

Рулевые приводы с автономным гидропитанием (АРП) для магистральных самолётов

08, август 2014

DOI: [10.7463/0814.0724446](https://doi.org/10.7463/0814.0724446)

профессор, д.т.н. Шумилов И. С.¹

УДК 678-404: 629.735.063

¹Россия, МГТУ им. Баумана

^ashumilov-it@yandex.ru

Применение в авиационных системах управления гидравлических следящих приводов с автономным гидропитанием (АРП), так называемых, рулевых приводов интегральной компоновки, т. е. совмещение в едином блоке источника гидравлической энергии и его потребителя, преследует увеличение надёжности системы управления (СУР) за счёт ликвидации трубопроводов, соединяющих привод с источником гидропитания, и исключения влияния неисправности других потребителей на работоспособность привода, а также увеличение живучести СУР за счёт отказа от длинных трубопроводных коммуникаций и заменой их на электропроводную энергосистему, позволяющую снизить уязвимость систем. Основная причина задержки внедрения АРП на современные самолёты заключалась в том, что для этих самолётов требовались АРП значительно большей мощности со значительными тепловыделениями, которые создавали неприемлемый перегрев АРП. Рассмотрены положительные и отрицательные стороны АРП, альтернативные варианты СУР повышенной надёжности и живучести, местные гидросистемы как перспективная альтернатива автономным рулевым приводам. В настоящее время внедрение на магистральные самолёты АРП нецелесообразно, т.к. создает неоправданно большое количество проблем, снижающих, в общем и целом, безопасность полетов, не создавая существенных весовых и эксплуатационных преимуществ, при этом работы в направлении создания конкурентно способных АРП необходимо продолжать.

Ключевые слова: гидравлические следящие приводы с автономным гидропитанием, надёжность и живучесть, безопасность полетов, местные гидросистемы, трубопроводные коммуникации, охлаждение рабочей жидкости, динамической жёсткости и динамической чувствительности РП, пожаробезопасность самолёта

Введение

Применение в авиационных системах управления гидравлических следящих приводов с автономным гидропитанием, так называемых, рулевых приводов интегральной компоновки, т. е. совмещение в едином блоке источника гидравлической энергии и его потребителя, преследует цели[1,2]:

- увеличить надёжность СУР за счёт ликвидации трубопроводов, соединяющих привод с источником гидросистемы, и исключения влияния неисправности других потребителей на работоспособность привода;
- увеличить живучесть СУР за счёт отказа от длинных трубопроводных коммуникаций и заменой их на электропроводную энергосистему, позволяющую снизить уязвимость систем;
- упростить монтаж системы гидросистемы привода на самолёте;
- упростить испытание системы гидросистемы привода;
- сократить время обслуживания и стоимость эксплуатации системы гидросистемы привода на самолёте.

Автономный следящий гидравлический привод самолётных систем управления может быть выполнен с дроссельным (АРП_{др}) и объёмным регулированием (АРП_{об}). Автономный привод с дроссельным регулированием представляет собой объединённые в одном блоке автономную гидросистему и следящий привод с дроссельным регулированием.

В автономном приводе с объёмным регулированием (рис.1.) объединены: основной источник гидросистемы переменной подачи, приводимый в действие электродвигателем, вспомогательный источник гидросистемы для регулирующего устройства, приводимый в действие обычно тем же электродвигателем, сравнивающее устройство, регулирующее устройство и гидродвигатель.

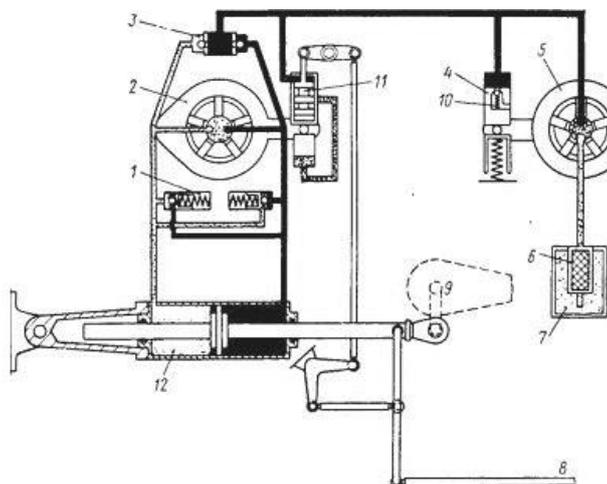


Рис. 1. Автономный привод с объёмным регулированием. 1 — предохранительный клапан; 2 — насос переменной подачи; 3-подпиточный клапан; 4 — регулятор расхода; 5 — насос вспомогательной гидросистемы; 6 — фильтр; 7 — гидробак; 8 — входное звено; 9 — рулевая поверхность; 10 — предохранительный клапан; 11 - устройство серводействия; 12 — гидроцилиндр.

Регулирующим устройством такого привода является, например, поворотная обойма, распределительная или подвижная наклонная шайба насоса переменной подачи. Положение этих деталей насоса относительно состояния его нулевой подачи определяет направление потока рабочей жидкости и подачу насоса, т. е. направление и скорость движения гидродвигателя. Регулирующее устройство таких приводов имеет гидравлическое сервоуправ-

ление, для гидropитания которого в конструкцию привода вводится специальная вспомогательная гидросистема. Применение АРП_{ор} преследует цель максимального снижения установочной мощности и веса СУР. Как видно из характеристик, приведённых на рис.2, при одинаковой внешней нагрузочной характеристике установочная мощность и потребляемая энергия автономного привода с объёмным регулированием несколько ниже, чем у привода с дроссельным регулированием. Однако этот тезис оказывается под сомнением, если энергозатраты сравнивать с учётом коэффициентов полезного действия (кпд) электродвигателя привода и электрогенератора электросети самолёта (см. рис.2. зависимость б.) и не забывать, что рули имеют скорость перемещения не более 5 гр/с в течение более 80% времени полёта, где кпд АРП_{об} далеко не оптимален [8].

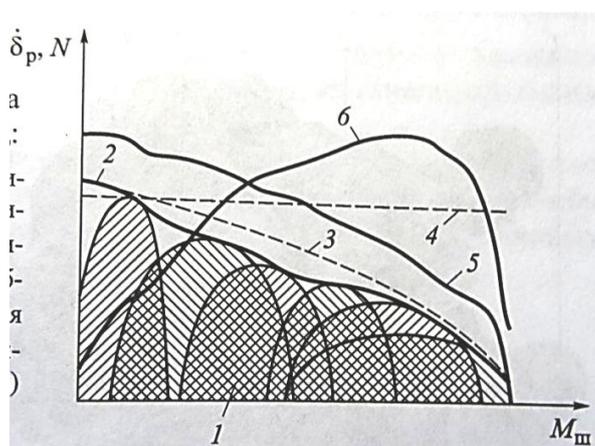


Рис.2. Механическая характеристика и потребляемая мощность приводов с дроссельным и объёмным регулированием: 1 — эллипсы нагрузки; 2 — необходимая механическая характеристика привода; 3 — механическая характеристика привода с дроссельным регулированием; 4 — механическая характеристика привода с объёмным регулированием; 5 — потребляемая мощность привода с дроссельным регулированием; 6 — потребляемая мощность привода с объёмным регулированием (с учетом к.п.д. электродвигателя и генератора электроэнергии).

В 1950-х годах компания Boulton Paul Aircraft Ltd в Великобритании (позднее член группы Doughty Rotol Ltd) разработала АРП с гидродвигателем поступательного движения и поставила 10 таких АРП для бомбардировщика Vulkan, 11 штук для авиалайнера VC-10 и 4 штуки для военно-транспортного самолёта Belfast [10], на которых имелось много небольших поверхностей (4 руля высоты, 4 элерона, по 2 или 3 руля направления и т.д.), для управления которыми применялись АРП с приводным электродвигателем мощностью только в 0,55 кВт (рис.3.). С тепловыми режимами при такой установочной мощности удалось справиться относительно просто.

