

Возможные пути снижения массы системы управления рулями самолёта

02, февраль 2013

DOI: 10.7463/0213.0531715

Шумилов И. С.

УДК 629.7.064(075)

Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана

shumilov-it@yandex.ru

Введение. В настоящее время снижение массы системы управления рулями (СУР) самолёта продолжает быть актуальной задачей конструкторов, которая может решаться как структурными методами построения СУР, так и путём подбора оптимальных параметров отдельных элементов СУР, не снижая при этом необходимый уровень надёжности и безопасности полётов и обеспечивая требования норм лётной годности (АП25 [1]), включая влияние на безопасность полётов так называемого «человеческого фактора». В системе управления рулями с этой целью можно рассмотреть и оценить возможность снижения массы, проанализировав элементы СУР и систему в целом:

- 1) рычаги управления (РУ) и устройства их загрузки (УЗ);
- 2) дистанционную передачу сигналов;
- 3) рулевые приводы;
- 4) оптимизация по массе геометрии ряда элементов СУР;
- 5) системы энергопитания СУР.

С целью снижения массы СУР рассматриваются и внедряются даже самые «экзотические» предложения, например, такие как применение в качестве РУ джостиков (мини-рукояток), удобных в компьютерных играх, но неоднозначно воспринимаемых в СУР самолётов, или переход на чисто электрические СУР с электромеханическими приводами рулей без применения рулевых гидроприводов и гидравлических систем или СУР с автономными рулевыми приводами (АРП) в так называемой программе ПЭС – полностью электрический самолёт. В связи с тем, что программа ПЭС является долговременной и в обозримом будущем не будет готова к внедрению на самолёты, в данной работе анализ применения электрических СУР с электромеханическими приводами рулей и АРП с целью снижения массы СУР не приводится.

1. Рычаги управления (РУ) и устройства их загрузки (УЗ)

РУ и УЗ [4] представляют важнейший комплекс устройств, который обеспечивает лётчику чувство управления самолётом. Характеристики РУ по усилиям и перемещениям выбираются из условия обеспечения лётчику точного управления самолётом без его раскачки и создания ему чувства режимов полёта с целью предотвращения непреднамеренного вывода самолёта на недопустимые по условиям безопасности режимы полёта.

Конструктивно РУ выполняются в виде колонки штурвала (рис. 1.1а, 1.1б) для управления по тангажу, крену и педалей для управления по курсу. Педали обеспечивают управление по курсу и также выполняют функцию задающего рычага управления при отклонении носка педалей относительно их оси поворота системы торможения колёс шасси при движении самолёта по взлётно-посадочной полосе (ВПП).

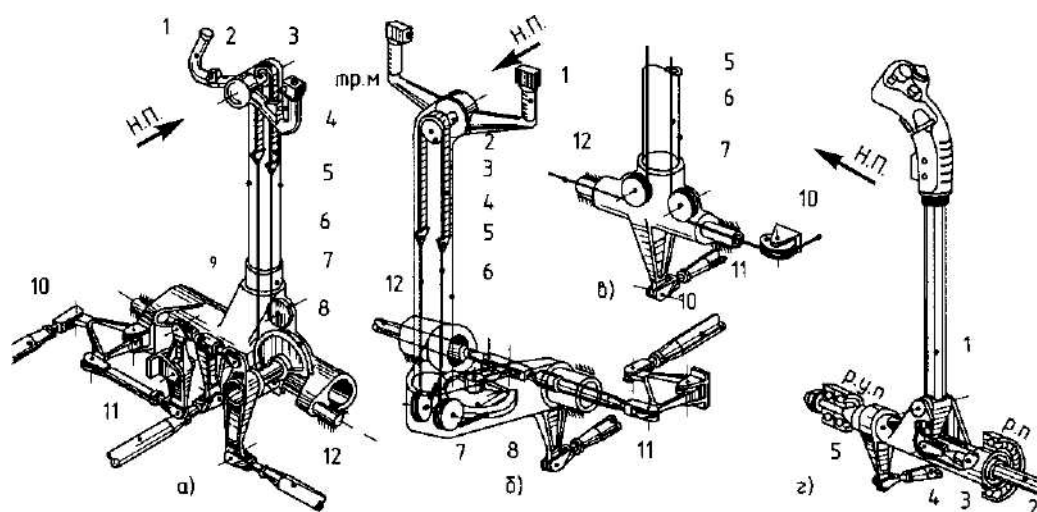


Рис. 1.1. Примеры рычагов управления в продольном и поперечном каналах управления:

а, б и в – штурвальная колонка с различными вариантами вывода тяги или троса управления по крену при управлении штурвалом: 1 - штурвал; 2 - ось вращения штурвала; 3 - зубчатое колесо ("звёздочка"); 4 - цепь Галля; 5 - тросы управления по крену; 6 - колонка; 7- ролик; 8- сектор; 9 - тяга с шарниром; 10 - тяга (или трос) управления по крену; 11 - тяга управления по тангажу; 12 - связь со вторым штурвалом (тр.м. - тумблер управления триммерным механизмом в канале тангажа); в - управление центральной ручкой или рукояткой (в основном манёвренные самолёты, тяжёлые стратегические бомбардировщики, космические летательные аппараты): 1 - ручка управления; 2 - тяга управления по тангажу; 3 - шарнирное звено, обеспечивающие возможность поворота наконечника тяги; 4 - тяга управления по крену; 5 - ось-кронштейн установки ручки (р.п. - радиальный подшипник, р.у.п. - радиально-упорный подшипник, н.п. - направление полёта)

В процессе эволюции РУ стремление конструкторов концентрировалось на проблемах снижения массы, улучшения обзора приборных досок, повышения комфорта

управления самолётом при обеспечении высокой надёжности РУ. Стремление решить эти проблемы привело к появлению целого ряда конструкций РУ, решающих те или иные задачи конструктора. Появились штурвалы, установленные на валу, уходящем за приборную доску (рис. 1.2), центральные ручки (рукоятки) (рис. 1.1г, 1.3), которые нашли широкое распространение на маневренных самолётах, тяжёлых стратегических бомбардировщиках и космических летательных аппаратах, а также мини-штурвалы (рис. 1.4), применяющиеся на магистральных пассажирских самолётах.

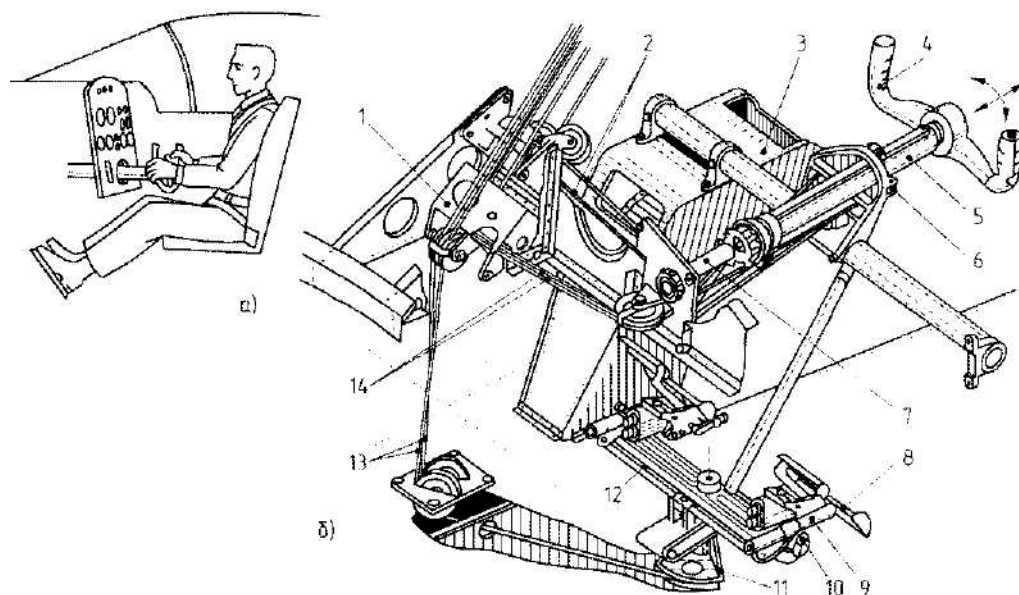


Рис. 1.2. Пример штурвала с установкой на валу, проходящем через приборную доску пилота:

а - общий вид установки; б - конструкция установки лёгкого самолёта с тросовым управлением: 1 - кронштейн с роликом; 2 - тросы управления элеронами; 3 – центральный пульт (секторы газа условно не показаны); 4 - штурвал; 5 - трубчатый вил штурвала; 6 - ролики; 7 - направляющая при управлении по тангажу (установлена в подшипниках и одновременно служит для передачи вращения штурвала при управлении по крену); 8 – педаль управления рулем направления; 9 - отверстия для регулировки установки педали; 10 - фиксатор; 11- сектор; 12 - паралелограммный механизм; 13 - тросы управления рулём направления; 14 - тросы управления рулём высоты

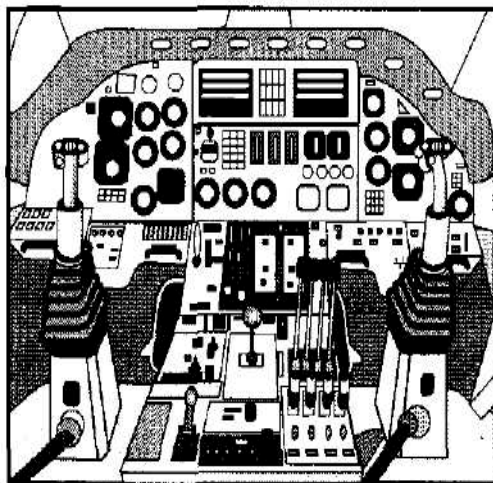


Рис. 1.3. Пример компоновки кабины экипажа с центральными рукоятками управления по тангажу и крену самолёта Ту – 160 для левого и правого лётчика



Рис. 1.4. Пример компоновки кабины самолёта Ту – 204 с мини-штурвалами управления по тангажу и крену

Центральные ручки (рукоятки) и мини-штурвалы существенно повысили комфортность размещения пилотов (лётчиков) в кабине экипажа, сохранив практически все положительные качества традиционных штурвалов (рис. 1.1а). Из анализа конструкций РУ, представленных на рис. 1.1а, 1.1б, 1.2 и 1.1г, видно, что количество деталей и передаваемые усилия (в соответствии с авиационными правилами АП25 [1]) для центральной рукоятки (рис. 1.1г) меньше по сравнению со штурвальной колонкой (рис. 1.1а), что конечно существенно снижает массу РУ и УЗ.

Появились также боковые мини-рукоятки (мини-ручки) управления для левого и правого лётчика, соответственно под левую и правую руку лётчика (рис. 1.5).

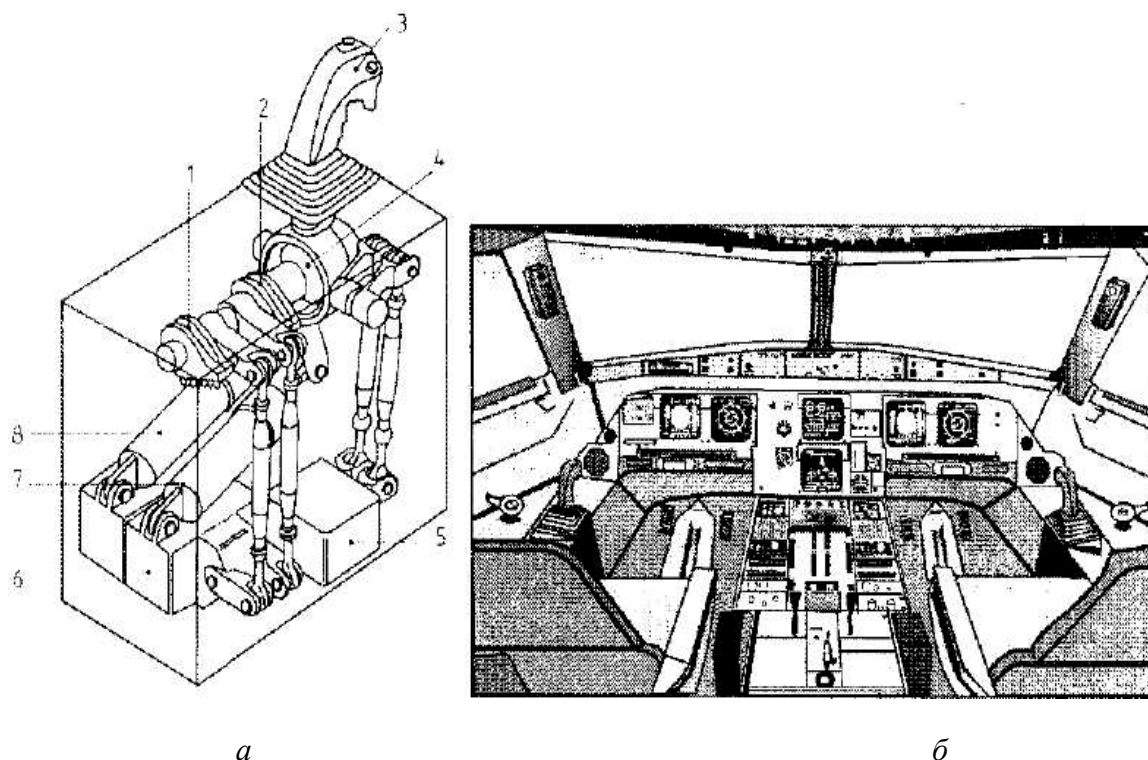


Рис. 1.5. Боковая мини-рукоятка управления по тангажу и крену на самолёте А-320
а - устройство боковой мини-рукоятки: 1,2 - механизмы загрузки ; 3 - рукоятка; 4,5,6 - блоки датчиков; 7,8 - механизмы загрузки в каналах управления по тангажу и крену; *б* - общий вид кабины экипажа с мини-рукоятками для левого и правого пилотов

С внедрением ЭДСУ отпала обязательная потребность в механической проводке, а защиту от передозировки сигналов от лётчика стали выполнять компьютеризованные электронные блоки ограничителей сигналов. Поэтому стало актуальным обращение к мини-ручке, позволяющей уменьшить массу, занимаемый объём и инерционность рычагов управления. Конструкторы сразу же столкнулись с рядом проблем, одной из которых стала выбор сигнала управления: по усилию или по перемещению. После сравнительных испытаний мини-ручек с управлением по усилию или по перемещению на тренажёрах и в полёте предпочтение было отдано ручке с управлением по перемещению. К тому же датчики перемещения, устанавливаемые на ручке, более просты и надёжны, чем датчики усилия. В результате для самолёта А-320 была принята боковая мини-ручка, имеющая две степени свободы, для управления продольным и поперечным движениями самолёта с сантиметровыми перемещениями. Отклонения ручки по каждой из осей измеряются 10-ю датчиками, число которых обеспечивает создание пяти самоконтролируемых измерительных пар, сигналы которых поступают в пять вычислителей от одной пары датчиков к одному вычислителю.

