

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт им.С.П.Королева

О.Н.КОРОЛЬКОВ

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Конспект лекций по курсу
"КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТОВ"

Одобен редакционным
советом института 17 мая 1972 года

Куйбышев 1973

Конспект лекций посвящен изучению систем неавтоматического и полуавтоматического управления самолетом. В нем приводятся основные требования к элементам ручного управления и излагаются принципы их устройства. Подробно рассматривается система бустерного управления — конструкция, характеристики и выбор основных параметров гидроусилителей, способы их включения в систему управления, загрузочные механизмы. Дается понятие об основных автоматических устройствах, используемых при ручном управлении самолетом. Затрагиваются вопросы оценки управляемости и повышения надежности систем управления.

Конспект может быть использован при курсовом и дипломном проектировании.



Куйбышевский авиационный институт им. С.П.Королева,
Куйбышев, 1973

В В Е Д Е Н И Е

Одной из важнейших задач при проектировании самолета, является задача создания достаточно эффективной и надежной системы управления. Только хорошо управляемый самолет может реализовать потенциально заложенные в нем летные качества и обеспечить успешное выполнение своих основных функций. Потеря управления или недостаточная его эффективность на каком-либо режиме может привести к катастрофе и гибели самолета.

Развитие авиации и завоевание новых скоростей и высот полета всегда было связано с решением следующих проблем:

- обеспечение потребного избытка тяги, т.е. превышения тяги над сопротивлением;
- создание достаточно прочной и жесткой конструкции;
- обеспечение устойчивости и управляемости самолета.

Важность и значение каждой из этих проблем с течением времени менялись. В период развития поршневой авиации наиболее острой и важной была проблема повышения тяговооруженности самолета и снижения его аэродинамического сопротивления. Затем внедрение в авиацию газотурбинных двигателей с малым удельным весом и дальнейшее совершенствование аэродинамики позволили резко повысить избыточную тяговооруженность самолета, что привело к быстрому росту скоростей полета. Приближение к скорости звука и развитие волнового кризиса качественно изменили картину обтекания и резко ухудшили характеристики устойчивости и управляемости самолета. Дальнейший рост скоростей теперь ограничивался уже не "тягой двигателей, а возможностью обеспечения устойчивости и управляемости самолета на новых режимах, и эта проблема на данном этапе приобрела первостепенное значение. Большие избытки тяги и принципиальная возможность достижения высоких скоростей, и, вместе с тем, недостаточная эффективность управления, связанная с неизученностью новых явлений, привели

в этот период к целому ряду тяжелых **катастроф**.

Успешное преодоление "звукового барьера" было связано с обеспечением приемлемых характеристик устойчивости и управляемости самолета в широком диапазоне скоростей и высот полета. Это потребовало существенных изменений схемы и аэродинамических параметров самолета, а также включения в систему управления целого ряда автоматических устройств, улучшающих его управляемость.

В настоящее время развитие авиации и освоение гиперзвуковых скоростей определяется преодолением трудностей, связанных с нагревом конструкции и получивших образное название "теплого барьера". На этом этапе первостепенное значение приобретает проблема обеспечения необходимой прочности и жесткости конструкции в условиях повышенных температур. Эта проблема ограничивает сейчас рост скоростей. Однако и здесь обеспечение управляемости не теряет своего значения в связи с расширением рабочего диапазона скоростей и высот полета самолета.

Большая разница между максимальными и минимальными скоростями затрудняет создание системы управления самолетом, достаточно эффективной на всех режимах полета. Улучшение характеристик управляемости в будущем, очевидно, будет обеспечиваться путем дальнейшей автоматизации управления, совершенствованием схемы самолета (изменяемая геометрия крыла), улучшением его аэродинамических свойств (управление пограничным слоем) и, возможно, переходом на новые принципы создания подъемной силы и управления на малых скоростях (обеспечение вертикального взлета и посадки).

Таким образом, разработка надежного и эффективного управления была и остается одной из важнейших проблем, решаемых при создании каждого нового самолета.

Управление самолетом в полете и на земле осуществляется изменением действующих на него сил: аэродинамических, тяги двигателей и сил трения. Изменение **аэродинамических сил обеспечивается** отклонением органов управления (рулевых поверхностей), изменение тяги двигателей достигается регулированием расхода топлива, а силы трения создаются тормозными устройствами шасси.

По принципу управления все летательные аппараты можно разделить на беспилотные и пилотируемые.

Управление беспилотным летательным аппаратом полностью

автоматизировано и не требует участия человека. Однако полная автоматизация управления не всегда себя оправдывает и связана, как правило, с уменьшением надежности. Дело в том, что целый ряд простых операций, легко и просто выполняемых человеком, автоматизировать трудно. Некоторые этапы полета, такие как посадка, до настоящего времени не поддаются полной автоматизации. Кроме того, участие человека в управлении расширяет тактические возможности летательного аппарата, обеспечивает большую точность и большую безопасность полета за счет высокой приспособляемости человека к меняющимся условиям и логического осмысливания им окружающей обстановки. Поэтому полностью автоматические системы управления находят применение лишь в летательных аппаратах одноразового применения - ракеты, самолеты-снаряды - и в беспилотных разведывательных самолетах, посадка которых осуществляется на парашютах. Подавляющее большинство боевых самолетов, гражданские самолеты пилотируются летчиком-специалистом по управлению летательным аппаратом. В дальнейшем мы под самолетом будем понимать только пилотируемый летательный аппарат.

По степени автоматизации системы управления самолетом можно разделить на следующие типы.

1. Системы прямого неавтоматического управления. При таком управлении летчик с помощью элементарной механической системы, состоящей из командных рычагов и проводки управления, отклоняет рулевые поверхности, обеспечивая выполнение намеченного режима полета.

2. Системы бустерного управления. В этой системе в проводку управления включаются специальные силовые приводы-бустеры, обеспечивающие получение оптимальных по величине усилий управления.

3. Системы полуавтоматического управления. В систему управления включаются автоматические устройства, улучшающие характеристики управляемости самолета или облегчающие летчику получение и обработку информации о фактическом положении самолета и режиме полета. Выработка управляющих импульсов осуществляется летчиком.

4. Системы автоматического управления. Управление полностью автоматизировано. Автоматы обеспечивают выработку управляющих импульсов, их усиление и передачу на рулевые поверхности

в соответствии с заданным режимом полета.

На современных самолетах обычно применяется комбинированное управление, при котором некоторые этапы полета полностью автоматизируются и выполняются без участия летчика, с помощью различного рода автопилотов и автоматических систем, а другие этапы полета выполняются по схеме неавтоматического или полуавтоматического управления. При включенном автопилоте летчик осуществляет лишь наблюдение за работой автоматики, но в любой момент может взять управление в свои руки.

Во всех перечисленных системах летчик является одним из важнейших звеньев в цепи управления самолетом. Само управление при этом представляет собой замкнутый процесс в единой системе "летчик - самолет", состоящий из последовательных действий летчика и маневров самолета.

Функции летчика при управлении заключаются в следующем: получение информации, ее обработка, определение фактического режима полета, сравнение его с заданным, определение на основе сравнения необходимых воздействий на органы управления, отклонение командных рычагов.

Управляемость самолета в целом будет зависеть как от характеристик самолета, так и от динамических свойств летчика, имеющих некоторые особенности [1] :

1. Постоянное запаздывание. Летчику присуще определенное запаздывание в реакции на пусковую информацию. Время запаздывания составляет примерно 0,25 сек (вероятностная характеристика среднего летчика).

2. Зона нечувствительности. Определяется разрешающей способностью зрения человека, которая составляет примерно одну угловую минуту.

3. Прерывистость ответной реакции. Для летчика характерна прерывная (дискретная) реакция на поступающее непрерывное возмущение. Это связано с основным законом передачи сигналов по нервам человека. Частота ответных реакций - до двух в секунду.

4. Способность к фильтрации внешних возмущений. Летчик обладает способностью фильтровать внешние возмущения, т.е. даже после того, как он определит отклонение параметра от заданного значения он может не реагировать на это отклонение. В этом

случае летчик представляет собой своеобразный "логический" фильтр.

5. Дифференцирование и интегрирование. Летчик реагирует не только на отклонение параметра от заданного значения, но и на первую и вторую производные и на интеграл от отклонения.

6. Полоса пропускания. Летчик, реагирующий два раза в секунду, способен следить за сигналами, поступающими с частотой от 0 до 2,5 - 3 гц, что и составляет полосу пропускания человека. Амплитудно-частотная характеристика летчика имеет линейный характер.

7. Передачная функция летчика. Человек может изменять свою передачную функцию в зависимости от поставленных задач, тренировки, обучения, морального состояния и т.д., он может быть так натренирован, что с успехом будет выполнять функции усиления, усиления с опережением, усиления с запаздыванием или полного усиления с заданным опережением и запаздыванием. Однако наиболее точно человек выполняет простейшую функцию - усиление.

8. Способность к переработке информации. Количество информации, которое может быть воспринято и переработано летчиком за единицу времени, ограничено. Оно зависит от характера систем индикации и от утомляемости летчика.

Автоматизация управления самолетом направлена на сокращение и упрощение функций, выполняемых летчиком. В правильно спроектированной системе полуавтоматического управления летчик выполняет лишь функции усилителя в замкнутой системе регулирования. При включенной системе автоматического управления летчик полностью освобождается от всех операций по управлению самолетом, осуществляя лишь наблюдение и контроль за работой оборудования и систем самолета.

Автопилоты и системы автоматического управления изучаются в специальных курсах. В конспекте рассматриваются системы неавтоматического и полуавтоматического управления основными рулевыми поверхностями самолета.

ГЛАВА I. СИСТЕМА ПРЯМОГО УПРАВЛЕНИЯ

Простейшая система прямого управления самолетом состоит из командных рычагов, расположенных в кабине пилота, органов управления и связывающей их проводки управления. Летчик, перемещая командные рычаги, отклоняет органы управления, изменяя тем самым аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет. Рассмотрим подробно все элементы, входящие в систему основного управления самолетом.

§ I. Органы управления

Органы управления обеспечивают продольное, поперечное и путевое управление самолетом.

Продольное управление осуществляется рулем высоты, установленным на горизонтальном оперении. При отклонении руля происходит изменение кривизны профиля горизонтального оперения и перераспределение давления по нему. Вследствие этого изменяется полная аэродинамическая сила на горизонтальном оперении и создается дополнительный момент относительно центра тяжести самолета, изменяющий угол атаки крыла.

На сверхзвуковых скоростях полета отклонение руля не влияет на распределение давления по стабилизатору, в результате чего изменение аэродинамической силы на горизонтальном оперении происходит только вследствие перераспределения давления на самом руле. Эффективность руля в этом случае сильно падает. Для повышения эффективности продольного управления на сверхзвуковых самолетах обычно применяется цельноповоротное горизонтальное оперение — управляемый стабилизатор. При этом руль высоты не ставится.

В некоторых случаях, когда руль высоты не обеспечивает продольного управления лишь на отдельных режимах полета, используется комбинация руля высоты и переставного стабилизатора. Угол установки такого стабилизатора с помощью вспомогательного привода может изменяться в полете, повышая в нужный момент эффективность продольного управления.

При отклонении хвостика руля высоты или управляемого

стабилизатора вверх создается дополнительный момент на кабрирование и угол атаки крыла увеличивается, а при обратном отклонении — угол атаки уменьшается. Это справедливо для самолетов нормальной схемы. У самолетов типа "утка" те же отклонения горизонтального оперения дадут обратный эффект по углу атаки.

Поперечное управление обеспечивается элеронами, которые обычно размещаются по задней кромке крыла. При управлении правый и левый элероны отклоняются в противоположные стороны и, перераспределяя давление по крылу, создают кренящий момент в сторону отклоненного вверх элерона.

У самолетов с крыльями большого удлинения и большой стреловидности эффективность элеронов снижается из-за деформаций кручения крыла, возникающих при отклонении элеронов. Элероны могут терять эффективность и при концевых срывах, характерных для стреловидных крыльев. В связи с этим в дополнение к элеронам на крыле могут устанавливаться интерцепторы (спойлеры), щитки, расположенные на верхней поверхности крыла, которые могут выдвигаться или отклоняться вверх специальным приводом. При отклонении интерцептора происходит срыв потока и падение подъемной силы крыла. Интерцептор отклоняется при отклонении элерона вверх, а при отклонении элерона вниз не работает. Иногда интерцепторы небольшой высоты выдвигаются снизу крыла и, создавая подпор в пограничном слое, увеличивают подъемную силу крыла. Такие интерцепторы работают при отклонении элерона вниз.

По размаху интерцепторы располагаются в зоне крыла, занятой механизацией, и поэтому, как правило, имеют большую длину. Доля момента, создаваемого интерцепторами, может составлять до 50 - 70% от общего кренящего момента, в результате чего можно значительно уменьшить размеры элеронов, не снижая общей эффективности поперечного управления. Однако ввиду того, что изменение подъемной силы крыла при отклонении интерцептора происходит с некоторым запаздыванием, одни интерцепторы в качестве самостоятельного органа поперечного управления не применяются, а используются лишь в комбинации с элеронами.

Помимо обеспечения поперечной управляемости верхние интерцепторы при совместном их отклонении на левой и правой частях крыла могут использоваться для уменьшения аэродинамического качества и увеличения угла планирования при посадке, а также как средство сокращения послепосадочного пробега.

Путевое управление самолетом обеспечивается рулем направления или поворота, установленным на киле.

В некоторых случаях для управления самолетом применяются комбинированные органы управления, выполняющие одновременно несколько функций.

Например, у самолетов без горизонтального оперения ("бесхвостка", "летающее крыло") рулевые поверхности по задней кромке крыла могут выполнять одновременно функции руля высоты и элеронов. Такие органы управления получили название элевонов.

У самолетов с крылом изменяемой геометрии элероны на поворотных консолях при больших углах стреловидности становятся малоэффективными. Поэтому у таких самолетов элероны на крыле иногда вообще не ставятся, а их функции выполняет управляемый стабилизатор, левая и правая поверхности которого, кроме синхронного отклонения вверх и вниз, могут дифференциально отклоняться в разные стороны. Задняя кромка крыла в этом случае используется под механизацию, что значительно повышает несущую способность крыла при малых углах стреловидности.

Самолеты с У-образным хвостовым оперением вместо обычных трех рулевых поверхностей продольного и путевого управления имеют всего две, которые, отклоняясь синхронно вверх или вниз, выполняют функции руля высоты, а при дифференциальном отклонении в разные стороны — функции руля поворота.

Желая повысить несущую способность крыла, иногда применяют зависающие элероны, которые при взлете и посадке синхронно отклоняются вниз на определенный угол, выполняя функции закрылка; при этом они сохраняют возможность дифференциального отклонения для обеспечения поперечной управляемости.

При проектировании самолета размеры органов управления и их углы отклонения выбираются такими, чтобы обеспечить необходимую степень управляемости, определяемую потребными угловыми скоростями и ускорениями при вращении самолета относительно его основных осей, а также чтобы обеспечить балансировку самолета на всех режимах полета, включая и аварийные (остановка части двигателей).

На стадии эскизного проектирования размеры рулей можно назначать на основании средних статистических значений относительных параметров органов управления — относительных площадей

\bar{S}_p , хорд \bar{b}_p , размахов \bar{c}_p . Ориентировочные значения максимальных углов отклонения рулей приводятся в табл. I:

Таблица I

Тип самолета	Руль высоты		Упр. стаб.		Элероны		Руль поворота в обе стороны
	вверх	вниз	вверх	вниз	вверх	вниз	
Легкие самолеты	30-35°	15-20°	15-18°	6-10°	20-30°	8-12°	25-30°
Тяжелые самолеты	20-25°	15-20°	-	-	15-20°	8-20°	20-25°

Окончательно размеры рулей и их углы отклонения уточняются продувками и летными испытаниями.

§ 2. Командные рычаги управления

По типу командных рычагов, расположенных в кабине пилота, управление самолетом делится на ручное и ножное. Ручное управление используется для отклонения руля высоты и элеронов, а ножное для отклонения руля поворота.

На легких самолетах ручное управление осуществляется ручной управленц. На рис. I показаны основные размеры и компоновка ручки в кабине летчика. Ручка закреплена шарнирно и имеет две степени свободы. При отклонении ручки вперед и назад движение передается к рулю высоты, а движением ручки вправо или влево отклоняются элероны. Обычно ручка управления устанавливается на маневренных самолетах, так как обеспечивает более высокую чувствительность управления.

На тяжелых самолетах, у которых усилия управления больше, для ручного управления используется штурвальная колонка (рис. 2).

Колонка отклоняется вперед и назад, передавая движение к рулю высоты; управление элеронами производится с помощью штурвала, шарнирно закрепленного на колонке. В том и в другом случае усилия управления создаются обеими руками.

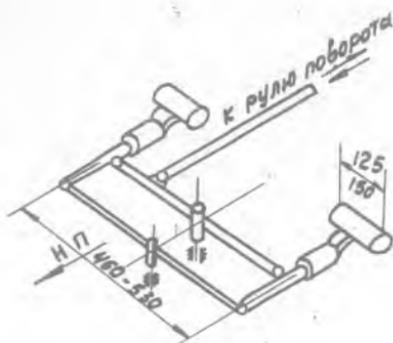


Рис. 3. Педали с горизонтальным расположением рычагов

На тяжелых самолетах более удобно komponуются со штурвальной колонкой педали с вертикальным расположением рычагов (рис.4).

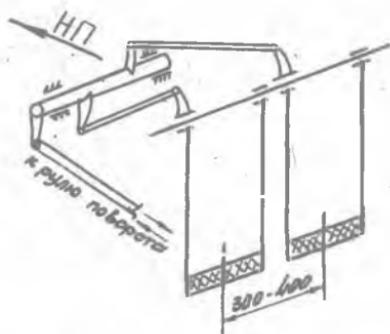


Рис.4. Педали с вертикальным расположением рычагов

Такие педали более компактны по ширине и при движении сохраняют постоянное расстояние между подножками, которое у педалей предыдущей схемы при движении изменяется.

В педалях обеих схем обязательно предусматривается регулировка подножек по росту пилота.

Командные рычаги и органы управления связаны между собой таким образом, чтобы движение самолета при отклонении командного рычага соответствовало естественным рефлексам летчика при сохранении равновесия и маневрировании. Так, при уводе самолета от заданного положения на пикирование первоначальное положение восстанавливается движением ручки или штурвальной колонки "на себя", а при уводе на кабрирование - движением "от себя". Увод в правый крен восстанавливается движением командного рычага влево и наоборот. Правое скольжение устраняется движением правой ноги вперед, а левое скольжение - движением левой ноги. Соответственно при маневрировании ввод самолета в пикирование достигается движением ручки "от себя", ввод в правый крен - движением ручки вправо, правый разворот - дачей правой ноги вперед.

§ 3. Проводка управления

Проводка управления служит для передачи движения от командных рычагов к органам управления. В системах основного управления используется жесткая, гибкая и смешанная проводка.

Жесткая проводка управления состоит из последовательно соединенных между собой трубчатых тяг, которые устанавливаются в роликовых направляющих или на поддерживающих качалках. Для изменения величины линейных перемещений или направления движения тяг применяются рычажные качалки. Сечения тяг выбираются из условия прочности их при работе на продольный изгиб. Наиболее выгодными по весу в этих условиях являются тяги из тонкостенных дюралюминиевых труб. Длина отдельной тяги выбирается исходя из условий компоновки и требований наименьшего веса проводки управления. В тех местах, где тяги подвергаются повышенному износу (в гермоузлах) или работают в зоне высоких температур (в районе двигательной установки), их целесообразно делать стальными.

По концам тяги имеют шарнирные наконечники, один из которых делается регулируемым для точной подгонки тяги по длине в процессе монтажа проводки на самолете. Тяги большого диаметра по концам обжимаются на меньший диаметр, чтобы уменьшить размеры и вес наконечников. Во всех шарнирах проводки управления устанавливаются сферические шарикоподшипники, что уменьшает трение и исключает заклинивание при перекосах тяг. Все тяги проверяются на отсутствие резонанса с основными колебаниями двигательной установки.

Гибкая проводка управления состоит из стальных плетеных тросов диаметром 4 + 8 мм. На прямолинейных участках тросы поддерживаются текстолитовыми направляющими, а в местах поворота троса устанавливаются направляющие ролики, которые вращаются на шарикоподшипниках. Диаметр роликов выбирают по стандарту в зависимости от диаметра троса и угла охвата. Для уменьшения трения и износа троса не рекомендуется угол охвата делать больше 90° .

Чтобы уменьшить пружинение тросов под нагрузкой, их перед установкой на самолет подвергают предварительной вытяжке.

Тросы, соединяющие командный рычаг с органом управления образуют замкнутую петлю, в которой для уменьшения пружинения создается предварительное натяжение с помощью тендеров. Усилие натяжения контролируется специальными тензотрами.

Присоединение тросов к командным рычагам, промежуточным качалкам и к органам управления осуществляется с помощью секторов, имеющих на ободке канавки для тросов. При повороте сектора трос сбегает по касательной к окружности канавки всегда в одной и той же точке относительно самолета. Тем самым обеспечивается постоянство натяжения троса при любых углах отклонения рычага или руля.

Тросовая проводка по сравнению с жесткой имеет меньший вес, занимает меньшие объемы, она конструктивно более проста и удобна для размещения и монтажа на самолете, не боится вибраций. Однако тросовая проводка имеет существенные недостатки:

большой упругий люфт под нагрузкой, снижающий эффективность и ухудшающий чувствительность управления;

большое трение, связанное с предварительной натяжкой тросов и перегибом их на направляющих роликах;

большую вытяжку тросов в эксплуатации, требующую систематического контроля и регулировки натяжения;

малую живучесть как боевую, так и эксплуатационную (обрыв отдельных нитей троса может привести к заклиниванию проводки и полному отказу системы управления; боевую живучесть можно повысить применением двойной тросовой проводки);

различие в температурных деформациях тросов и планера самолета, а также деформации конструкции в полете, приводящие к перенатяжке или провисанию тросов; чтобы избе-

жать этого, в тросовую проводку включают специальные механизмы, обеспечивающие постоянство натяжения тросов.

Из-за перечисленных недостатков тросовая проводка используется сравнительно редко. Современные скоростные и тяжелые самолеты обычно имеют жесткую проводку управления.

В некоторых случаях применяется смешанная проводка управления, в которой на различных участках системы используются и жесткая, и тросовая проводки. Так, в системах управления с необратимым бустером, в которых не предусматривается переход на ручное управление, целесообразно на сильнонагруженных участках (от бустера до руля, от командного рычага до загрузочного механизма) применять жесткие тяги, а на слабонагруженных участках большой длины (от загрузочного механизма до бустера) — тросовую проводку.

§ 4. Требования к системе управления

Требования устойчивости и управляемости. Устойчивость и управляемость самолета тесно связаны между собой. Для обеспечения хороших характеристик устойчивости и управляемости параметры самолета и его системы управления, определяющие эти характеристики, должны лежать в определенных пределах. К этим параметрам относятся:

степень продольной статической устойчивости по перегрузке $\cdot m_z^{c_u}$;

соотношение между коэффициентами поперечной устойчивости и устойчивости пути $\frac{m_x}{m_y}$;

коэффициенты продольного $m_z^{\omega_z}$, поперечного $m_x^{\omega_x}$ и путевого $m_y^{\omega_y}$ демпфирования;

величина балансировочных перемещений χ_p , градиенты перемещений по перегрузке χ_p^n и по скорости χ_p^v командных рычагов управления;

величина балансировочных усилий P_g , градиенты усилий по перегрузке P_g^n и по скорости P_g^v на командных рычагах продольного управления;

х)

Подробнее о конструкции командных рычагов и элементов проводки управления см. в [2].