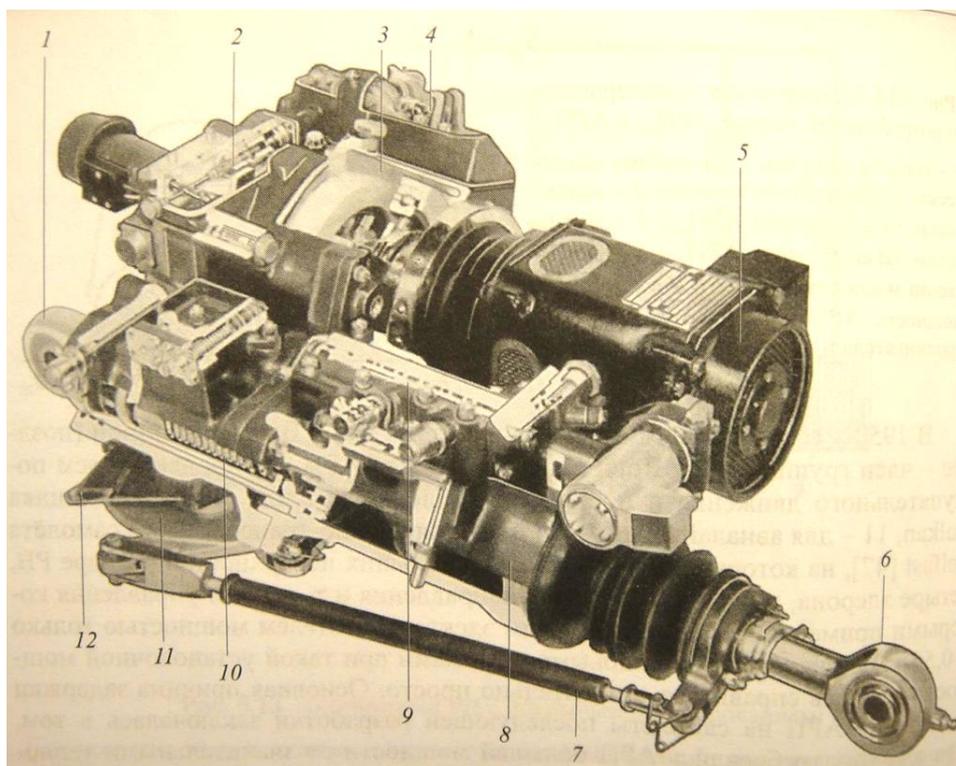


Рис.3. Автономный рулевой гидропривод интегральной компоновки для отклонения интерцепторов на самолёте Belfast. 1-проушина для крепления АРП на каркасе самолёта; 2- сервозолотники для электрического управления; 3-насос; 4-сервозолотник управления насосом; 5-электродвигатель; 6-серьга со сферическим подшипником для соединения с рулевой поверхностью; 7-тяги обратной связи; 8-силовой гидроцилиндр; 9-блок перепускного и демпфирующего клапанов; 10-проушина штока замка; 11- дифференциальная качалка; 12-входной рычаг;

1. Причины задержки внедрения АРП на магистральные самолёты

Основная причины задержки внедрения АРП на магистральные самолёты последующей разработки [8,10] заключались в том, что для этих самолётов требовались АРП значительно большей мощности со значительными тепловыделениями, которые создавали неприемлемый перегрев АРП. Это свидетельствует о том, что для создания удачной конструкции АРП необходимо не только увеличивать КПД насоса и приводного электродвигателя, но и использовать адаптируемые к нагрузке средства управления агрегатом. В АРП, адаптивным к нагрузке, электроприводной насос генерирует гидравлическую мощность только для преодоления фактической аэродинамической нагрузки, действующей на привод.

На рис.4. представлено сравнение АРП с объёмным регулированием ($АРП_{ор}$) и традиционного РП с дроссельным регулированием ($РП_{др}$), получающего энергию от централизованной гидросистемы. Например, на взлётно-посадочном режимах полёта обычно нагрузка составляет ориентировочно 20% от тормозной, и на рис.4. она соответствует точке 3, которая лежит на механической характеристике $РП_{др}$ параболического вида 6, проходящей через точки 2, 3 и 7. Точка 3 должна обеспечиваться так же и механической характеристикой $АРП_{ор}$, которая может быть представлен линией 4 (для идеального $АРП_{ор}$). За-

трачиваемая мощность на этом режиме для АРП_{ор} соответствует области 1, а для РП_{др} – области 1+5. Из этого следует, что потребная мощность АРП_{ор} адаптивного к нагрузке в 5 раз меньше требуемой традиционным РП_{др}. Указанный избыток мощности затрачивается в РП_{др} на дросселирование жидкости в золотниковом устройстве и превращается в тепло, нагревающее жидкость. Однако следует иметь в виду, что режимы работы РП в точке 3 – это в основном взлётно-посадочные режимы полёта. По времени полёта они составляют не более 5% и не являются определяющими.

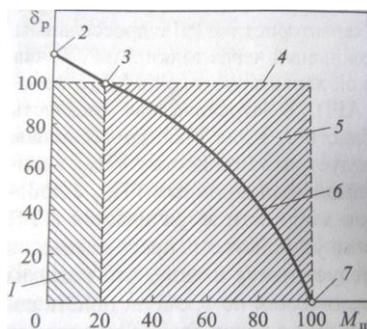


Рис.4. Сравнение АРП_{ор} и РП_{др} по мощности δp и $M_{ш}$ – скорость отклонения и шарнирный момент нагрузки на рулевой поверхности. 1-мощность, требуемая адаптированным к нагрузке приводом АРП_{ор} на взлетном режиме; 2-максимальная скорость движения поверхности управления при отсутствии аэродинамической нагрузки; 3-условие работы привода с максимальной мощностью например на взлётном режиме; 4- механическая характеристика идеального АРП_{ор}; 5+1 – мощность, необходимая РП_{др}; 6- механическая характеристика РП_{др}; 7-нагрузка на выходном звене РП при его нулевой скорости

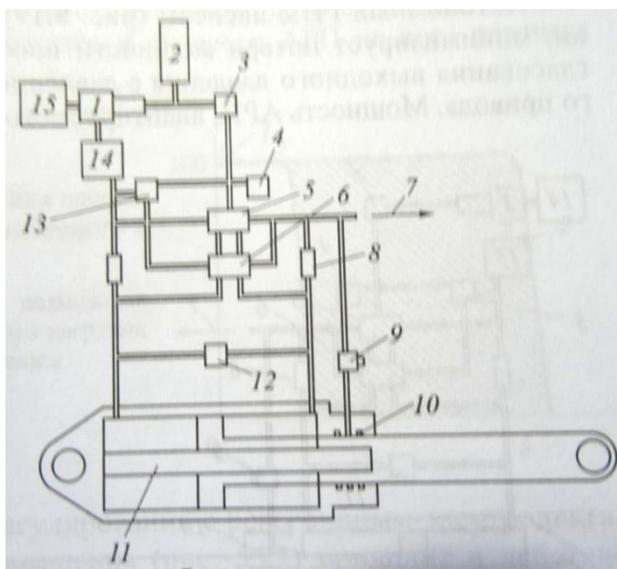


Рис.5. Автономный рулевой гидропривод с золотником и гидроаккумулятором: 1-регулируемый насос постоянного давления; 2-гидроаккумулятор 3-фильтр; 4-датчик давления; 5-сервозолотник с двумя индукционными датчиками положения; 6-перепускной и демпфирующий клапан; 7-слив в бак; 8-антикавитационный обратный клапан; 9-индикатор утечки; 10-двухкаскадное уплотнение; 11-датчик линейного перемещения (ДПЛ); 12-датчик разности давлений на поршне; 13-электрогидравлический клапан; 14-бак; 15-электродвигатель.

Для того, чтобы несколько расширить использование АРП, предпринимались попытки введения различных устройств, улучшающих тепловой режим и минимизирующих размеры насоса и электродвигателя. Традиционный АРП, использующий дроссельное регулирование, регулируемый насос, приводимый электродвигателем с постоянной частотой вращения, дополнительно снабжён гидроаккумулятором, как показано на рис.5., что позволяет удовлетворить требованиям пиковых расходов жидкости и уменьшить размеры насоса и электродвигателя.

На рис.6. представлен АРП_{ор.}, который снабжён основным насосом (ОН) реверсивного типа и малым вспомогательным насосом (МВН). Оба насоса установлены на валу одного и того же электродвигателя постоянной частоты вращения. МВН предназначен для обеспечения подпитки полостей АРП и подачи жидкости в систему регулирования ОН, обеспечивающую регулирование подачи для удовлетворения требований по перемещению с заданной скоростью рулевой поверхности с действующей на неё аэродинамической нагрузкой.