На самолёте А-320 мини-ручки управления установлены на передних боковых пультах командира и второго пилота, а для облегчения управления боковой ручкой кресла пилотов со стороны ручки снабжены регулируемым подлокотником. Вместо кнопки триммера боковые мини-ручки имеют кнопку быстрого отключения (КБО) автопилота (АП) и кнопку коррекции выдерживаемых через АП значений угла выбранных курса и вертикальной скорости полёта. Последняя кнопка является оперативным органом взаимодействия пилота с АП.

При включении режимов АП боковые ручки удерживаются в нейтральном положении электромагнитными стопорными устройствами. Поэтому в режиме управления от АП пилот для перемещения ручки должен приложить усилие, превышающее пороговое. Это стопорение ручки предотвращает непреднамеренное вмешательство пилотов в управление при включенном АП.

Для организации "совмещенного" управления используется кнопка коррекции параметров полёта. При её нажатии осуществляется расстопорение боковых мини-ручек и перевод АП в режим синхронизации курса (крена) и вертикальной скорости. Тем самым пилоту дана возможность управлять самолётом посредством боковой ручки и изменять указанные параметры полёта через АП.

При конструировании боковых мини-ручек решалась важная проблема согласования создаваемых ими управляющих сигналов, поскольку при ЭДСУ правая и левая ручки не имеют обычной механической связи и могут отклоняться пилотами независимо друг от друга. Введено электронное смещение командных сигналов от боковых мини-ручек с использованием блоков логики обработки сигналов от ручек правого и левого пилотов:

а) при отклонениях мини-ручек на величину, не превышающую заданной пороговой величины электрического сигнала (например, трети величины рабочего хода ручки), управляющим сигналом является результат алгебраического суммирования обоих командных сигналов: $X_1 + X_2$, независимо от направления отклонения ручек.

б) при отклонениях боковых мини-ручек в разные стороны с командными сигналами, превышающими пороговое значение, предпочтение отдается последней ручке (по очередности отклонения), которая и сохраняет полностью эффективность при дальнейшем отклонении, а управление ручкой другого пилота ограничивается в пределах 1/3 её рабочего хода. Если сигнал ручки, получившей управление, сохраняется около 3-х секунд, сигнал другой ручки устраняется из контура управления. Такая логика обеспечивает приоритет управления самому «мудрому», а не самому сильному пилоту.

При обосновании выбора боковых ручек конструкторы проанализировали эксплуатационные соображения, приведшие к необходимости механической проводки между колонками управления на прежних самолётах, выделив среди них четыре основные, которые приведены ниже в порядке их важности:

1) Парирование случайных воздействий на ручку, например, книги или других предметов, которые могут её заклинить. Обеими руками и телом пилот в состоянии приложить к центральной ручке управления или к штурвалу усилие, достаточное для разрыва проводки, но сделать это только кистью руки невозможно. Для разъединения колонок управления требуется создать на предохранительной муфте небольшое усилие расцепления с определённым риском её разъединения при нормальном управлении и встречном отклонении колонок. При управлении от мини-ручек эта опасность исключается или, в худшем случае, свободная мини-ручка сохраняет 2/3 своего эффективного хода без дополнительного усилия.

2) Парирование опасных манипуляций ручкой другого пилота.

При наличии традиционной механической проводки между ручками управления такое встречное действие тормозится противоположно направленным усилием на другой ручке, что значительно затрудняет управление.

При электронной взаимосвязи сигналов от мини-ручек противодействие манипуляциям одной из ручек происходит сразу и может быть как резким, так и плавным.

3) Обнаружение отклонения ручки другим пилотом.

Самолёт с механическим управлением может лететь достаточно долго без какого-либо отклонения ручки управления. Кроме того, даже её значительные отклонения могут не вызвать заметной реакции самолёта (например, парирование изменения балансировки самолёта при выпуске закрылков или изменении режима работы двигателей). При использовании ЭДСУ существует однозначная зависимость между отклонением ручки управления и движением самолёта, по крайней мере, в нормальном диапазоне скоростей полёта и без сниженного влияния турбулентности, т.е. нет отклонения ручки - нет реакции самолёта. Поэтому естественное обнаружение крена или перегрузки даёт безошибочное предупреждение, что другой пилот или автопилот вмешивается в управление, и, следовательно, обычная жёсткая взаимосвязь ручек управления становится ненужной.

4) Очевидно, что электронная взаимосвязь сигналов мини-ручек не даёт того же качества резервирования, как координация движений ручек управления через механическую жёсткую проводку. Но эта четвёртая причина, вероятно, не считалась достаточно важной, чтобы перевесить очевидные преимущества, даваемые отказом от жёсткой связи ручек управления по первым трём пунктам.

И всё же электронная взаимосвязь сигналов мини-ручек предопределяет наличие электронного блока со сложной логикой и аппаратной реализацией, надёжность которой ниже механической связки мини-ручек, и применение электронной взаимосвязи сигналов мини-ручек требует дальнейшего изучения.

Применение боковых мини-рукояток на пассажирских самолётах обеспечивает минимальную массу РУ и максимальный комфорт экипажу. Но создаёт определённые сложности в обеспечении одинаковой тренированности (эффективности) левой и правой рук пилота в управлении самолётом на левом и правом креслах, что конечно влияет на безопасность полётов, но это почему-то замалчивается. В отличие от мини-ручек классические штурвалы обеспечивают постоянный тренаж обеих рук пилота, даёт возможность управлять то одной, то другой рукой или обеими руками, но снижает уровень комфорта экипажа, увеличивает массу РУ, однако дисциплинирует экипаж и уменьшает вероятность появления ошибок и расслабления пилотов.

Педали управления по курсу в процессе их эволюции практически не претерпели изменений за исключением внедрения мероприятий по снижению массы путём внедрения современных материалов и снижения вероятности их заклинивания посторонними предметами, которые могут оказаться в кабине экипажа.

Кинематические параметры и конфигурация РУ, их расположение в кабине были, в основном, стандартизованы. Это облегчало освоение лётчиками самолётов разных типов.

При переходе от традиционных штурвалов к мини-штурвалам, центральным рукояткам и мини-рукояткам (кистевым рукояткам управления) существенно снижаются в соответствии с требованиями норм лётной годности самолётов (авиационных правил АП-25) расчётные усилия на прочность, уменьшаются габариты (занимаемый объём), количество конструктивных элементов системы передачи сигналов, а значит и снижается

масса самих этих устройств и их устройств загрузки. Т.е. с точки зрения минимизации массы РУ и УЗ, наилучшей компоновки кабины экипажа и наибольшего комфорта размещения пилотов (лётчиков) целесообразно применение мини-рукояток. И эта концепция реализуется на самолётах Аэрбас: А320 – А380 (рис.1.6) и Суперджет.



Рис. 1.6. Кабина самолёта А380 с мини-рукоятками управления по тангажу и крену

Однако, на самолётах Ту, Ил, Боинг (Б707 – Б787) сохраняются традиционные штурвалы (рис. 1.7.) или мини-штурвалы (рис. 1.4.) на самолётах Ту-204 и Ту-334, несмотря на их вышеперечисленные недостатки в сравнении с мини-ручками. Видимо, это связано с тем, что кистевые мини-рукоятки располагаются под левую (для командира экипажа) и под правую руку (для второго пилота), а рефлекторная эффективность левой и правой рук различна, требует дополнительных тренировок для обеспечения полётов как на левом, так и на правом креслах и может сказываться на безопасности полётов особенно в стрессовых ситуациях. Кроме того высокий уровень комфорта в свободной кабине самолёта А380 (рис. 6.) может способствовать расслабленности пилотов (что в общем-то недопустимо) по сравнению с более строгой (дисциплинирующей) кабиной самолётов Ту, Ил, Боинг (рис. 7.). Т.е. в настоящее время произошло разделение концепций построения РУ и кабин экипажа на два варианта: 1-вариант, применяемый на самолётах А320 – А380 и Суперджет, более лёгкий с более комфортной кабиной, но с недостаточно изученными вопросами уровня безопасности полётов при управлении самолётом так называемым джостиком, который хорошо зарекомендовал себя при управлении компьютерными играми или летающими моделями. Величина управляемого движения джостика измеряется несколькими сантиметрами и при управлении тяжёлым аэробусом требует повышенной строгости и

контроля со стороны пилота, в то время как диапазон управляемых движений традиционного штурвала составляет 400-450 мм, что существенно упрощает дозирование необходимого хода штурвала при управлении самолётом; 2-вариант более тяжёлый и дисциплинирующий, но хорошо отработанный и зарекомендовавший себя длительной эксплуатацией огромного парка пассажирских самолётов Ту, Ил, Боинг и некоторых типов Аэрбас.



Рис. 1.7. Кабина самолёта Б787 с традиционными штурвалами управления по тангажу и крену

Здесь уместно привести точку зрения по этому вопросу героя Советского Союза, заслуженного летчика-испытателя, кандидата технических наук А.А. Щербакова [7]: «Вспомним майский случай в аэропорту Адлер. Официальная версия - лётчик на развороте потерял контроль за пространственным положением самолёта. Усомнившись в этом, я ознакомился с системой управления А-320. Вместо традиционных штурвалов или центральной ручки управления там два джойстика, причём, у левого лётчика под левую руку, а у правого лётчика под правую. Такое отклонение от традиционной компоновки кабины и органов управления не может быть оправдано ни эргономикой, ни удобством для лётчиков. Но, главное, в системе управления А-320 заложен порок сравнимый с миной замедленного действия. Самолёт может управляться левым джойстиком при отключённом правом. Может управляться правым при отключённом левом, а может управляться одновременно обоими лётчиками. При этом из-за того, что между джойстиками нет механической связи, командир некоторое время, хотя бы несколько секунд, о вмешательстве второго пилота в управление может не знать. Командир отклоняет свой джойстик влево, а второй пилот решил вмешаться в управление и отклоняет свой джойстик вправо. При этом рули остаются в нейтральном

положении, то есть самолёт ни кем не управляется. Конечно, через несколько секунд они разберутся, но в сложных метеоусловиях при заходе на посадку на малой высоте этих секунд будет достаточно для возникновения катастрофической ситуации. Думаю, что с самолётом А-320 так оно в Адлере и было. Будет очень печально, если наши специалисты, приняв систему управления А-320 за веяние прогресса, станут её копировать».

2. Дистанционная передача сигналов

В качестве примера на рис. 2.1. приведена СУР самолёта «Конкорд», в которой используется многоканальная электродистанционная система управления (ЭДСУ) в качестве основной системы управления, а в случае её отказа управление осуществляется с помощью аварийной механической дистанционной передачи.