градиенты усилий на единицу углового ускорения в поперечном P_{θ}^{Ex} и путевом P_{ψ}^{Ex} управлении относительно связанных осей.

Рекомендуемые величины этих параметров задаются нормами устойчивости и управляемости (для гражданских самолетов нормами летной годности или требованиями ICAO) в зависимости от типа самолета, его весовой категории, скоростей полета. Эти рекомендации выработаны в результате многолетней практики эксплуатации самолетов и должны обеспечивать безопасное и четкое пилотирование с наиболее удобным и приятным для летчика чувством управления.

В качестве примера приведем некоторые нормы для перемещений командных рычагов и усилий управления.

Максимальные балансировочные перемещения командных рычагов от нейтрального положения должны соответствовать средним перемещениям сидящего человека:

"на себя" - 200 + 250 мм; "от себя" - 150 + 180 мм;
 "вправо" - "влево" - 150 + 200 мм; педали "вперед-назад" - 100 мм.

Оптимальные усилия на командных рычагах при полном отклонении органов управления на скорости $0,8 V_{max}$:

	Ручка	Штурвал
"вправо - влево"	5 - 8 кг	10 - 16 кг
"на себя - от себя"	10 - 16 кг	20 - 30 кг
давление на педаль		30 - 40 кг

Усилие на ручке управления при посадке должно быть не менее 2 кг для легких самолетов и 4 кг для тяжелых.

При одновременном отклонении командных рычагов на четверть хода соотношения между усилиями управления элеронами, рулем высоты и рулем леворота должны быть $P_{\theta} : P_{\psi} : P_{\psi} = 1 : 2 : (5+8)$. В этом случае управление самолетом наиболее удобно.

Градиенты усилий по перегрузке в продольном управлении при отклонении ручки "на себя" должны быть таковы:

маневренные самолеты	неманевренные самолеты
2 + 5 кг/ед.перегр.	от 6 + 12 до 50 ÷ 70 кг/ед.перегр.

Как видно из приведенных рекомендаций, ограничиваются и максимальные и минимальные усилия управления. Большие усилия утомляют летчика физически, а малые утомляют его внимание.

При маневрировании в полете по изменению усилий на командных рычагах летчик подсознательно судит об отклонении рулей, создаваемых перегрузках и ощущает изменение скорости полета. Нулевые усилия, а тем более усилия обратного знака, нарушают привычные представления летчика о режиме полета и делают управление самолетом практически невозможным. *

В правильно спроектированной системе управления при отклонении рулей усилия всегда должны быть направлены в сторону, противоположную движению командных рычагов, должны плавно нарастать, а при уменьшении прикладываемых усилий рычаги должны возвращаться в нейтральное положение. Усилия должны возрастать с ростом скорости полета.

Требования к элементам системы управления. Кроме общих для всех частей самолета требований — достаточной прочности и жесткости, малого веса, аэродинамического сопротивления, простоты производства и ремонта, удобства эксплуатации и высокой живучести — к управлению предъявляется ряд специфических требований:

должна быть обеспечена независимость управления каждым органом управления; так, например, продольные перемещения ручки или штурвальной колонки не должны вызывать отклонения элеронов, а боковые движения — отклонения руля высоты; педали ногового управления должны допускать регулировку по росту летчика;

углы отклонения командных рычагов и механизмов проводки управления должны обеспечивать отклонение рулевых поверхностей с некоторым запасом по сравнению с расчетными или полученным в результате продувок;

в системе управления должны быть предусмотрены ограничители максимальных углов отклонения командных рычагов и рулей;

система управления должна иметь механизмы стопорения рулей на стоянке с централизованным управлением из кабины экипажа и блокировкой, исключающей взлет с застопоренным управлением;

должно быть обеспечено минимальное трение и износ в подвижных соединениях элементов системы, а также минимальные люфты и упругие деформации в проводке управления;

не должно быть заедания и заклинивания элементов системы при упругих деформациях планера самолета;

детали проводки управления в багажниках, пассажирских и других кабинах и помещениях должны иметь предохранение от порчи и зажима;

должны отсутствовать автоколебания и резонансы с внешними возмущающими воздействиями в элементах системы управления;

для осмотра, смазки и замены в процессе технического обслуживания должен быть обеспечен легкий доступ ко всем шарнирам, тягам, качалкам и другим деталям системы управления; наиболее удобны для этого откидывающиеся на петлях панели, которые запираются надежными быстродействующими замками; осмотр и смазка шарниров подвески рулевых поверхностей должны обеспечиваться без снятия рулей с самолета;

все гермовыводы проводки управления должны быть расположены снаружи герметической части фюзеляжа и иметь хороший доступ для осмотра, заполнения смазкой и замены; головки болтов крепления гермовыводов должны располагаться со стороны герметической части фюзеляжа и должны быть зафиксированы от проворачивания и выпадания.

§ 5. Кинематика системы управления

На начальной стадии проектирования системы управления самолетом разрабатывается кинематическая схема, которая определяет основные размеры, максимальные перемещения и места крепления всех элементов системы — командных рычагов, поддерживающих и рычажных качалок, роликовых направляющих, тяг, тросов, секторов и т.п. Одной из главных задач в процессе разработки кинематики является согласование принятых углов поворота или линейных перемещений командных рычагов с требуемыми углами отклонения органов управления. Эта задача решается соответствующим выбором плеч командных рычагов, рычажных качалок и кабанчика управления.

Рассмотрим простейшую схему управления, представленную на рис. 5. Пусть линейному перемещению ручки ^{x)} Δ_P соответствует перемещение кабанчика Δ_K

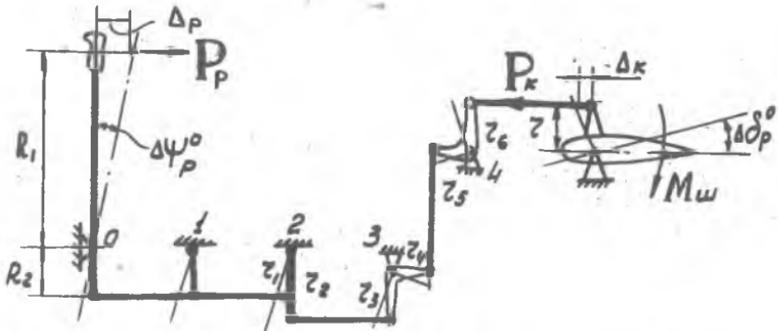


Рис. 5. Кинематическая схема управления рулем

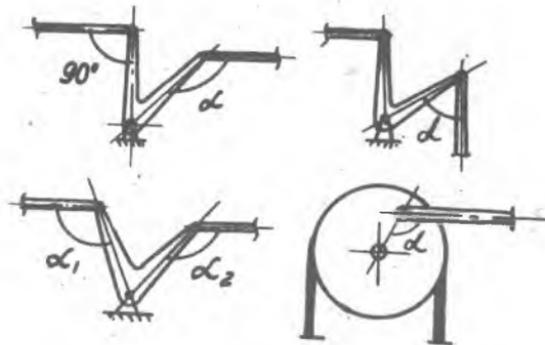


Рис. 6. Механизмы дифференциального управления

^{x)} Здесь и в дальнейшем под "ручкой" следует подразумевать командный рычаг любого типа - ручку управления, штурвальную колонку, ножные педали.

Отношение этих перемещений назовем коэффициентом передачи по перемещениям $j = \frac{\Delta p}{\Delta k}$.

Для показанной на рис.5 системы прямого управления, в которой все тяги в нейтральном положении перпендикулярны рычагам качалок, указанное отношение перемещений будет постоянным при всех углах отклонения руля, если в проводку управления не включены специальные механизмы для изменения коэффициента передачи в полете. Тогда при максимальных углах отклонения ручки ψ_p^{max} и руля δ_D^{max}

$$j = \frac{R_1 \sin \psi_p^{max}}{z \sin \delta_D^{max}}$$

На основании этого можно считать, что потребная величина коэффициента передачи по перемещениям определяется заданными углами ψ_p^{max} , δ_D^{max} , и принятыми размерами ручки R_1 и кабанчика управления z .

С другой стороны, полный коэффициент передачи от ручки до руля можно представить в виде произведения коэффициентов передачи всех рычагов, входящих в систему управления

$$j = \frac{R_1}{R_2} \cdot \frac{z_1}{z_2} \cdot \frac{z_3}{z_4} \cdot \frac{z_5}{z_6}$$

Таким образом, выбор плеч промежуточных качалок $z_1, z_2, z_3 \dots$ должен обеспечить получение требуемого значения коэффициента передачи j .

С точки зрения кинематической связи командного рычага и органа управления возможны две схемы управления рулями.

Первая (ее можно назвать схемой симметричного управления) при одинаковых перемещениях командного рычага в обе стороны от нейтрального положения обеспечивает одинаковые углы отклонения руля. Такая схема, например, используется в системе управления рулем поворота.

Чтобы получить симметричное управление, достаточно придерживаться одного простого правила: в каждом шарнире, в котором тяга или трос управления присоединяются к командному рычагу, качалке или кабанчику руля, угол между осью тяги (троса) и осью рычага в нейтральном положении должен быть равен 90° .

При симметричном управлении коэффициент передачи по перемещениям одинаков при отклонении командного рычага в ту и другую сторону от нейтрального положения.

Вторая схема кинематической связи командного рычага и органа управления – схема дифференциального управления, в которой одинаковым перемещениям командного рычага в обе стороны от нейтрального положения соответствуют различные углы отклонения руля. Эта схема может применяться в системах управления элеронами и рулем высоты. Разные углы отклонения элеронов – вверх больше, чем вниз – создают правильный момент рыскания при крене и обеспечивают поперечную управляемость на больших углах атаки. Большое отклонение руля высоты вверх требуется по условиям балансировки самолета при посадке.

Простейшим механизмом, обеспечивающим дифференциальное управление, является двулучный рычаг, у которого угол между осью тяги и осью рычага α (рис. 6) отличен от 90° . В смешанном управлении эффект дифференциальности можно получить на секторе, к которому присоединяется жесткая тяга под острым или тупым углом α к радиусу сектора.

Степень дифференциальности подбирается графическим путем или рассчитывается аналитически. Для механизма, показанного на рис. 7, степень дифференциальности равна [8].

$$\frac{b}{c} = \frac{\sin \alpha - \sin(\alpha - \beta)}{\sin(\alpha + \beta) - \sin \alpha}$$

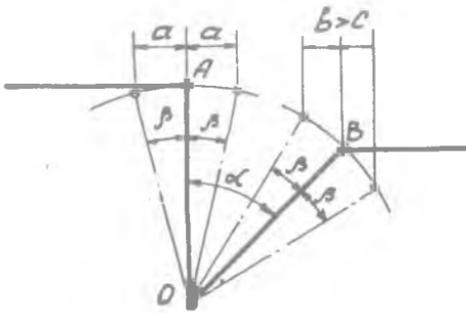


Рис. 7. Кинематика дифференциального управления

При разработке кинематики управления комбинированными органами управления (элероны, V -образное оперение, зависающие элероны) в проводку управления включается специальный механизм, который обеспечивает независимое управление рулевой поверхностью от двух самостоятельных систем. На рис. 8 показана принципиальная схема одного из таких механизмов.

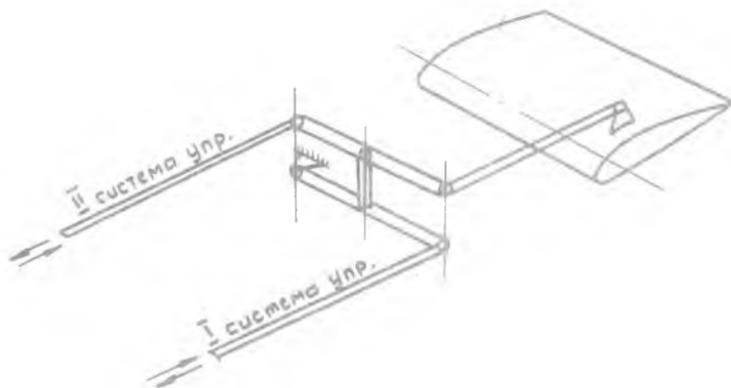


Рис.8. Кинематика управления комбинированной рулевой поверхностью

§ 6. Усилия управления и способы их уменьшения

В полете шарнирный момент создает усилие на кабанчике руля P_K , которое уравнивается на ручке управления усилием P_P , (рис.5). Отношение этих усилий будем называть коэффициентом передачи по силе

$$i = \frac{P_P}{P_K}$$

Из принципа возможных перемещений для системы прямого управления всегда

$$i = \frac{1}{f}$$

Отсюда следует, что при заданных предельных углах отклонения ручки и руля коэффициент передачи по силе зависит только от соотношения размеров ручки и кабанчика

$$i = \frac{\sin \delta_p^{max}}{\sin \psi_p^{max}} \cdot \frac{z}{R_1} = K \frac{z}{R_1}$$

Усилие на командном рычаге можно выразить через шарнирный момент

$$P_p = i \frac{M_{ш}}{L} = \frac{K}{R_1} m_{ш} S_p v_p^2 q; \quad (11)$$

где $m_{ш}$ - коэффициент шарнирного момента;

S_p, v_p - площадь и хорда руля;

q - скоростной напор.

Таким образом, усилия управления зависят от размеров руля и скорости полета. На тяжелых и скоростных самолетах эти усилия, как правило, получаются слишком большими и поэтому приходится предусматривать специальные меры для их уменьшения.

Действующие в полете усилия можно разделить на балансирующие и маневренные. Вопрос об уменьшении тех и других решается принципиально по-разному.

Балансирующие усилия возникают вследствие балансирующих отклонений рулей, необходимых для уравнивания самолета на заданном установившемся режиме полета. Такие длительно действующие усилия затрудняют пилотирование и быстро утомляют летчика. Очевидно, чтобы облегчить управление, всегда желательно полное устранение балансирующих усилий. Для снятия этих усилий на всех органах управления устанавливаются триммеры, которые представляют собой небольшие рулевые поверхности, шарнирно подвешенные в хвостовой части руля (рис.9).

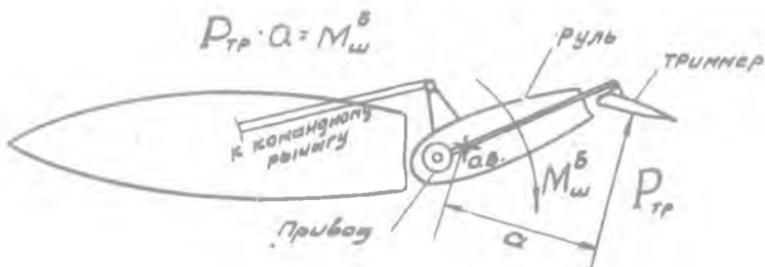


Рис.9. Уравнивание балансирующих усилий триммером

С помощью дополнительного привода летчик отклоняет триммер в сторону, противоположную отклонению руля, до тех пор, пока аэродинамические силы на триммере полностью не уравновесят шарнирный момент руля. Тогда самолет будет сбалансирован на заданном режиме при нулевых усилиях на командном рычаге управления. В продольном управлении иногда для балансировки вместо триммера используется переставной стабилизатор. Изменяя с помощью дополнительного привода его угол установки, обеспечивают балансировку самолета при нулевых усилиях на ручке управления.

Усилия маневренные обычно действуют кратковременно и соответствуют неустановившимся переходным режимам полета в процессе выполнения самолетом различных эволюций. Эти усилия создают у летчика чувство управления, а потому полное их устранение ни в коем случае недопустимо. Все меры, направленные на уменьшение усилий управления, должны обеспечить вполне определенный диапазон этих усилий, имеющих верхнюю и нижнюю границы. Слишком малые усилия, так же как и слишком большие, затрудняют пилотирование самолета.

Как показывает выражение (I, I) в системах прямого управления самолетом при заданном угле отклонения руля δ_p^{max} и принятых параметрах командного рычага (R_r и ψ_p^{max}) остается только один путь снижения усилий управления — уменьшение шарнирного момента. Достичь этого можно двумя способами:

уменьшением коэффициента шарнирного момента m_w путем применения различных видов аэродинамической компенсации: роговой, осевой, внутренней, сервокомпенсации;

уменьшением размеров рулевых поверхностей $S_p b_p$ без снижения эффективности управления.

Обеспечить достаточную степень эффективности управления при уменьшенных размерах основных рулей, отклоняемых летчиком, можно за счет применения специальных схем управления:

- системы управления с серворулями,
- системы управления с переставным стабилизатором,
- системы управления с интерцепторами.

Система управления с серворулями. В этой системе летчик управляет вспомогательной рулевой поверхностью — серворулем, шарнирно подвешенным в хвостовой части основного руля (рис. 10).

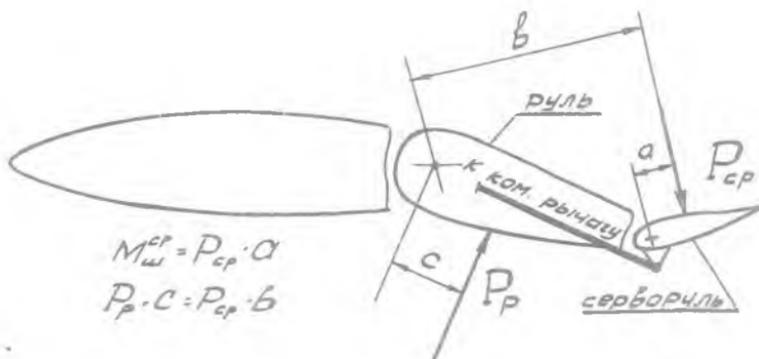


Рис.10. Система управления с серворулем

При отклонении серворуля возникающая на нем воздушная нагрузка поворачивает основной руль в противоположную сторону до тех пор, пока моменты от нагрузок P_{cp} и P_p относительно оси вращения основного руля взаимно не уравновесятся. На командный рычаг управления в такой системе передаются усилия только от шарнирного момента серворуля $M_w^{cp} = P_{cp} \cdot a$. Площадь серворуля обычно составляет 15–20% от площади основного руля, поэтому усилие на командном рычаге будет сравнительно небольшим.

Основным недостатком систем управления с серворулями является некоторое запаздывание в отклонении основной рулевой поверхности по отношению к перемещениям командного рычага.

Системы управления с переставным стабилизатором. В такой системе управления с помощью вспомогательного привода изменяется угол установки стабилизатора в полете. При управлении самолетом усилие на горизонтальном оперении, потребное для балансировки или маневрирования, можно создавать за счет отклонения руля высоты, прикладывая усилие к ручке управления и за счет перестановки стабилизатора. Вследствие этого основные размеры руля высоты можно уменьшить, не снижая общей эффективности продольного управления, что приведет к снижению усилий на ручке управления.

Как указывалось выше, переставной стабилизатор может использоваться и в качестве средства балансировки вместо триммера.

Системы управления с интерцепторами. Применение интерцепторов позволяет существенно уменьшить размеры элеронов, следовательно, и усилия управления. Интерцепторы значительно увеличивают размах закрылков и позволяют уменьшить закручивание крыла при отклонении элеронов.

Перечисленные способы уменьшения шарнирного момента могут обеспечить получение приемлемых усилий управления лишь на умеренных дозвуковых скоростях. На околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета развитие волнового кризиса на рулевых поверхностях приводит к резкому изменению шарнирного момента по величине, а иногда и по знаку. В этом случае добиться нужных характеристик управляемости и усилий управления указанными способами не удастся. Для околозвуковых и **сверхзвуковых самолетов приходится в систему управления включать специальные усилители-бустеры**, которые частично или полностью воспринимают усилия от шарнирного момента.

ГЛАВА П. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ С БУСТЕРАМИ

Принципиальная схема системы управления с бустером показана на рис. II. К бустеру подводится энергия, которая распределительным устройством, связанным проводкой управления с командным рычагом пилота, направляется по одному из каналов к исполнительному устройству. Исполнительное устройство через проводку управления отклоняет рулевую поверхность. Чтобы обеспечить строго согласованные движения руля и командного рычага, между выходным перемещением исполнительного устройства и входным сигналом распределительного устройства имеется отрицательная обратная связь, которая обеспечивает получение следящей системы.

Энергетическая система должна обеспечить быструю передачу энергии к бустеру, малый вес и малую инерционность исполнительного устройства, его жесткую фиксацию во всех промежуточных положениях. Всем этим требованиям наилучшим образом отвечает гидросистема. Поэтому в системах управления самолетом наибольшее распространение получили бустеры гидравлического типа-гидроусилители.

В электрической бустерной системе обеспечивается высокая скорость передачи энергии, но электрические исполнительные меха-

низмы имеют большой вес, большую инерционность в работе, и у них затруднено обеспечение фиксации, в промежуточных положениях.

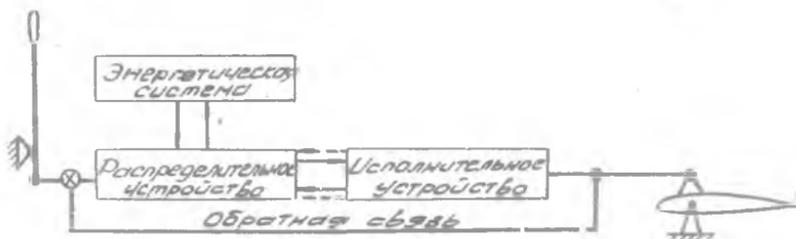


Рис. II. Принципиальная схема бустерного управления

Иногда применяется комбинированная бустерная система с электрической передачей энергии и последующим преобразованием ее в гидравлическую непосредственно у гидроусилителя. В такой системе объединяются преимущества обеих систем.

В дальнейшем будем рассматривать только бустеры гидравлического типа. Остановимся подробнее на устройстве их основных элементов.

§ I. Основные элементы гидроусилителя

Распределительное устройство. В качестве распределительного устройства в гидроусилителе обычно используется золотниковый механизм. Схема устройства четырехходового трехпозиционного золотника показана на рис. I2.

Жидкость от насоса подводится к каналу 3. При нейтральном положении плунжера золотника I рабочие пояски 4 перекрывают окна 5 и жидкость к исполнительному механизму не поступает. При перемещении золотника в ту или иную сторону жидкость подается в одну из полостей исполнительного устройства, а вторая его полость одновременно сообщается со сливной магистралью.

Для получения линейной зависимости расхода жидкости от перемещения золотника рабочие окна делают прямоугольными. Они могут занимать весь периметр по окружности рабочих поясков. Ли

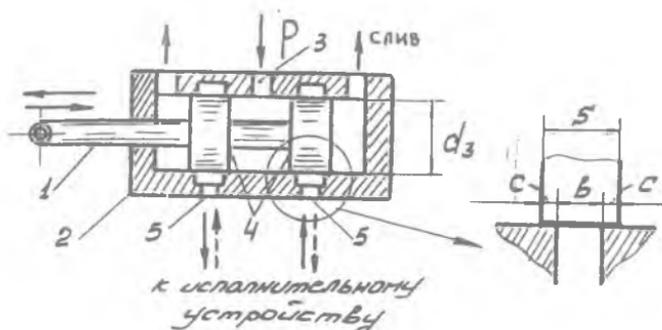


Рис.12. Золотниковый распределительный механизм:

- 1 -золотник; 2 -гильза; 3 - окно подачи жидкости;
4 -рабочие пояски золотника; 5 - рабочие окна

иметь перемычки, расположенные симметрично относительно оси золотника, чтобы не создавать неуравновешенных сил на плунжере. Полностью открытое рабочее окно имеет площадь

$$f = \pi d_3 v k_1$$

где $k_1 \leq 1$ учитывает площадь перемычек.