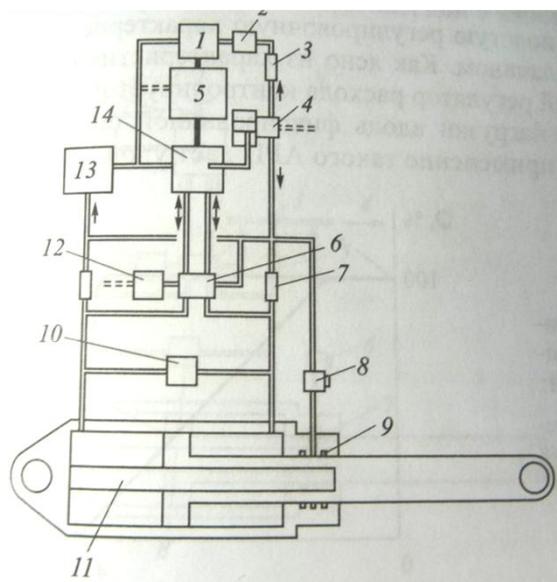


Рис.6. автономный рулевой гидропривод объёмного регулирования с реверсивным основным насосом. 1- вспомогательный насос; 2-фильтр; 3-обратный клапан; 4-сервозолотник сервонасоса с двумя трансформаторными датчиками; 5-электродвигатель; 6-перепускной и демпфирующий клапаны; 7- антикавитационный обратный клапан; 8-индикатор утечки; 9-двухступенчатое уплотнение; 10-датчик разности давлений на поршне; 11-трансформаторный датчик (ТДЛП), встроенный в шток поршня; 12-соленоид; 13-бак; 14-основной насос;

Когда АРП_{ор} неподвижен система регулирования устанавливает наклонный диск ОН в положение нулевой подачи или близком к нему, при котором затрачивается минимум мощности только на создание давления необходимого для удержания нагрузки штоком привода, находящегося в положении, соответствующем поданной команде управления.

На рис.7. представлен АРП с насосом, управляемым давлением нагрузки, сводит к минимуму потери мощности насоса и электродвигателя путём согласования выходного давления с давлением, требующимся для нагруженного привода.

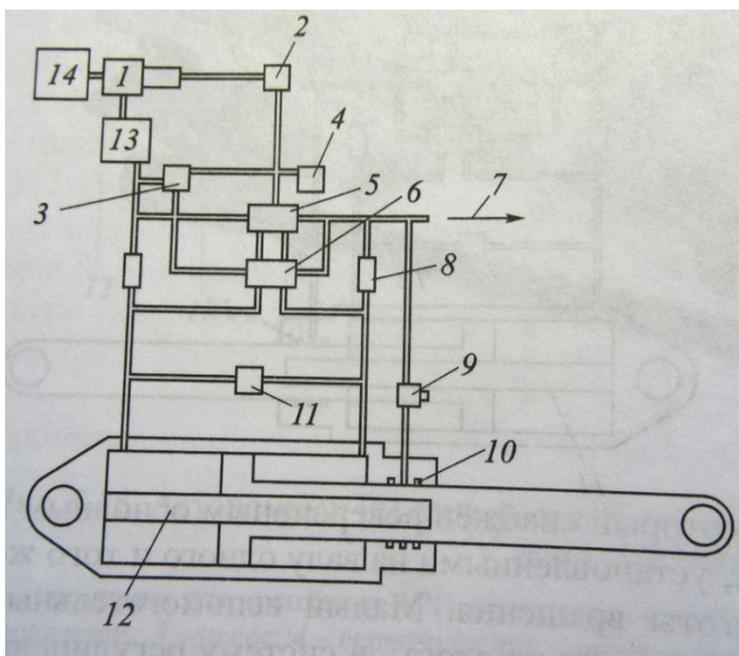


Рис. 7. Автономный рулевой гидропривод с насосом, управляемым давлением нагрузки; 1-регулируемый насос, управляемый давлением нагрузки; 2-фильтр; 3-электрогидравлический клапан; 4-датчик давления; 5-сервозолотник со сдвоенным датчиком линейных перемещений; 6-перепускной и демпфирующий клапаны; 7-слив в бак; 8-антикавитационный обратный клапан; 9-индикатор утечки; 10-двухступенчатое уплотнение; 11-датчик разности давлений на поршне; 12-ДПЛ, встроенный в шток поршня; 13- бак; 14- электродвигатель.

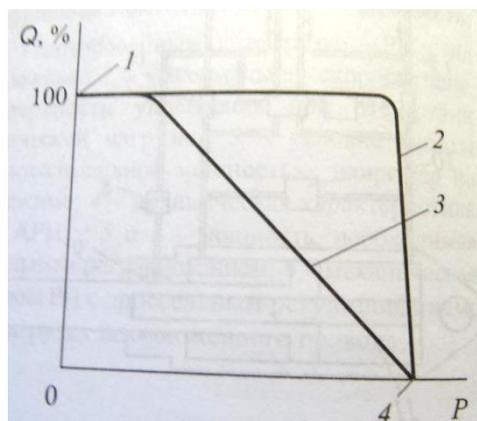


Рис.8. Регулировочная характеристика насоса переменной производительности с пологой характеристикой: 1-100% подачи насоса; 2-крутая характеристика насоса; 3-пологая характеристика насоса; 4-100% выходного давления насоса

Уменьшение мощности привода, адаптируемого к нагрузке, достигается с помощью обычного насоса переменной подачи с постоянной частотой вращения, применяемого почти на всех самолётах, но оснащённого или золотником ограничителя скорости, обеспечивающего длинную пологую регулировочную характеристику насоса, или электрически управляемым клапаном. Как видно из характеристики насоса рис.8. широкодиапазонный регулятор расхода регулирует подачу насоса в зависимости от давления нагрузки вдоль фиксированной пологой наклонной линии. В одних случаях применение такого АРП мо-

жет дать удовлетворительный результат, а в других случаях зависимость скорости от нагрузки привода может меняться в слишком широких пределах относительно линии постоянной мощности, чтобы можно было предотвратить перегрев привода. Электроуправляемый ограничитель подачи можно запрограммировать так, чтобы на всех этапах маршрутного полёта получить наиболее экономичное сочетание давления и подачи жидкости. На рис.9. представлена характеристика электроуправляемого насоса, где под кривой на заштрихованной площади реализуются все возможные сочетания параметров насоса для удовлетворения требований по нагрузке и скорости АРП на всех режимах полёта.

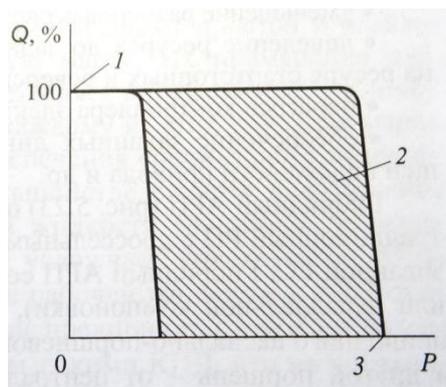


Рис.9. Регулировочная характеристика насоса переменной производительности адаптивного к нагрузке
1-100% подачи насоса; 2- область возможных сочетаний параметров насоса; 3-100% выходного давления насоса по позиции

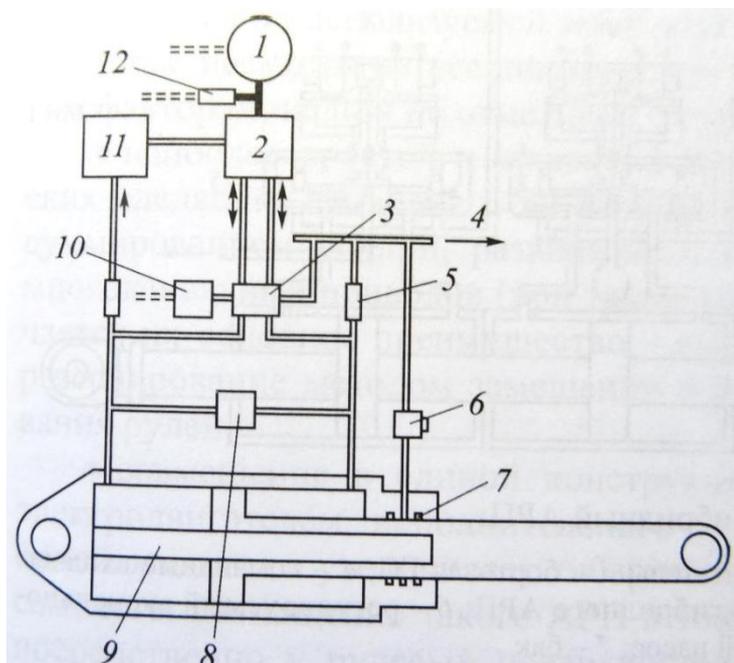


Рис. 10. Автономный рулевой гидропривод с сервоуправляемым реверсивным электродвигателем:

1-реверсивный электродвигатель с регулируемой частотой вращения; 2-нерегулируемый насос; 3-перепускной и демпфирующий клапаны; 4-слив в бак; 5-антикавитационный обратный клапан; 6-индикатор утечки; 7-двухступенчатое уплотнение; 8-датчик разности давлений на поршне; 9- трансформаторный датчик линейных перемещений; 10-соленоид; 11-бак; 12-датчик скорости вращения электродвигателя.