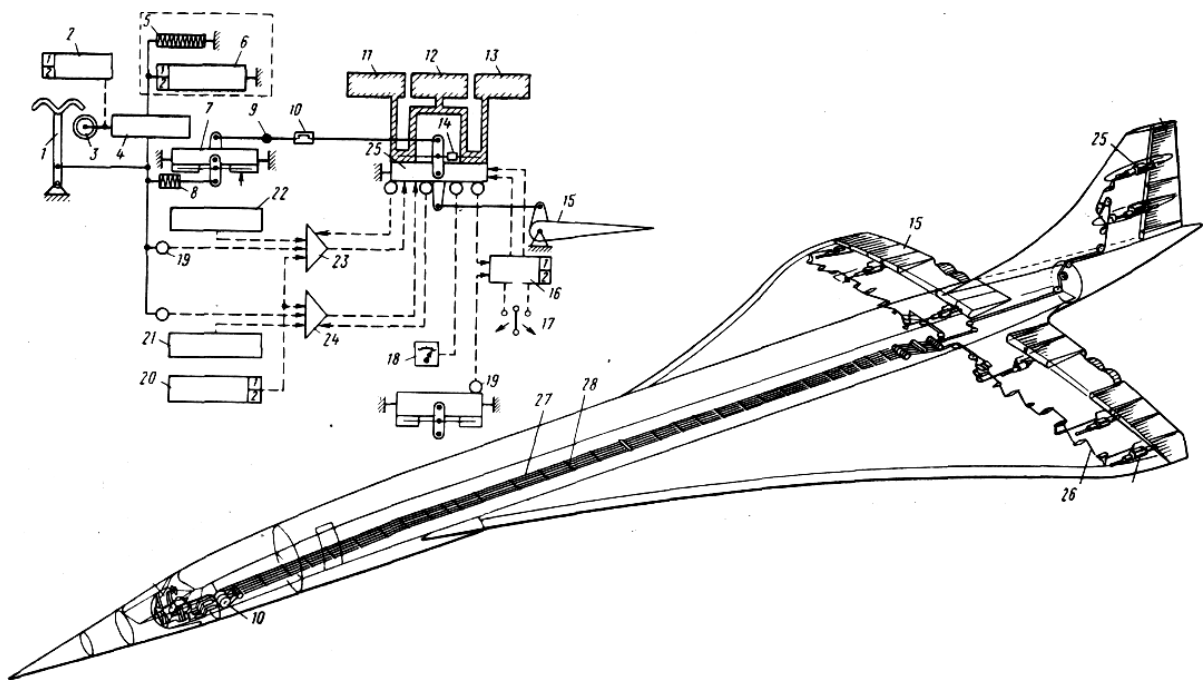


Рис. 2.1. СУР самолёта с основной электродистанционной системой управления рулями, резервированной механической дистанционной передачей управляющего сигнала
1—рычаг управления; 2—электромеханизм триммирования; 3—ручной привод механизма триммирования; 4—сумматор; 5—пружинная тяга автомата загрузки рычага управления; 6—гидропривод автомата загрузки; 7—сервопривод; 8—пружинная тяга; 9—ограничитель усилий; 10—регулятор натяжения тросовой проводки; 11, 12, 13—гидросистемы; 14—компенсатор; 15—элевоны; 16—система контроля; 17—ручной переключатель; 18—индикатор; 19—сельсин; 20—автомат стабилизации; 21, 22—системы электропитания; 23, 24—каналы электродистанционного управления; 25—электрогидромеханический привод; 26—механическая жесткая проводка; 27 — тросовая проводка; 28 — направляющие колодки; 29—руль направления

Электродистанционные системы управления (ЭДСУ) (рис. 2.2.) без механического резерва определяют новый этап в развитии систем управления самолётом. Электродистанционные системы управления позволяют обеспечить не только автоматическую компенсацию динамической неустойчивости самолёта, но и контроль и ограничение вибраций конструкции самолёта, перераспределение нагрузок на планер и т. д. Т.о. ЭДСУ подготовили основу для внедрения в авиационную технику так называемых «активных систем» управления.

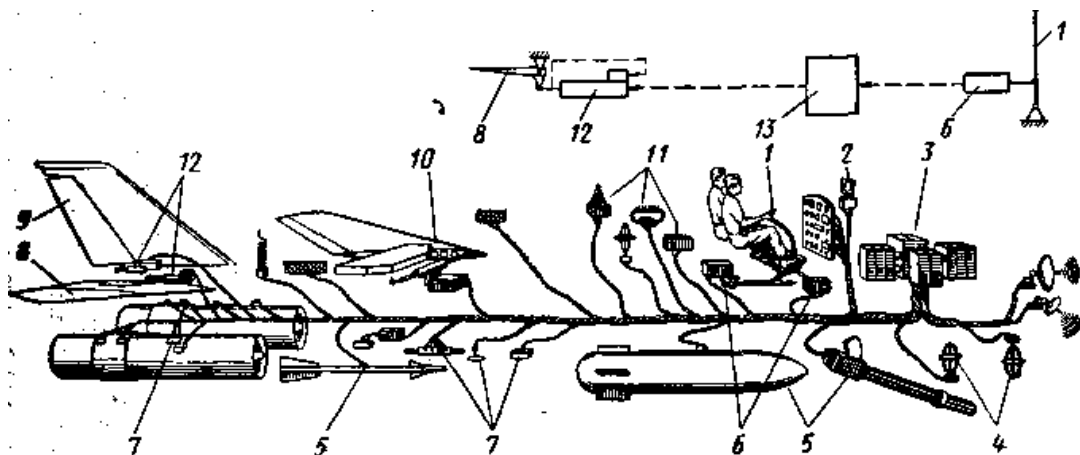


Рис. 2.2. Система управления рулями самолёта с электродистанционной системой управления.

1—рычаг управления; 2—индикатор; 3—автоматическая система управления полетом и вооружением; 4— гироскоп; 5—вооружение; 6 — датчики положения рычагов управления и автомат загрузки; 7—датчики; 8—стабилизатор; 9—руль направления; 10—крыло; 11—антенны; 12—электрогидравлический привод; 13—автоматическая система управления

Кроме улучшения лётных характеристик, имеется много конструктивных преимуществ, получаемых от замены механической проводки управления на электрическую:

- экономия трудозатрат на конструирование и монтаж. При обслуживании исключается необходимость в натяжении, осмотре и ремонте тросовой проводки;

- экономия массы (веса) (до 80 % для тяжёлых самолётов и до 50 % для маневренных самолётов) и занимаемого пространства (объёма). Исключаются тяжеловесные механические элементы и узлы, люфты и деформации в механических соединениях проводки;

- увеличение надёжности в результате оснащения самолёта многократно резервированными и отказоустойчивыми системами управления;

- снижение уязвимости от баллистического поражения СУР за счёт уменьшения объёма, занимаемого СУР и разнесения её элементов по разным бортам самолёта;

- уменьшение объёма технического обслуживания (ТО). В перечне работ по ТО исчезает обслуживание проводки, секторных качалок, тросов, шкивов, тяг, стяжных муфт, регуляторов натяжения тросов, торсионных валов, крепежных изделий и подшипников в механической трансмиссии;

-улучшение управляемости ЛА за счёт исключения нелинейностей в механической системе (трения, люфтов и гистерезиса).

-нечувствительность к деформациям корпуса самолёта. На электрожгуты не влияют упругие, изгибные и температурные деформации каркаса ЛА;

-гибкость конструктивной компоновки кабины. Боковые, центральные рукоятки или мини-штурвала управления не заслоняют пилотам обзор приборной доски. Легче выполняются такие функции управления, как триммирование, реверс тяги, управление воздушными тормозами и руление по взлётно-посадочной полосе (ВПП);

-лёгкое оснащение самолёта автоматизированными системами управления полётом и посадкой. Все входные сигналы - электрические, а их суммирование облегчило применение электронных устройств для сервоприводов поверхностей управления;

-лёгкость реконфигурации систем управления. Перемонтаж электропроводки легче по сравнению с переделкой механической проводки. Без механических элементов управления легче осуществлять изменение законов управления в СУР;

-большая живучесть. Электрическая кабельная проводка изолируется легче, чем механическая проводка и, по-видимому, при отказах в полёте больше отвечает требованию сохранения живучести самолёта.

- ЭДСУ позволяет достаточно просто ввести активные системы управления, к которым относятся системы: искусственной устойчивости самолёта; снижения маневренных нагрузок на конструкцию самолёта; непосредственного управления подъёмной и боковой силами; ослабления воздействия турбулентности атмосферы; демпфирования упругих колебаний конструкции; ограничения предельных режимов полёта и т.д.

Всё сказанное справедливо при наличии высоко надёжной элементной базы ЭДСУ, которая создавалась и отрабатывалась десятилетиями, в связи с чем, внедрение ЭДСУ происходило достаточно медленно. *Серьёзными недостатками ЭДСУ являются:*

- чувствительность к внешним электромагнитным и др. полям, что заставляет конструкторов вести интенсивные поиски решения этой задачи;

- высокая стоимость ЭДСУ;

- ошибки в программировании;

- недостаточно высокая надёжность элементной базы ЭДСУ в сравнении механическими элементами СУР, что вызывает необходимость увеличения числа резервных каналов ЭДСУ;

- возможность отказа ЭДСУ из-за полного выхода из строя системы электропитания самолёта, включая резервные аккумуляторные шины (такие тяжёлые виды отказов зарегистрированы в авиационной практике, приведшие к аварийным и даже катастрофическим последствиям).

Внедрение ЭДСУ проходило достаточно осторожно из-за недостаточной надёжности её элементов. Несмотря на достаточно высокую степень резервирования ЭДСУ (рис. 2.3.,

2.4.) обеспечить необходимую надёжность управления самолётом, соизмеримую с МСУ, долгое время не удавалось.

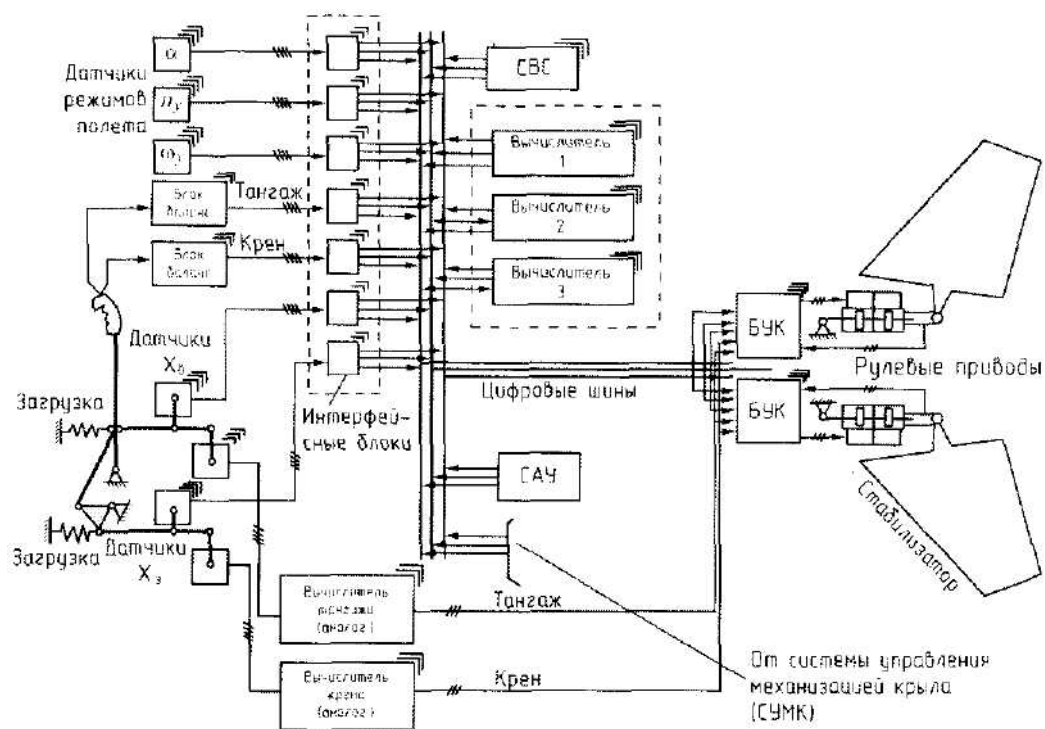


Рис. 2.3. Пример структуры цифровой ЭДСУ

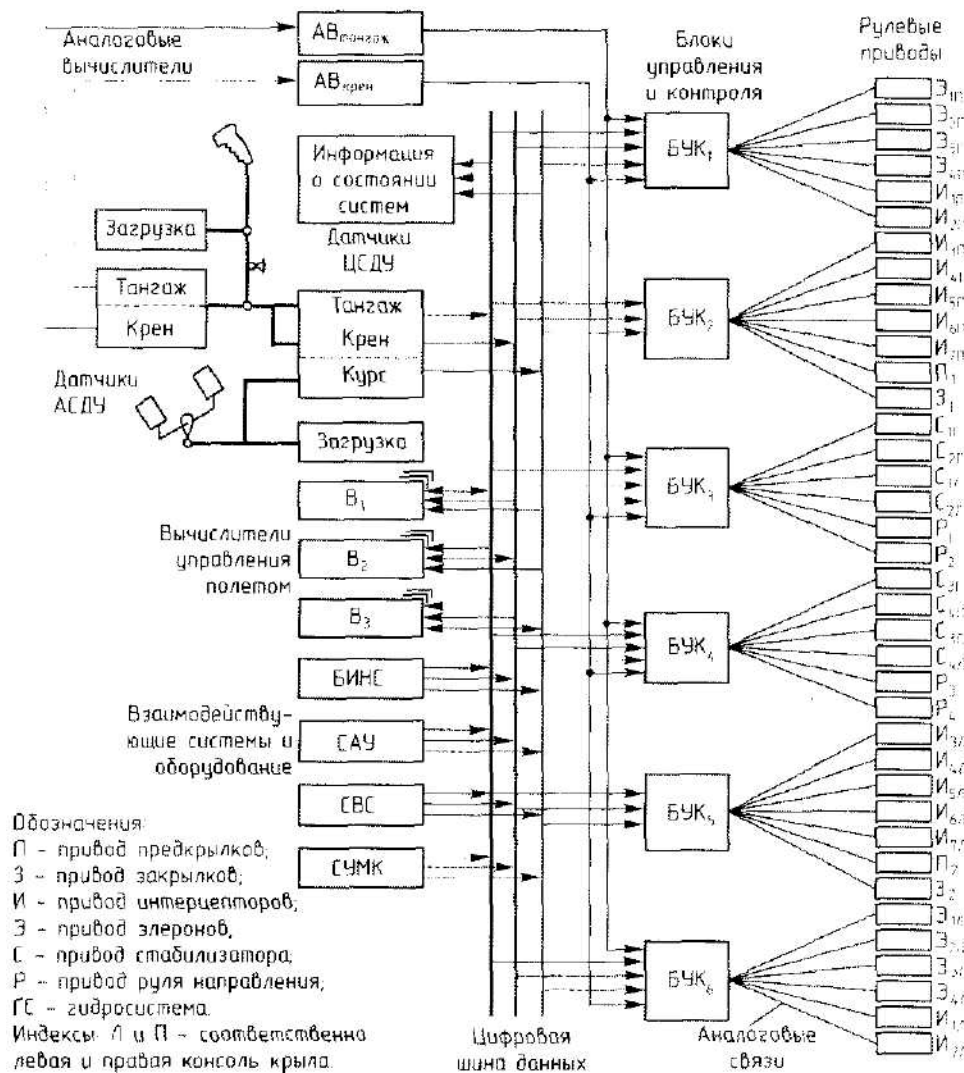


Рис. 2.4. Пример электродистанционной системы управления тяжёлого самолёта.