Величина C (рис.12) называется перекрытием золотника

$$C = \frac{S - b}{2}$$

Золотники могут быть с положительным перекрытием ($C > 0$), с отрицательным перекрытием или проточные ($C < 0$) и идеальные ($C = 0$). Последний создать практически невозможно, и понятие "идеального" золотника применимо лишь в теории. Проточный золотник имеет постоянный непроизводительный расход жидкости, что требует увеличения мощности и веса гидронасоса.

В гидросилителях используются золотниковые механизмы с положительным перекрытием, у которых ширина пояса больше ширины рабочих окон на величину $2C$. Положительное перекрытие обеспечивает надежное запираение рабочих окон золотника и фиксацию рулевой поверхности в заданном положении. С другой стороны, это перекрытие снижает чувствительность золотника, образуя зону нечувствительности $\pm C$. Поэтому величину C стремятся де-

лать возможно меньше; обычно она равна 30 + 40 микронам. В качественных золотниковых механизмах, у которых гильзы набираются из колец высокой точности, величина перекрытия может составить 0,005 мм и меньше. Такой золотник по своим характеристикам близок к идеальному.

Зазор между золотником и гильзой должен быть **минимальным**, чтобы сократить утечки жидкости; обычно он равен 2,5 + 3 мк на каждые 20 + 25 мм диаметра золотника.

Рабочий ход золотника выбирается в пределах $\pm (0,3 + 1,3)$ мм. Он ограничивается специальными упорами.

Силы трения движущегося золотника, как правило, невелики и составляют несколько сот граммов. Однако трение покоя золотника, находящегося под высоким давлением жидкости, может возрасти до нескольких килограммов. Это связано с защемлением золотника неуравновешенными силами давления жидкости и с облитерацией (заращиванием) щели между золотником и гильзой поляризованными молекулами жидкости. Для устранения этих явлений и уменьшения трения покоя используются разгрузочные канавки на поверхности поясков или гильзы. Такие канавки выравнивают давление по окружности золотника и уменьшают неуравновешенность радиальных сил, а также устраняют частично или полностью облитерацию золотника.

Иногда для устранения облитерации рабочим пояском придают небольшую конусность или же применяют осцилляцию (колебания) плунжера с частотой 50 гц и выше. Последний способ одновременно повышает чувствительность золотника, однако его применение значительно усложняет конструкцию золотникового механизма.

Для изготовления золотниковой пары-плунжера и гильзы-применяется цементируемая сталь с поверхностной закалкой до $H_{RC} = 60-64$. Чтобы устранить заедание золотника из-за загрязнения жидкости, рабочие пояски и проточки в гильзе выполняются с острыми кромками, что обеспечивает перерезание не очень твердых грязевых частичек.

Питание золотникового распределительного механизма производится либо с постоянным давлением, либо с постоянным расходом. Последний способ не позволяет регулировать скорость перемещения штока исполнительного механизма и поэтому применяется реже.

Исполнительное устройство

В качестве исполнительного устройства в гидроусилителях чаще всего используются силовые цилиндры с возвратно-поступательным движением штока (рис.13).

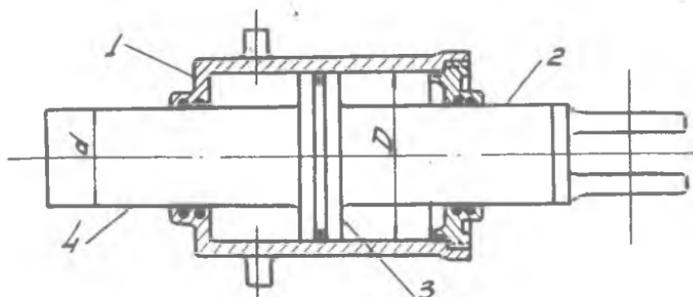


Рис. 13. Силовой цилиндр гидроусилителя:

1 - цилиндр; 2 - шток; 3 - поршень; 4-ложный шток

Ложный шток в силовом цилиндре необходим для выравнивания рабочих площадей поршня слева и справа и получения одинаковых усилий и скоростей при движении штока в обе стороны. Он же используется обычно и для передачи сигнала обратной связи на золотник.

Рабочая площадь поршня

$$F = \frac{\pi (D^2 - d^2)}{4}$$

Движущее усилие на штоке без учета противодействия и потерь на трение

$$P = pF.$$

Скорость движения штока без учета утечек жидкости

$$V = \frac{Q}{F},$$

где Q - расход жидкости.

Если учесть потери на трение, то эффективное движущее усилие будет

$$P_{эф} = \eta_{мех} \cdot P,$$

где $\eta_{мех}$ - механический КПД силового цилиндра, величина которого колеблется от 0,85 до 0,99.

С учетом утечек жидкости фактическая скорость движения штока

$$V_{ф} = \eta_{об} \frac{Q}{F},$$

где $\eta_{об}$ - объёмный К.П.Д. силового цилиндра. Для резиновых колец или **кожаных** манжет утечки практически отсутствуют, и для них $\eta_{об} \approx 1$. При уплотнении поршня металлическими кольцами $\eta_{об} = 0,98 - 0,99$.

В некоторых гидроусилителях применяется дифференциальный силовой цилиндр (рис.14), у которого ложный шток отсутствует, а диаметр основного штока берется равным $d = \frac{D}{\sqrt{2}}$.

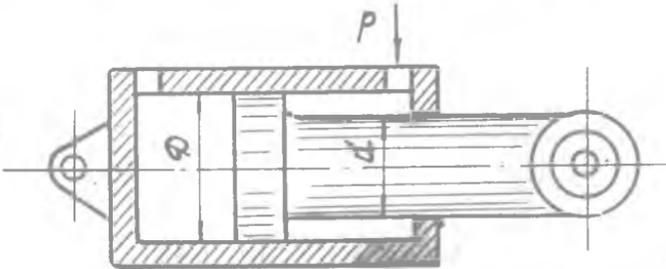


Рис. 14. Дифференциальный силовой цилиндр

В этом цилиндре можно **также** получить одинаковые усилия и скорости при движении штока в обе стороны. Для этого правая полость цилиндра постоянно сообщается с напорной магистралью, а левая полость или сообщается со сливом - шток движется влево, или с напорной магистралью - шток движется вправо. Рабочее усилие в обоих случаях одинаково и равно $P \frac{\pi d^2}{4}$. При запортом левом рабочем окне шток фиксируется жидкостью в заданном положении.

Внутренняя поверхность цилиндров обычно хонингуется с допуском 5-10 микрон на диаметр, чистота рабочих поверхностей

находится в пределах 0,2 - 0,4 микрон средней высоты неровностей, что соответствует II - I2 классам чистоты.

Обратная связь в гидроусилителе необходима для получения следящего гидропривода, у которого перемещения штока строго копируют движение управляющей тяги, связанной с командным рычагом. В этом случае отклонение рулевой поверхности будет согласовано с перемещением командного рычага так же, как в системах прямого управления.

Тип обратной связи в гидроусилителе - жесткая отрицательная. Суть ее заключается в следующем. Когда летчик перемещает тягу управления, связанную с золотником, открываются рабочие окна, и жидкость, поступая в силовой цилиндр, перемещает шток. Это перемещение через систему обратной связи передается на золотниковый механизм и вызывает закрытие окон. Когда шток точно займет требуемое положение относительно управляющей тяги, рабочие окна в гильзе золотника полностью перекрываются и шток останавливается. Жидкость, запечатая золотником в силовом цилиндре, фиксирует шток и рулевую поверхность в положении, согласованном с положением командного рычага.

Конструктивно обратная связь может выполняться по-разному. Наиболее простой способ состоит в том, что золотниковая коробка с гильзой закрепляется жестко на штоке или размещается внутри него (рис. 15).

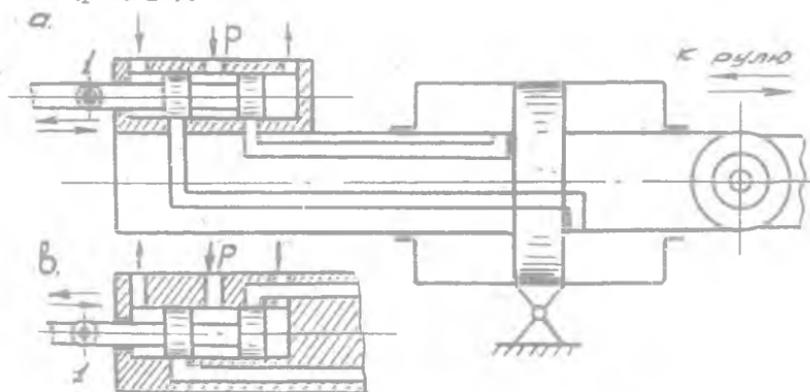


Рис. 15. Обратная связь через шток

В обоих случаях тяга управления, связанная с командным рычагом, непосредственно присоединяется к плунжеру золотника (точка I). Летчик, перемещая золотник в ту или иную сторону, открывает рабочие окна, а шток, двигаясь в сторону перемещения золотника, будет их закрывать. В результате шток будет копировать перемещения золотника, обеспечивая слежение рулевой поверхности за движениями командного рычага.

Другой способ получения следящего гидросилителя—создание обратной связи через дифференциальную качалку (рис.16).

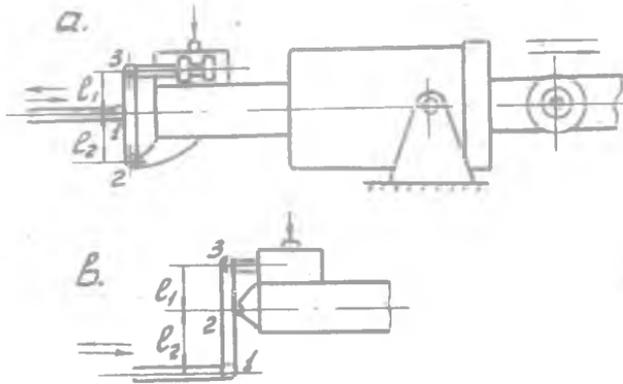


Рис.16. Обратная связь через дифференциальную качалку

В таком гидросилителе шток следит за перемещением тяги управления (точки I). Перемещения этой тяги через дифференциальную качалку передаются на золотник. За счет качалки перемещения и скорость золотника (точка 3) будут больше перемещений и скорости тяги. Для схемы *a* это будет справедливо при любых плечах l_1 и l_2 , а для схемы *b* — только при $l_1 > l_2$.

Таким образом, в гидросилителе с дифференциальной качалкой шток быстрее реагирует на перемещения тяги управления и перемещается с большей скоростью, чем в гидросилителе без качалки.

Дифференциальная качалка ускоряет и процесс закрытия рабочих окон, так как в этом случае окна закрываются вследст-

вие одновременного перемещения золотника и гильзы. В схеме *а* перемещение штока вызывает встречное перемещение плунжера и гильзы, а в схеме *б* — золотник и гильза движутся попутно. В последней схеме ускоренное закрытие рабочих окон будет получаться лишь при условии $l_1 > l_2$.

Итак, применение обратной связи через дифференциальную качалку увеличивает скорость действия гидроусилителя и, следовательно, повышает точность работы следящей системы.

Наконец, еще один способ получения следящего гидроусилителя — обеспечение обратной связи между штоком и золотником через рычажную систему (рис. 17).

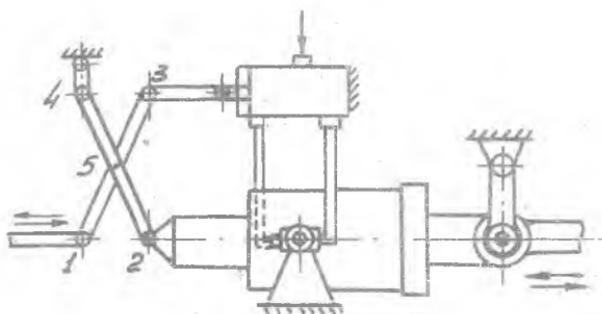


Рис. 17. Обратная связь через рычажную систему

В этой схеме перемещение командного рычага через качалку I-3 передается на плунжер золотника и вызывает открытие рабочих окон. Жидкость через цапфы гидроусилителя поступает в рабочие полости силового цилиндра и двигает шток в сторону движения тяги управления. Через качалки 2-4 и I-3 шток перемещает золотник на закрытие окон. В результате шток (точка 2) будет следить за перемещениями тяги управления (точки I).

Основное преимущество такого гидроусилителя заключается в том, что его золотниковая коробка закреплена неподвижно. Это позволяет полностью избавиться от гибких шлангов в гидравлических магистралях и повысить тем самым надежность гидросистемы, обслуживаемой гидроусилителем.

Обратную связь штока с плунжером золотника при неподвижной золотниковой коробке можно получить и с помощью дифференциальной качалки (см. рис. 36).

Итак, мы рассмотрели устройство отдельных элементов гидравлического бустера-распределительного устройства, исполнительного механизма и способы осуществления обратной связи между ними. Обычно все эти элементы объединяются в одном агрегате, который и называется гидроусилителем.

Теперь рассмотрим основные рабочие характеристики гидроусилителя.

§ 2. Статические характеристики гидроусилителя

Статические характеристики устанавливают связь между входными и выходными параметрами гидроусилителя и установившемся режиме, когда эти параметры остаются постоянными по времени. За входной параметр обычно принимается перемещение золотника и открытие рабочих окон, а за выходные- расход жидкости и скорость штока.

Чтобы исключить влияние перемещений штока на открытие рабочих окон золотника при исследовании статических характеристик, обратная связь в гидроусилителе разрывается. Тогда при постоянном открытии рабочих окон установившийся секундный расход жидкости и установившаяся скорость перемещения штока будут постоянны.

Рассмотрим гидроусилитель без обратной связи с идеальным золотником, который питается жидкостью от системы постоянного давления (рис.18).

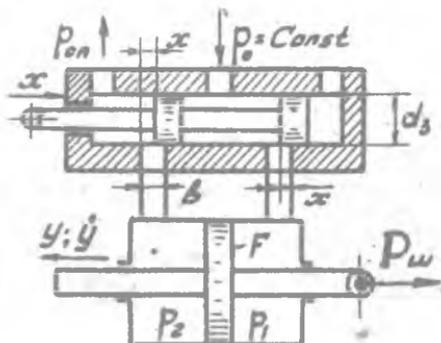


Рис. 18. Гидроусилитель без обратной связи

Вязкость жидкости считаем неизменной, а форму обок окон и коэффициенты истечения через них одинаковыми. Площадь сечения проходных окон при смещении золотника на величину X

$$f = k_1 \pi d_3^2 X$$

где k_1 учитывает площадь перемычек в золотниковых окнах. Обозначим давление на входе в гидроусилитель через P_0 , давление в левой и правой полостях силового цилиндра соответственно P_1 и P_2 . Разница этих давлений, если пренебречь силами инерции и силами трения в цилиндре, затрачивается на преодоление приложенной к штоку постоянной нагрузки

$$P_H = P_1 - P_2 = \frac{P_{ш}}{F},$$

где F - рабочая площадь поршня.

На рис. 19 показано изменение давления жидкости в магистралах гидроусилителя.

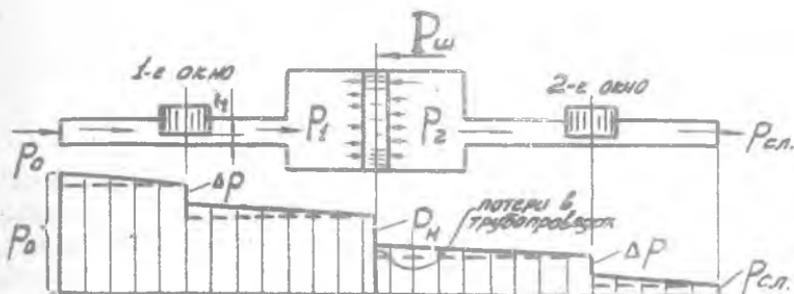


Рис. 19. Изменение давления жидкости в гидроусилителе

Пренебрегая гидравлическими потерями в трубопроводах системы и полагая $P_{сл} \approx 0$, имеем $P_0 = P_H + 2\Delta p$, откуда потери в рабочем окне золотника

$$\Delta p = \frac{P_0 - P_H}{2}.$$

Эти потери зависят от скорости истечения жидкости через окно V

$$\Delta p = \xi \rho \frac{V^2}{2},$$

где ρ - массовая плотность жидкости;

ξ - коэффициент гидравлических потерь в золотнике, который можно выразить через коэффициент расхода μ ;

$$\xi = \frac{1}{M^2}$$

Коэффициент расхода зависит от формы окна, смещения золотника, перепада давления и вязкости жидкости; определяется экспериментально. В практических расчетах гидроусилителей его можно принимать равным 0,60 - 0,65.

Выразив скорость истечения через потери Δp , можно определить расход жидкости через золотник

$$Q = fV = \pi k_1 d_3^2 \mu \chi \sqrt{\frac{p_0 - p_H}{\rho}} \quad (2.1)$$

или, в относительных параметрах,

$$\bar{Q} = \bar{\chi} \sqrt{1 - \bar{p}_H},$$

где $\bar{Q} = \frac{Q}{Q_{max}}$ - относительный расход жидкости;

$\bar{\chi} = \frac{\chi}{\chi_0}$ - относительное открытие окон золотника;

$\bar{p}_H = \frac{p_H}{p_0}$ - относительное давление нагрузки.

Выражение (2.1) является статической характеристикой золотника. Статическая характеристика гидроусилителя связывает скорость перемещения штока $V_{ш} = \dot{y}$ с перемещением золотника. Скорость штока определяется расходом жидкости и рабочей площадью поршня

$$V_{ш} = \frac{Q}{F} = \frac{\pi k_1 \mu}{F} d_3^2 \chi \sqrt{\frac{p_0 - p_H}{\rho}} \quad (2.2)$$

Таким образом, скорость штока зависит от нагрузки и от перемещения золотника (открытия рабочих окон). На рис.20 показано семейство статических характеристик гидроусилителя с идеальным золотником.

При постоянной нагрузке зависимость $V_{ш}(x)$ линейна. По полного открытия рабочих окон дальнейшее перемещение золотника ($x > s$) скорости штока не увеличивает. Этот диапазон перемещений золотника принято называть зоной насыщения.

В случае золотника с положительным перекрытием на статической характеристике гидроусилителя появляется зона нечувствительности размером 2 С (рис.21).

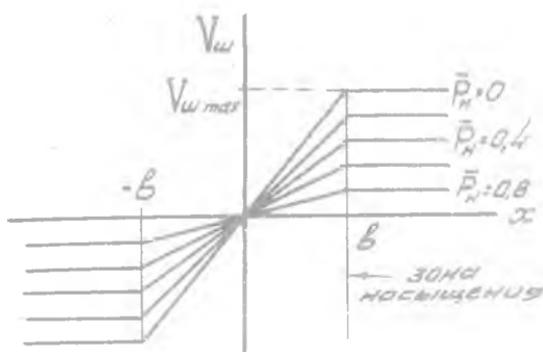


Рис.20. Статические характеристики гидроцилиндра с идеальным золотником

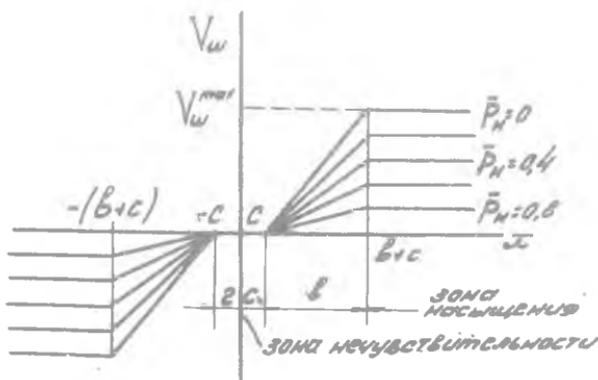


Рис. 21. Статические характеристики гидроцилиндра

3. Динамические характеристики гидроцилиндра

Динамические характеристики показывают зависимость выходного параметра от входного в неустановившихся переходных режимах, когда оба эти параметра переменны по времени.

В гидроусилителе за выходной параметр принимается перемещение штока $y(t)$, а за входной - перемещение золотника $x(t)$. Динамические характеристики в этом случае позволяют оценить поведение штока, а следовательно, и руля, при перемещении командным рычагом золотника по тому или иному закону $x(t)$. Обычно для оценки динамических свойств какого-либо звена в теории автоматического регулирования исследуется его реакция на типовые сигналы на входе - скачкообразный, линейный и синусоидальный.

Динамические характеристики гидроусилителя легко установить, если для него известна передаточная функция, показывающая отношение изображений по Лапласу выходной и входной величин при нулевых начальных условиях. Для исследования поведения гидроусилителя при типовых сигналах на входе можно использовать более простую передаточную функцию, равную отношению оригиналов функций выхода и входа, что равноценно отношению операторных полиномов входа и выхода системы. Выходная функция $y(t)$ переходного режима в этом случае отскакивается простым интегрированием дифференциального уравнения, получаемого из передаточной функции в операторной форме. Пусть уравнение, описывающее движение системы имеет вид

$$U(p) \cdot y(t) = V(p) \cdot x(t),$$

где $U(p)$ и $V(p)$ - операторные полиномы выхода и входа. Тогда передаточная функция будет равна

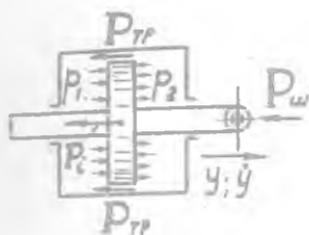
$$W = \frac{y(t)}{x(t)} = \frac{V(p)}{U(p)}.$$

Если в этом выражении оператор дифференцирования $p = \frac{d}{dt}$ заменить лапласовской переменной $Z = \alpha + i\beta$, то получим обычное выражение для передаточной функции системы в изображениях по Лапласу.

Рассмотрим гидроусилитель без обратной связи и с идеальным золотником. Составим для него уравнение движения, полагая $x < \delta$. Согласно принципу Даламбера (рис. 22)

$$P_{ш} + P_i + P_{тр} = (p_1 - p_2)F,$$

где $P_{ш}$ - нагрузка от руля, преодолеваемая при движении штоком;
 P_i - инерционные силы штока и приведенных к нему масс;
 $P_{тр}$ - силы трения.



Обычно усилие, создаваемое давлением жидкости, намного больше сил трения и инерционных сил штока, вследствие чего ими можно пренебречь. Тогда уравнение движения получит вид

$$P_{ш} = (P_1 - P_2) F$$

или

$$P_H = P_1 - P_2 = P_0 - 2\Delta P. \quad (2.3)$$

Рис. 22. Схема сил, действующих на шток

Потери в золотниковом механизме зависят от скорости истечения жидкости через рабочие окна золотника V

$$\Delta p = \frac{1}{M^2} \cdot \frac{\rho V^2}{2}$$

Скорость истечения можно связать со скоростью штока y

$$V = \frac{Q}{f} = \frac{F \cdot y}{f}$$

После подстановки этих выражений в (2.3) получим

$$P_H = P_0 - \rho \frac{F^2}{M^2 f^2} y^2,$$

откуда

$$\dot{y} = p \cdot y(t) = A \cdot x(t),$$

где

$$A = \frac{\pi M k_1 d_3}{F} \sqrt{\frac{P_0 - P_H}{\rho}}$$

Теперь можно определить передаточную функцию гидроусилителя без обратной связи

$$W_1 = \frac{y(t)}{x(t)} = \frac{A}{p}$$

В теории автоматического регулирования звено с такой передаточной функцией называется интегрирующим звеном. Перемещение штока в гидроусилителе без обратной связи пропорционально интегралу по времени от функции $x(t)$

$$y = A \int x(t) dt.$$

В этом случае взаимное расположение штока и золотника изменяется с течением времени и система не является следящей. При неподвижном золотнике и постоянном открытии рабочих окон $x_0 = \text{const}$ шток перемещается до упора $y = A x_0 t$.