На рис.10. показан АРП_{ор}, имеющий реверсивный электродвигатель с регулируемой частотой вращения, который приводит в действие нерегулируемый реверсивный аксиально-поршневой насос.

Минимизация мощности осуществляется управляемым электродвигателем, развивающим достаточные крутящий момент и частоту вращения для того, чтобы привод удовлетворял заданным требованиям. Когда параметры нагрузки и частоты вращения снижаются до нуля, электродвигатель останавливается, исключая, таким образом, все потери энергии в насосе и электродвигателе. Однако остаются ещё нерешёнными проблемы:

- уменьшения размеров серворегуляторов электродвигателя и потерь в них;
- доведения ресурса до заданной величины при существенном влиянии на ресурс старт-стопных и реверсивных циклов;
- перегрева контроллера электродвигателя;
- обеспечения заданных динамических характеристик, жёсткости и общей надёжности привода и ряд др.

АРП обладает низкой динамической чувствительностью в области малых сигналов при амплитуде 0,1...0,2% от максимального хода поршня. Трудности достижения приемлемой чувствительности привода и точности обработки им малых сигналов на прямую связаны с достигнутым качеством регулирования скорости вращения бесколлекторных электродвигателей постоянного тока (БДПТ) в области малых скоростей. В области малых сигналов и, следовательно, малой скорости вращения ротора насоса возникает зона нечувствительности (зона неустойчивых скоростей). В сочетании с трудностью обеспечения устойчивой скорости вращения ротора электродвигателя при малых управляющих сигналах этот недостаток может быть очень существенным. Нижний предел устойчивой скорости вращения вала электродвигателя определяет зону нечувствительности привода. Чем выше нижний предел устойчивой скорости вращения вала двигателя, тем больше зона нечувствительности привода в целом.

На предприятии ОАО «ПМЗ Восход» разработан ряд вариантов приводов, являющихся дальнейшим развитием схем электрогидростатического привода. Схема одного из вариантов автономного электрогидростатического привода [3,4,6] приведена на рис.11.

Этот привод содержит электронные блоки микровычислителя и силового инвертора, обеспечивающих работу бесколлекторного электродвигателя постоянного тока. В гидравлической части привода используются нереверсивный нерегулируемый насос, золотниковый клапан реверса КР, управляемый линейным электродвигателем ЛЭД, гидроцилиндр и вспомогательные элементы: гидрокомпенсатор (ВГК), клапаны подпитки (ОК) и предохранительные клапаны (ПК), электрический датчик положения золотника клапана реверса, электрические датчики перепада давления (ДПД) на входе и выходе клапана реверса. Привод замкнут позиционной обратной связью с помощью датчика положения штока гидроцилиндра. Способ регулирования скорости выходного звена меняется зависимости от величины сигнала рассогласования следящего привода. Поэтому такой элек-

трогидростатический привод можно назвать приводом с комбинированным регулированием скорости внутри одного энергетического канала.

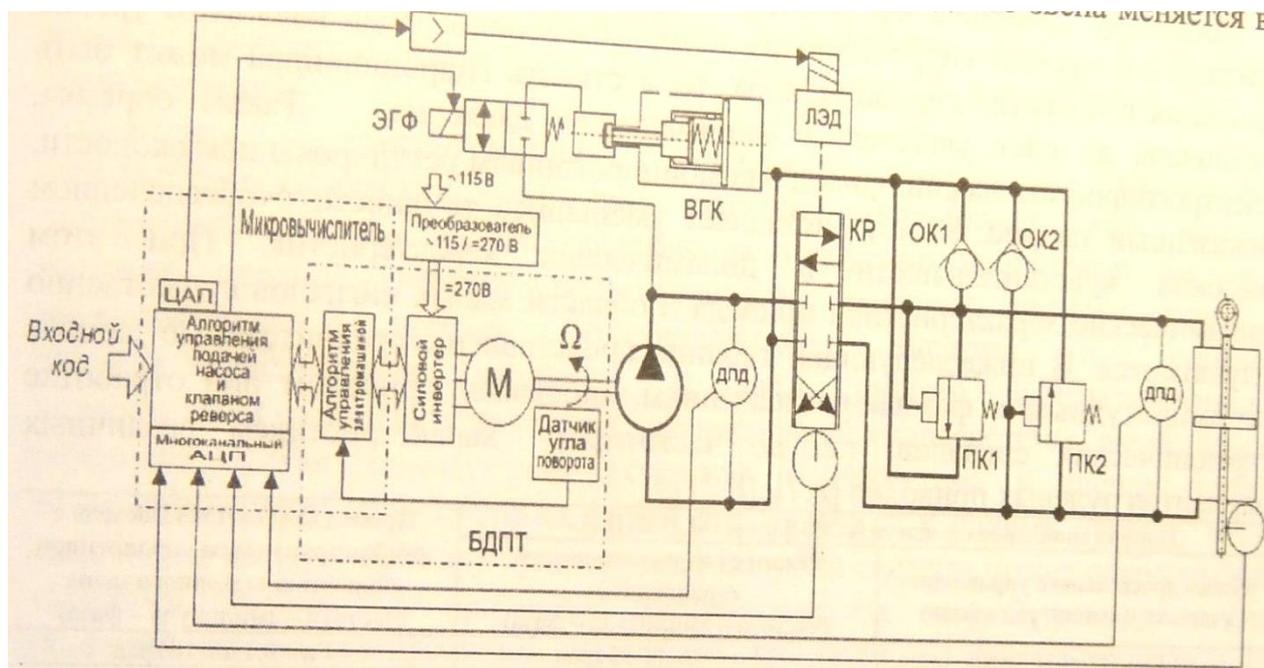


Рис.11. Схема автономного электрогидравлического привода с комбинированным (двухрежимным) регулированием скорости (общим объёмным регулированием и дроссельным регулированием в области малых сигналов) разработки ОАО ПМЗ Восход.

КР - клапан реверса; ПК1, ПК2 - предохранительные клапаны;

ЭГФ - электромагнитный клапан включения компенсатора; ВГК - управляемый гидрокомпенсатор; ЛЭД - линейный электродвигатель; ДДД - датчик перепада давления.

Комбинированное (двухрежимное) регулирование скорости выходного звена привода обеспечивает обработку больших и средних сигналов рассогласования привода с малыми потерями мощности, близкими к минимальным потерям при объёмном принципе регулирования скоростью поршня. При малых сигналах рассогласования, при которых потребляемая приводом мощность мала и энергетические показатели не столь важны, привод переходит в режим дроссельного регулирования, для которого характерны максимальная чувствительность и минимальные ошибки воспроизведения заданного движения. При таком управлении не требуется обеспечение стабильной низкой скорости вращения ротора электродвигателя в области малых сигналов. Поэтому можно использовать в приводе более простые и дешёвые электродвигатели, а также нереверсивные насосы, что снижает стоимость их изготовления. Гидравлическая часть привода не просто выполняет функции редуктора, а полностью реализует весь накопленный авиационной промышленностью опыт для улучшения характеристик привода в области малых сигналов. Это свойство привода особенно ценно для применения на самолётах, обладающих малоустойчивой или неустойчивой аэродинамической компоновкой.

Таким образом, электрогидростатический привод с комбинированным регулированием скорости, показанный на рис.11., позволяет уменьшить трудности с обеспечением высокой чувствительности и динамических характеристик. При этом динамические характеристики привода в области малых сигналов существенно улучшаются.