Поэтому применялись ЭДСУ, работающие совместно с механической системой управления (МСУ) - так называемые гибридные СУР (рис. 2.5.). ЭДСУ может быть основной системой, а МСУ - резервной. Гибридные СУР [4] легко позволяют противостоять воздействию сильных внешних электромагнитных и других полей, а также полному выходу из строя системы электропитания самолёта. Гибридные СУР нашли широкое применение на самолётах конца 20 века: Конкорд, В-1, Ту-204, Ту-160 и др.

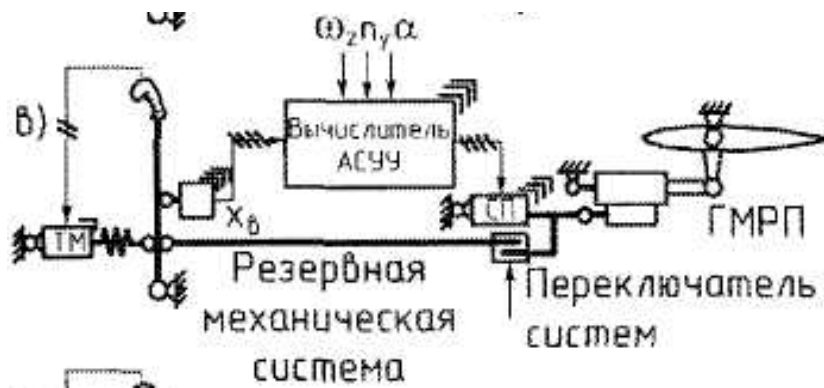


Рис. 2.5. Структурная схема гибридной системы управления самолётом с ЭДСУ и резервной механической дистанционной передачей

Гибридные системы управления самолётом с ЭДСУ и резервной механической дистанционной передачей представляются наиболее предпочтительным вариантом СУР пассажирским самолётом несмотря на то, что наличие резервного механического канала управления несколько увеличивает массу СУР.

На неустойчивых и малоустойчивых самолётах с гибридной СУР целесообразно применение автоматов демпфирования на неэлектрических элементах [3, 4], обеспечивающих необходимые характеристики устойчивости и управляемости самолёта в случае полного отказа ЭДСУ и перехода на управление с помощью резервного механического канала управления. В целях некоторого снижения массы резервного механического канала управления допускается уменьшение его запасов прочности до 1,3 по согласованию с Госавиарегистром.

3. Рулевые гидроприводы (РП)

Площадь поршня гидродвигателя поступательного действия РП в основном определяется из условий обеспечения необходимых требований по шарнирному моменту на рулевой поверхности и необходимых запасов по обеспечению безопасности от рулевых форм флаттера. Критическая скорость крутильно-рулевого флаттера, как известно [4], определяется главным образом собственной частотой и декрементом затухания крутильных колебаний руля относительно его оси вращения.

В случае если определяющим в выборе площади поршня F будут вопросы рулевого флаттера, то выбор площади F может быть проведено по методике, изложенной в [4], с её минимизацией, а значит и с минимизацией массы РП и системы его гидропитания.

Движение рулевой поверхности, подсоединённой к выходному звену привода определяется как колебание массы руля на упругой подвеске, жёсткость которой представляет собой суммарную жёсткость трёх «пружин»: жёсткости $c_{оп}$ опоры РП, жёсткости РП $c_{РП}$, жёсткости руля с проводкой c_n с общей для трёх составляющих динамической жёсткостью $C(s) = \frac{P(s)}{y_p(s)}$ при наличии внешнего возмущения на руле $P(s)$ описывается уравнением в операторной форме:

$$[ms^2 + C(s)]y_p(s) = P(s)$$

где $y_p(s)$ и m – перемещение и масса руля, приведённые к выходному звену привода через кинематический коэффициент передачи.

Подставляя в вышестоящее уравнение выражение динамической жёсткости $C(s)$ [4], получаем передаточную функцию динамической жёсткости системы с учётом массы руля

$$\frac{P(s)}{y_p(s)} = \frac{Tc_0 \left(\frac{m}{c_\infty} s^3 + \frac{m}{Tc_0} s^2 + s + \frac{1}{T} \right)}{T \frac{c_0}{c_\infty} s + 1},$$

где C_0 и C_∞ – статическая жёсткость РП и динамическая жёсткость РП при частоте возмущающей силы, стремящейся к бесконечности.

Исследуя систему методом ступенчатого сброса нагрузки, получим характеристическое уравнение

$$\frac{m}{c_\infty} S^3 + \frac{m}{Tc_0} S^2 + S + \frac{1}{T} = 0$$

Уравнение справедливо для рулей малого удлинения, для которых крутильной деформацией самого руля можно пренебречь.

Принимая за единицу измерения массу m и жёсткость C_∞ , введем безразмерные параметры

$$\bar{c}_0 = \frac{c_0}{c_\infty}, \quad \bar{D} = D / \sqrt{C_\infty / m}, D = 1/T.$$

Характеристическое уравнение в безразмерном виде таково:

$$\bar{\lambda}^3 + (\bar{D} / \bar{c}_0) \bar{\lambda}^2 + \bar{\lambda} + \bar{D} = 0,$$

где $\bar{\lambda} = \bar{\alpha} + i\bar{\omega}$ безразмерная комплексная частота;

$$\bar{\alpha} = \frac{\alpha}{\sqrt{\frac{c_\infty}{m}}}, \quad \bar{\omega} = \frac{\omega}{\sqrt{c_\infty / m}}$$

Здесь α и ω — действительная и мнимая части комплексного корня характеристического уравнения. Один корень этого уравнения — действительный, отрицательный и соответствует аperiodическому затухающему движению. Зависимость комплексного корня $\bar{\lambda} = \bar{\alpha} + i\bar{\omega}$ от параметров $\bar{c}_0$ и $\bar{D}$ представлена на рис. 3.1.

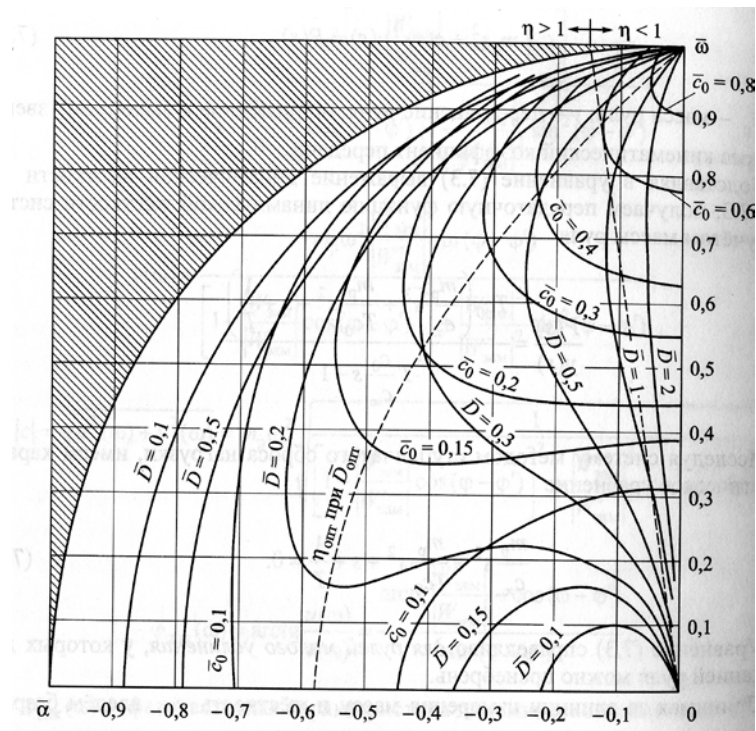


Рис. 3.1. Зависимость комплексной частоты $\bar{\lambda}$ колебаний от параметров $\bar{D}$ и $\bar{c}_0$

Следует отметить, что построение этой зависимости имеет смысл при $\bar{c}_0 \leq 1$, в противном случае движение привода неустойчиво всегда. При $\bar{c}_0 = 1$ затухание колебаний руля равно нулю и собственная частота $\bar{\omega} = 1$ при всех значениях $\bar{D}$.

При $\bar{c}_0 < 1$ действительная часть корня $\bar{\alpha}$ и частота $\bar{\omega}$ зависят от добротности $\bar{D}$, причём частота $\bar{\omega}$ монотонно уменьшается от 1 до значения $\sqrt{\bar{c}_0}$ при увеличении добротности $\bar{D}$ от 0 до ∞ . Следовательно, существует некоторое оптимальное значение $\bar{D}_{opt}$, при котором декремент затухания колебаний $\eta \approx 2\pi\alpha/\omega$ принимает наибольшее значение.

На рис. 3.1. пунктирной линией представлена линия максимального декремента затухания, которой соединены точки с максимальным декрементом затухания при фиксированных значениях $\bar{c}_0$ и оптимальном значении $\bar{D}_{opt}$. При увеличении или уменьшении $\bar{D}$ по отношению к $\bar{D}_{opt}$ декремент затухания системы уменьшается.

Следовательно, выбирая соответствующим образом $\bar{c}_0$ и $\bar{D}$, можно обеспечить заданные значения $\bar{\omega}$ и η . Например, обеспечивая бо'льшие значения декремента затухания η , получим ме'ньшие значения $\bar{\omega}$ и низкую статическую жёсткость $\bar{c}_0$ привода. И наоборот, обеспечив высокие значения $\bar{\omega}$, получим низкие значения η и бо'льшие $\bar{c}_0$.

В решении задачи безопасности от рулевых форм флаттера возможны два пути: обеспечение высокой собственной частоты колебаний руля $\bar{\omega}$ и высокое демпфирование колебаний руля (большой декремент затухания η) при существенном снижении требований к $\bar{\omega}$.

При отсутствии специальных демпфирующих устройств на руле демпфирование обеспечивается только рулевым приводом.

На рис. 3.2. показаны зависимости оптимального значения $\bar{D}_{opt}$ и максимально достижимого декремента η от отношения $\frac{C_0}{C_\infty}$.

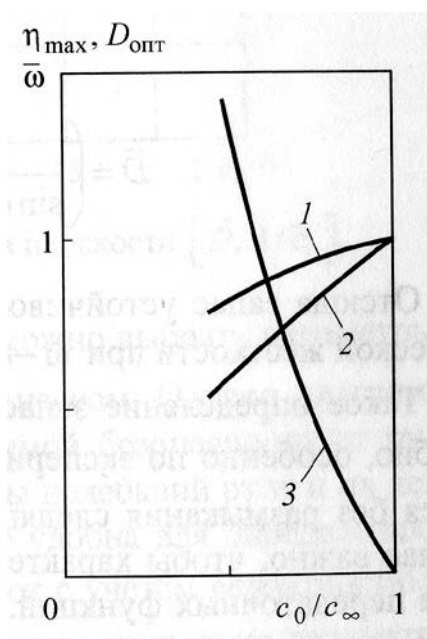


Рис. 3.2. Зависимость оптимального значения добротности $\bar{D}_{opt}$ и максимально достижимого

декремента затухания от отношения $\frac{C_0}{C_\infty}$.
 $1 - \bar{\omega}; 2 - \bar{D}_{opt}; 3 - \eta_{max}$

Таким образом, за счёт некоторого снижения частоты $\bar{\omega}$ можно получить увеличение демпфирования свободных колебаний рулевой поверхности при оптимальном, с этой точки зрения, выборе значения добротности $\bar{D}$.

В связи с тем, что упругость опоры привода, упругость элементов, присоединенных к выходному звену привода, а также упругость рабочей жидкости и конструкции привода оказывают принципиально различные воздействия на процесс колебаний системы, элементы конструкции привода разделяют на элементы, упругость которых воздействует на колебания системы аналогично: 1) опора привода; 2) упругость рабочей жидкости; 3) упругость руля. Например, осевую жёсткость штока необходимо относить к проводке после привода, радиальные деформации цилиндра и штока, а также осевые деформации цилиндра — к упругости жидкости.

Характеристики жёсткости разделённых на три группы элементов привода суммируются с характеристиками жёсткости соответствующих элементов системы: опоры привода, рабочей жидкости, механической проводки между приводом и рулём [4].