Как мы уже знаем, чтобы сделать гидроусилитель следящим между штоком и золотником вводится отрицательная обратная связь. Определим передаточную функцию обратной связи, под которой будем понимать отношение величины закрытия рабочих окон к перемещению штока

$$W_2 = \frac{x_{oc}(t)}{y(t)}$$

Если золотниковая коробка жестко связана со штоком (рис.15), а тяга управления присоединяется непосредственно к золотнику, то величина закрытия рабочих окон всегда будет в точности равна перемещению штока. Передаточная функция обратной связи в этом случае $W_2 = 1$. Такая обратная связь называется единичной.

Для гидроусилителя с обратной связью через дифференциальную качалку (рис.23) перемещение штока на величину y вызывает перемещение золотника на величину x . Гильза золотника и плунжер золотника в этом случае движутся навстречу друг другу.

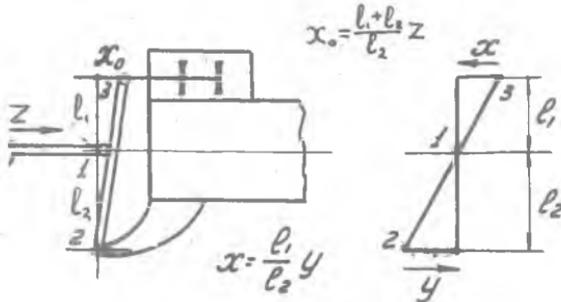


Рис. 23. Дифференциальная обратная связь со встречным движением гильзы и плунжера золотника

Полная величина закрытия окон в таком гидроусилителе складывается из суммы перемещений плунжера и гильзы

$$x_{oc} = x + y = \frac{l_1}{l_2} y + y = \frac{l_1 + l_2}{l_2} y$$

и передаточная функция обратной связи всегда будет больше единицы

$$W_2 = \frac{l_1 + l_2}{l_2}$$

Для дифференциальной качалки, показанной на рис.24, при движении штока гильзы и плунжер золотника движутся в одну сторону, и величина закрытия окон будет равна разности их перемещений

$$x_{oc} = x - y = \frac{l_1}{l_2} y$$

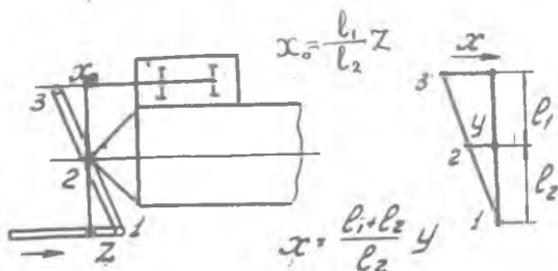


Рис. 24. Дифференциальная обратная связь с попутным движением гильзы и плунжера золотника

Передаточная функция обратной связи в этом случае

$$W_2 = \frac{l_1}{l_2}$$

Таким образом, применение дифференциальной качалки позволяет увеличить передаточную функцию — коэффициент усиления — обратной связи. В теории автоматического регулирования подобное звено с постоянной передаточной функцией называется пропорциональным звеном.

Объединив оба рассмотренных звена, определим передаточную функцию гидроусилителя с обратной связью. Такой гидроусилитель можно представить в виде комплексного звена, состоящего из основного звена с передаточной функцией W_1 и охватывающего его звена обратной связи с передаточной функцией W_2 (рис.25).

Полная передаточная функция в этом случае, как известно, равна

$$W_{ry} = \frac{y(t)}{x(t)} = \frac{W_1}{1 + W_1 W_2}$$

Поделив и числитель и знаменатель на $W_1 \cdot W_2$, получим

$$W_{гy} = \frac{1/W_2}{\frac{p}{AW_2} + 1}$$

Введем обозначения:

$$\frac{1}{W_2} = K_{гy} \text{ коэффициент усиления гидроусилителя,}$$

$$\frac{1}{AW_2} = T \text{ - постоянная времени гидроусилителя.}$$

Окончательно передаточная функция гидроусилителя с обратной связью получит вид

$$W_{гy} = \frac{K_{гy}}{pT + 1}$$

Звено с такой передаточной функцией в теории автоматического регулирования называется аperiodическим (инерционным) звеном.

Зная $W_{гy}$, легко определить закон изменения выходной величины - перемещения штока - при любом заданном законе перемещений золотника. Напомним основные результаты, характеризующие поведение аperiodического звена при типовых сигналах на входе. Более подробные сведения по этому вопросу излагаются в курсах теории автоматического регулирования [10], [11], [13].

Если пренебречь люфтами и упругими деформациями в проводке управления, то, очевидно, законы перемещений золотника и командного рычага можно считать идентичными.

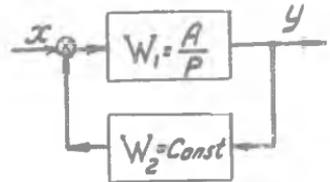


Рис.25. Структурная схема гидроусилителя

Скачкообразный сигнал. Если золотник резким скачком переместить на некоторую постоянную величину X_0 , то шток гидроусилителя будет двигаться вслед за золотником по аperiodическому экспоненциальному закону

$$y = K_{гy} X_0 (1 - e^{-\frac{t}{T}}),$$

приближаясь в пределе к величине $K_{гy} X_0$ (рис. 26).

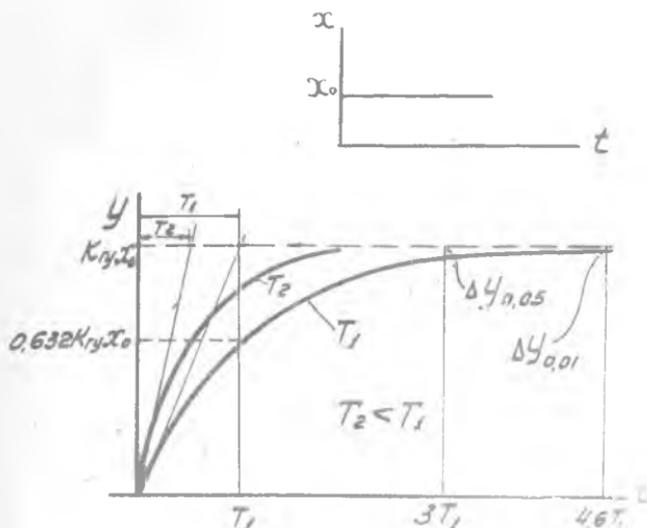


Рис. 26. Переходный режим при скачкообразном сигнале на входе в гидроусилитель

Величина $K_{гy} x_0$ представляет собой не что иное, как копируемое штоком перемещение тяги управления (рис.23)

$$1) K_{гy} x_0 = \frac{x_0}{W_2} = \frac{l_2}{l_1 + l_2} x_0 = Z$$

или (рис. 24)

$$2) K_{гy} x_0 = \frac{x_0}{W_2} = \frac{l_2}{l_1} x_0 = Z$$

для единичной обратной связи $K_{гy} = 1$ и $x_0 = Z$.

Касательная к кривой $y(t)$ в начале координат отсекает на линии $y = K_{гy} x_0$ величину, равную T , так как в начальный момент скорость штока

$$\left(\frac{dy}{dt}\right)_0 = \frac{K_{гy} x_0}{T}$$

Через промежуток времени $t = 4,6T$ отставание штока от тяги равно

$$\Delta y = \frac{1}{100} K_{гy} x_0$$

т.е. ошибка в слежении составляет 1% при запаздывании 4,6 T.

Для допустимой ошибки в 5% время запаздывания равно 3T.

В любом случае для уменьшения запаздывания необходимо уменьшить постоянную времени гидроусилителя (см. кривую для $T_2 < T_1$ на рис.26).

Линейный сигнал. Золотник перемещается с постоянной скоростью : $x = V_3 t$ (рис.27). В этом случае перемещение штока описывается кривой

$$y = K_{ry} V_3 t - K_{ry} V_3 T \left(1 - e^{-\frac{t}{T}} \right),$$

которую можно представить в виде $y = Z - \Delta y$, где $Z = K_{ry} V_3 t = K_{ry} x$ - перемещение тяги управления, а $\Delta y = K_{ry} V_3 T \left(1 - e^{-\frac{t}{T}} \right)$ - величина отставания штока от тяги управления; с течением времени оно нарастает и в пределе равно $\Delta y_{max} = K_{ry} V_3 T$.

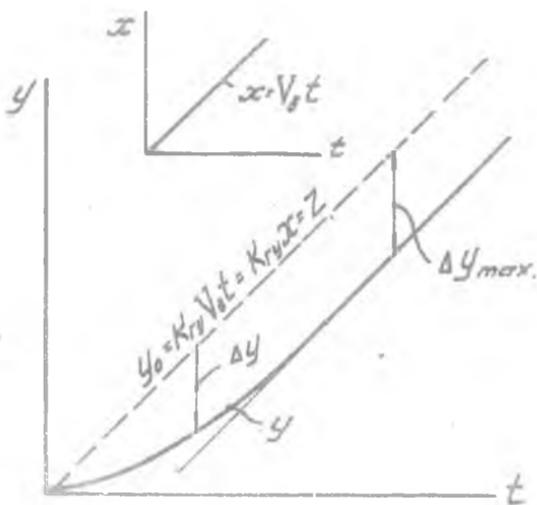


Рис. 27. Переходный режим при линейном сигнале на входе в гидроусилитель

Как видно из этого выражения, величина запаздывания и при линейном сигнале на входе зависит от постоянной времени. Чтобы уменьшить ошибки и повысить точность работы следящей системы и здесь следует уменьшать постоянную времени гидроусилителя.

Синусоидальный сигнал. Золотник колеблется по гармоническому закону с амплитудой a и частотой ω

$$x = a \sin \omega t$$

Шток в этом случае также перемещается по гармоническому закону, но только с меньшей амплитудой и с отставанием по фазе

$$y = b \sin (\omega t - \varphi).$$

Зависимость амплитуды и сдвига фаз от частоты колебаний определяется частотными характеристиками гидроусилителя. На рис. 28 показаны амплитудно-частотная $B(\omega)$ и фазово-частотная $\varphi(\omega)$ характеристики гидроусилителя для двух значений постоянной времени.

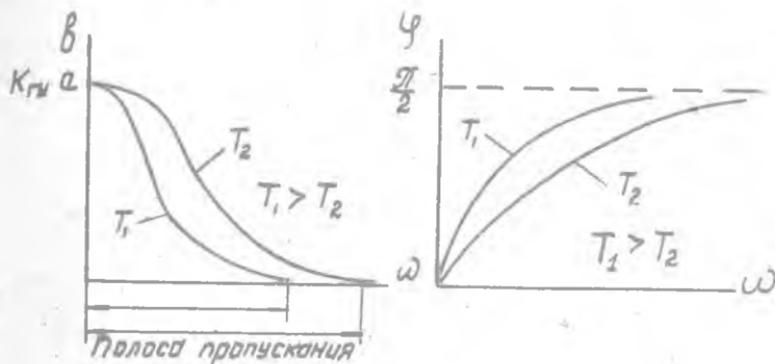


Рис. 28. Частотные характеристики гидроусилителя

Как показывают эти характеристики, с ростом частоты растет отставание по фазе и резко уменьшается амплитуда колебаний штока. Обычно уже при частоте колебаний золотника в несколько десятков герц шток практически стоит на месте. Таким образом, гидроусилитель отфильтровывает высокочастотные колебания, пропуская лишь низкие частоты, причем полоса пропускания расширяется с уменьшением постоянной времени T .

4. Выбор основных параметров гидроусилителя

Максимальное тяговое усилие. Полагаем известными максимальный шарнирный момент на рулевой поверхности $M_{ш}^{max}$ и коэффициент-

ти передачи по силе i_2 и по перемещению j_2 участка проводки управления от кабанчика руля до гидроусилителя (рис. 29).

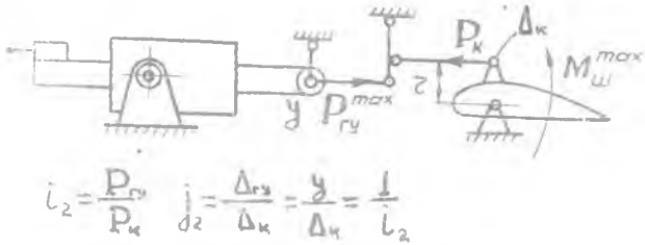


Рис. 29. Передача усилий на гидроусилитель

Потребное максимальное тяговое усилие гидроусилителя

$$P_{гy}^{max} = i_2 \frac{M_{ш}^{max}}{z}$$

С учетом потерь на трение в силовом цилиндре

$$P_{гy}^{max} = i_2 \frac{M_{ш}^{max}}{\tau \eta_{мех}}$$

Рабочая площадь поршня. Считаем, что при максимальном шарнирном моменте $M_{ш}^{max}$ скорость отклонения руля равна нулю, а следовательно, равны нулю скорость штока и расход жидкости. Тогда гидравлические потери в рабочих окнах будут равны нулю и $P_n = P_o$.

Потребная площадь поршня

$$F = 1,5 \frac{P_{гy}^{max}}{P_o}$$

где коэффициент 1,5 учитывает возможное уменьшение давления в гидросистеме из-за падения оборотов двигателя и пульсации потока жидкости.

Максимальный ход штока. Элементарное перемещение штока гидроусилителя

$$\Delta y = j_2 \Delta_k = j_2 z \frac{\Delta \delta_{руля}^{\circ}}{57,3}$$

где $\Delta \delta_{руля}^{\circ}$ - элементарный угол отклонения руля в градусах.

Если коэффициент передачи по перемещению от руля к гидроусилителю остается постоянным при всех углах отклонения руля, то максимальный ход штока из нейтрального положения

$$y_{max} = j_2 z \frac{\delta_{руля}^{max}}{57,3},$$

где $\delta_{руля}^{max}$ - максимальный угол отклонения руля вверх или вниз (вправо или влево) в градусах.

Максимальная скорость штока. Потребная максимальная скорость движения штока определяется необходимой угловой скоростью перекладки руля ω_{max} гр/сек.

Если продифференцировать выражение для перемещения штока, то получим

$$V_{ш} = \frac{dy}{dt} = j_2 z \frac{\omega \text{ гр/сек}}{57,3},$$

откуда

$$V_{ш}^{max} = j_2 z \frac{\omega_{max}}{57,3};$$

с учетом утечек в силовом цилиндре

$$V_{ш}^{max} = j_2 z \frac{\omega_{max}}{57,3 \eta_{об}}.$$

Максимальная скорость перекладки рулей назначается из условия обеспечения нужной степени управляемости и должна уточняться продувками и летными испытаниями. При эскизном проектировании ориентировочно угловую скорость рулей ω_{max} в градусах в секунду можно брать по табл. 2.

Таблица 2

Класс самолета	Элероны	Рули высоты и направления
маневренный	60 - 70	40 - 45
неманевренный	40 - 45	20 - 25

Размеры рабочих окон золотника. Максимальная скорость движения штока получается при нулевой нагрузке $F = 0$ и полном открытии рабочих окон

$$V_{ш}^{max} = \frac{HK_1}{\rho} \pi d_3 b \sqrt{\frac{P_0}{\rho}}.$$

Массовую плотность жидкости ρ и коэффициент расхода M полагаем известными. Тогда диаметр золотника и ширина рабочих окон будут связаны зависимостью

$$d_3 \delta = \frac{V_w^{max} F}{\gamma_1 M k_1} \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}$$

Задавшись одной из величин, например, шириной окон δ , можно определить вторую - диаметр золотника.

Постоянная времени гидроусилителя. Рассматривая динамические характеристики гидроусилителя, мы видели, что от постоянной времени зависит отставание штока от управляющей тяги, а, следовательно, и отставание руля от командного рычага. Задавшись допустимой ошибкой в отклонении руля $\Delta \delta_{pmax}$ при максимальной установившейся скорости его перекладки ω_{max} гр/сек, можно определить требуемую величину постоянной времени гидроусилителя $T_{потр}$. Перекладка руля с постоянной установившейся скоростью соответствует линейному сигналу на входе в гидроусилитель. При таком сигнале, спустя некоторое время после начала движения, устанавливается максимальная скорость движения штока, равная скорости перемещения тяги управления на входе в гидроусилитель, и кривые $y(t)$ и $z(t)$ становятся параллельными друг другу

$$\dot{y}_{max} = \dot{z}_{max} = K_{ry} V_3^{max}$$

Отставание штока от тяги, а, следовательно, и руля от командного рычага при этом будет наибольшим

$$\Delta y_{max} = K_{ry} V_3^{max} T$$

Отсюда требуемая величина постоянной времени будет равна

$$T_{потр} = \frac{\Delta y_{max}}{\dot{y}_{max}}$$

Теперь необходимо преобразовать отставание и скорость перемещения штока в отставание и скорость перекладки руля. Для этого достаточно числитель и знаменатель полученного выражения умножить на $\frac{57.3}{f_2 \tau}$. После умножения получим

$$T_{потр} = \frac{\Delta \delta_{pmax}}{\omega_{max}}$$

При максимальной скорости перекадки руля допускается ошибка слежения порядка $\Delta \dot{\alpha}_{pmax} = (1^\circ + 1,5^\circ)$.

В среднем постоянная времени колеблется от 0,001 до 0,075 сек.

Выбор плеч дифференциальной качалки. Соотношение плеч дифференциальной качалки может быть найдено, исходя из потребной величины постоянной времени. Для этого определяется потребное значение коэффициента усиления обратной связи

$$W_{2\text{потр}} = \frac{1}{AT_{\text{потр}}},$$

где

$$A = \pi \frac{Mk_1}{F} d_3 \sqrt{\rho_0 / \rho}$$

По величине $W_{2\text{потр}}$ в зависимости от типа дифференциальной качалки определяется соотношение ее плеч l_1 и l_2 .

Мощность насоса. Потребная мощность насоса, обслуживающего данный гидроусилитель, равна

$$N_H = 1,2 \frac{N_{гy\text{max}}}{75 \eta_{\text{мех}}^H \eta_{\text{об}}^H} [\text{л.с.}],$$

где 1,2 учитывает гидравлические потери,

$\eta_{\text{мех}}^H$ - механический к.п.д. насоса, учитывающий потери на трение в насосе,

$\eta_{\text{об}}^H$ - объемный к.п.д. насоса, учитывающий обратные утечки в насосе;

максимальная мощность гидроусилителя с учетом его механических и объемных потерь [4]

$$N_{гy\text{max}} = \frac{2}{3\sqrt{3}} \cdot \frac{\rho_0 F V_{ш}^{\text{max}}}{\eta_{\text{мех}}^H \eta_{\text{об}}^H},$$

§ 5. Включение гидроусилителя в систему управления самолетом

Рассматривая устройство гидроусилителя, мы видели, что он позволяет при незначительных усилиях, затрачиваемых на перемещение золотника, получать большие - до нескольких тонн - усилия на

исполнительном штоке, строго следящем за перемещением командного рычага.

Включение гидроусилителя в проводку управления самолетом нарушает ту взаимосвязь между коэффициентами передачи по силе и по перемещениям, которая была в системе прямого управления. При работающем гидроусилителе эти коэффициенты уже не будут взаимнообратны $i \neq \frac{1}{j}$, в результате чего можно изменять коэффициент передачи по силе в любых пределах, не изменяя коэффициент передачи по перемещениям. Гидроусилитель обеспечивает широкие возможности в формировании усилий управления при заданных перемещениях руля и командного рычага. Применение гидроусилителя упрощает работу автоматических устройств, включенных в систему управления самолетом. Исполнительные устройства автоматов в этом случае перемещают лишь золотник гидроусилителя, не воспринимая больших усилий от шарнирного момента руля.

Гидроусилители любого типа могут включаться в систему управления самолетом по обратимой или необратимой схеме.

При обратимой схеме часть усилия от шарнирного момента руля передается на командный рычаг управления и создает у летчика необходимое чувство управления. Такая схема, как правило, применима для самолетов с умеренной дозвуковой скоростью полета. Для них, выбирая соответствующий коэффициент передачи по силе, удается добиться приемлемых характеристик управляемости во всем диапазоне скоростей.

При больших дозвуковых и на сверхзвуковых скоростях полета развитие кризисных явлений обтекания сильно изменяет величину, а в ряде случаев и знак шарнирного момента, что исключает возможность подбора такого коэффициента передачи по силе, который обеспечивал бы удовлетворительные характеристики управляемости на всех режимах полета. В этих случаях применяется необратимая схема включения гидроусилителя, при которой все усилия от шарнирного момента воспринимаются силовым цилиндром усилителя.

Обратимая схема включения гидроусилителя. Рассмотрим несколько вариантов включения гидроусилителя по обратимой схеме и найдем для каждой из них коэффициенты передачи по силе и по перемещению.

Если обозначить через P_{BX} усилие на входе в гидроусилитель, которое создает летчик, а через P_{B6IX} — усилие на выходе гидроусилителя, которое приходит от руля, то полный коэффициент передачи по силе в системе управления можно представить в виде произведения

$$i = i_1 \cdot i_{ry} \cdot i_2 = \frac{P_p}{P_{BX}} \cdot \frac{P_{BX}}{P_{B6IX}} \cdot \frac{P_{B6IX}}{P_K}$$

где i_1 — коэффициент передачи участка проводки от ручки до гидроусилителя;

i_2 — коэффициент передачи участка от гидроусилителя до кабанчика;

i_{ry} — коэффициент передачи по силе гидроусилителя.

Первые два из них зависят от соотношения плеч рычажных качалок соответствующего участка проводки, а i_{ry} определяется особенностью схемы включения гидроусилителя.

Аналогично для коэффициентов передачи по перемещению

$$\gamma = \gamma_1 \cdot \gamma_{ry} \cdot \gamma_2 = \frac{\Delta_P}{\Delta_{BX}} \cdot \frac{\Delta_{BX}}{\Delta_{B6IX}} \cdot \frac{\Delta_{B6IX}}{\Delta_K}$$

Полный коэффициент передачи γ , как и в системе прямого управления, должен обеспечить требуемые углы отклонения руля при заданных перемещениях командного рычага. Очевидно, что при любой схеме включения гидроусилителя $\gamma_1 = \frac{1}{i_1}$ и $\gamma_2 = \frac{1}{i_2}$.

Определим теперь для нескольких типовых схем коэффициенты передачи i_{ry} и γ_{ry} .

Схема 1. Гидроусилитель включен между входной качалкой I — 4, соединенной с командным рычагом, и выходной качалкой 5 — 7, связанной с рулевой поверхностью (рис. 30). Обратимость по усилиям обеспечивается передачей тяги 4—5 с выходной качалки на входную части усилия от шарнирного момента.

При обратимой схеме в случае отказа гидроусилителя обычно предусматривается полное его отключение от гидросистемы и переход на ручное аварийное управление.

Рассмотрим оба возможных случая работы системы управления — с выключенным и включенным гидроусилителем.