Однако такая комбинация функционирования вносит в привод существенные осложнения, как в части электронных блоков управления, так и в части гидромеханических элементов РП, что, конечно, усложнит обеспечение необходимых требований по надёжности СУР и потребует дополнительных доводочных исследований.

2. Необходимость решения ряда технических проблем при применении автономных рулевых приводов в системах управления рулями магистральных самолётов

Применение в системах управления рулями самолёта автономных приводов требует решения ряда технических проблем [8]. Одной из этих проблем является проблема охлаждения рабочей жидкости. Устройства для охлаждения рабочей жидкости в централизованных гидросистемах (топливо-жидкостные радиаторы) обладают простой и надёжной конструкцией и имеют незначительный вес. Применение этих устройств для охлаждения рабочей жидкости в автономных приводах должно представлять определённые технические трудности, так как требует подвода к каждому из этих приводов магистралей с топливом или обеспечения специального воздушного охлаждения каждого привода, что в большинстве случаев невозможно. Использование других средств охлаждения жидкости, например, испарительной системы охлаждения, значительно усложняет конструкцию привода, увеличивает его габариты и вес. Перегрев рабочей жидкости в АРП явился сложной инженерной задачей. Были предприняты шаги по разработке насосов и электродвигателей для них с более высокими КПД, однако это не устранило проблему перегрева жидкости. Требовались другие концептуальные решения при создании АРП.

Другой не менее важной проблемой применения автономных приводов является проблема обеспечения работоспособности АРП в аварийных условиях, связанных с временной остановкой двигателей или обесточиванием системы электропитания. Применение в АРП электродвигателей постоянного тока для использования в аварийных случаях энергии аккумуляторов существенно увеличивает их вес. Для аварийного питания электродвигателей переменного тока необходима установка специальных преобразователей, что вместе с увеличением ёмкости аккумуляторов приведёт также к значительному увеличению веса оборудования. Возможно применение аварийных генераторов соединённых ветродвигателем, который выпускается в поток в аварийных случаях. Оба эти варианта имеют ограничения по используемой мощности.

И так, несмотря на неоспоримые преимущества АРП по живучести и ряду др. факторов, нельзя не отметить отрицательные стороны АРП:

- наиболее простым и эффективным способом резервирования гидравлических следящих приводов систем управления рулями самолёта является общее резервирование

привода с суммированием усилий, развиваемых каналами, входящими в состав этих многоканальных приводов. При таком способе резервирования приводов с объёмным регулированием исключается основное преимущество таких приводов с объёмным регулированием — высокий к.п.д. При использовании АРП_{ор} целесообразно применение резервирования только методом замещения.

-совмещение в единой конструкции АРП источника гидропитания с электродвигателем, исполнительного механизма и системы охлаждения рабочей жидкости значительно увеличивает габариты привода, что усложняет его установку на самолёте. Размещение такого привода в тонких профилях крыла и оперения, непосредственно у рулевых поверхностей, представляет достаточно сложную задачу и в ряде случаев может потребовать установки специальных наружных обтекателей большого размера, что увеличивает C_x самолёта;

-АРП с объёмным регулированием при всех прочих равных условиях имеют динамическую жёсткость ниже, чем приводы с дроссельным регулированием. Это объясняется тем, что давление рабочей жидкости в полостях привода с объёмным регулированием при отсутствии или малой величине внешней нагрузки ниже, чем у привода с дроссельным регулированием. Влияние величины давления рабочей жидкости на её модуль упругости и динамическую жёсткость привода хорошо известно. Для получения одной и той же величины динамической жёсткости площадь поршня гидродвигателя привода с объёмным регулированием должна быть больше, чем у привода с дроссельным регулированием;

- из-за достаточно больших тепловыделений в АРП и сложностей по охлаждению АРП возникает проблема перегрева рабочей жидкости;

- при возникновении пожара на самолёте необходимо обесточивание всех силовых электроцепей, включая и цепи питания электродвигателей АРП, что невозможно (это приведёт к катастрофе). Не выполнение этого требования усложнит борьбу с пожаром;

Начиная с 1960-х годов большое внимание уделялось разработкам автономных РП с объёмным регулированием (АРП_{ор}), который обладает высоким КПД, что обещало снижение массы СУР. Интерес к АРП_{ор} сохранился и в настоящее время. Однако, полномасштабное его применение в СУР по типу самолёта VC-10 вряд ли целесообразно, несмотря на высокий КПД собственно АРП_{ор} на определённых режимах полёта. Привод данного типа состоит (как один из вариантов) из гидроцилиндра (ГЦ), насоса постоянной подачи и вентильного следящего электродвигателя и ряда других необходимых гидравлических элементов. Выгоды по мощности такого типа АРП_{ор} незначительны и не являются определяющими.

Рулевые поверхности более 80% времени полёта отклоняются со скоростью менее 5 гр\сек или неподвижны. На этих режимах кпд АРП_{ор} далеко не оптимален, но тем не менее потребление энергии АРП_{ор} меньше по сравнению с РП_{др}, подключённого к централизованной гидросистеме. Однако эта разница потребляемой энергии за полёт не велика и не является определяющей в выборе типа привода.

В настоящее время выше указанные проблемы ещё не решены, что сдерживает внедрение АРП_{ор}. Кроме того, стоимость, надёжность, масса так же не в пользу АРП_{ор}.

3. Альтернативные варианты СУР повышенной надёжности и живучести

Наиболее рациональным представляется использование АРП_{ор} в качестве альтернативной, не подключённой к централизованной гидросистеме, СУР с ограниченным количеством каналов. Так выполнено, например, на самолёте А-380. Это обеспечивает определённые требования по живучести СУР при минимально необходимых её усложнениях для самолётов с достаточным запасом устойчивости, где требования по динамической чувствительности не так высоки.

С точки зрения веса конструкции применение на самолёте АРП_{ор} может оказаться целесообразным при ограниченном их количестве. В системе управления рулями самолёта автономные приводы получили ограниченное применение. Известны лишь отдельные случаи применения таких приводов, например, на самолётах VC-10, Belfast, Vulkan разработки 1950-1960 годов, мощность которых не превышала 0,55 квт. Известны единичные случаи применения АРП и на современных самолётах, например А-380, т.е. интерес к АРП сохраняется и работы по совершенствованию АРП продолжаются.

На пассажирских самолётах гидравлические системы применяются в основном трёхканальные, обеспечивающие все требования АП25. В начале все насосы приводились от авиадвигателей. При этом один отказ типа заглохание двигателя или его пожар или нелокализованный разлёт масс двигателя (НРМД) мог привести к отказу сразу двух каналов ГС. Чтобы избежать этого явления насосы одного из каналов ГС не стали механически соединять с двигателем, а стали приводить от электродвигателей (ЭПН - электроприводной насос), получающих энергию от самолётной электросети и (или) турбонасосных установок (ТНУ), получающих энергию от воздушной самолётной системы, или ветронасосных установок (ВНУ), получающих энергию от набегающего потока. Это повысило надёжность и безопасность полётов за счёт разнородного резервирования системы энергообеспечения ГС. В этом случае появились дополнительные электродвигатели для привода насосов, но был снят механический привод насоса на коробке самолётных агрегатов на авиадвигателе, так что изменение массы практически не произошло. Такого сорта ГС применены на самолётах А320, В757, В767, В777, [5,7]. Для примера на рис.12. приведена структурная схема ГС самолёта В757.