Выражение $c_{ж} = \frac{4E_{ц}}{K_v} \frac{F}{L}$, определяющее коэффициент жёсткости, зависящий от свойств жидкости, графически представлено на рис.3.3, где заштрихованная линия определяет зависимость $c_{ж} = f(F/L)$ при $K_v=1$ и без учёта упругости конструкции привода ($E \rightarrow \infty$).

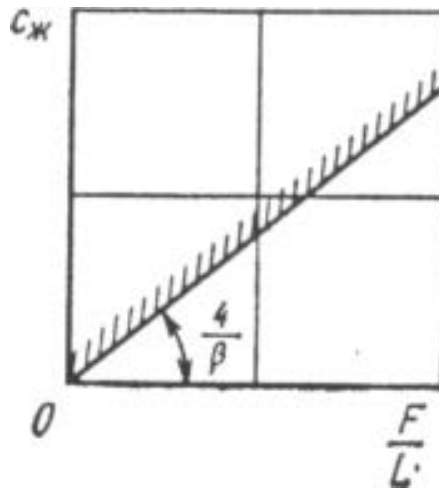


Рис. 3.3. Зависимость $C_{ж}$ - гидравлической жёсткости привода от отношения F/L

Практически это недостижимая граница жёсткости приводов, и стремление приблизиться к ней за счёт увеличения толщин стенок цилиндра и штока приводит к увеличению массы привода. Жёсткость привода имеет значения, лежащие всегда несколько ниже заштрихованной линии, и определяется с учётом K_v и $E_{ц}$ [4].

Рассматривая выражение c_{∞} и переходя к безразмерным параметрам, получим

$$1/\overline{c_{\Pi}} + 1/\overline{c_{ж}} + 1/\overline{c_{оп}} = 1,$$

где $\overline{c_{\Pi}} = c_{\Pi} / c_{\infty}$, $\overline{c_{ж}} = c_{ж} / c_{\infty}$, $\overline{c_{оп}} = c_{оп} / c_{\infty}$.

На рис.3.4. для примера представлены зависимости $\overline{c_{ж}} = f(\overline{c_{оп}}, \overline{c_{\Pi}})$.

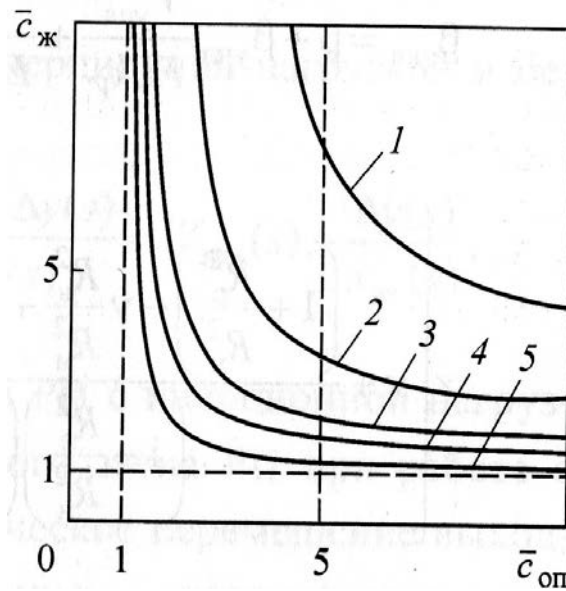


Рис. 3.4. Зависимость гидравлической жёсткости привода $\bar{c}_ж$ от жёсткости его опоры $\bar{c}_оп$ при $\bar{c}_п = const$

1 – $\bar{c}_п = 1,5$; 2 – $\bar{c}_п = 2$; 3 – $\bar{c}_п = 3$; 4 – $\bar{c}_п = 5$; 5 – $\bar{c}_п = \infty$

Из рис. 3.4. видно, что при большой разнице параметров $\bar{c}_оп, \bar{c}_ж, \bar{c}_п$, небольшие изменения одной из жёсткостей могут привести к необходимости существенного изменения других жёсткостей для обеспечения заданной суммарной жёсткости c_∞ и соответственно к увеличению массы системы в целом. На практике каждый из перечисленных параметров имеет ограничения. Поэтому соотношения параметров $\bar{c}_оп, \bar{c}_ж, \bar{c}_п$ целесообразно выбирать так, чтобы разброс параметров в пределах допусков не приводил бы к чрезмерному увеличению их номинальных значений. Границы целесообразных соотношений легко определяются из зависимостей на рис. 3.4. и располагаются они в области медианы, проходящей через начало координат.

Рациональным выбором жёсткостей указанных выше элементов можно получить существенный выигрыш в массе системы при сохранении заданной суммарной жёсткости c_∞ при соответственно минимальной площади F.

На рис. 3.5. показан пример экспериментальной зависимости амплитудной характеристики динамической жёсткости рулевого гидропривода РП45 от подводимого давления жидкости.

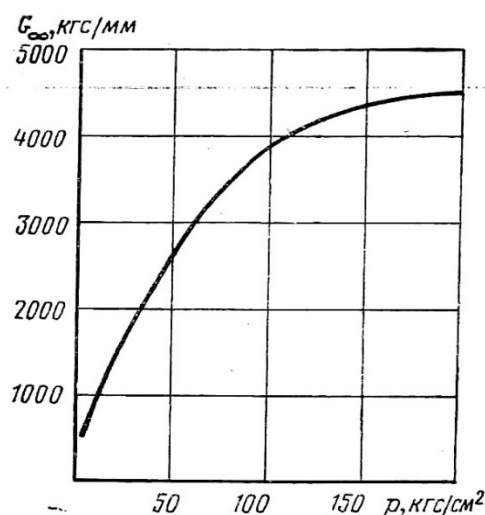


Рис. 3.5. Пример зависимости амплитудной составляющей динамической жёсткости C_{∞} рулевого привода РП45 от подводимого давления рабочей жидкости (экспериментальная зависимость)

C_{∞} увеличивается с ростом подводимого давления из-за увеличения $c_{ж}$ за счёт увеличения её коэффициента объёмной сжимаемости. Начиная с давления 150 кг/см^2 , динамическая жёсткость изменяется незначительно, что практически не сказывается на изменении собственной частоты. Таким образом в полостях гидроцилиндра РП давление не должно снижаться ниже 100 кг/см^2 , т.к. снижение давления ниже указанного порога потребует увеличения площади поршня для поддержания необходимой величины C_{∞} . Этому требованию наилучшим образом отвечают гидроприводы с дроссельным регулированием, в то время как гидроприводы с объёмным регулированием имеют давление в полостях в зависимости от режима полёта, изменяющееся от давления подпитки полостей до максимального. Это требует дополнительных конструктивных мероприятий или увеличения площади поршня F с целью исключения снижения C_{∞} ниже заданного.

4) Оптимизация геометрии ряда элементов СУР по их массе

Оптимизация геометрии ряда элементов СУР по их массе представляет собой одно из направлений, позволяющих снизить массу СУР в целом. Для примера рассмотрим некоторые элементы СУР, позволяющие провести такую оптимизацию.

4.1. Качалка является типовым элементом механической проводки жёсткого типа. Простейшая качалка имеет два плеча (рис. 4.1.), работающих на изгиб, что ведёт к понижению жёсткости. Для обеспечения заданной жёсткости требуется увеличение площади сечений плеч качалки и, следовательно, увеличение её массы.

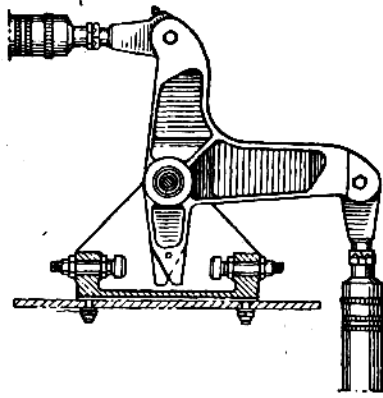


Рис. 4.1. Пример простейшей качалки, имеющей два плеча, работающих на изгиб

При отсутствии пространственных ограничений в реальной конструкции возможно размещение качалки ферменного типа, что существенно повысит её жёсткость и уменьшит массу [4].

Ферменная качалка (рис. 4.2.) имеет элементы, работающие только на растяжение — сжатие, а геометрия и форма качалки может быть оптимизирована по жёсткости и массе. Решение оптимальной задачи отыскивается в классе плоских статически определимых задач.

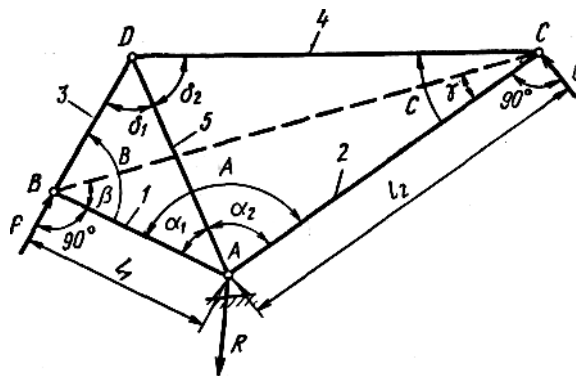


Рис. 4.2. Расчётная схема ферменной качалки

Схема качалки изображена на рис.4.2. Момент, передаваемый качалкой

$$M_k = Pl_1 = Ql_2$$

Расчёт ведём при одном направлении приложения сил:

$$P \perp AB, Q \perp AC$$

Обозначим суммарную податливость качалки через

$$\varepsilon = -\frac{\Delta A}{M_k},$$

где ΔA — деформация угла раствора качалки A при передаче момента M_k .

Найдём оптимальную по массе стержневую конструкцию с шарнирами в точках A, B, C, D соединения стержней 1 — 5. По условиям оптимальности точка D должна находиться внутри угла A и вне треугольника ABC ($\beta < B < 90^\circ$, $\gamma < C < 90^\circ$). Данная стержневая система — статически определима, поэтому конструкция минимальной массы (при заданной суммарной податливости) оказывается равнопрочной.

Можно показать, что при суммарной податливости системы оптимальные площади сечений стержней равны:

$$F_1 = \frac{2K}{E\ell_1 \operatorname{tg} B}, \quad F_2 = \frac{2K}{E\ell_2 \operatorname{tg} C}, \quad F_3 = \frac{2K}{E\ell_1 \sin B}, \quad F_4 = \frac{2K}{E\ell_2 \sin C}, \quad F_5 = \frac{2k}{E\varepsilon} \left[\frac{1}{l_1 \operatorname{tg} \delta_1} + \frac{1}{l_2 \operatorname{tg} \delta_2} \right]$$

напряжения в стержнях при этом равны:

$$\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma_5 = \frac{E\varepsilon M_k}{2K}, \quad \sigma_3 = \sigma_4 = -\frac{E\varepsilon M_k}{2K}$$

и общая масса G всех стержней равна:

$$G = \frac{4\gamma}{E\varepsilon} K^2$$

Здесь K — функция координат точки D :

$$K = \frac{\sin \alpha_1}{\sin B \sin \delta_1} + \frac{\sin \alpha_2}{\sin C \sin \delta_2}$$

Из последнего выражения можно легко найти оптимальное положение точки D , при котором K минимально, а масса качалки наименьшая.

Например, для равноплечей качалки $l_1 = l_2 = l$ оптимальное положение точки D достигается

$$l_5 = l, \quad a_1 = a_2 = \frac{A}{2}$$

оптимальные площади сечений стержней равны:

$$F_1 = F_2 = \frac{8}{E\ell} \operatorname{tg}^2 \frac{A}{4}, \quad F_3 = F_4 = \frac{8}{E\ell} \frac{\sin \frac{A}{4}}{1 - \sin^2 \frac{A}{4}}, \quad F_5 = \frac{16}{E\ell} \operatorname{tg}^2 \frac{A}{4}$$

напряжения в стержнях равны:

$$\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma_5 = \frac{E\varepsilon M_k}{8tg \frac{A}{4}} \quad \sigma_3 = \sigma_4 = -\frac{E\varepsilon M_k}{8tg \frac{A}{4}}$$

общая масса всех стержней равна:

$$G = \frac{64\gamma}{E\varepsilon} tg^2 \frac{A}{4}$$

При $l_1 \neq l_2$ оптимальное соотношение плеч оптимальной по массе качалки будет:

$$l_5 = \sqrt{l_1 l_2}$$

Для оценки возможной экономии по массе сравним G_{opt} и массу качалки треугольной формы G_Δ (с оптимальными площадями сечений стержней) при одинаковых суммарных податливостях.

$$\frac{G_{opt}}{G_\Delta} = \frac{4 \cos^2 \frac{A}{2}}{\left(1 - \cos \frac{A}{2}\right)^2}$$

где G_Δ — масса качалки треугольной формы.

При больших углах раствора A экономия по массе может быть значительной, а при сохранении одинакового уровня напряжений качалка оптимальной формы будет жёстче, чем треугольная.

Качалка треугольной формы имеет преимущества по жёсткости и массе в сравнении с обычной двух плечной качалкой по рис. 4.1. Оптимальная ферменная качалка по рис. 4.2. в сравнении с качалкой треугольной формы по массе и жесткости имеет определённые преимущества, которые хорошо иллюстрируются зависимостью, показанной на рис. 4.3.

