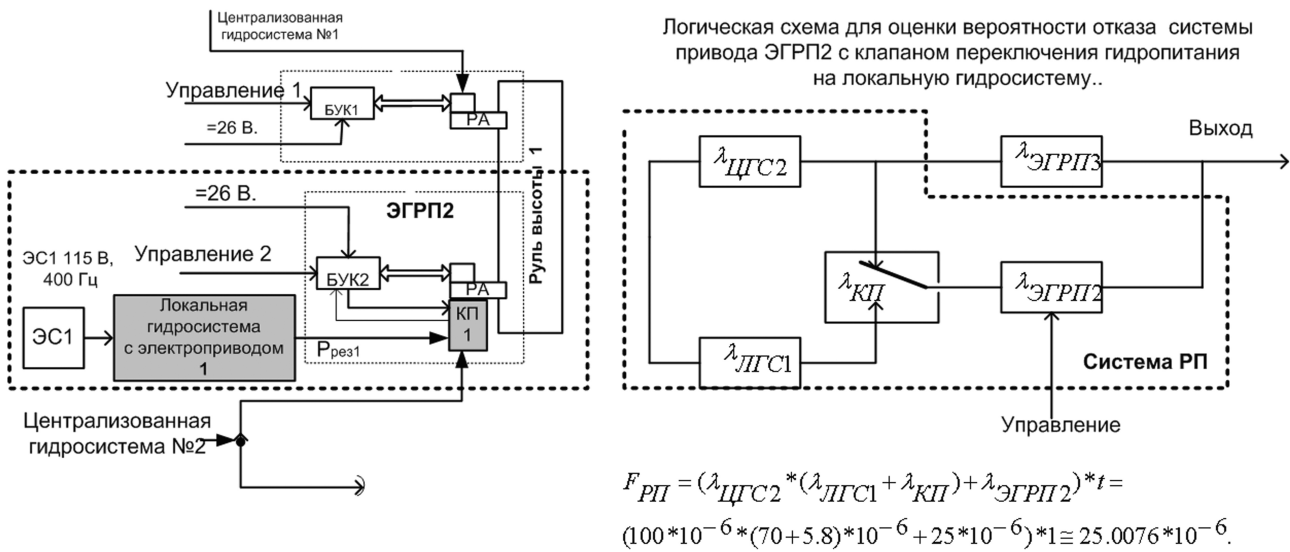


Рис. 11. Фрагмент схемы системы из двух ЭГРП, управляющих положением одной рулевой поверхности. Один ЭГРП содержит клапан переключения (КП1) и логическую схему для оценки безотказности ЭГРП 2 с клапаном переключения на резервную ЛГС1 (в пунктирной рамке). ЦГС2 — централизованная гидросистема

бинированного привода с резервным электрогидростатическим исполнительным механизмом показывают, что такие системы приводов имеют примерно одинаковые показатели безотказности энергетических каналов. Их использование существенно повышает надёжность систем приводов при возможных отказах в бортовых системах энергоснабжения.

2. Уровень безотказности тракта управления системы рулевых приводов с дроссельным управлением скоростью (ЭГРП) и электропривода с гидростатической передачей определяется электронным блоком управления и контроля (БУК), входящим в состав рулевого привода. Для повышения безотказности канала управления необходимо резервирование электронного блока управления приводом.

3. Основной эффект применения электроприводов с механической или с гидростатической передачей заключается в возможности сокращения количества бортовых гидравлических систем.

Библиографический список.

1. Редько П.Г., Ермаков С.А., Селиванов А.М. и др. Концепция развития систем рулевых приводов перспективных самолётов // Полёт. 2008. №1. С.50—60.
2. Системы оборудования летательных аппаратов / Под ред. А.М. Матвеевко и В.И. Бекасова. — М.: Машиностроение, 1995.

3. Une vision europeene pou «more electric» aircraft/ Air & Cosmos 2004/10,12. AIR&COSMOS #1962.

4. The «more electric» architecture revolution. MILTECH-10/2005, 4p.

5. Mikhail A. Electric Cabin. Aviation Week&Space Technology. March 28, 2005.

6. System electric d'invepemn de passe de l'A380, 6 p.

7. Spec: preparer l'avion plus electrique. AIR&COSMOS #2012-6 Janvier 2006, 4 p.

8. Markus Bildstein. A380 Spoiler Electrical Back-up Hydraulic Actuator (A380 Spoiler EBHA), presented SAE A-6 Symposium, Toulouse, France 17 Oct. 2002 // Liebherr — Aerospace Lindenberg/ GmbH. Germany, 8 p.

9. L. Andrieu & E. Nourmamod. The A340-500/600 Fly by wire rudder control // SAE A6 meeting Oct. 16, 2002, Airbus, Toulouse Fr, 6 p.

10. Усилители электрогидравлические 6Ц.218 — 6Ц.222. Aviaexport USSR/ММКБ Родина. 1989. 2 с.

11. Гидравлические системы и приводы летательных аппаратов// Международный симпозиум. Самара 1993г. Изд. Allied Signal Aerospace, 1993. 220 с.)

12. Авиационные правила, часть 25, раздел А-0 Общие требования лётной годности самолёта при отказах функциональных систем. — М.: МАК, 2000.

13. E.T. Raymond, C.C. Chenoweth Aircraft Flight Control Actuation System Design. SAE, USA, 1993, 270 p.