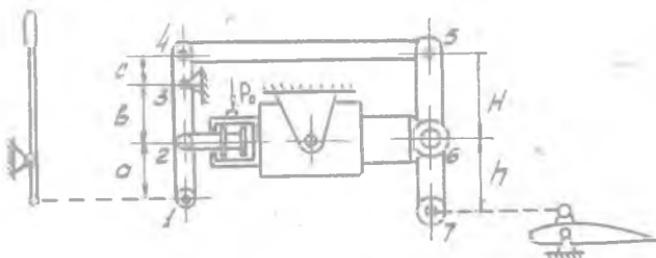


Рис. 30. Обратимая схема включения гидроусилителя

Гидроусилитель выключен. Давление на входе $p_0 = 0$. При переходе на ручное управление золотник обычно жестко запирается в золотниковой коробке, чтобы устранить люфты между плунжером и гильзой. В этом случае шток с золотником превращается в жесткую тягу 2-6. Для уменьшения сопротивления движению штока левая и правая полости цилиндра сообщаются между собой через клапан кольцевания.

Коэффициент передачи гидроусилителя по силе можно определить, рассмотрев равновесие входной и выходной качалок (рис. 31).

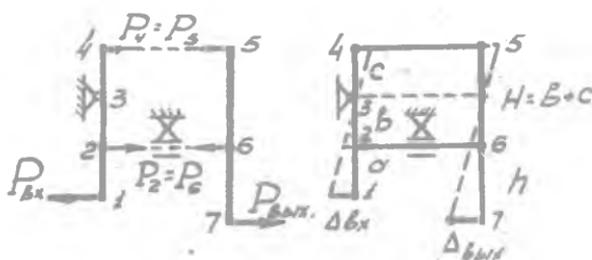


Рис. 31. Равновесие и перемещения качалок при выключенном гидроусилителе

Условия равновесия выходной качалки

$$P_5 = \frac{h}{H} P_{\text{вых}} ; P_6 = \frac{h+H}{H} P_{\text{вых}} ;$$

входной качалки

$$P_{вх} (a + b) = P_6 \cdot b + P_5 \cdot c,$$

откуда

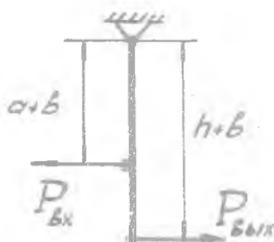
$$i_{гг}^0 = \frac{P_{вх}}{P_{вых}} = \frac{h + b}{a + b}.$$

Если сравнить перемещения точек 1 и 7, учитывая, что точки 2-4-5-6 образуют **параллелограммный механизм**, то легко получить

$$j_{гг}^0 = \frac{\Delta_{вх}}{\Delta_{вых}} = \frac{\Delta_1}{\Delta_7} = \frac{a + b}{h + b},$$

т.е. при выключенном гидроусилителе $i_{гг}^0 = \frac{a}{h}$, как это и должно быть в простой рычажной системе, в которую превращается неработающий гидроусилитель.

По выражениям $i_{гг}^0$ и $j_{гг}^0$ можно подобрать простую рычажную качалку, которая будет эквивалентна гидроусилителю как по силе, так и по перемещениям. Если выключенный гидроусилитель заменить такой эквивалентной качалкой (рис.32), то летчик не ощутит никакой разницы ни в перемещениях, ни в усилиях.



При $a = h$: $i_{гг}^0 \cdot j_{гг}^0 = 1$

и эквивалентная качалка превратится в поддерживающую качалку.

Рис.32. Эквивалентная качалка

Гидроусилитель выключен. При включенном гидроусилителе со штока на золотник никаких сил, если пренебречь силами трения, не передается. Усилие P_6 со штока через жидкость перейдет на цилиндр и уравновесится реакциями в цапфах крепления гидроусилителя. Усилие в точке 2 будет равно нулю.

Из условия равновесия входной качалки

$$j_{ry} = \frac{C}{a+b} \cdot \frac{h}{H}$$

Если же сравнить теперь перемещения точек I и 7, то никакой разницы по сравнению с предыдущим случаем здесь не будет, так как в работающем гидросилителе шток следит за перемещениями золотника и расстояние между точками 2 и 6, как и раньше, будет постоянным. Следовательно,

$$j = j_{ry} = \frac{a+b}{h+b}$$

Таким образом, при работающем гидросилителе $i_{ry} \neq \frac{1}{j_{ry}}$. Изменяя плечо C перемещением тяги 4 - 5 вверх или вниз, можно изменять передачу по силе в любых пределах, не влияя на перемещения, так как j_{ry} от C не зависит. При C = 0 $i = 0$ и гидросилитер становится необратимым.

Работающий гидросилитер имеет два эквивалентных механизма (рис. 33). По перемещениям это прежняя качалка (рис. 33, б), а по усилиям эквивалентный механизм можно представить или в виде двухрычажного механизма, или в виде одной качалки с соответствующими плечами (рис. 33, а).

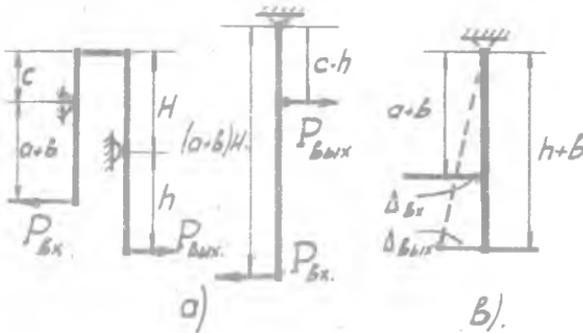


Рис. 33. Эквивалентные качалки для включенного гидросилитера

Если учесть силы трения в золотнике, то коэффициент передачи по силе изменится. В точке 2 входной качалки добавится сила трения $P_{тр}$ (рис. 34), направление которой зависит от направления

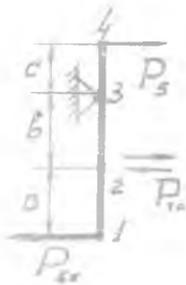


Рис. 34. Учет сил трения золотника.

движения качалки и от перемещения золотника относительно штока. Например, при движении точки 1 влево, если золотник обгоняет шток, то сила $P_{тр}$ направлена вправо, а если шток обгоняет золотник, $P_{тр}$ направлена влево. При движении точки 1 вправо, если обгоняет золотник, $P_{тр}$ - влево, обгоняет шток - $P_{тр}$ - вправо.

С учетом трения в золотнике коэффициент передачи по силе

$$i_{г\text{у}} = \frac{c}{a + b} \cdot \frac{h}{H} \pm \frac{P_{тр}}{P_{\text{вых}}} \cdot \frac{b}{a + b},$$

откуда видно, что силы трения существенно сказываются лишь при малых нагрузках на руль вблизи нейтрального положения ручки, когда $P_{\text{вых}}$ стремится к нулю. При замедленном движении шток обгоняет золотник, и силы трения уводят командный рычаг из нейтрального положения, если его не удерживать силой в этом положении. Такое явление получило название "вождение ручки".

Для устранения "вождения ручки" следует по возможности уменьшать трение в золотниковой коробке. Иногда с той же целью устанавливаются специальные пружины, центрирующие золотник в нейтральном положении.

Схема 2. На рис. 35 показана обратимая схема включения гидроусилителя с дифференциальным силовым цилиндром, у которого рабочая площадь поршня справа в два раза больше площади слева.

У такого гидроусилителя отсутствует ложный шток и несколько упрощается золотниковый механизм, потому что распределение жидкости осуществляется одним рабочим **поиском** через одно рабочее окно.

Левая полость постоянно соединена с напорной магистралью. Правая полость при движении золотника вправо сообщается со сливом, и цилиндр движется влево. При движении золотника влево правая полость сообщается с напорной магистралью, и за счет большей рабочей площади этой плоскости цилиндр движется вправо. В том и другом случае максимальное **усилие**, создаваемое жидкостью в цилиндре,

одинаково и равно $p_0 f$. Если золотник неподвижен, то жидкость в правой полости запирается и цилиндр останавливается.

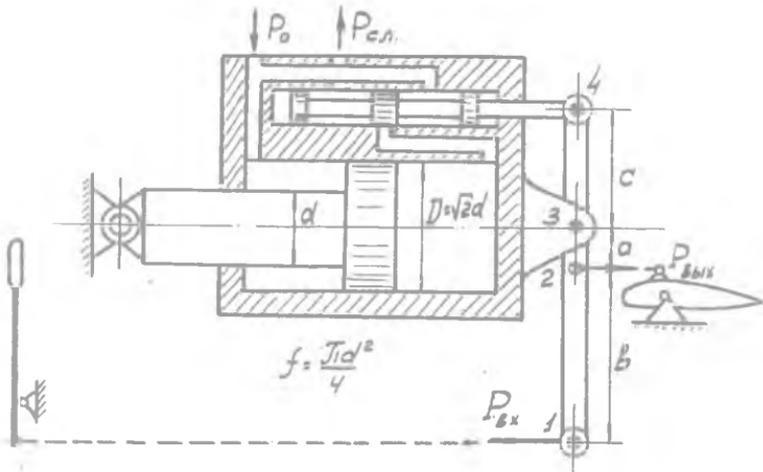


Рис. 35. Обратимая схема с дифференциальным силовым цилиндром

В процессе движения цилиндр - точка 3 - следит за перемещениями тяги управления - точки 1. При этом каждому фиксированному положению точки 1 соответствует вертикальное положение качалки 1 - 4. Следовательно, если не учитывать небольших отклонений этой качалки от вертикали, нужных для открытия рабочего окна золотника, то можно считать, что качалка перемещается поступательно. Поэтому

$$j_{гч} = \frac{\Delta_{вх}}{\Delta_{вых}} = \frac{\Delta_1}{\Delta_3} = 1.$$

Усилие от шарнирного момента на качалке 1 - 4 делится между гидроусилителем и летчиком в зависимости от соотношения плеч a и b . Коэффициент передачи по силе без учета сил трения в золотниковой коробке

$$i_{гч} = \frac{P_{вх}}{P_{вых}} = \frac{a}{a + b}.$$

Меняя плечо a , можно получить любой коэффициент передачи по силе при неизменных перемещениях руля и командного рычага.

Качалка $1 - 4$ одновременно является и дифференциальной с коэффициентом усиления обратной связи $W_2 = \frac{c}{a + b}$.

Схема 3. Рассмотрим обратимую схему включения гидроусилителя с неподвижным золотниковым механизмом (рис. 36).

В предыдущих схемах золотниковая коробка была подвижна, в результате чего соединение ее с гидравлической магистралью должно осуществляться гибкими шлангами, которые разрушаются чаще, чем жесткие металлические трубопроводы. Неподвижный золотниковый механизм позволяет полностью избавиться от гибких шлангов и повысить тем самым надежность системы.

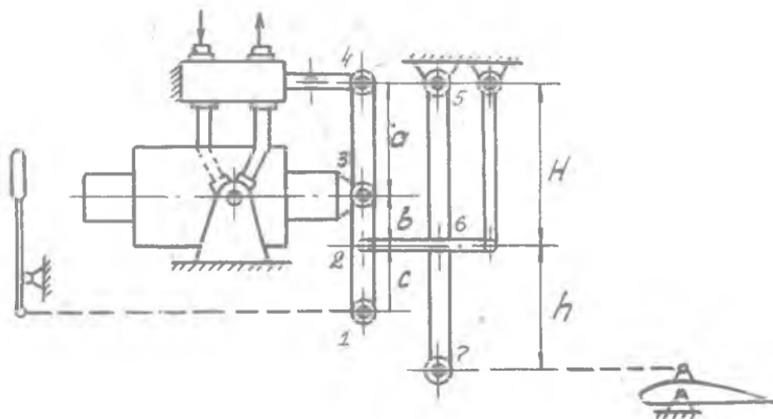


Рис. 36. Обратимая схема с неподвижной золотниковой коробкой

При перемещении командного рычага в начальный момент входная качалка $1 - 4$ поворачивается относительно точки 3 и, отклоняя золотник от нейтрального положения, открывает рабочие окна. Жидкость поступает в силовой цилиндр и передвигает шток в сторону движения тяги управления - точки 1. Движение штока вызывает обратное перемещение золотника, и шток движется до тех пор, пока

золотник не займет свое начальное положение, закрыв рабочие окна в гильзе. Таким образом, можно считать, что в процессе управления качалка 1 - 4 поворачивается относительно точки 4, если пренебречь небольшими перемещениями этой точки, связанными с открытием и закрытием рабочих окон.

Выходная качалка 5 - 7 за счет жесткой связи 2 - 6 будет в процессе управления оставаться параллельной входной качалке. На основании этого коэффициент передачи по перемещениям

$$j_{гy} = \frac{\Delta_{вх}}{\Delta_{вых}} = \frac{\Delta_1}{\Delta_7} = \frac{a+b+c}{h+H}$$

Коэффициент передачи по силе легко получить, если рассмотреть равновесие входной и выходной качалок. Без учета сил трения реакция в точке 4 равна нулю, и коэффициент передачи по силе

$$i_{гy} = \frac{b}{b+c} \cdot \frac{h+H}{H}$$

Смещая тягу 2 - 6 параллельно самой себе вверх или вниз, можно получить любую передачу по силе, не изменяя передачу по перемещениям, так как при таком переносе меняется отношение $\frac{b}{H}$ а суммы $h+H$ и $a+b+c$ остаются постоянными.

В этой схеме при отказе гидроусилителя, так же, как и в схеме 1, возможен переход на ручное управление, причем, чтобы уменьшить сопротивление движению, возможно полное отсоединение штока гидроусилителя от входной качалки. Золотник в этом случае запирается, и точка 4 превращается в неподвижную опору для качалки 1 - 4. Коэффициент передачи по перемещениям не изменяется, а по силе будет равен

$$i_{гy} = \frac{h+H}{a+b+c} = \frac{i}{j_{гy}} = \frac{i}{j_{гy}}$$

Коэффициент усиления обратной связи на дифференциальной качалке 1 - 4

$$W_2 = \frac{a+b+c}{b+c}$$

Необратимая схема включения гидроусилителя. На рис.37 показаны варианты включения по необратимой схеме гидроусилителя с золотником внутри штока (а), гидроусилителя с дифференциальной

качалкой (б) и гидроусилителя с неподвижной золотниковой коробкой (с) и (d).

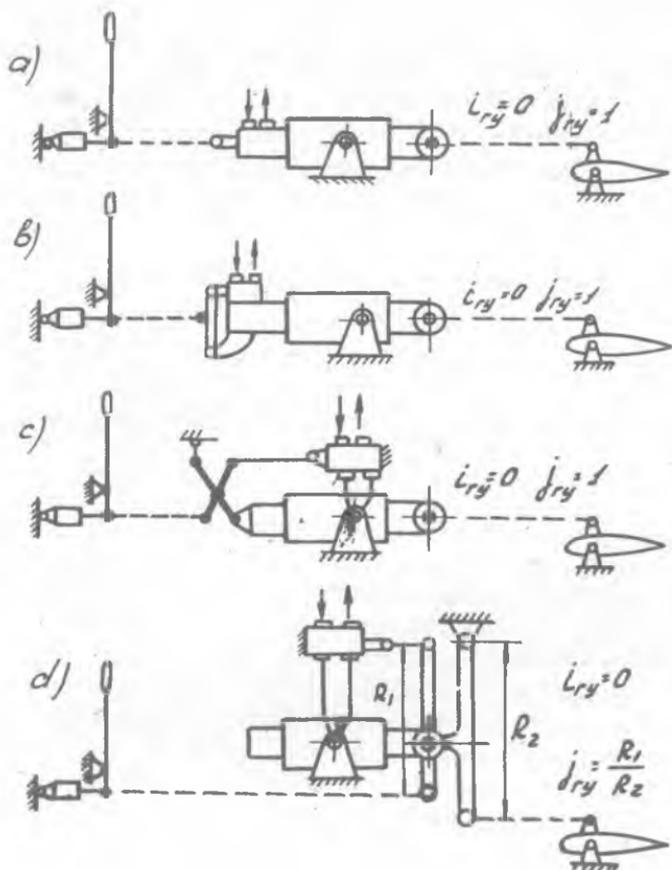


Рис. 37. Необратимая схема включения гидроусилителя

Для всех приведенных вариантов коэффициент передачи по силе равен нулю $i_{ry} = 0$, а по перемещениям $j_{ry} = 1$, кроме четвертого варианта, для которого $j_{ry} = \frac{R_1}{R_2}$.

Применение необратимой схемы включения гидроусилителя дает следующие преимущества:

обеспечивается управление самолетом на любых скоростях полета и при любых шарнирных моментах как по величине, так и по знаку;

можно полностью отказаться от аэродинамической компенсации, триммеров, противофлаттерных грузов (балансиров), что улучшает аэродинамические и весовые характеристики самолета;

возможна замена механической проводки управления на электрическую на участке между командным рычагом и гидросилителем;

упрощается включение в систему управления различных автоматов.

При необратимой схеме для создания у летчика чувства управления включаются специальные загрузочные устройства, которые искусственным путем создают усилия на командных рычагах управления.

§ 6. Загрузочные механизмы

Загрузочные механизмы применяются для создания усилий на командных рычагах управления в том случае, когда усилия на этих рычагах от шарнирного момента малы или совсем отсутствуют. Такие механизмы обязательно включаются в проводку управления при необратимой схеме включения гидросилителя, а в некоторых случаях могут использоваться и при обратимой схеме, если при выбранном коэффициенте обратимости на малых скоростях усилия управления получаются слишком малыми.

Установка загрузочного механизма, кроме того, обеспечивает и лучшее центрирование командного рычага и возвращение его в нейтральное положение.

Оценивая характеристики загрузочного механизма, следует иметь в виду, что наиболее правильное и достаточно полное "чувство управления" самолетом получается в системах прямого и обратимого управления, когда летчик ощущает на командном рычаге усилие, пропорциональное шарнирному моменту. Это усилие, как мы видели выше, зависит от угла отклонения руля ($m_{\omega}(\delta)$) и от скоростного напора. С ростом скорости полета уменьшаются расходы руля и ручки по перегрузке X_p^n , но это уменьшение компенсируется ростом усилий вследствие увеличения скоростного напора. В результа-

те основной показатель управляемости — расход усилий по перегрузке P_p'' — остается примерно постоянным на всех скоростях полета. Это означает, что на любом режиме полета усилие на ручке управления будет пропорционально создаваемой перегрузке. Такое "чувство управления", когда по усилию на ручке можно судить о создаваемой перегрузке, а, следовательно, и о интенсивности выполняемого маневра, наиболее естественно и удобно для летчика. Отсюда ясно, что наиболее совершенным будет такой загрузочный механизм, который дает аналогичные ощущения управления, т.е. создает усилия на командном рычаге, пропорциональные углу отклонения руля и скоростному напору.

А теперь рассмотрим устройство и характеристики нескольких типов загрузочных механизмов. Начнем с наиболее простого — пружинного загрузочного механизма.

Пружинный загрузочный механизм постоянной жесткости представляет собой пружину, связанную с проводкой управления (рис. 38). При отклонении командного рычага пружина сжимается и создает усилия, пропорциональные углу отклонения руля.

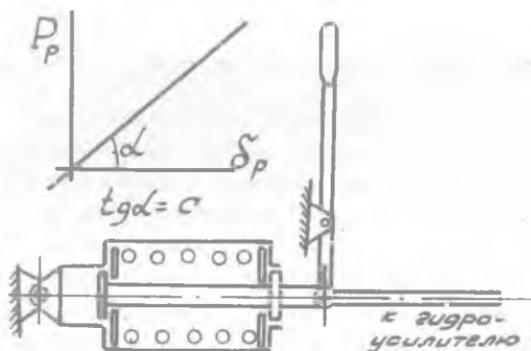


Рис. 38. Пружинный загрузочный механизм

Жесткость пружины C подбирается так, чтобы при максимальных углах отклонения руля усилия на ручке не превосходили допустимых.

При балансировочных отклонениях руля на командном ры-

чаге будут действовать балансирующие усилия, но только теперь они придут не от руля, а от загрузочного механизма. Для снятия этих усилий устанавливается специальный механизм, который по аналогии с аэродинамическим триммером получил название "триммирующего механизма" или "механизма триммерного эффекта". Он представляет собой электропривод, управляемый тумблером из кабины летчика, который перемещает точку крепления загрузочного механизма (рис. 39). В этом случае триммер на руле не ставится.

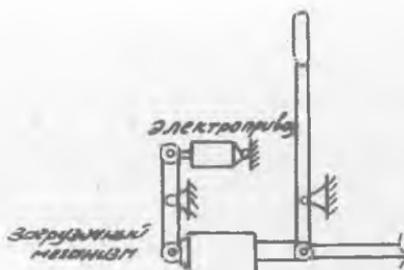


Рис. 39. Механизм триммерного эффекта

Основным недостатком загрузочного механизма с пружиной постоянной жесткости является то, что у него с уменьшением расходов ручки по перегрузке уменьшается и расход усилий, так как усилия, создаваемые пружиной, не зависят от скоростного напора. Это приводит к тому, что на режимах с малыми скоростями полета, на которых обычно требуются большие углы отклонения руля, создаются слишком большие усилия на ручке, а на режимах с большим скоростным напором усилия управления получаются малыми. Самолет кажется тяжелым в управлении на малых скоростях полета и легким — на больших. Кажущаяся легкость управления на большой скорости полета может привести к произвольному выводу самолета на слишком большие перегрузки, опасные для летчика или конструкции самолета.

Чтобы избавиться от этого недостатка и улучшить характеристики управляемости самолета, применяют загрузочные механизмы переменной жесткости.

Пружинный загрузочный механизм переменной жесткости. В корпусе такого загрузочного механизма устанавливаются три пружины. Наружные пружины имеют большую жесткость, чем внутренняя — $C_1 > C_2$, но внутренняя поставлена с предварительным натягом $P_{пр}$. В результате характеристика загрузочного механизма получает излом. При малых перемещениях ручки она более крутая, а при больших перемещениях — более пологая, чем характеристика механизма с пружинной постоянной жесткости (рис. 40). Такая характеристика обеспечивает увеличение усилий на режимах с высоким скоростным напором и разгрузку управления при максимальных углах отклонения руля. Кроме того, большой градиент усилий при малых отклонениях способствует более четкой фиксации нейтрального положения ручки.

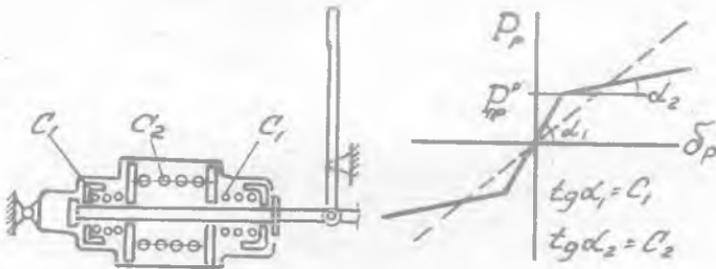


Рис.40. Загрузочный механизм переменной жесткости

Пружинные загрузочные механизмы в системах управления современных самолетов получили широкое распространение. Их основные преимущества — предельная простота и высокая надежность конструкции. Однако даже у загрузочного механизма с изломом характеристики на некоторых режимах параметры управляемости будут неудовлетворительны. Усилия, создаваемые пружиной, не зависят от скоростного напора, поэтому по усилиям на ручке летчика трудно получить полное представление о режиме полета — интенсивности маневра, создаваемой перегрузке и т.д.

Для улучшения характеристик управляемости иногда применяют более сложные загрузочные механизмы, учитывающие скоростной напор.

Загрузочные механизмы с коррекцией усилий по скоростному напору. Усилия загрузки в таких механизмах создаются либо непосредственно скоростным напором, либо с помощью гидравлического сервопривода, управляемого скоростным напором. Схема устройства одного из загрузочных механизмов первого типа показана на рис. 41. В сильфонную коробку механизма от приемника воздушного давления подается полное давление, а в корпус - статическое.