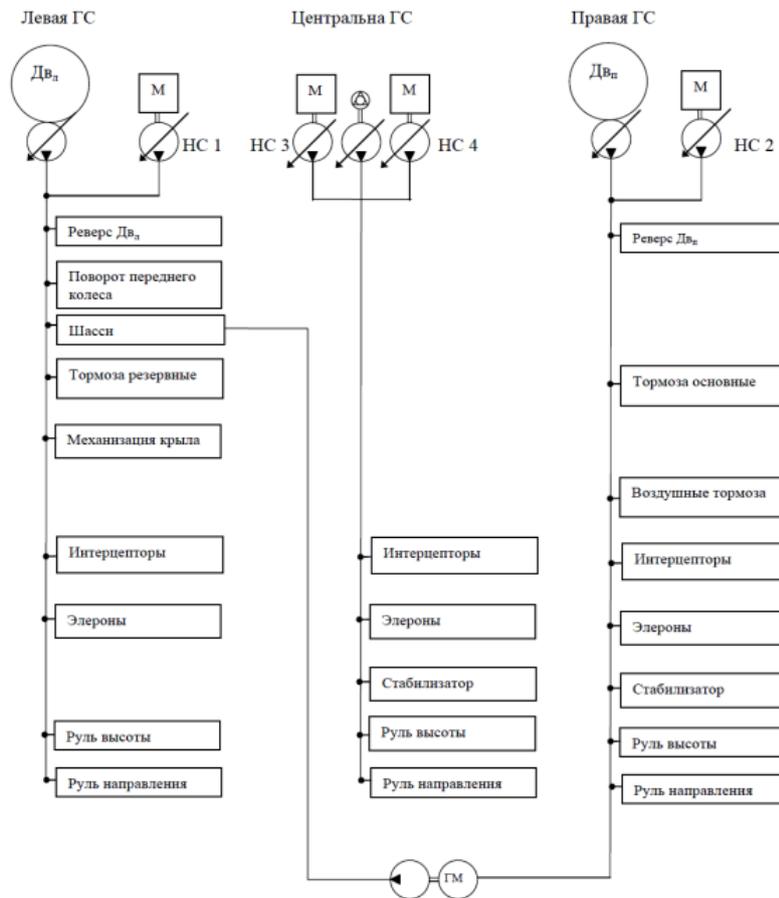


Рис. 12. Структурная схема ГС самолёта В757. Первый полёт – 1982 г

В настоящее время в целях дальнейшего повышения живучести ГС за счёт уменьшения длины трубопроводных магистралей (считается, что трубопроводы недостаточно надёжны, хотя ещё не использованы все имеющиеся возможности по повышению надёжности трубопроводов) наметилось направление перехода от трёх независимых централизованных ГС к двум централизованным ГС, а третий резерв в этом случае реализуется с помощью электросистем и автономных рулевых гидроприводов (АРП) с электроприводом. И электромеханических приводов (ЭМП). Так, например, на самолёте А380 (рис.13.) предусмотрено использование двух типов систем управления (разнородное резервирование): две независимые централизованные ГС (вместо общепринятых трёх ГС) с обычными гидроприводами и два электрических контура с электрогидравлическими автономными приводами (АРП), комбинированными АРП и электромеханическими (приводами) агрегатами (ЭМА). Это позволяет управлять самолётом с помощью любой из четырёх независимых систем управления даже в случае отказа двух гидросистем. Отказ от одной централизованной ГС, по мнению разработчиков А380, позволил уменьшить общую длину трубопроводов ГС и массу самолёта А380 на 450 кг. Однако, при выходе из строя системы электропитания управление будет потеряно из-за выхода из строя всех каналов ЭДСУ.

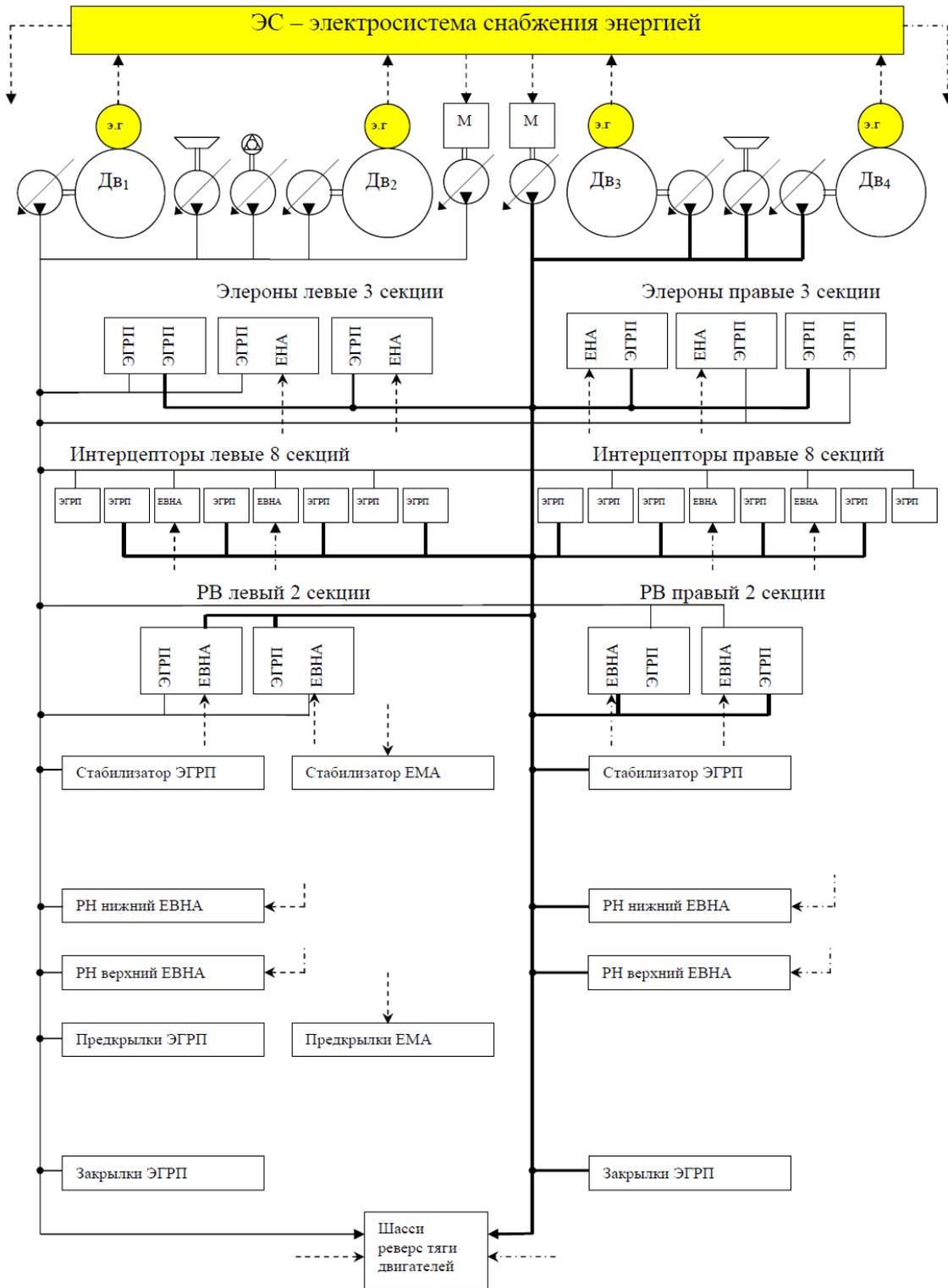


Рис.13. Структурная схема ГС самолёта А380. Первый полёт – 2005 г

ЭГРП-электрогидравлический РП, работающий от централизованной ГС;

ЕНА-электрогидростатический АРП; ЕВНА-электрогидростатический АРП с резервированием от централизованной ГС, ЭМА – электромеханический агрегат (привод).