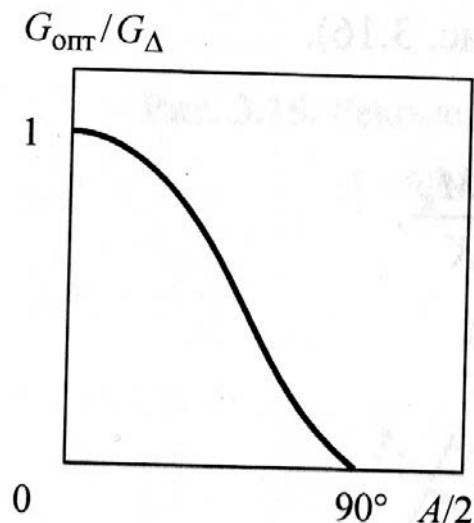


Рис. 4.3. График зависимости отношения массы ферменной качалки, рекомендуемой формы, к массе треугольной качалки от угла раствора A при их одинаковой податливости

На рис. 4.4. изображён пример конструкции механической проводки с применением ферменных качалок.

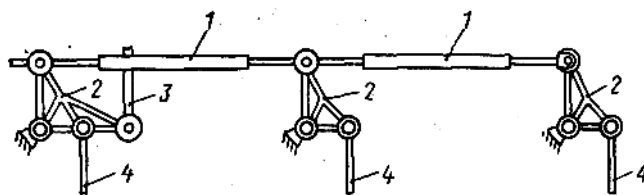


Рис. 4.4. Пример конструкций ферменных качалок, применённых в механической проводке
1 — жёсткая тяга; 2 — ферменная качалка; 3 — входная тяга; 4 — выходная тяга

4.2. Гидравлические баки (рис. 4.5., 4.6.) для хранения рабочей жидкости гидросистем обязательно присутствуют на самолёте, их количество обычно равно количеству резервных каналов гидросистем, устанавливаются также дренажные баки (рис. 4.7.). Гидравлические баки представляют собой ёмкости с тонкостенной оболочкой.

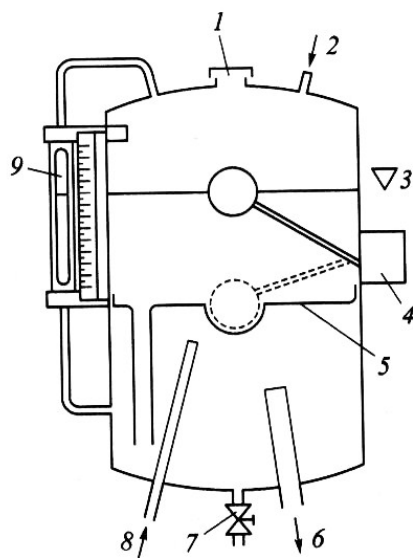


Рис. 4.5. Простейшая схема ГБ открытого типа

1-оболочка; 2-заливная горловина (не рекомендуется к применению); 3-наддув; 4-датчик дистанционного уровнемера; 5-противоперегрузочная перфорированная перегородка; 6-питание насоса; 7-сливной кран; 8-слив из ГС; 9-визуальный уровнемер (в настоящее время применяется редко)

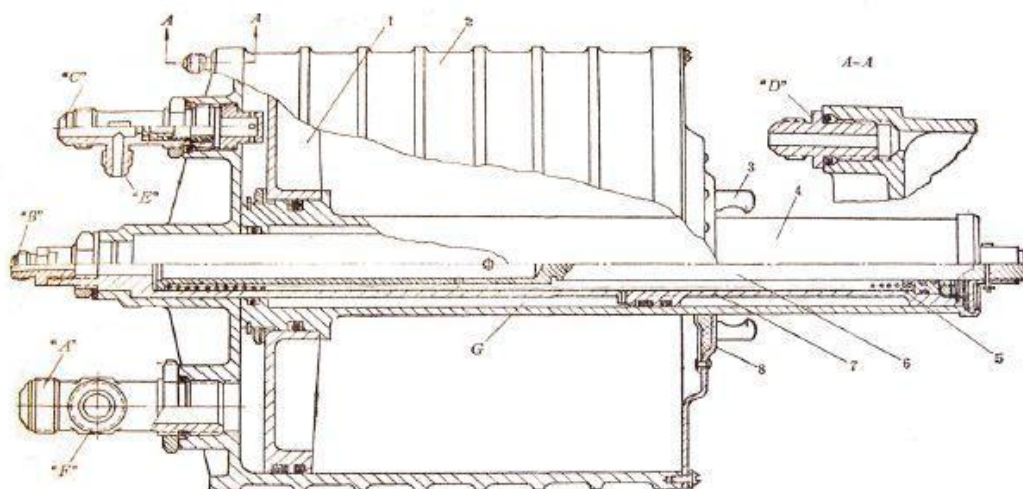


Рис. 4.6. Конструктивная схема гидробака закрытого типа [6]

1-поршень, 2-корпус, 4-шток, 5-пружина, 6-направляющая внутренняя, 7-поршень поддавливания с направляющей внешней, 8-уплотнение, АА-штуцер стравливания воздуха, В-штуцер линии нагнетания ГС, С и Е-штуцера линии слива ГС, А и F-штуцера линии всасывания ГС, G-полость поддавливания поршня с давлением p_n

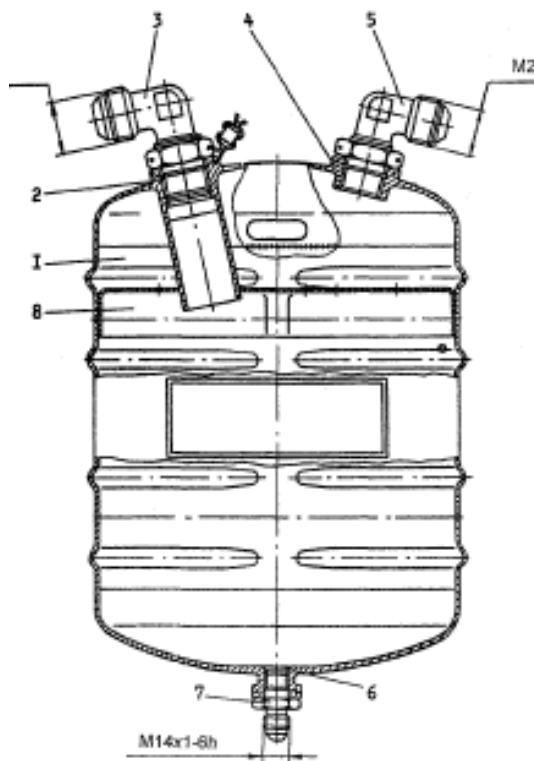


Рис. 4.7. Пример конструкции дренажного бака

1-корпус, 2-горловина, 3-штуцер для трубопровода, соединяющего дренажный бак с основным, 4 и 5-горловина и штуцер для трубопровода сброса излишков жидкости и пены, 6-горловина, 7-штуцер слива жидкости и пены на регламентных работах, 8-перфорированная перегородка

Соотношение диаметра d и высоты h гидробака влияет на массу тонкостенной оболочки [4], которая по прочности должна выдерживать давление наддува, и выбирается обычно по компоновочным соображениям и минимума массы m . Приняв необходимый общий объем бака за V , запишем

$$V = \pi d^2 h / 4.$$

Общая площадь A внешней оболочки гидробака равна

$$A = A_{\text{цилиндра}} + 2A_{\text{дна}} = \pi d h + 2\pi d^2 / 4 = 4V/d + \pi d^2 / 2.$$

Графически эти зависимости представлены на рис.4.8.

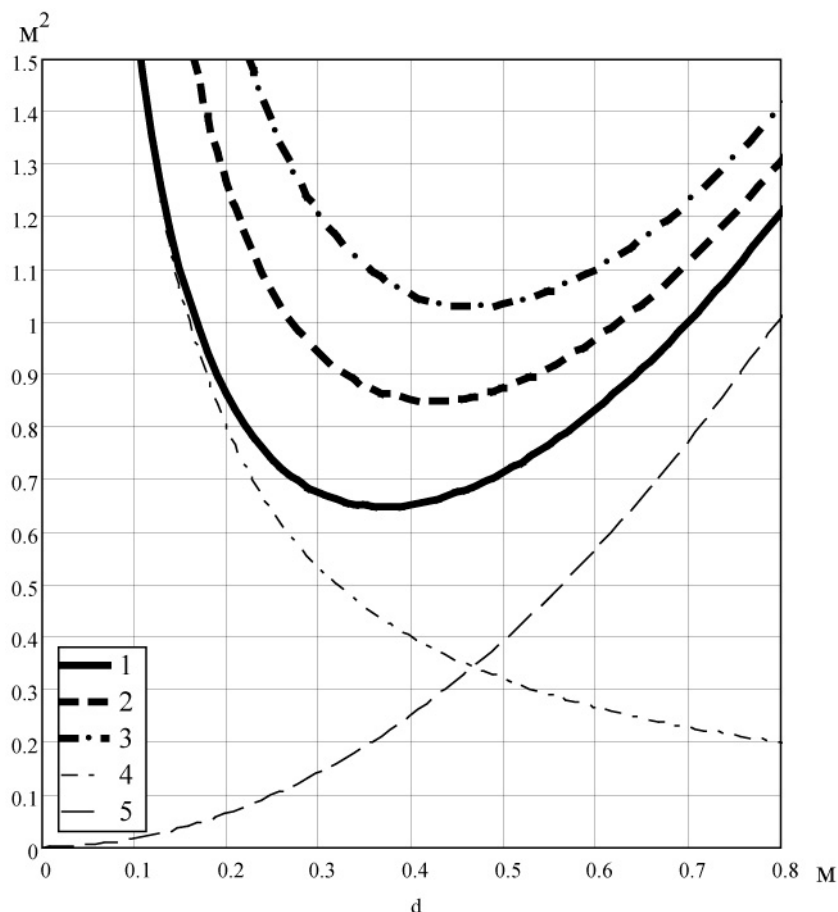


Рис. 4.8. Зависимость площади A поверхности оболочки гидробака от его диаметра d при различных его объёмах $V=\text{Const}$

1 – площадь A_1 при $V_1=40\text{л}$; 2- площадь A_2 при $V_2=60\text{л}$; 3- площадь A_3 при $V_3=80\text{л}$; 4- площадь донных частей бака $\pi d^2/2$ при V_1 ; 5- площадь цилиндрической части бака $4V/d$ при V_1

При одинаковой толщине стенки оболочки гидробака для цилиндрической части и дна с крышкой зависимости площади от диаметра могут быть пропорционально преобразованы в зависимости массы гидробака от его диаметра, имеющую вполне определённый минимум при d_{opt} . При проектировании гидробака предпочтительно выбирать его диаметр вблизи d_{opt} с минимальной массой, если позволяют компоновочные условия в данном отсеке самолёта.

4.3. Гидравлическая система на самолёте представляет собой рассредоточенную по планеру систему с достаточно длинными трубопроводными магистралями, достигающими для тяжёлых самолётов трёх и более километров.

Целесообразно минимизировать массу трубопроводов гидросистемы. Здесь имеется несколько возможностей. Например, замена трубопроводов из нержавеющей стали на титановые. Но такая замена, несомненно, приводит к снижению надёжности трубопроводов и в данной работе не рассматривается.

Возможно также снижение массы трубопроводов методом рациональной компоновки ГС, т.е. использовать размещение агрегатов ГС на планере такое, которое позволит минимизировать длины трубопроводных магистралей и соответственно их массу. Например, гидравлический бак (ГБ) можно разместить в центроплане, соединив его с насосом на двигателе достаточно длинной всасывающей магистралью значительного диаметра и веса, а

можно ГБ разместить в пилоне двигателя. В этом случае всасывающая магистраль будет короткой и с меньшим диаметром и весом. Оба варианта компоновки применяются в авиационной практике, но последний более предпочтителен с точки зрения минимизации массы ГС. Рациональность компоновки ГС может оцениваться коэффициентом

$$K_{p.k} = \frac{\sum_{i=1}^n l_i}{2(l_x + l_y + l_z)}$$

где $K_{p.k}$ - коэффициент рациональности компоновки ГС, i, n – номера всех всасывающих, напорных и сливных трубопроводов (исключая трубопроводы систем наддува и дренажа), l_i – длина трубопровода, l_x, l_y, l_z – длина самолёта по оси x , высота киля, размах крыла соответственно. Чем меньше коэффициент $K_{p.k}$, тем выше совершенство компоновки ГС на планере и тем меньше общая масса ГС.

Третий возможный путь снижения массы трубопроводов состоит в рациональном распределении гидравлических потерь в напорных и сливных магистралях. При обеспечении заданных потерь давления $\Delta p_{ГС}$ в трубопроводах, которые можно представить как сумму потерь давлений в напорных из нержавеющей стали и сливных магистралей из алюминиевых сплавов

$$\Delta p_{ГС} = \Delta p_n + \Delta p_{сл}$$

По результатам исследования математической модели полной сети гидросистемы с учётом массы стальных и алюминиевых труб с жидкостью и заданных потерь давления $\Delta p_{ГС}$ в трубопроводах, разделяя их на Δp_n и $\Delta p_{сл}$, для варианта трубопроводов напорных из нержавеющей стали и сливных из алюминиевых сплавов можно получить целесообразное распределение потерь давлений в напорных и сливных магистралях

$$\Delta p_n^{opt} = 0,65 \Delta p_{ГС}; \quad \Delta p_{сл}^{opt} = 0,35 \Delta p_{ГС},$$

при котором возможно уменьшение массы трубопроводов с жидкостью в них до 6 % по сравнению с массой трубопроводов при $\Delta p_n = \Delta p_{сл}$. Это требует определённого подбора диаметров труб в напорных и сливных магистралях гидросистемы в соответствии с полученной рекомендацией распределения потерь давлений Δp_n^{opt} и $\Delta p_{сл}^{opt}$.