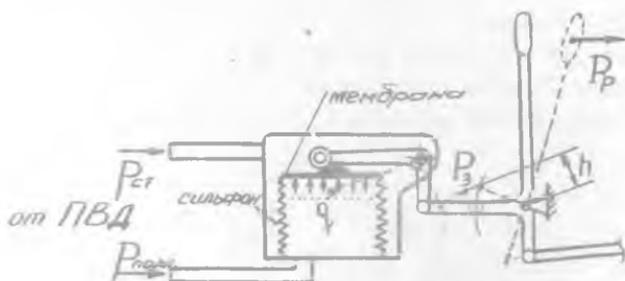


Рис. 41. Загрузочный механизм, использующий непосредственно скоростной напор

В результате на мембрану будет действовать давление скоростного напора q . При отклонении ручки от нейтрального положения на нее будет действовать момент $P_z h$, уравновешиваемый усилием на ручке P_p . Сила P_z пропорциональна скоростному напору, а плечо h зависит от угла отклонения ручки и руля. Следовательно, усилие управления будет функцией скоростного напора и угла отклонения руля.

На случай отказа в систему загрузки может быть включена дополнительно слабая пружина, обеспечивающая необходимое "чувство управления" в аварийном случае.

Основной недостаток подобных загрузочных механизмов - большие габариты и вес.

На рис. 42 показан загрузочный механизм с гидравлическим сервоприводом. На мембрану чувствительного элемента 1 действует давление скоростного напора. Создаваемое мембраной усилие передается на гидравлический редукционный клапан 2, к которому подводится постоянное давление гидросмеси P_0 . На выходе из клапана

получается редуцированное давление, пропорциональное перемещению мембраны, т.е. скоростному напору q . Это давление с помощью силового цилиндра 3 создает на кулачке фигурной качалки 4 усилие, зависящее от угла отклонения руля и от скоростного напора. Подбором профиля кулачка качалки 4 можно получить любой нужный нам закон изменения усилий на ручке по углу отклонения руля.

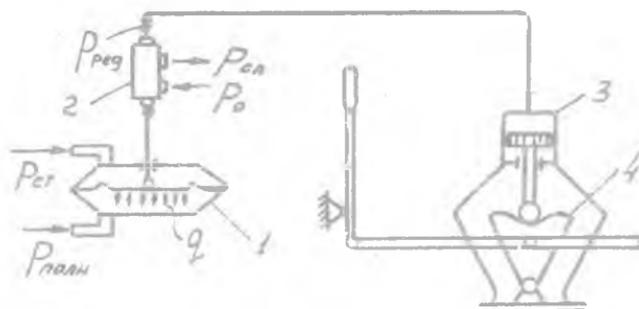


Рис. 42. Загрузочный механизм с гидравлическим сервоприводом

1 - чувствительный элемент; 2 - редуцирующий клапан; 3 - гидроцилиндр; 4 - кулачковая качалка

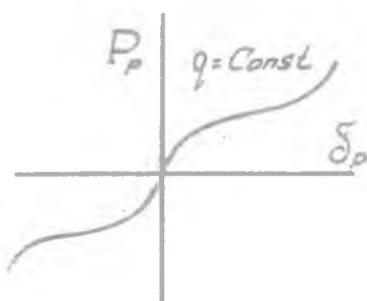


Рис. 43. Изменение усилий по ходу руля

Обычно этот закон имеет вид, показанный на рис.43. Он обеспечивает наиболее приятное для летчика чувство управления—четкую фиксацию нейтрального положения ручки, не слишком большие усилия в среднем диапазоне перемещений ручки и ограничение по усилиям слишком больших углов отклонения руля.

Чувствительный элемент последнего загрузочного механизма имеет небольшие размеры. В этой схеме

легко получить коррекцию усилий по различным параметрам — перегрузке, числу M и др., если к мембране приложить дополнительные усилия, пропорциональные этим параметрам. Для учета перегрузки с мембраной связывается подвешенный на пружине грузик, который может перемещаться вдоль оси U . Коррекция по числу M осуществляется уменьшением давления на редукционный клапан при больших числах M , что выполняется датчиком числа M , связанным с мембраной. Коррекция усилий управления по числу M требуется вследствие того, что на сверхзвуковых скоростях полета из-за падения эффективности органов управления и увеличения запаса устойчивости растут расходы рулей, а, следовательно, и усилий при маневрировании.

В заключение следует отметить, что усилия управления, пропорциональные скоростному напору, можно получить и при простом пружинном загрузочном механизме, если с помощью специального автомата изменять плечо крепления его к рычагу в функции скоростного напора.

Загрузочные механизмы, учитывающие скоростной напор, обеспечивают примерно постоянный расход усилий по перегрузке на всех режимах полета подобно тому, как это имеет место в системах прямого управления.

§ 7. Автоколебания систем управления с гидроусилителями

Система управления с работающим гидроусилителем с точки зрения теории автоматического регулирования является системой нелинейной. Основная нелинейность ее заключена в статической скоростной характеристике и связана с наличием зон нечувствительности и насыщения. Кроме того, нелинейности в системе управления возникают из-за трения и наличия люфтов в проводке управления.

В нелинейных системах с подводом энергии, как известно, могут возникать автоколебания — устойчивые колебания с постоянной амплитудой и частотой, которые разбалтывают всю систему, вызывают износ, появление люфтов, могут привести к усталостным разрушениям деталей управления. Вибрации ручки или педалей затрудняют управление самолетом.

Для устранения колебаний необходимо знать влияние основных параметров системы на режим автоколебаний. Обычно проводятся ис-

следования системы на автоколебания теоретическим путем или моделированием на электронных моделирующих установках.

Исследование на автоколебания сложных систем высокого порядка точными методами обычно затруднительно или вообще невозможно, поэтому для таких систем чаще всего ограничиваются приближенными исследованиями с использованием метода гармонического баланса. Покажем ход подобных исследований на простейшем примере.

Рассмотрим автоколебания системы управления с зажатой ручкой без учета упругости крепления гидроусилителя.

Исследования ведутся в следующем порядке:

I. Составляется динамическая модель системы. Для этого все массы системы заменяются сосредоточенными приведенными массами m_i , упругие свойства системы учитываются включением в модель пружин с приведенной жесткостью C_i , силы вязкого трения — включением демпферов с приведенными коэффициентами демпфирования h_i .

Если пренебречь внешней нагрузкой, а также инерционными силами штока и присоединенных к нему масс проводки и руля из-за их малости по сравнению с усилием, создаваемым давлением жидкости, то динамическая модель гидроусилителя с зажатой ручкой будет иметь вид, показанный на рис. 44.

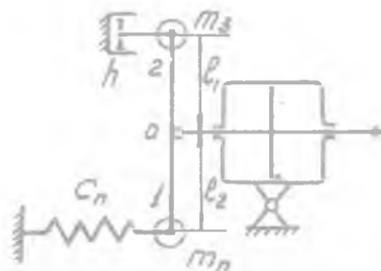


Рис. 44. Динамическая модель гидроусилителя

Здесь m_n и m_3 — приведенные массы проводки управления и золотника; C_n — коэффициент жесткости пружины, **учитывающий упругие свойства проводки управления от ручки до дифференциальной качалки гидроусилителя**; h — коэффициент демпфирования, **учитывающий силы вязкого трения золотника**.

2. Составляются уравнения звеньев системы. В нашем случае их всего два. Первое звено—гидроусилитель; его уравнение — скоростная характеристика, связывающая скорость перемещения штока и перемещение золотника (рис.45). Это звено, как видно из его характеристики, существенно нелинейно.

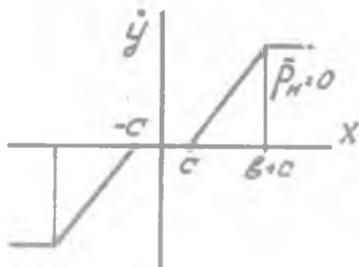


Рис.45. Скоростная характеристика гидроусилителя

Второе звено— дифференциальная качалка, на которую действуют массовые силы от m_n и m_3 , упругие силы пружины C_{II} и силы вязкого трения демпфера h . Это звено линейное. Составим уравнение движения этой качалки (рис.46).

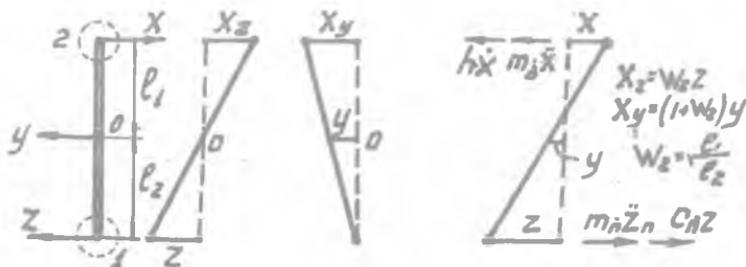


Рис. 46. Движение дифференциальной качалки

Введем обозначения : Z - перемещение точки i качалки;
 Y - перемещение штока; X - перемещение золотника.

Кинематическое уравнение качалки

$$X = X_z - X_y = W_2 Z - (1 + W_2) y;$$

динамическое уравнение

$$(m_3 \ddot{x} + h \dot{x}) l_1 + (m_n \ddot{z} + C_n z) l_2.$$

Исключив из этих двух уравнений перемещение Z , получим

$$m_n (1 + W_2) \ddot{y} + C_n (1 + W_2) y + (m_3 W_2^2 + m_n) \ddot{x} + h W_2^2 + C_n x = 0.$$

3. Производится линеаризация нелинейного звена по методу гармонического баланса, который основан на том, что автоколебания близки к гармоническим колебаниям. Это позволяет заменить звено с нелинейной характеристикой некоторым эквивалентным линейным звеном, передаточная функция которого зависит от амплитуды автоколебаний $W_3(a)$.

Полагаем, что золотник колеблется по синусоидальному закону $X = a \sin \omega t$. Используя скоростную характеристику гидросилителя, получим выходную функцию нелинейного звена $\dot{y} = f(\omega t)$. В зависимости от амплитуды a она имеет вид одной из трех функций, показанных на рис. 47.

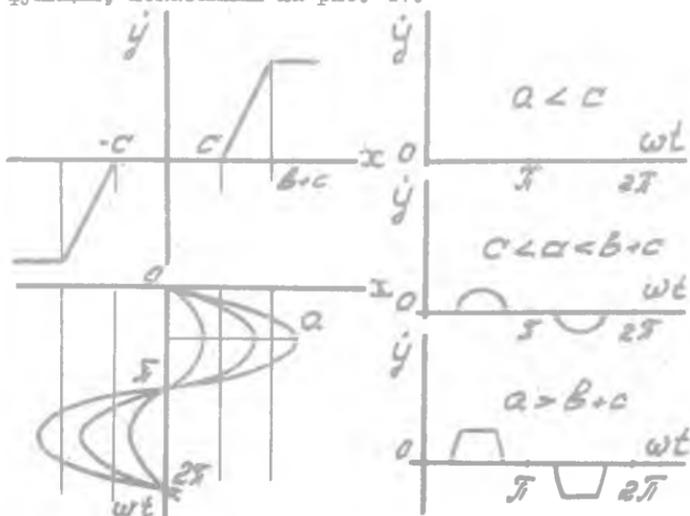


Рис. 47. Выходные функции гидросилителя

Разложив выходную функцию в ряд Фурье

$$\dot{y}(\omega t) = A_1 \sin \omega t + A_3 \sin 3\omega t + \dots$$

и ограничиваясь только первой гармоникой этого ряда (гидроусилитель является фильтром низких частот), получим

$$y(\omega t) = A_1 \sin \omega t.$$

Амплитуда A_1 находится по формуле Эйлера для коэффициентов ряда Фурье

$$A_1 = \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} y(\omega t) \sin \omega t dt$$

Таким образом, в результате отбрасывания гармоник высшего порядка нелинейное звено стало линейным, у которого при изменении входной величины по закону $a \sin \omega t$ выходная величина меняется также по синусоидальному закону $A_1 \sin \omega t$. Можно ввести понятие о передаточной функции такого эквивалентного линейного звена

$$W_3 = \frac{y}{x} = \frac{A_1}{a}.$$

Эта функция показывает отношение выходной величины к входной. Она может быть представлена в виде графика $W_3(a)$. Строится он следующим образом: задаются рядом амплитуд на входе: $a_1; a_2; a_3 \dots$; для каждой из них, используя статическую характеристику гидроусилителя, строят истинную функцию $y(\omega t)$, а затем $y \sin \omega t$; потом графическим интегрированием определяют A_1 и вычисляют W_3 .

На рис.48 показан примерный вид зависимости эквивалентной передаточной функции от амплитуды колебаний на входе.

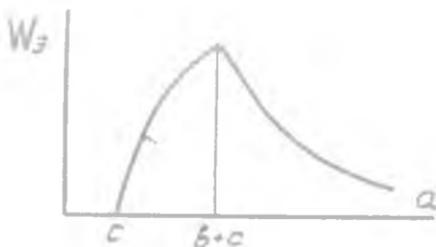


Рис.48. Передаточная функция эквивалентного звена

В результате линеаризации мы получаем связь между выходной и входной величинами нелинейного звена в таком виде:

$$\dot{y} = W_3 x,$$

где $W_3(\alpha)$ считаем известной нам величиной, заданной графиком рис.48.

4. Из уравнения движения качалки исключается переменная y . Для этого еще раз дифференцируем указанное уравнение и, произведя подстановку, получим

$$(m_3 W_2^2 + m_n) \ddot{x} + [m_n (1 + W_2) W_3 + h W_2^2] \dot{x} + C_n \dot{x} + C_n (1 + W_2) W_3 x = 0.$$

5. Полученное уравнение движения системы исследуется на устойчивость и определяются режимы автоколебаний. Уравнение движения системы представим в виде

$$a_0 p^3 x + a_1 p^2 x + a_2 p x + a_3 x = 0,$$

где

$$a_0 = m_3 W_2^2 + m_n;$$

$$a_1 = m_n (1 + W_2) W_3 + h W_2^2;$$

$$a_2 = C_n;$$

$$a_3 = C_n (1 + W_2) W_3.$$

Используя алгебраические критерии устойчивости Гурвица-Рауса, выясним, при каком соотношении параметров система будет устойчива и в ней не смогут возникать автоколебания. Для системы третьего порядка эти критерии имеют вид:

$$a_0 > 0; a_1 > 0; a_2 > 0; a_3 > 0;$$

$$a_1 a_2 > a_0 a_3.$$

В нашем случае все коэффициенты уравнения существенно положительны, а последнее условие после подстановки получает вид

$$\frac{h}{(1 + W_2) m_3} > W_3.$$

Это неравенство является условием отсутствия автоколебаний в системе. Из него видно, что для устранения автоколебаний следует увеличивать демпфирование золотника, уменьшать массу золотника и коэффициент усиления обратной связи.

Если полученное условие не выполняется, то в системе могут возникнуть автоколебания. Для отыскания автоколебательного режима найдем периодические решения уравнения движения и оценим их устойчивость. Устойчивым периодическим решениям и будут соответствовать

автоколебаний системы.

Чтобы отыскать периодические решения, подставим в характеристическое уравнение

$$a_0 p^3 + a_1 p^2 + a_2 p + a_3 = 0$$

чисто мнимый корень $p = \pm i\omega$. В этом случае решение уравнения движения будет соответствовать принятому нами предположению - $X = a \sin \omega t$. Приравнявая мнимую и действительную части нулю, получим:

$$\begin{aligned} -a_0 \omega^3 + a_2 \omega &= 0; \\ -a_1 \omega^2 + a_3 &= 0. \end{aligned} \quad (2.4)$$

Из первого уравнения определим частоту автоколебаний

$$\omega_{AK} = \sqrt{\frac{a_2}{a_0}} = \sqrt{\frac{C_n}{m_n + m_3 W_2^2}}$$

Ввиду того, что масса золотника мала по сравнению с массой проводки,

$$\omega_{AK} \approx \sqrt{\frac{C_n}{m_n}}$$

Отсюда следует, что автоколебания происходят с частотой, близкой к частоте собственных колебаний проводки управления.

Если эта частота увеличивается, то возникновение автоколебаний затрудняется, потому что гидроусилитель является фильтром низких частот и высокочастотные колебания в нем невозможны. Таким образом, для устранения автоколебаний выгодно увеличивать жесткость и уменьшать массу проводки управления от ручки до гидроусилителя.

Второе из уравнений (2.4) используем для отыскания амплитуды автоколебаний. Подставив в него ω_{AK} , получим $a_1 \frac{a_2}{a_0} = a_3$, откуда

$$\frac{h}{(1 + W_2) m_3} = W_3$$

$$\text{На графике } W_3(\alpha) \text{ (рис. 49) строим прямую } W_3 = \frac{(2.5) \cdot h}{(1 + W_2) m_3}$$

В точках пересечения этой прямой и кривой $W_3(\alpha)$ выполняется условие (2.5). Следовательно, амплитуды a_I и a_{II} соответствуют периодическим решениям уравнения движения системы.

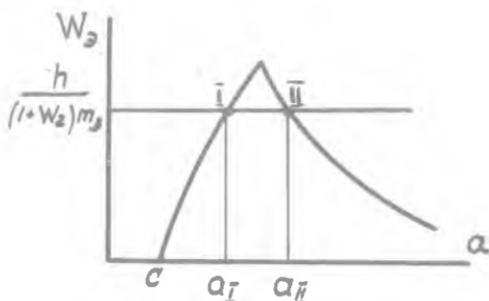


Рис. 49. Определение амплитуды автоколебаний

Чтобы окончательно убедиться, будут ли эти режимы соответствовать автоколебаниям, следует оценить устойчивость найденных периодических решений. Для этого можно использовать годограф, который получается из характеристического уравнения

$$p^3 + \frac{a_1}{a_0} p^2 + \frac{a_2}{a_0} p + \frac{a_3}{a_0} = 0$$

подстановкой $p = i\omega$, где ω является текущим параметром. После подстановки

$$M(i\omega) = (i\omega)^3 + \frac{a_1}{a_0} (i\omega)^2 + \frac{a_2}{a_0} (i\omega) + \frac{a_3}{a_0}.$$

Функция $M(i\omega)$ в комплексной плоскости является вектором, конец которого при изменении текущего параметра ω будет описывать кривую, получившую название годографа характеристического уравнения системы, или годографа Михайлова.

По характеру годографа можно судить об устойчивости системы. Устойчивой системе соответствует так называемый правильный годограф, он удовлетворяет следующим условиям: начинается на положительной ветви вещественной оси, с ростом ω поворачивается против часовой стрелки, охватывает начало координат и занимает n квадрантов, где n - степень характеристического уравнения. Если какое-либо из этих условий не выполняется, то годограф не будет правильным, а система не будет устойчивой.

На рис. 50 показаны правильный (1) и неправильный (2) годографы Михайлова для системы третьего порядка.

В нашем случае

$$M(i\omega) = U(\omega) + iV(\omega),$$

где

$$U(\omega) = \frac{a_1}{a_0} - \frac{a_1}{a_0} \omega^2;$$

$$V(\omega) = \frac{a_2}{a_0} \omega - \omega^3.$$

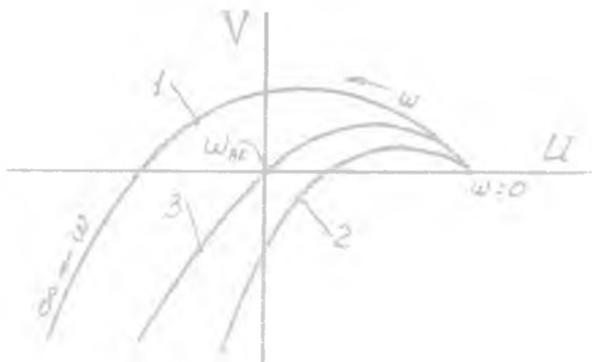


Рис. 50. Годограф Михайлова для системы третьего порядка

Для найденных нами периодических режимов (ω_{AK} и a_I, a_{II}) очевидно $U(\omega_{AK})=0$ и $V(\omega_{AK})=0$, т.е. годограф проходит через начало координат (кривая 3), и указанные режимы лежат на границе устойчивости и неустойчивости. Чтобы оценить поведение системы, в этом случае поступают следующим образом. Дают амплитудам a_I и a_{II} небольшие приращения $\pm \Delta a$ и смотрят, куда при этом смещается годограф.

Исследования показывают, что для амплитуды a_I положительное ее приращение смещает годограф в область неустойчивости (рис. 51), где a будет продолжать увеличиваться, а уменьшение этой амплитуды переводит систему в область устойчивости, в которой амплитуда уменьшается до полного затухания колебаний. Это означает, что для амплитуды a_I малейшее возмущение $\pm \Delta a$ уводит систему от исходного режима, и, следовательно, данный режим является неустойчивым. Автоколебания с амплитудой a_I невозможны.

Для амплитуды a_{II} приращения $\pm \Delta a$ дают иной эффект.

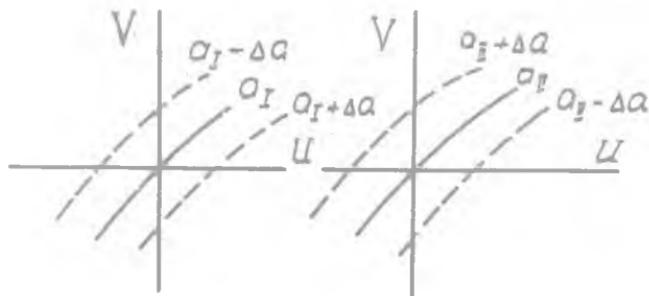


Рис. 5I. Оценка устойчивости колебательных режимов

Положительное приращение амплитуды смещает годограф в область устойчивости, в которой колебания должны затухать, и следовательно, амплитуда — уменьшаться. Отрицательное приращение делает систему неустойчивой, и амплитуда снова возрастает. Таким образом, при амплитуде a_{II} любые возмущения компенсируются, и система сама возвращается к исходному режиму, поэтому данный режим является устойчивым.

Итак, автоколебания в системе происходят с частотой ω_{AK} и амплитудой $a_{AK} = a_{II}$. Начинаются автоколебания обычно после резкого толчкообразного перемещения золотника.

Кроме указанных есть еще один метод устранения автоколебаний, использующий тот факт, что их амплитуда лежит в зоне насыщения $a_{AK} > B + C$. Максимальные отклонения золотника обычно ограничиваются специальными упорами, которые обеспечивают полное открытие рабочих окон с некоторым запасом $x_{yn} > B + C$. Если эти упоры отрегулировать таким образом, чтобы $x_{yn} < a_{AK}$, то автоколебания не смогут возникать. С этой целью иногда выгодно увеличивать массу золотника или коэффициент передачи дифференциальной качалки так, чтобы вывести амплитуду автоколебаний за упор.

Кроме рассмотренных автоколебаний, в системах управления с гидроусилителями могут возникать автоколебания других видов. Некоторые из них связаны с упругостью крепления гидроусилителя к каркасу самолета, другие — с наличием люфтов в узлах крепления гидроусилителя и сухого трения в проводке управления. Возможно появление автоколебаний всего самолета вследствие влияния перегрузок

на перемещения проводки управления и золотника. Этот вид автоколебаний устраняется увеличением жесткости пружин загрузочного механизма.