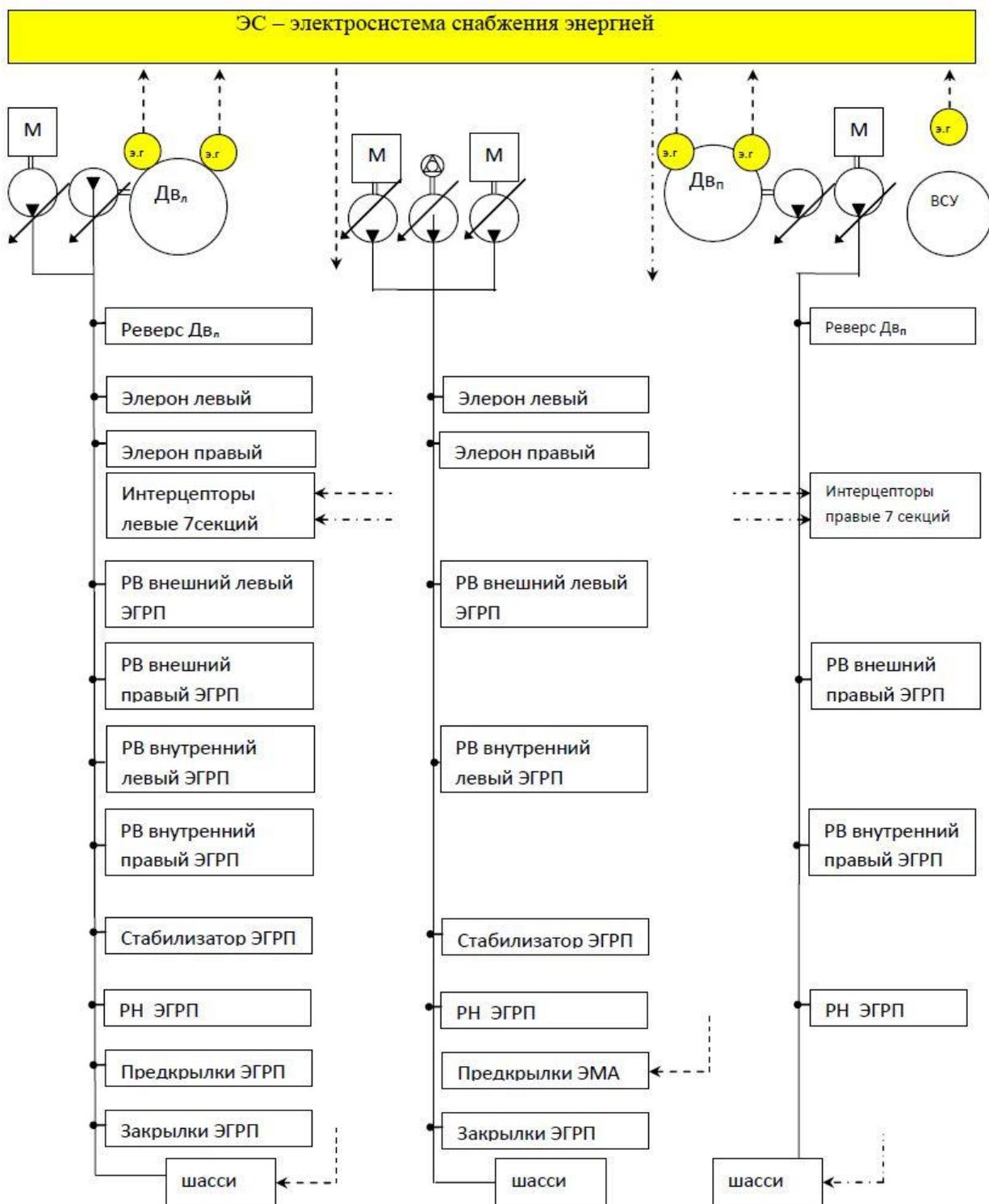


Рис.14. Структурная схема ЭС самолёта B787. Первый полёт – 2009 г

В целях повышения надёжности электропитания самолёта A380 реализованы мероприятия, обеспечивающие электропитание самолёта в случае: отказа трёх двигательных генераторов (в этом случае запускается вспомогательная силовая установка, обеспечивающей работу своих генераторов на всех эксплуатационных высотах полёта). В случае

отказа четырёх двигательных генераторов запускается аварийный ветродвигатель, обеспечивающий необходимый минимум энергопитания систем для управления рулями. Но если и «ветряк» отказал, остались только аккумуляторы, но если и аккумуляторная шина отказала, то электропитание системы управления обеспечиваются от генераторов на постоянных магнитах, вырабатывающих электроэнергию от авторотирующих двигателей. Конструкторы самолета А380, понимая недостаточную надёжность системы электроснабжения, обеспечили многократное (беспрецедентное) резервирование источников электрической энергии, однако нигде не упоминалось о наличии «общих точек» в электросетях (они наверняка есть, например, в зоне потребителей или в зоне источников электроэнергии и электрошин), о возможности полного выхода из строя электросистем и вероятность появления такого отказа (такого типа отказы зарегистрированы на эксплуатируемых самолетах, в то время как полный выход из строя всех гидросистем не зарегистрирован в авиационной практике).

Для сравнения следует обратить внимание на самолёт В787 (рис.14.), на котором применены традиционные три независимые ГС и его конструкторов не прельстила возможность уменьшения массы самолёта (в ущерб снижению общей надёжности СУР) путём применения только двух ГС + электросистема с АРП.

4. Местные гидросистемы – перспективная альтернатива автономным рулевым приводам

В настоящее время надо признать, что три централизованные гидросистемы с обычными гидроприводами по типу самолётов Боинга, Ту, Ил, построенные на отработанных принципах и элементах, представляются более надёжными и безопасными в сравнении с двумя независимыми централизованными ГС (вместо общепринятых трёх ГС) с обычными гидроприводами и электрическими контурами с электрогидравлическими автономными приводами (АРП), комбинированными АРП и электромеханическими (приводами) агрегатами (ЭМА) по типу А380.

Один из каналов ГС по типу В757, получающий энергию от ЭПН, может быть разделён на две-три местные (МГС) независимые части также с ЭПН, но меньшей мощности [6,11]. Одну из них расположить в центроплане для обеспечения гидропитанием потребителей в центроплане и крыле (приводов элеронов, интерцепторов, закрылков, предкрылков, шасси), другую – в хвостовой части самолёта для обеспечения гидропитанием РП рулей высоты, направления и стабилизатора и третью - в носовой части самолёта для питания приводов передней стойки шасси. Это мероприятие – применение МГС, позволит сократить длину напорных и сливных трубопроводов и соответственно уменьшить массу трубопроводов и повысить их общую отказобезопасность и живучесть.

В целях повышения надёжности и живучести МГС необходимо применить известный метод комплексирования элементов МГС. В идеальном случае комплексирование МГС должно привести к созданию местного блока гидропитания, подключённого к резер-

вированной электросистеме самолёта, и блоков силовых приводов с минимальным количеством трубопроводных магистралей.

Применение принципа МГС позволит использовать большинство преимуществ АРП. Особо необходимо выделить:

- лёгкость обеспечения требований НРМД;
- существенное уменьшение длин трубопроводных магистралей и их массы, а также повышение их надёжности. Возможно также дополнительно повысить надёжность оставшихся трубопроводов, применив последние разработки, например, внедрение неразъёмных соединений (термомеханических соединений), высокопрочных сталей для трубопроводов с $\sigma_b > 85 \text{ кг/мм}^2$, повысить контроль остаточных монтажных напряжений и ряд др.;
- исключить практически все недостатки АРП, которые сдерживают их внедрение в авиастроении;
- существенно упростить структуру и конструкцию РП, которые позволяют применять отработанные и апробированные элементы и принципы;
- существенно упростить проблемы охлаждения рабочей жидкости;
- существенно упростить проблемы компоновки РП в зоне рулевых поверхностей;
- существенно упростить проблемы обеспечения требований по динамической жёсткости и динамической чувствительности РП;
- существенно упростить проблемы пожаробезопасности самолёта и т.д.

Замена комплекта типовых электрогидравлических приводов рулевых поверхностей на электромеханические или электрогидростатические АРП не является основным фактором, определяющим цель создания "более электрического" самолёта. Основными факторами, создающими значительный положительный эффект перевода энергоёмких систем самолёта на электрическую энергию, является электрофикация систем: кондиционирования салона; антиобледенения; электрического запуска маршевых двигателей.

Предусматривается замена существующих пневматических стартеров электрическими [6] и при этом предполагается объединение функций генератора напряжения и электродвигателя–стартера в одной электромашине. Указанные системы являются существенно более энергоёмкими, чем система рулевых приводов поверхностей управления магистральных самолётов, поэтому эффект от их перевода на электрическое питание и управление весьма существенен.

В связи с изложенным необходимо отметить, что в настоящее время внедрение на самолёты АРП_{ор} нецелесообразно, т.к. создает неоправданно большое количество проблем, снижающих в общем и целом безопасность полетов, не создавая существенных весовых и эксплуатационных преимуществ, при этом работы в направлении создания АРП_{ор} целесообразно продолжать.

Заключение

1. В настоящее время внедрение на магистральные самолёты АРП_{ор} нецелесообразно, т.к. создает неоправданно большое количество проблем, снижающих, в общем и це-

лом, безопасность полетов, не создавая существенных весовых и эксплуатационных преимуществ, при этом работы в направлении создания конкурентно способных АРП_{ор} необходимо продолжать.

2. Применение местных гидросистем (МГС), позволит сократить длину напорных и сливных трубопроводов и соответственно уменьшить массу трубопроводов и повысить их общую отказобезопасность и живучесть.