4.4. На современном самолёте устанавливается большое количество резервированных рулевых гидроприводов (РП). В связи с этим минимизация массы РП является важной и актуальной задачей. Произведение площади поршня на его ход $F_{ур}$ определяет установочную мощность РП. Выбор величины рабочего хода u_p выходного звена РП при постоянном значении $F_{ур}$ определяет его массу m_{rp} . На рис. 4.8. представлены расчётные зависимости $m_{rp} = f(u_p)$, полученные инженером Б.И. Дровосековым при совместных разработках, при постоянных значениях $F_{ур}$, из которых хорошо видно, что m_{rp} существенно зависит от выбранного рабочего хода u_p и имеются минимальные значения m_{rp} при выборе оптимального значения рабочего хода u_p^{opt} , которые располагаются на линии А. Зависимости на рис. 4.9. получены расчётным путём в диапазоне наиболее часто встречающихся в авиационной практике рабочих ходов u_p до 50 см и хорошо подтверждаются на практике.

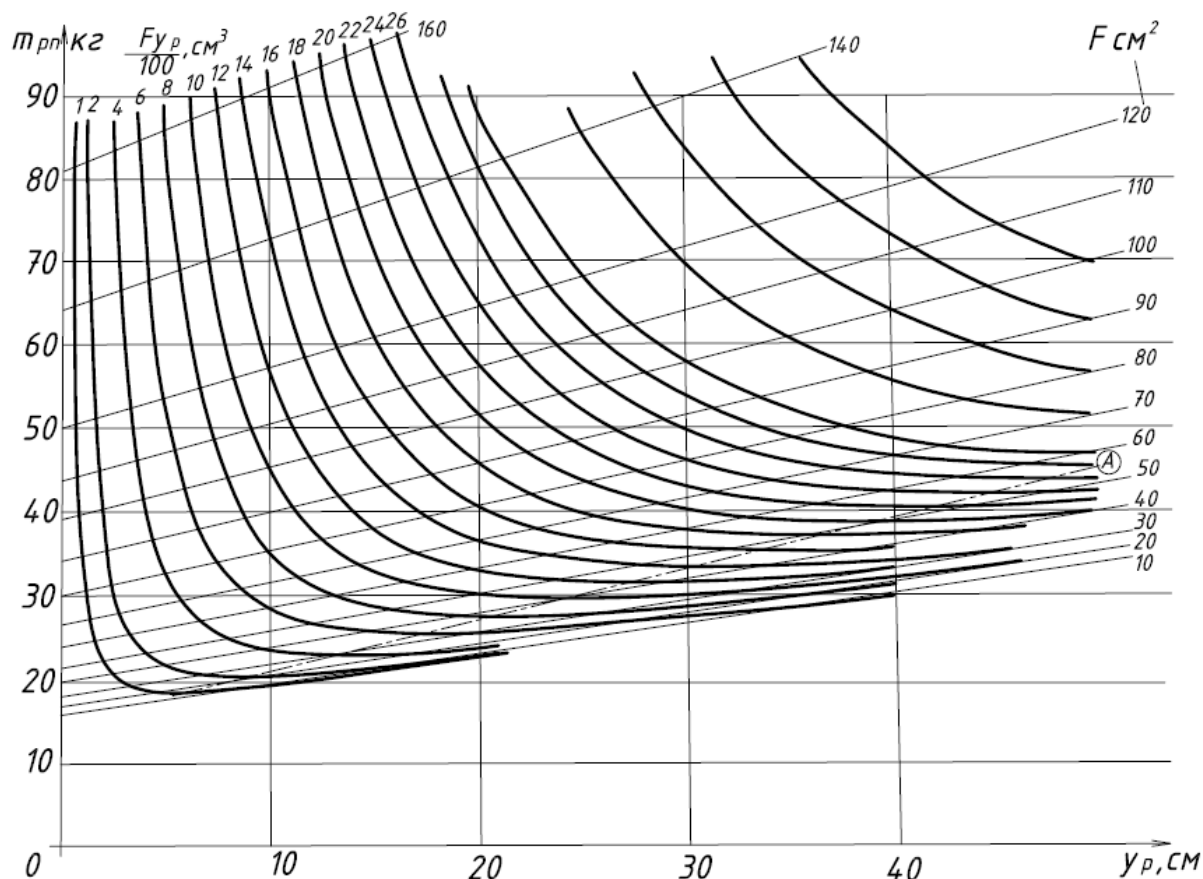


Рис. 4.9. Зависимости массы РП m_{rp} от величины рабочего хода выходного звена привода u_p в диапазоне наиболее часто встречающихся рабочих ходов до 50 см при постоянных значениях произведения Fu_p .

На рис. 4.10. представлены зависимости $m_{rp} = f(u_p)$ для более широкого диапазона рабочих ходов u_p до 200 см, на которых более чётко прослеживается их экстремальный характер и оптимальные значения m_{rp} располагаются на линии А. Зависимости $m_{rp} = f(u_p)$ в диапазоне рабочих ходов u_p от 50 см до 200 см изображены штрих пунктирной линией, т.к. расчётные зависимости не подтверждены сравнением с реальными конструкциями РП (из-за их отсутствия). Но можно предположить, что зависимости $m_{rp} = f(u_p)$ справедливы и в этом диапазоне.

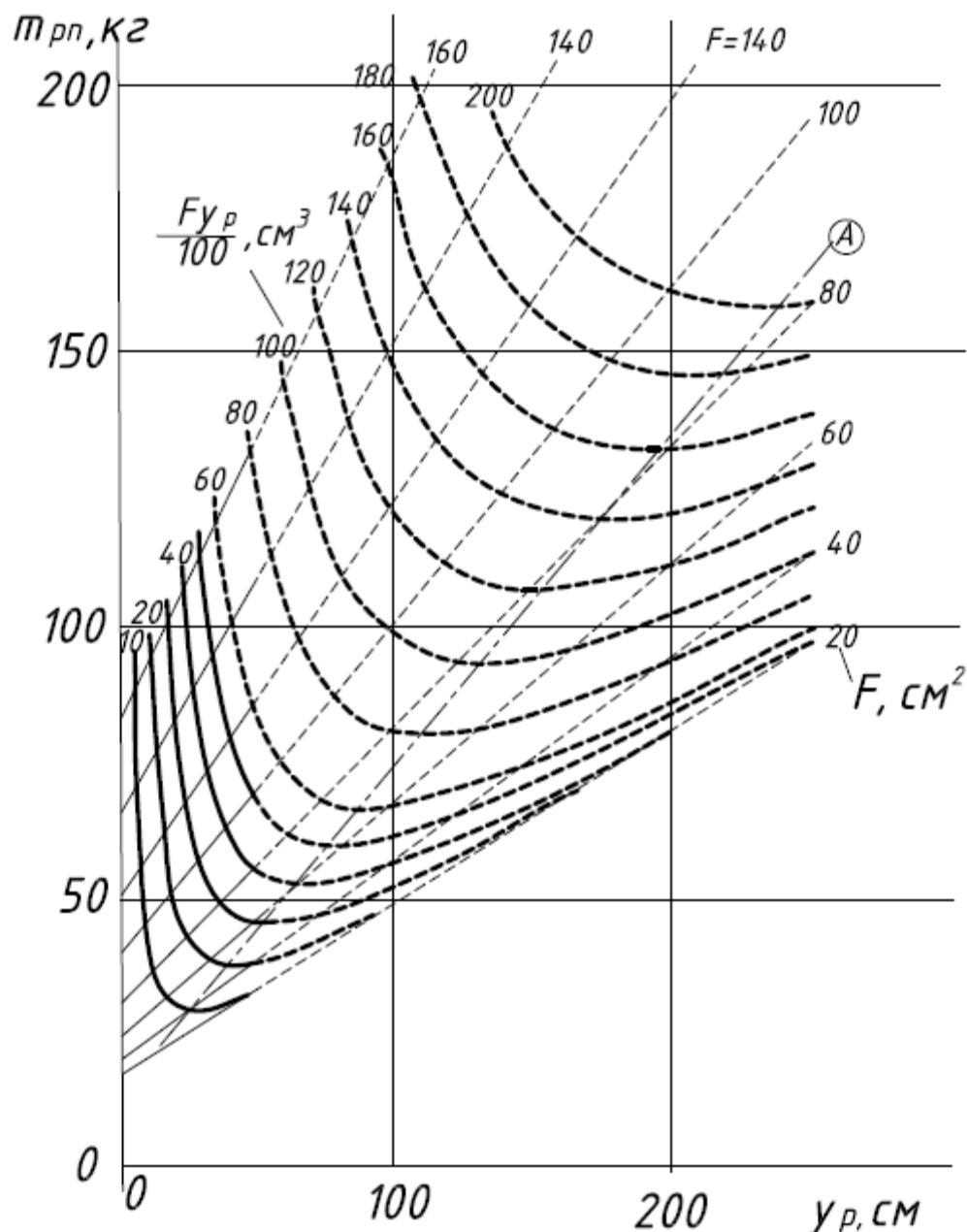


Рис. 4.10. Зависимости массы РП m_{rp} от величины рабочего хода y_p в диапазоне рабочих ходов до 200 см при постоянных значениях произведения Fy_p

Выбор оптимального значения рабочего хода y_p может позволить существенно уменьшить массу РП. Однако следует иметь ввиду, что выбор оптимальных значений m_{rp} и y_p не всегда возможен, т.к. выбор величины рабочего хода y_p чаще диктуется компоновочными соображениями при размещении РП в тонком крыле или киле, где геометрические ограничения становятся определяющими. Стремление приблизиться к оптимальным значениям m_{rp} и y_p иногда приводит к увеличению рабочего хода y_p выходного звена РП и возможному выходу РП из обводов крыла или киля, размещению РП в обтекателе. Это увеличивает аэродинамическое сопротивление самолёта, снижает его топливную эффективность и не является рациональным решением. Поэтому увеличение рабочего хода y_p должно проводиться до максимально возможных значений, приближаясь к оптимальному, но без ухудшения топливной эффективности самолёта.

5) Системы энергоснабжения СУР

На пассажирских самолётах гидравлические системы применяются в основном трёх канальные, обеспечивающие все требования АП25. Вначале 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, и 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, В787. Для примера на рис. 5.1. приведена структурная схема ГС самолёта В757.

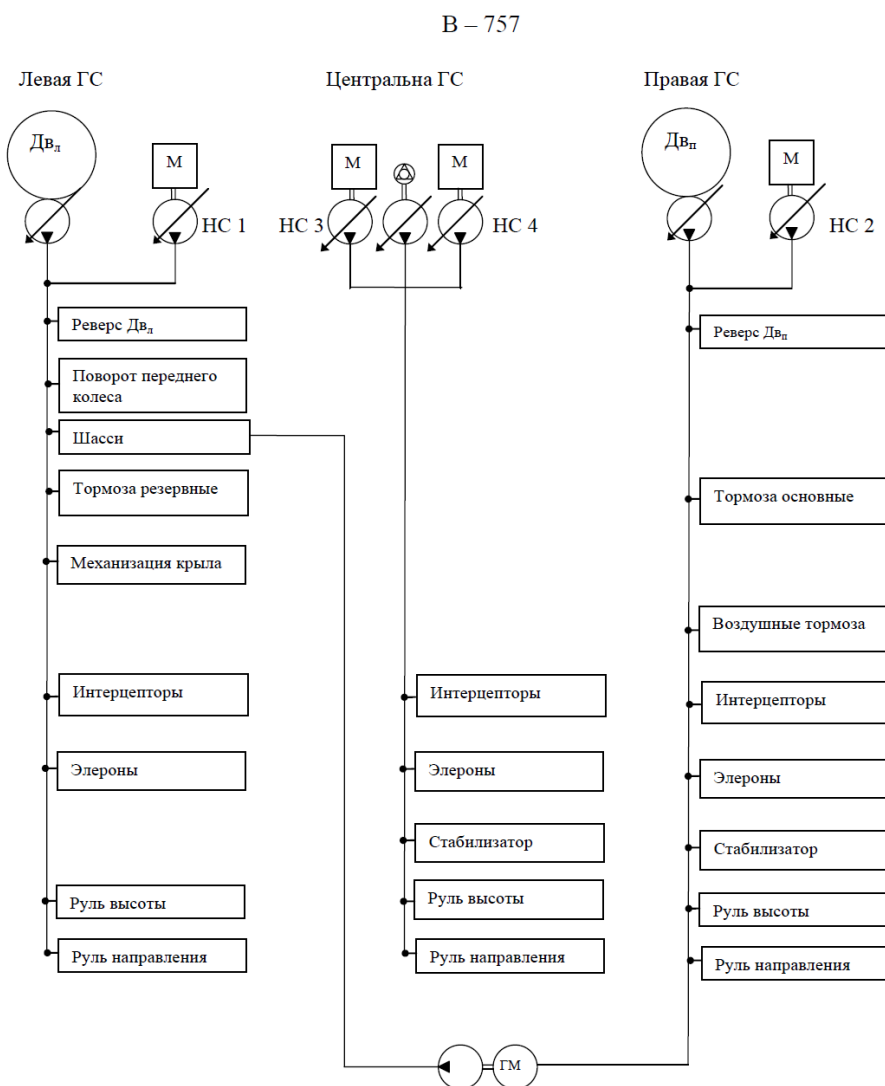


Рис. 5.1. Структурная схема ГС самолёта В757. Первый полёт – 1982 г

Имеется возможность снижения массы ГС путём повышения давления в ней. А380 стал первым в мире пассажирским самолётом, а затем и В787, на которых применена ГС с давлением 350 кг/см² вместо традиционных 210 кг/см². Такое повышение давления позволяет получить необходимую мощность гидроприводов при одновременном уменьшении размеров (занимаемого объёма) и массы ГС и СУР.