В заключение перечислим основные средства устранения автоколебаний:

- повышение жесткости проводки управления;
- повышение жесткости крепления гидроусилителя;
- уменьшение массы золотника (иногда - увеличение этой массы);
- постановка упоров, ограничивающих перемещение плунжера золотника;
- повышение жесткости загрузочного механизма;
- применение специальных демпферов в золотниковом механизме;
- устранение люфтов и уменьшение трения в проводке управления;
- изменение коэффициента передачи дифференциальной качалки.

Существенно повлиять на автоколебательный режим и добиться его устранения можно изменением статической характеристики гидроусилителя. Но это, как правило, приводит к уменьшению скорости штока и увеличению постоянной времени. Поэтому этим средством следует пользоваться осторожно и в тех пределах, в которых не происходит существенного ухудшения характеристик гидроусилителя.

ГЛАВА III. ОЦЕНКА УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

Управляемостью называется способность самолета изменять свой режим полета при отклонении командных рычагов управления. Управляемость определяется :

характеристиками устойчивости самолета, которые зависят от схемы, геометрических и аэродинамических параметров, инерционных и демпфирующих свойств самолета, а также от условий полета - высоты, скорости, числа M ;

эффективностью системы управления, которая зависит от параметров рулевых поверхностей - их площади, максимальных углов и скоростей отклонения; параметров гидроусилителя - постоянной времени, коэффициента усиления; параметров механической проводки управления - коэффициентов передачи по силе и по перемещению.

Управляемость и устойчивость самолета взаимосвязаны и, в

известной мере, противоположны друг другу. Устойчивость, как известно, есть способность самолета сохранять заданный режим, а управляемость — изменять его. С повышением устойчивости самолета ~~и управляемости~~ для получения прежнего эффекта требуются большие углы отклонения рулевых поверхностей и большие усилия управления. И наоборот, снижение устойчивости делает самолет более

От управляемости существенно зависит маневренность самолета. Маневренность — это способность самолета изменять свое положение в пространстве и выполнять тот или иной режим полета. Маневренность оценивается быстротой изменения направления, скорости и высоты полета, а также диапазоном основных летных характеристик, осуществимых на данном самолете — V_{min} ; V_{max} ; $V_{y_{max}}$, $H_{ог}$, R_{min} ; n_{max}^3 ; L и др. Маневренные возможности самолета определяются его аэродинамикой, прочностью, энерговооруженностью, запасом топлива. Но сами по себе эти возможности еще не обеспечивают высокую летную маневренность самолета. Чтобы маневренные возможности, потенциально заложенные в данном самолете, могли реализоваться в высокую эксплуатационную маневренность, они должны сочетаться с оптимальной степенью устойчивости и достаточно высокой эффективностью системы управления самолета.

Прежде чем перейти к оценке эффективности управления, напомним кратко основные положения динамики полета, связанные с устойчивостью и управляемостью самолета.

§ I. Устойчивость и управляемость самолета. При движении самолета с постоянной скоростью на каком-либо установившемся режиме все действующие на него силы и моменты находятся в равновесии — самолет сбалансирован. Во время полета на него действуют различные возмущающие факторы, связанные прежде всего с неспокойной атмосферой и неоднородностью ее свойств. Эти случайные возмущения постоянно будут нарушать равновесие и отклонять самолет от заданного режима полета. После прекращения действия возмущающего фактора поведение самолета может быть различным: он может вернуться к исходному режиму, может продолжать дальше отклоняться от этого режима и может остаться на новом режиме, полученном в результате возмущения. В первом случае самолет называется устойчивым, во втором — неустойчивым, а в третьем — нейтральным или безразличным по устойчивости.

Устойчивый самолет сам, без вмешательства летчика, обеспечит полет на заданном режиме. Полет на неустойчивом или нейтральном самолете без специальных автоматов требует постоянного вмешательства летчика в управление, что чрезвычайно усложняет его работу и не всегда обеспечивает сохранение заданного режима полета.

При оценке устойчивости самолета в первую очередь определяется величина и знак неуравновешенного аэродинамического момента, который появляется в результате воздействия возмущающего фактора. Такой подход к устойчивости выявляет лишь тенденцию в поведении самолета, выведенного из состояния равновесия, и не рассматривает всей динамики его дальнейшего движения. Поэтому условно принято это свойство самолета называть статической устойчивостью.

Самолет считается статически устойчивым, если при отклонении его от исходного равновесного режима появляется дополнительный неуравновешенный момент, направленный в сторону начального положения равновесия. Если этот момент направлен в сторону возмущения, то самолет статически неустойчив. Наконец, когда дополнительный момент равен нулю, самолет статически нейтрален.

Статическая устойчивость не всегда означает истинную или динамическую устойчивость, при которой самолет обязательно возвращается к исходному режиму. Процесс возвращения может быть аperiodическим или сопровождаться колебаниями. В этом процессе большую роль играют демпфирующие свойства самолета. При недостаточном демпфировании колебания могут быть незатухающими, и статически устойчивый самолет будет неустойчив динамически.

Следовательно, статическая устойчивость является необходимым, но недостаточным признаком истинной устойчивости. Однако число случаев, когда статически устойчивый самолет оказывается неустойчивым динамически, достаточно ограничено. Неустойчивость при этом выражается в медленно нарастающих колебаниях, которые, как правило, легко парируются летчиком или вообще им не замечаются. Вот почему статическая устойчивость является важнейшей характеристикой качеств самолета. Не требуя сложных исследований, она позволяет решать в главном проблему устойчивости самолета.

Продольная устойчивость. В продольном движении действующие на самолет аэродинамические силы и моменты зависят от угла атаки крыла и от скорости полета. Самолет обладает свойством

достаточно быстро менять угол атаки и сравнительно-медленно изменять скорость. Это позволяет рассматривать изолированно два вида продольного движения и продольной устойчивости самолета: в первом учитывается изменение только угла атаки, а скорость считается постоянной; во втором учитывается и изменение скорости. Первый вид устойчивости получил название устойчивости по перегрузке, а второй - устойчивости по скорости.

Самолет называется устойчивым по перегрузке, если он самостоятельно, без вмешательства летчика, стремится сохранить перегрузку исходного режима. Этот вид устойчивости особенно важен в начале возмущенного движения. Статическая устойчивость по перегрузке зависит только от взаимного положения центра тяжести и фокуса самолета. Самолет статически устойчив по перегрузке, если центр тяжести расположен впереди фокуса. В этом случае при возмущениях на самолет действует восстанавливающий момент, направленный в сторону начального равновесия. Напомним, что фокусом самолета называется точка, относительно которой момент аэродинамических сил постояен и не зависит от угла атаки при постоянной скорости. Иначе, фокус - это точка приложения приращения подъемной силы крыла при изменении угла атаки.

На рис.52 показано продольное уравнивание крыла (самолета без горизонтального оперения) для трех типов профилей.

Положение центра тяжести для них выбирается так, чтобы момент от силы G относительно фокуса уравнивал бы аэродинамический момент M_0 . Таким образом, знак момента M_0 определяет взаимное расположение фокуса и центра тяжести.

Под действием случайных возмущений происходит изменение угла атаки и в фокусе крыла добавляется приращение подъемной силы $\pm \Delta y$.

При этом у крыла с несимметричным профилем создается дополнительный момент относительно центра тяжести $\pm \Delta y (X_T - X_F)$, направленный в сторону возмущения. У крыла с S -образным профилем дополнительный момент будет направлен в противоположную возмущению сторону. У симметричного профиля дополнительный момент равен нулю. Следовательно, изолированное крыло или самолет без горизонтального оперения с несимметричным профилем будут статически неустойчивы, с симметричным профилем - статически нейтральны, и лишь S -образный профиль обеспечивает статическую устойчивость самолету без горизонтального оперения.

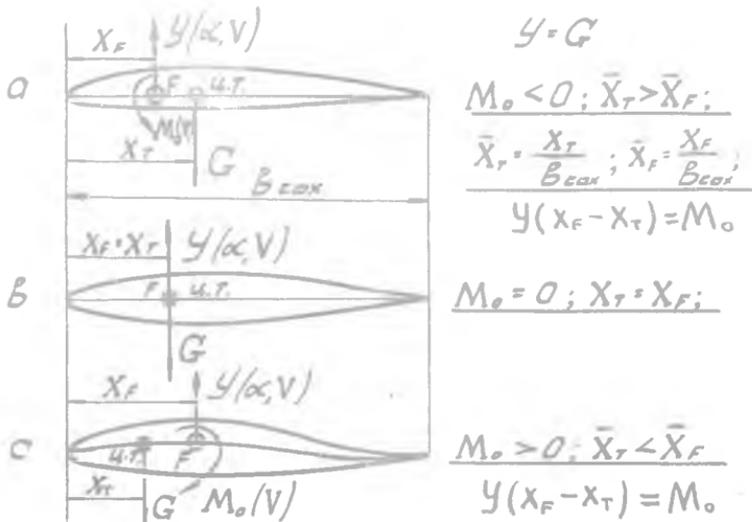


Рис. 52. Продольное уравнивание крыла:
a - несимметричный профиль, **b** - симметричный профиль, **c** - S-образный профиль

Статическая устойчивость самолетов с несимметричным или симметричным профилем крыла обеспечивается установкой горизонтального оперения, которое позволяет уравновесить самолет при расположении центра тяжести впереди фокуса (рис. 53).

Степень или мера продольной статической устойчивости по перегрузке оценивается частной производной

$$m_z^{C_y} = \bar{X}_T - \bar{X}_F,$$

которая является одной из важнейших характеристик, определяющей пилотажные свойства самолета. Разница $\bar{X}_F - \bar{X}_T$ называется запасом центровки.

Коэффициент продольной статической устойчивости по перегрузке G_n учитывает и демпфирующие свойства самолета

$$G_n = m_z^{C_y} + \frac{m_z^{\omega_z}}{\mu},$$

где μ - относительная плотность самолета;
 $m_z^{\omega_z}$ - коэффициент демпфирующего момента.

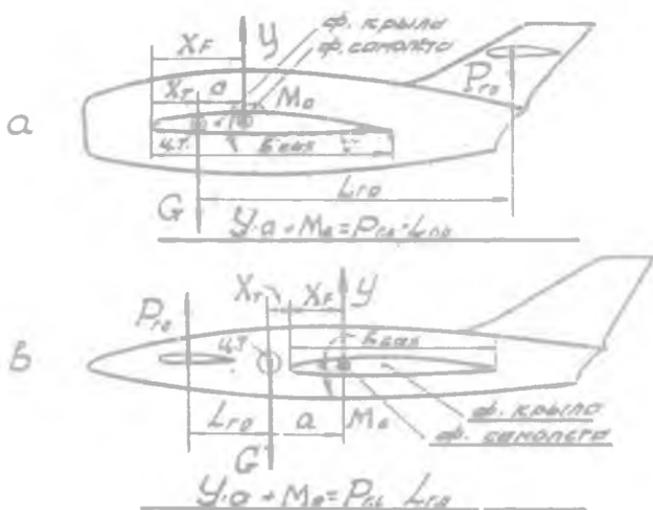


Рис.53. Продольное уравнивание самолета

От G_{η} зависит короткопериодическое движение самолета. Незатухающие или слабозатухающие короткопериодические колебания резко затрудняют управление самолетом.

Наконец, полная производная

$$G_v = \frac{dm_z}{dC_y} = m_z^{cy} + m_z^v \frac{dV}{dC_y}$$

называется коэффициентом продольной статической устойчивости по скорости. Когда эта величина отрицательна, самолет устойчив по скорости, т.е. он самостоятельно, без вмешательства летчика, стремится сохранить скорость исходного режима полета. Самолет устойчив по скорости, если увеличение скорости сопровождается возрастанием подъемной силы, а уменьшение скорости — ее снижением.

Статическая неустойчивость по скорости может возникать у скоростных самолетов на околозвуковых скоростях полета и сопровождаться затягиванием в пикирование. Практика показывает, что наличие у самолета небольшой статической неустойчивости по скорости особых затруднений в пилотировании не вызывает.

Продольная динамическая устойчивость оценивается поведением

самолета при воздействии малых продольных возмущений. При этом продольное возмущение движение самолета, как правило, состоит из двух накладывающихся друг на друга, типов колебаний, существенно отличающихся по величине периода. Первый тип колебаний — короткопериодические, которые в основном связаны с поворотом самолета относительно центра тяжести и, следовательно, с изменением угла атаки и перегрузки. Короткопериодические колебания существенно влияют на безопасность полета и на общую оценку устойчивости и управляемости самолета летчиком. Второй тип колебаний получил название длиннопериодического, или фугоидного, движения самолета. Эти колебания связаны с перемещением в пространстве центра тяжести и периодическим изменением скорости полета. Фугоидные колебания развиваются довольно медленно и не создают серьезных затруднений в пилотировании. Зачастую они вообще не замечаются летчиком.

Боковая устойчивость. В боковом движении самолета взаимосвязаны путевая (флюгерная) и поперечная устойчивость. Для обеспечения статической устойчивости пути и крена должны быть отрицательны частные производные коэффициентов путевого и поперечного моментов по углу скольжения $-m_y^{\beta}$ и m_x^{β} . Однако динамическая боковая устойчивость в основном зависит не от величины, а от соотношения этих производных.

Слишком большая поперечная устойчивость при рыскании приводит к резким перебросам самолета с крыла на крыло, что вызывает раскачку самолета и может привести к колебательной неустойчивости. Такой избыточно устойчивый в поперечном направлении самолет ощущается летчиком как неустойчивый, плохо "сидящий в воздухе" и требует постоянного вмешательства в управление.

Избыточная путевая устойчивость приводит к спиральной неустойчивости, при которой самолет затягивается в крен со снижением по спирали. Однако эта неустойчивость проявляется в полете настолько медленно, что практически летчиком не замечается. По мнению летчика-испытателя М.Д. Каллая избыток поперечной устойчивости следует считать опасным, а недостаток ее до нейтральности включительно, наоборот, не только безопасным, но даже желательным. Увеличение путевой устойчивости всегда полезно; оно улучшает флюгерную стабилизацию самолета и уменьшает вредное destabilизирующее влияние избыточной поперечной устойчивости.

Устойчивость самолета меняется при закрепленных и освобожденных рычагах управления. В системах управления без бустеров,

пружи и контрбалансиров устойчивость самолета при освобождении рулей всегда уменьшается.

Поскольку устойчивость самолета влияет на управляемость, то для получения приемлемых характеристик управляемости основные показатели устойчивости должны лежать в определенных, оптимальных, с точки зрения управляемости, пределах. Это обеспечивается нормированием показателей устойчивости; для гражданских самолетов соответствующие требования приводятся в нормах летной годности, а международные нормы — в требованиях *ЖСАО*.

Для обеспечения хорошей управляемости не всякий вид устойчивости обязателен, а наличие некоторых видов устойчивости еще не обеспечивает хорошие летные качества самолета. Например, самолет может быть неустойчивым в отношении длиннопериодического продольного движения при большом его периоде или иметь медленно развивающуюся спиральную неустойчивость, но вместе с тем получить отличную оценку летчиков в отношении пилотажных качеств.

Характеристики управляемости. Управляемость характеризуется зависимостью между склонением рычагов управления и усилиями управления, с одной стороны, и изменением параметров движения самолета — с другой.

Так же как и устойчивость, управляемость условно можно разделить на статическую и динамическую. Это позволяет установить простую связь характеристик управляемости с соответствующими характеристиками устойчивости.

Статическая управляемость рассматривает потребные перемещения рычагов управления и прикладываемые к ним усилия, которые необходимы для уравнивания самолета на различных установившихся режимах. Этот вид управляемости характеризуется балансировочными кривыми, показывающими изменение балансировочных положений рычагов управления и балансировочных усилий при изменении основных параметров установившегося режима — скорости и высоты полета, числа M , перегрузки.

Динамическая управляемость рассматривает пилотирование на неустановившихся переходных режимах. Она оценивается способностью самолета "ходить за ручкой", т.е. быстро и без заметных колебаний реагировать на отклонение рычагов управления. Количественными показателями "хождения за ручкой" могут служить частотные или амплитудно-фазовые характеристики самолета.

При проектировании самолета его пилотажные качества и безопасность полета обеспечиваются нормированием основных характеристик управляемости— перемещений командных рычагов и прикладываемых к ним усилий, расходов ручки и расходов усилий по перегрузке, градиентов усилий по различным параметрам и т.д. Эти нормы выработаны многолетней практикой эксплуатации самолетов и должны обеспечить необходимую "плотность хода", хорошее "хождение за рычагами управления" и достаточную безопасность полета на всех режимах.

§ 2. Эффективность системы управления

Функциональную схему простого неавтоматического управления самолетом можно представить в виде рис. 54.



Рис. 54. Блок-схема неавтоматического управления самолетом

Летчик через систему управления воздействует на самолет так, чтобы получаемые на выходе параметры полета соответствовали заданной программе. Движение командных рычагов задается летчиком в соответствии с той информацией, которую он получает от чувствительных элементов. Функции этих чувствительных элементов выполняют различные датчики приборного оборудования, вырабатывающие информацию об основных параметрах полета — скорости, высоте, курсе, положении самолета относительно линии горизонта и т.д. Кроме того, важную роль в этой информации имеют усилия на командных рычагах и перегрузки, ощущаемые самим летчиком, который в этом случае выполняет и функции чувствительного элемента.

При оценке системы управления в общем случае должны учитываться все входящие в нее элементы, в том числе и летчик, динамические свойства которого в сильной степени влияют на общую эффективность управления. Мы ограничимся более простой задачей и оценим эффективность системы управления, исключив из рассмотрения летчика.

В этом случае достаточно полную оценку системы управления можно получить, исследуя вопрос о слежении самолета за движениями командных рычагов. Обычно управляемость оценивается летчиком по способности самолета "ходить за рулями", т.е. по способности быстро, без излишнего запаздывания и колебаний, изменить положение в пространстве при перемещении командных рычагов управления. Путь решения поставленной задачи покажем на примере оценки эффективности продольного управления, имея в виду, что сам подход к решению задачи и выводы общего характера будут аналогичны и при рассмотрении боковой управляемости. Ограничимся только короткопериодическим движением самолета, так как скорость полета при быстром отклонении ручки меняется очень медленно.

Структурную схему системы продольного управления с необратимым гидроусилителем можно представить в виде рис.55.

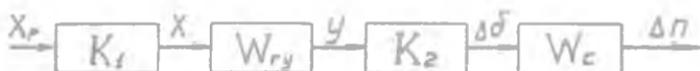


Рис. 55. Структурная схема управления самолетом

За входной параметр принимаем перемещение ручки X_p , а за выходной - приращение перегрузки самолета в центре тяжести Δn . Первым звеном в этой схеме является проводка управления от ручки до гидроусилителя, преобразующая перемещения ручки в перемещения золотника с коэффициентом усиления (передаточной функцией)

$$K_1 = \frac{X}{X_p} .$$

Вторым звеном служит гидроусилитель, представляющий собой аperiodическое звено с передаточной функцией

$$W_{ry} = \frac{y}{X} = \frac{K_{ry}}{pT+1} .$$

Следующим звеном будет проводка управления от гидроусилителя до руля с коэффициентом передачи $K_2 = \frac{\Delta \delta}{y}$. Наконец, последним звеном в этой цепи является самолет - управляемый объект - с передаточной функцией, связывающей изменение перегрузки с углом отклонения руля $W_c = \frac{\Delta n}{\Delta \delta}$.

В работе [15] показывается, что если за исходный режим принять горизонтальный установившийся полет, то самолет в продольном короткопериодическом движении представляет собой колебатель-

ное звено с передаточной функцией

$$W_c = \frac{K_c}{T_c^2 p^2 + 2 \xi T_c p + 1}$$

где $K_c = -\frac{m_z}{C_y m_z^{\omega}}$ - передаточный коэффициент самолета по перегрузке, характеризует его маневренные свойства; зависит от скорости, высоты полета, от степени статической устойчивости и эффективности руля высоты самолета;

$T_c = \sqrt{\frac{J_z}{m_z C_y \beta \delta_A q}}$ - постоянная времени, пропорциональная периоду и обратно пропорциональная частоте короткопериодических колебаний самолета; зависит от его размеров, момента инерции J_z , степени статической устойчивости, скорости и высоты полета;

$\xi = \sqrt{\frac{\rho v^2 \beta_A \bar{z}_z^2}{8 m m_z^{\omega} C_y}} \left(C_y^{\alpha} - \frac{m_z^{\omega z} + m_z^{\alpha}}{\bar{c}_z^2} \right)$ - относительный коэффициент затухания, учитывающий демпфирующие свойства самолета;

m_z^{ω} - коэффициент, учитывающий изменение продольного момента при отклонении руля высоты;

m_z^{α} - коэффициент момента, учитывающий запаздывание схода потока у оперения;

$\bar{z}_z = \frac{1}{\beta_A} \sqrt{\frac{J_z}{m}}$ - относительный радиус инерции;

m - масса самолета.

Передаточная функция самолета W_c учитывает условия полета (V_0, ρ), геометрические (S, β_A) и инерционные (m, J_z) параметры самолета, его аэродинамические показатели ($C_y^{\omega}, C_y^{\alpha}$), характеристики устойчивости ($m_z^{\omega}; m_z^{\alpha}$), управляемости ($m_z^{\omega z}$) и демпфирования ($m_z^{\omega z}$).

Полная передаточная функция системы продольного управления самолетом, связывающая изменение перегрузки с перемещением ручки, будет равна произведению передаточных функций последовательно соединенных звеньев

$$W_{упр} = \frac{\Delta n}{X_p} = \frac{K_1 \cdot K_{г\gamma} \cdot K_2 \cdot K_c}{(pT+1)(T_c^2 p^2 + 2 \xi T_c p + 1)}$$

Используя эту передаточную функцию, можно оценить изменение перегрузки в зависимости от перемещения ручки управления.

В качестве примера приведем результаты исследования переходного режима при скачкообразном перемещении ручки.

Если пренебречь постоянной времени гидроусилителя, которая значительно меньше постоянной времени самолета, то переходную функцию можно получить непосредственно из дифференциального уравнения второго порядка, описывающего движение самолета. На рис.56 показаны кривые изменения перегрузки по времени при скачкообразном перемещении ручки для различных значений коэффициента затухания.

Если статическая устойчивость самолета достаточно велика по сравнению с его демпфированием, то $\xi < 1$ и переходный процесс носит колебательный характер. В этом случае при резком перемещении ручки на величину X_0 выход самолета на заданную установившуюся перегрузку

$$\Delta n_{уст} = K \cdot k_{гг} \cdot K_2 \cdot K_0$$

будет сопровождаться некоторым забросом по перегрузке на величину

$\Delta n_{max} = (1 + \sigma) \Delta n_{уст}$,
 где $\sigma = e^{-\frac{\pi \xi}{\sqrt{1-\xi^2}}}$; при малых значениях коэффициента затухания заброс по перегрузке может получиться достаточно большим.

Если $\xi \geq 1$, то переходный процесс будет аperiodическим. Однако с ростом ξ увеличивается время переходного процесса - самолет в этом случае слишком вяло реагирует на перемещение командного рычага. Приемлемое качество и минимальное время переходного процесса получаются при коэффициенте затухания, равном примерно $\xi = 0,75$.

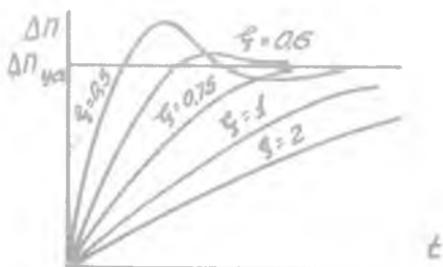


Рис. 56. Влияние коэффициента затухания на переходный режим при скачкообразном перемещении ручки

Итак, качество переходного процесса и установившееся значение перегрузки $\Delta N_{уст}$ зависят от геометрических и инерционных параметров самолета, его аэродинамических характеристик, а также от условий полета - ρ, V, M . От условий полета зависит и коэффициент затухания ξ .