3. Применение принципа МГС позволит использовать большинство преимуществ АРП. Особо необходимо выделить:

- лёгкость обеспечения требований НРМД;
- существенное уменьшение длин трубопроводных магистралей и их массы, а также повышение их надёжности. Возможно также дополнительно повысить надёжность оставшихся трубопроводов, применив последние разработки, например, внедрение неразъёмных соединений (термомеханических соединений), высокопрочных сталей для трубопроводов с $\sigma_b > 85 \text{ кг/мм}^2$, повысить контроль остаточных монтажных напряжений и ряд др.;
- исключить практически все недостатки АРП, которые сдерживают их внедрение в авиастроении;
- существенно упростить структуру и конструкцию РП, которые позволяют применять отработанные и апробированные элементы и принципы;
- существенно упростить проблемы охлаждения рабочей жидкости;
- существенно упростить проблемы компоновки РП в зоне рулевых поверхностей;
- существенно упростить проблемы обеспечения требований по динамической жёсткости и динамической чувствительности РП;
- существенно упростить проблемы пожаробезопасности самолёта и т.д.

Список литературы

1. Авиационные правила АП-25. Нормы лётной годности транспортной категории. Л.: ЛИИ им. М.М. Громова, 1994. 235 с.
2. Руководство по предотвращению авиационных происшествий ИКАО. International Civil Aviation Organization ICAO – Международная организация гражданской авиации, 1984. 150 с.
3. Константинов С.В., Редько П.Г., Ермаков С.А. Электрогидравлические рулевые приводы систем управления полётом манёвренных самолётов. М.: Янус-К, 2006. 316 с.
4. Оболенский Ю.Г., Ермаков С.А., Сухоруков Р.В. Введение в проектирование систем авиационных рулевых приводов. М.: ГУП г. Москвы «Окружная газета ЮЗАО», 2011. 344 с.
5. Методы проектирования перспективных энергосистем силового привода летательных аппаратов // под ред. А.М. Матвеевко. М.: Изд-во МАИ-Принт, 2010. 312 с.
6. Редько П.Г., Ермаков С.А., Селиванов А.М., Константинов Г.С., Митриченко А.Н., Константинов С.В., Живов Ю.Г., Кувшинов В.М., Петров В.Н. Концепция развития систем рулевых приводов перспективных самолётов // Полёт. 2008. № 1. С. 50-60.

7. Системы оборудования летательных аппаратов / под ред. А.М. Матвеевко, В.И. Бекасова. М.: Машиностроение, 1995. 496 с.
8. Шумилов И.С. Системы управления рулями самолётов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 469 с.
9. Шумилов И.С. Авиационные происшествия. Причины возникновения и возможности предотвращения. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 383 с.
10. Raymond E.T., Chenoweth C.C. Aircraft Flight Control Actuation System Design. Published by Society of Automotive Engineers, Inc., 1993. 270 p.
11. Шумилов И.С. Возможные пути снижения массы системы управления рулями самолёта // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2013. № 2. С.111-150. DOI: [10.7463/0213.0531715](https://doi.org/10.7463/0213.0531715)

Hydraulic Actuators with Autonomous Hydraulic Supply for the Mainline Aircrafts

08, August 2014

DOI: 10.7463/0814.0724446

I.S. Shumilov¹

¹Bauman Moscow State Technical University, 105005, Moscow, Russia

^ashumilov-it@yandex.ru

Keywords: [hydraulic servo actuators with autonomous hydraulic supply](#), [reliability and survivability](#), [safety of flights](#), [local hydraulic systems](#), [pipeline communications](#), [cooling of working liquid](#), [dynamic rigidity and dynamic sensitivity of hydraulic actuators](#), [fire safety of the aircraft](#)

Applied in the aircraft control systems, hydraulic servo actuators with autonomous hydraulic supply, so-called, hydraulic actuators of integrated configuration, i.e. combination of a source of hydraulic power and its load in the single unit, are aimed at increasing control system reliability both owing to elimination of the pipelines connecting the actuator to the hydraulic supply source, and owing to avoidance of influence of other loads failure on the actuator operability. Their purpose is also to raise control system survivability by eliminating the long pipeline communications and their replacing for the electro-conductive power supply system, thus reducing the vulnerability of systems. The main reason for a delayed application of the hydraulic actuators in the cutting-edge aircrafts was that such aircrafts require hydraulic actuators of considerably higher power with considerable heat releases, which caused an unacceptable overheat of the hydraulic actuators. Positive and negative sides of the hydraulic actuators, their alternative options of increased reliability and survivability, local hydraulic systems as an advanced alternative to independent hydraulic actuators are considered.

Now to use hydraulic actuators in mainline aircrafts is inexpedient since there are the unfairly large number of the problems reducing, first and last, safety of flights, with no essential weight and operational advantages. Still works to create competitive hydraulic actuators ought to be continued.

Application of local hydraulic systems (LHS) will allow us to reduce length of pressure head and drain pipelines and mass of pipelines, as well as to raise their general fail-safety and survivability. Application of the LHS principle will allow us to use a majority of steering drive advantages. It is necessary to allocate especially the following:

- ease of meeting requirements for the non-local spread of the engine weight;
 - essentially reducing length and weight of pipelines, as well as their increasing reliability.
- It is also possible, in addition, in addition to increase reliability of the remained pipelines, having applied the last developments, e.g. introduction of one-piece connections (thermo-mechanical ones), high-strength steels for pipelines with $\sigma_b > 85 \text{ кг/мм}^2$ to increase control of residual assembly tension, and so on;
- to eliminate essentially all the shortcomings of hydraulic actuators, which constrain their introduction in aircraft industry;
 - to simplify essentially steering drive structures and designs, which allow to apply the tried and tested components and principles;
 - to simplify essentially a solution for cooling of working liquid;
 - to simplify essentially a solution for the steering drive configuration in a zone of control vanes;
 - to simplify essentially a solution for meeting requirements for dynamic rigidity and dynamic sensitivity of hydraulic actuators;
 - to simplify essentially a solution for the aircraft fire safety, etc.

References

1. Aviatsionnye pravila AP-25. Normy letnoi godnosti transportnoi kategorii [Aviation rules AP-25. The norms of airworthiness of transport category]. Leningrad, Gromov Flight Research Institute Publ., 1994. 321 p. (in Russian).
2. Accident Prevention Manual (Doc 9422). 1st ed. ICAO - International Civil Aviation Organization, 1984. 150 p.
3. Konstantinov S.V., Red'ko P.G., Ermakov S.A. *Elektrohidravlicheskie rulevye privody sistem upravleniia poletom manevrennykh samoletov* [Electro-hydraulic steering actuators of control systems of flight of maneuverable aircraft]. Moscow, Ianus-K Publ., 2006. 316 p. (in Russian).
4. Obolenskii Iu.G., Ermakov S.A., Sukhorukov R.V. *Vvedenie v proektirovanie sistem aviatsionnykh rulevykh privodov* [Introduction to the design of systems of aircraft steering gear]. Moscow, "Okruzhnaia gazeta IuZAO" Publ., 2011. 344 p. (in Russian).
5. Matveenko A.M., ed. *Metody proektirovaniia perspektivnykh energosistem silovogo privoda letatel'nykh apparatov* [Methods of designing of perspective energy systems of the power drive of aircrafts]. Moscow, MAI-PRINT Publ., 2010. 312 p. (in Russian).
6. Red'ko P.G., Ermakov S.A., Selivanov A.M., Konstantinov G.S., Mitrichenko A.N., Konstantinov S.V., Zhivov Iu.G., Kuvshinov V.M., Petrov V.N. Development concept of future aircraft steering gears. *Polet*, 2008, no. 1, pp. 50-60. (in Russian).

7. Matveenko A.M., Bekasov V.I., eds. *Sistemy oborudovaniia letatel'nykh apparatov* [Aircraft equipment systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1995. 496 p. (in Russian).
8. Shumilov I.S. *Sistemy upravleniia ruliami samoletov* [Aircraft rudder control system]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2009. 469 p. (in Russian).
9. Shumilov I.S. *Aviatsionnye proisshestiia. Prichiny vozniknoveniia i vozmozhnosti predotvrashcheniia* [Aviation accidents. Causes and possibility of preventing]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2006. 383 p. (in Russian).
10. Raymond E.T., Chenoweth C.C. *Aircraft Flight Control Actuation System Design*. Published by Society of Automotive Engineers, Inc., 1993. 270 p.
11. Shumilov I.S. Possible ways to reduce the mass of an aircraft's rudder control system. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2013, no. 2, pp. 111-150. DOI: [10.7463/0213.0531715](https://doi.org/10.7463/0213.0531715) (in Russian).