В настоящее время в целях дальнейшего уменьшения массы СУР с ГС и 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. Так, например, на самолёте А380 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. Аналогичная концепция реализована на самолёте Ан148.

В целях повышения надёжности электропитания самолёта А380 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 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), о возможности полного выхода из строя электросистем и вероятность появления такого отказа.

Для сравнения следует обратить внимание на самолёт В787, на котором применены традиционные три независимые ГС и его конструкторов не прельстила возможность уменьшения массы самолёта путём применения только двух ГС + электросистема с АРП.

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 В787, получающий энергию от ЭПН, может быть разделён на две независимые части также с ЭПН, но меньшей мощности. Одну из них расположить в центроплане для обеспечения гидропитанием потребителей в центроплане и крыле, а другую – в хвостовой части самолёта для обеспечения гидропитанием РП рулей высоты и направления и стабилизатора. Это мероприятие позволит сократить длину напорных и сливных трубопроводов на величину расстояния от центроплана до хвостовой части самолёта и соответственно уменьшить массу трубопроводов.

Заключение:

по разделу 1: снижение массы по РУ и УЗ возможно путём применения мини-рукояток (джостиков) с существенным уменьшением расчётных нагрузок на прочность вместо традиционных штурвалов. При этом из-за различной рефлекторной эффективности левой и правой рук требуется дополнительная и постоянная тренировка для обеспечения полётов как на левом, так и на правом креслах и может сказываться на безопасности полётов, особенно, в стрессовых ситуациях. Кроме того высокий уровень комфорта в свободной кабине самолёта типа А380 (рис. 6.) может способствовать расслабленности и само успокоинности пилотов (что в общем-то недопустимо) по сравнению с более строгой (дисциплинирующей) кабиной самолётов Ту, Ил, Боинг (рис. 7.). Т.е. в настоящее время произошло разделение концепций построения РУ и кабин экипажа *на два варианта*: 1-вариант более лёгкий и более комфортный, но с недостаточно изученными вопросами уровня безопасности полётов при управлении самолётом так называемым джостиком, который хорошо зарекомендовал себя при управлении компьютерными играми или летающими моделями, но при управлении тяжёлым аэробусом требует повышенной строгости и контроля со стороны пилота; 2-вариант более тяжёлый и более строгий, хорошо отработанный и зарекомендовавший себя длительной эксплуатацией огромного парка пассажирских самолётов Ту, Ил, Боинг и некоторых типов Аэрбас. Применение мини-штурвалов в этом варианте позволит несколько снизить массу РУ и УЗ, сохранив достоинства традиционных штурвалов.

по разделу 2:

- применение ЭДСУ имеет ряд существенных преимуществ, к числу которых в первую очередь следует отнести экономию массы (до 80 % для тяжёлых самолётов и до 50 % для маневренных самолётов) и пространства (объёма), увеличение живучести в результате оснащения самолёта четырехкратно резервированными и отказоустойчивыми системами управления, снижение уязвимости от баллистического поражения СУР за счёт уменьшения объёма, занимаемого СУР и ряд др;

- замена механической дистанционной передачей на ЭДСУ в целях снижения массы СУР целесообразна. Однако, имея ввиду возможность полного выхода из строя системы электропитания самолёта, включая резервные аккумуляторные шины (такие тяжёлые виды отказов зарегистрированы в авиационной практике, приведшие к аварийным и даже катастрофическим последствиям) и, соответственно, выхода из строя ЭДСУ с потерей управления рулями, более целесообразным вариантом является применение гибридных СУР (ЭДСУ + резервная механическая дистанционная передача). При этом для резервной механической дистанционной передачи в целях снижения массы гибридной СУР допустимо снижение запаса прочности до 1,3.

- на неустойчивых и малоустойчивых самолётах с гибридной СУР целесообразно применение резервных автоматов демпфирования на неэлектрических элементах.

по разделу 3:

- площадь поршня гидродвигателя поступательного действия РП в основном определяется из условий обеспечения необходимых требований по шарнирному моменту на рулевой поверхности и необходимых запасов по обеспечению безопасности от рулевых форм флаттера. Критическая скорость крутильно-рулевого флаттера, как известно [4], определяется главным образом собственной частотой и декрементом затухания крутильных колебаний руля относительно его оси вращения.

В случае если определяющим в выборе площади поршня F будут вопросы рулевого флаттера, то выбор площади F проводится выбором параметров динамической жёсткости с целью обеспечения заданных собственной частотой и декремента затухания крутильных колебаний руля относительно его оси вращения. При этом целесообразно в целях снижения массы подвески руля распределить величины динамической жёсткости РП, его опоры и жёсткости руля с силовой проводкой по $\sim 1/3$ от их общей суммарной жёсткости подвески руля;

- не допускать снижения давления в полостях РП ниже 100 кг/см^2 , т.к. снижение давления ниже указанного порога требует увеличения площади поршня для поддержания необходимой величины C_∞ . Этому требованию наилучшим образом отвечают гидроприводы с дроссельным регулированием, в то время как в гидроприводах с объёмным регулированием давление в полостях гидродвигателя определяется внешней нагрузкой в зависимости от режима полёта и изменяется от давления подпитки полостей до максимального. Это требует для гидроприводов с объёмным регулированием дополнительных конструктивных мероприятий или увеличения площади поршня F с целью исключения снижения C_∞ ниже заданного и соответственно увеличения их массы.

по разделу 4:

- качалка является типовым элементом механической проводки жёсткого типа. Простейшая качалка имеет два плеча, работающих на изгиб, что ведёт к понижению её жёсткости и увеличению массы при желании увеличить её жёсткость. Ферменная качалка имеет элементы, работающие только на растяжение — сжатие, а геометрия и форма

качалки может быть оптимизирована по жёсткости и массе, путём подбора оптимальной её геометрии, обеспечив снижение массы качалки при заданной её жёсткости на 30 % и более;

- при проектировании гидробаков предпочтительно выбирать его оптимальный диаметр d_{opt} , при котором масса гидробака минимальна, если позволяют компоновочные условия в данном отсеке самолёта;

- возможно снижение массы трубопроводов методом рациональной компоновки ГС, т.е. использовать размещение агрегатов ГС на планере такое, которое позволит минимизировать длины трубопроводных магистралей и соответственно их массу. Рациональность компоновки ГС может оцениваться коэффициентом $K_{р.к}$ рациональности компоновки ГС. Чем меньше коэффициент $K_{р.к}$, тем выше совершенство компоновки ГС на планере и тем меньше общая масса ГС;

- при заданных потерях давления $\Delta p_{ГС}$ в трубопроводах, разделяя их на Δp_n и $\Delta p_{сл}$, для варианта трубопроводов напорных из нержавеющей стали и сливных из алюминиевых сплавов можно получить целесообразное распределение потерь давлений в напорных и сливных магистралях

$$\Delta p_n^{opt} = 0,65 \Delta p_{ГС}; \quad \Delta p_{сл}^{opt} = 0,35 \Delta p_{ГС},$$

при котором возможно получить уменьшение массы трубопроводов с жидкостью в них до 6 % по сравнению с массой трубопроводов при $\Delta p_n = \Delta p_{сл}$.

- выбор оптимального значения рабочего хода РП u_p может позволить существенно уменьшить его массу. Однако следует иметь ввиду, что выбор оптимальных значений $m_{рп}$ и u_p не всегда возможен, а выбор величины рабочего хода u_p часто диктуется компоновочными соображениями при размещении РП в тонком крыле или киле, где геометрические ограничения становятся определяющими. Стремление приблизиться к оптимальным значениям $m_{рп}$ и u_p приводит к увеличению рабочего хода u_p выходного звена РП и возможному выходу РП из обводов тонкого крыла или киля и размещению РП в обтекателе. Это увеличивает аэродинамическое сопротивление самолёта, снижает его топливную эффективность и не является рациональным решением. Поэтому увеличение рабочего хода u_p должно проводиться до максимально возможных значений, приближаясь к оптимальному, но без ухудшения топливной эффективности самолёта.

по разделу 5:

- в настоящее время в целях дальнейшего уменьшения массы СУР с ГС наметилось направление перехода от трёх независимых централизованных ГС к двум централизованным ГС, а третий резерв реализуется с помощью электросистем и автономных рулевых гидроприводов (АРП) с электроприводом. Так, например, на самолёте А380 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.

- один из каналов ГС по типу В787, получающий энергию от ЭПН, может быть разделён на две независимые части также с ЭПН меньшей мощности. Одну из них расположить в центроплане для обеспечения энергопитанием потребителей в крыле и центроплане, а другую – в хвостовой части самолёта для обеспечения энергопитанием РП рулей высоты и направления и стабилизатора. Это мероприятие позволит сократить длину напорных и сливных трубопроводов на величину расстояния от центроплана до хвостовой части самолёта и, соответственно, уменьшить массу трубопроводов;

- в настоящее время надо признать, что три централизованные гидросистемы с обычными гидроприводами по типу В787, 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 двумя электрическими контурами с электрогидравлическими автономными приводами (АРП), комбинированными АРП и электромеханическими (приводами) агрегатами (ЭМА) по типу А380.

- имеется возможность снижения массы ГС путём повышения давления в ней. А380 стал первым в мире пассажирским самолётом, а затем и В787, на которых применена ГС с давлением 350 кг/см^2 вместо традиционных 210 кг/см^2 . Такое повышение давления позволяет получить необходимую мощность гидроприводов при одновременном уменьшении размеров (занимаемого объёма) и массы ГС и СУР.

Список литературы

1. Авиационные правила АП-25. Нормы лётной годности транспортной категории. Л.: ЛИИ им. М.М. Громова, 1994. 321 с.
2. Оболенский Ю.Г., Ермаков С.А., Сухоруков Р.В. Введение в проектирование систем авиационных рулевых приводов. М.: Изд-во ГУП г. Москвы «Окружная газета ЮЗАО», 2011. 344 с.
3. Фомичёв В.М. Схемотехника резервных гидромеханических систем управления полётом: учеб. пособие. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 27 с.
4. Шумилов И.С. Системы управления рулями самолётов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 469 с.
5. Методы проектирования перспективных энергосистем силового привода летательных аппаратов / Под ред. А.М. Матвеевко. М.: Издательство МАИ-ПРИНТ, 2010.

6. Wang Zhanlin, Li Peizi. Airplane Fluid Drive and Servocontrol. China National Defense Industry Press, 1980. 530 p.
7. Щербаков А.А. Ещё о катастрофах. Вестник МНАПЧАК № 1(24), 2007 год. 17-19 с.

Possible ways to reduce the mass of an aircraft's rudder control system

02, February 2013

DOI: [10.7463/0213.0531715](https://doi.org/10.7463/0213.0531715)

Shumilov I.S.

Bauman Moscow State Technical University, 105005, Moscow, Russian Federation

shumilov-it@yandex.ru

Nowadays reduction of the mass of an aircraft's rudder control system (RCS) still is an important problem for designers, which can be solved by structured design methods or selection of optimal parameters of control system's different elements. It's also essential not to degrade the required flight safety and reliability level and meet the demands of airworthiness (AP25), including the influence of the so-called "human factor" on the flight safety. That's why, to reduce the mass of MCS, one can try to reduce the mass of each element; one has to deal with working levers and control-loading devices, remote signal transmission, rudder gears, energy supply systems and mass and geometry optimization system for several elements of RCS. This article provides analyses and necessary recommendations for designers on every of listed directions.

Publications with keywords: [motivator control system](#), [steering hydraulic servo](#), [hydraulic system](#), [working levers](#), [remote signal transmission](#), [fly-by-wire control system](#), [motivator control system's mass](#), [backup control](#)

Publications with words: [motivator control system](#), [steering hydraulic servo](#), [hydraulic system](#), [working levers](#), [remote signal transmission](#), [fly-by-wire control system](#), [motivator control system's mass](#), [backup control](#)

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, 1994. 321 p.
2. 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.
3. Fomichev V.M. *Skhemotekhnika rezervnykh gidromekhanicheskikh sistem upravleniia poletom* [Circuit engineering of reserve hydromechanical flight control systems]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2006. 27 p.
4. Shumilov I.S. *Sistemy upravleniia ruliami samoletov* [Control systems of rudders of aircrafts]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2009. 469 p.

5. Matveenکو 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.
6. Wang Zhanlin, Li Peizi. *Airplane Fluid Drive and Servocontrol*. China National Defense Industry Press, 1980. 530 p.
7. Shcherbakov A.A. Eshche o katastrofakh [More about disasters]. *Vestnik MNAPChAK (Mezhdunarodnoi Akademii problem cheloveka v aviatsii i kosmonavtike)* [Bulletin of MNAPCHAK (International Academy of Human Problems in aviation and space)], 2007, no. 1(24), pp. 17-19.