У дозвуковых самолетов с достаточно узким рабочим диапазоном скоростей и высот полета коэффициент затухания мало изменялся в полете. Соответствующим выбором аэродинамических параметров, геометрических размеров, компоновкой и центровкой такого самолета всегда можно было обеспечить требуемую величину ξ , которая давала бы приемлемое качество переходного процесса и хорошую управляемость на всех режимах полета.

С ростом скоростей и высот полета диапазон изменения ξ расширяется и обеспечить хорошую управляемость для всех условий полета становится трудно. У современных сверхзвуковых самолетов диапазон изменения скоростей и высот настолько велик, что добиться приемлемых характеристик управляемости на всех режимах только выбором геометрических и аэродинамических параметров самолета, как правило, уже не удается.

В этом случае улучшить качество управления можно специальными автоматами, которые дополнительными отклонениями рулей могут изменять характеристики устойчивости и демпфирования самолета, обеспечивая нужную степень затухания переходного процесса на всех режимах полета.

ГЛАВА IV. АВТОМАТИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

В процессе управления летчик и самолет образуют единую замкнутую систему. Эффективность управления зависит как от характера команд, подаваемых летчиком так и от скорости и точности их выполнения самолетом.

Выработка команд летчиком производится на основании информации, получаемой им от приборного оборудования, а также путем визуального наблюдения земных ориентиров, линии горизонта, ощущения усилий управления и перегрузок. Восприятие и обработка этой информации зависят от психофизиологических свойств летчика, которые имеют вполне определенные пределы. Поэтому количество информации, воспринимаемой летчиком, и скорость ее обработки ограничены. Вследствие этого при полете на современных сверхзвуковых

самолетах, у которых объём информации особенно велик, а время на ее обработку резко сокращается, летчик на некоторых режимах не в состоянии обеспечить нужного качества управления, а иногда и безопасности пилотирования. С другой стороны, широкий диапазон рабочих высот и скоростей полета современных самолетов не позволяет выбором его аэродинамических форм и конструктивных параметров обеспечить одинаково хорошие характеристики устойчивости и управляемости самолета на всех режимах полета. Изменение плотности воздуха, развитие волнового кризиса на крыле и оперении существенно изменяют динамические характеристики самолета, что приводит к ухудшению качества и снижению эффективности управления (см. [5], гл. III).

Преодолеть недостатки системы летчик-самолет и обеспечить достаточную эффективность ручного управления на всех режимах полета позволяют специальные автоматы, включаемые в систему управления современных самолетов.

Все средства автоматизации, используемые в системах управления самолетов, можно разделить на следующие группы.

Автоматы, обеспечивающие стабилизацию траектории полета и предотвращение опасных ситуаций. Могут выполнять следующие операции:

стабилизация и управление угловыми движениями самолета по трем осям;
выдерживание заданного курса, высоты, скороподъемности, скорости, числа M ;
выполнение координированных разворотов, набора высоты, снижения, спиралей;
автоматизация взлета и посадки;
автоматизация боевых операций - перехвата и уничтожения воздушных целей, поражение наземных целей;
автоматический выбор и выдерживание оптимальных параметров полета - скорости, высоты, числа M ;
предупреждение выхода на опасные режимы полета;
предотвращение столкновений в воздухе и с наземными препятствиями.

Автоматы, улучшающие характеристики устойчивости и управляемости:

механизмы, регулирующие коэффициенты передачи по силе - бустеры;

автоматы изменения коэффициентов передачи по перемещениям в полете;
автоматы балансировки;
автоматы триммирования;
автоматы демпфирования;
автоматы устойчивости;
автоматы, регулирующие параметры системы управления в зависимости от условий полета, — самонастраивающиеся системы.

В неавтоматической системе летчик выполняет все основные операции управления — получение и обработку информации, сравнение действительного режима полета с заданным, выработку управляющих сигналов и приложение их к органам управления. Некоторую помощь летчику в такой системе оказывают приборы, дающие часть информации о действительном движении самолета.

В полуавтоматической системе сохраняется ручное управление органами управления, но в помощь пилоту включаются различные автоматы, упрощающие его работу по выработке управляющих сигналов и в идеале сводящие роль летчика к функциям усилителя в замкнутой системе летчик-самолет. В такую систему входят автоматические системы навигации из первой группы, получающие и обрабатывающие информацию о движении самолета, сравнивающие ее с заданной программой и вырабатывающие обобщенный командный сигнал, который в простом виде передается на директорный указатель летчика. По этому сигналу летчик легко определяет величину и характер управляющего воздействия на рычаги управления. В полуавтоматическую систему управления включаются и автоматы второй группы, улучшающие характеристики устойчивости и управляемости самолета, а следовательно, упрощающие работу летчика.

Наконец, в автоматической системе все операции управления самолетом обеспечиваются автоматами без участия летчика, который в этом случае выполняет лишь функции контроля, а также обеспечивает принятие общих тактических решений и выбор программы действий.

На современных самолетах обычно предусматривается комбинированное управление, при котором часть операций или этапов полета полностью автоматизируется применением различного рода автопилотов, а другая часть — выполняется по неавтоматической или полуавтоматической схеме.

Развитие автоматизации управления самолетом в настоящее время идет по следующим основным направлениям:

повышение надежности автоматов и обеспечение безопасности полета самолета;

использование бортовых вычислительных машин в различных автоматических устройствах самолета и разработка единой системы автоматического управления и боевого применения самолета;

совершенствование самонастраивающихся систем и автопилотов;

разработка полностью автоматизированной системы посадки самолета.

Ведутся работы по созданию самоорганизующихся систем и работы по использованию в системах управления достижений бионики. Это направление должно привести к созданию систем, использующих принципы работы живых организмов. Бионика должна привести к решению важнейших проблем развития автоматических систем — накопление и обработка информации, микроминиатюризация аппаратуры, способность к самопроверке, самонастройка и обеспечение высокой надежности.

Однако следует отметить, что несмотря на успехи в развитии систем автоматического управления, ручное полуавтоматическое или неавтоматическое управление самолетом, очевидно, еще долго будут необходимы по следующим причинам.

Полностью автоматизировать все этапы полета самолета — задача весьма и весьма сложная. Целый ряд простых операций управления легко и без особого напряжения выполняется летчиком, а автоматы для их осуществления получаются чрезвычайно сложными. В таких случаях применение автоматов может привести к проигрышу в весе, в габаритах и, что особенно важно, в надежности системы.

Высокая приспособляемость к различным условиям, способность к логическому осмысливанию сложной меняющейся обстановки, самостоятельность и быстрота принятия и осуществления решений — все это во многих случаях делает летчика незаменимым звеном в системе управления.

Автопилоты и автоматические системы управления самолетом подробно изучаются в курсе "Оборудование самолета". Мы остановимся лишь на некоторых автоматах, облегчающих и упрощающих работу летчика при ручном полуавтоматическом управлении самолетом.

§ I. Автоматы, изменяющие коэффициент перелачи по перемещению.

Эффективность рулей и основные показатели управляемости зависят от скоростного напора. С ростом скоростного напора за счет повышения эффективности рулей при маневрировании сильно уменьшаются потребные перемещения рулей и командных рычагов. Особенно это заметно в продольном управлении сверхзвуковых самолетов с управляемым стабилизатором, эффективность которого значительно выше эффективности рулей. На рис.57 показано изменение расходов стабилизатора φ_B^n и ручки X_B^n по перегрузке в зависимости от скоростного напора.

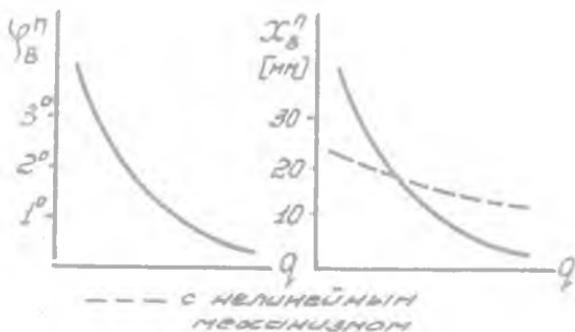


Рис.57. Расходы стабилизатора и ручки по перегрузке

У современных самолетов при полете у земли с околозвуковой скоростью расход стабилизатора на единицу перегрузки составляет всего $0,3^\circ + 0,9^\circ$, что соответствует расходам ручки $X_B^n = 3 + 10$ мм. На режимах, близких к q_{max} , самолет становится слишком "строгим" в управлении. Небольшие ошибки в перемещениях ручек управления приводят к значительным изменениям перегрузки и траектории полета. Попытки исправить допущенные ошибки обратным отклонением рулей из-за плохой динамической устойчивости самолета на большой скорости полета могут привести к раскачке самолета и созданию аварийной ситуации.

Расходы стабилизатора и ручки по перегрузке связаны между собой зависимостью

$$X_B^n = \frac{\tau}{57,3} \delta \cdot \varphi_B^n$$

В обычной системе управления коэффициент передачи по перемещениям j остается постоянным во всем диапазоне рабочих отклонений ручки, и между расходами стабилизатора и ручки сохраняется линейная зависимость: малым расходам стабилизатора соответствуют малые расходы ручки управления. Очевидно, чтобы сделать самолет менее строгим в управлении, необходимо при неизменных расходах стабилизатора (руля) увеличить расходы ручки. Этого можно добиться изменением коэффициента передачи по перемещениям.

Первыми с этой целью стали применяться механизмы нелинейной передачи или нелинейные механизмы. Включение такого механизма в проводку управления позволяет увеличить коэффициент передачи j , а следовательно, и перемещения ручки при малых углах отклонения стабилизатора (рис. 58). Таким образом, нелинейные механизмы увеличивают расходы ручки по перегрузке (пунктирная кривая на рис. 57) при больших скоростных напорах.

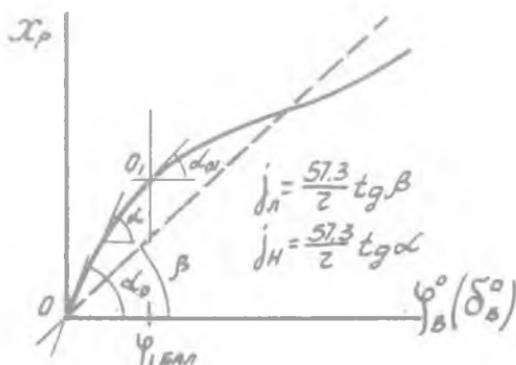


Рис. 58. Характеристика нелинейного механизма

Конструктивно нелинейные механизмы могут выполняться по-разному (рис. 59).

Удобным с точки зрения подбора коэффициента j можно считать шестеренчатый нелинейный механизм, показанный на рис. 60.

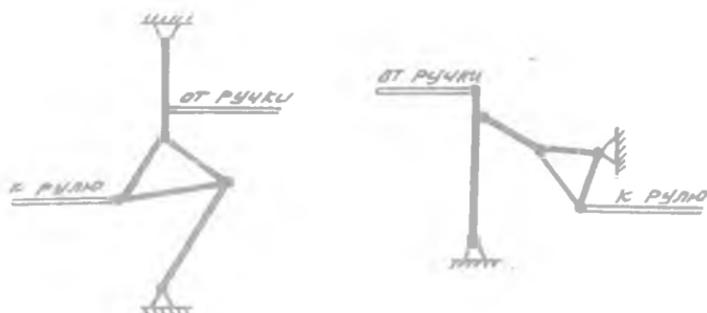


Рис. 59. Нелинейные механизмы

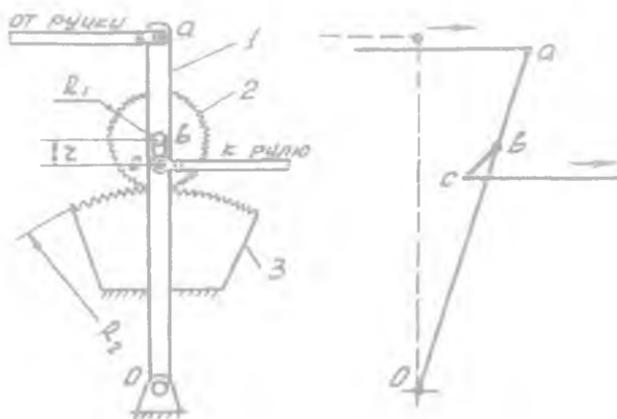


Рис. 60. Шестеренчатый нелинейный механизм

1 - качалка; 2 - шестерня с кривошипом; 3 - зубчатый сектор

Изменением радиуса кривошипа r и соотношения $\frac{R_1}{R_2}$ можно получить различные характеристики этого механизма. Недостатком шестеренчатого механизма является люфт в зацеплении зубчатой пары.

Применение нелинейных механизмов осложняется тем, что нейтральное положение ручки и жестко связанного с ней нелинейного механизма может не соответствовать балансирующему положению руля на разных режимах полета. Например, балансирующий

угол отклонения стабилизатора $\psi_{1\text{бол}}^{\circ}$, не совпадающий с точкой 0 (рис. 58), как бы сдвигает начальную точку на характеристике нелинейного механизма из точки 0 в точку 0_I . Вследствие этого уменьшается угол $\alpha_0 \rightarrow \alpha_{0I}$, и коэффициент передачи j_n , а, следовательно, уменьшатся и расходы ручки по перегрузке по сравнению с исходными, и самолет станет еще более "строгим" в управлении, чем он был до установки нелинейного механизма. Особенно сильно это проявляется в продольном управлении, так как диапазон балансировочных отклонений руля высоты или стабилизатора достаточно велик. В поперечном и путевом управлении несовпадение балансировочных и начальных положений нелинейного механизма сказывается меньше из-за малых балансировочных отклонений элеронов и руля поворота. Избавиться от указанного недостатка можно лишь изменением нейтрального (начального) положения нелинейного механизма, что конструктивно осуществить весьма сложно.

Этого недостатка лишен другой способ изменения коэффициента передачи по перемещению, который предусматривает изменение пилотом в полете плеч одной из рычажных качалок в проводке управления. Проще всего это можно осуществить изменением выходного плеча ручки управления (рис. 6I). Пилот вручную маховиком 2. или с помощью электромеханизма 3 в полете подбирает такую длину рычага R_2 , которая на каждом режиме полета обеспечивает оптимальные расходы ручки по перегрузке.

Однако одновременно с изменением коэффициента передачи j такой механизм изменяет и рабочий диапазон углов отклонения руля при постоянных перемещениях ручки. Несвоевременное переключение механизма при переходе от больших скоростей полета к малым может резко снизить эффективность управления.

Другой недостаток подобных механизмов заключается в том, что летчик в этом случае должен выполнять дополнительные обязанности по регулированию коэффициента передачи. Избавить летчика от этой дополнительной работы можно установкой специального автомата, который без участия пилота должен изменять коэффициент передачи в соответствии с выполняемым режимом полета.

Расходы стабилизатора по перегрузке зависят от числа M и высоты полета (рис. 62). Чтобы обеспечить постоянный расход ручки по перегрузке на любых M и H , произведение $j \psi^n$

должно быть постоянным. Это означает, что коэффициент передачи должен изменяться по M и N обратным по отношению к φ'' образом. Создать автомат изменения передаточного отношения по такому сложному закону очень трудно. Поэтому обычно ограничиваются приближенным законом изменения j в зависимости от M и N (рис. 63).

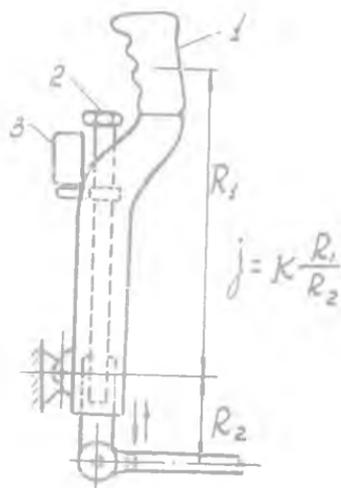


Рис. 61. Ручка с изменяемым выходным плечом:

1 - ручка; 2 - маховик;
3 - электромеханизм

Автомат для изменения j должен состоять из датчиков M и N , функционального преобразователя полученных сигналов в электрические, усилителя и исполнительного механизма, который непосредственно должен изменять коэффициент передачи по перемещению.

Исполнительный механизм такого автомата можно выполнить в виде двулучевой рычажной качалки с изменяемыми плечами (рис. 64).

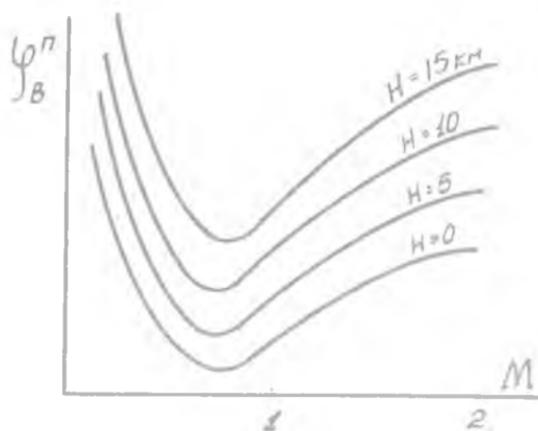


Рис. 62. Изменение расходов стабилизатора по перегрузке в зависимости от числа M

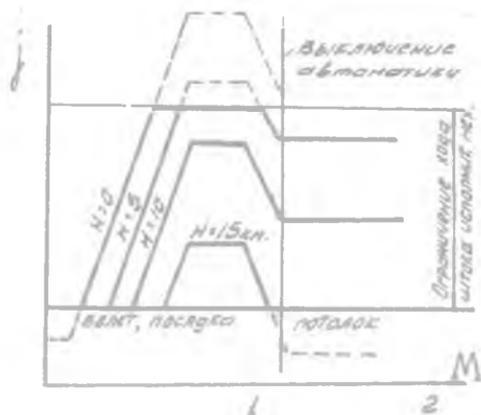


Рис. 63. Приближенный закон регулирования коэффициента передачи по перемещению

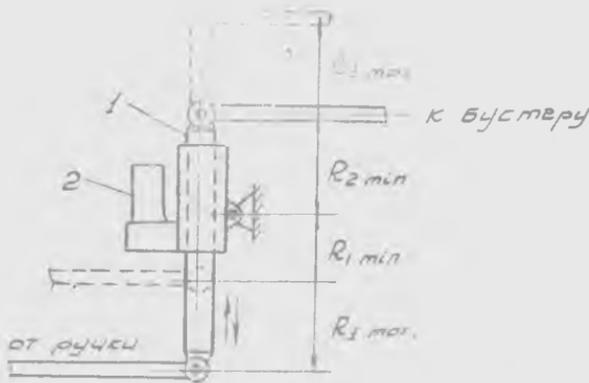


Рис. 64. Исполнительный механизм автомата изменения коэффициента передачи по перемещениям

Сигналы от усилителя поступают в электромеханизм 2 и, перемещая шток 1 вверх или вниз, обеспечивают изменение j в соответствии с заданной программой. Данный исполнительный механизм позволяет изменять коэффициент передачи в пределах

$$j_{min} = \frac{R_{1min}}{R_{2max}} \quad ; \quad j_{max} = \frac{R_{1max}}{R_{2min}}$$

Существуют и другие типы исполнительных механизмов. Применяемые на современных сверхзвуковых самолетах автоматы обеспечивают изменение коэффициента передачи по перемещениям в - 30 раз.

§ 2. Автоматы балансировки

При полете на околозвуковых скоростях развитие волново-го кризиса и смещение фокуса крыла приводит к неустойчивости по скорости, вследствие чего на балансировочных кривых появляются характерные "ложки" (рис.65). Наличие этих "ложек" сильно затрудняет управление самолетом и требует специальной подготовки летчиков, так как неправильное пилотирование в зоне "ложки" может привести к серьезным последствиям.

Обычно при разгоне в горизонтальном полете ($n_y = 1$) летчик по мере роста скорости отклоняет ручку от себя. В

околозвуковой зоне привычное движение ручки "от себя" приводит к затягиванию в пикирование - самолет попадает в зону отрицательных перегрузок (рис. 65, кривая А). Затягивание в пикирование будет происходить даже при неподвижной ручке, если ее зафиксировать, например, в точке 1. Чтобы избежать этого, летчик должен, проходя околозвуковую зону, при разгоне выбирать ручку "на себя".

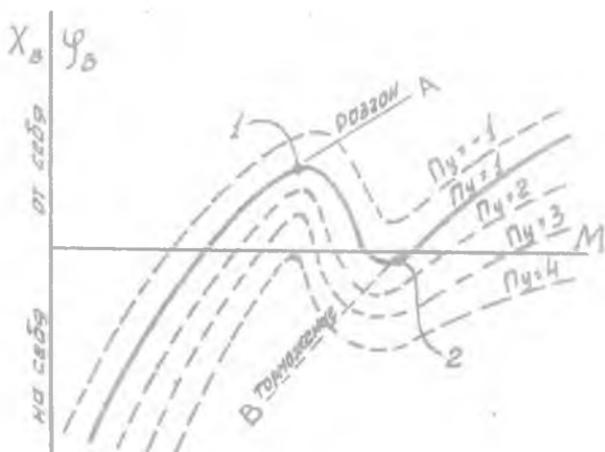


Рис. 65. Балансировочные кривые сверхзвукового самолета

При торможении со сверхзвуковой скорости в зоне "ложки" привычное движение ручки "на себя" (кривая В) или фиксация ручки в точке 2 приведут к забросам по перегрузке вследствие "подхвата" самолета в зоне положительных перегрузок. Это может вызвать потерю сознания летчиком, сваливание самолета или, наконец, его разрушение.

Чтобы обеспечить нормальную управляемость и повысить безопасность полета, было предложено в систему продольного управления сверхзвуковых самолетов устанавливать специальный автомат, который "выбирал" бы "ложку" на балансировочной кривой, позволяя летчику отклонять ручку по привычному закону и в околозвуковой зоне. Такой автомат получил название автомата балансировки.

Основная задача этого автомата — создать дополнительные отклонения стабилизатора $\Delta\psi_{\text{авт}}^{\circ}$ так, чтобы при движении ручки в соответствии с кривой 2 (рис. 66) отклонения стабилизатора соответствовали бы кривой 1.

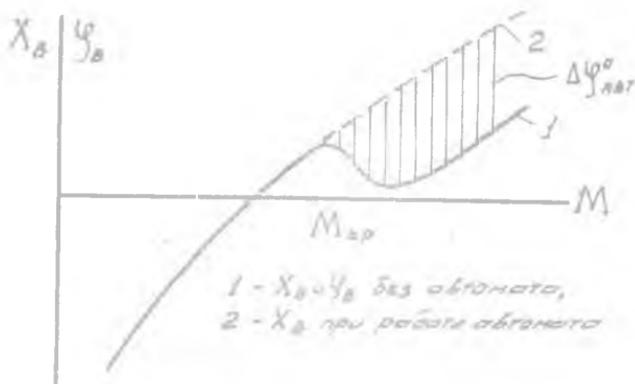


Рис. 66. Исправление балансировочных кривых при работе автомата балансировки

Дополнительные углы отклонения стабилизатора $\Delta\psi_{\text{авт}}^{\circ}$ зависят от числа M и высоты полета. Поэтому чувствительный элемент автомата балансировки должен учитывать оба указанных параметра.

Исполнительный механизм автомата должен работать таким образом, чтобы его перемещения не передавались на ручку управления и не ощущались летчиком. Подобные исполнительные механизмы выполняются по принципу "раздвижной тяги" (рис. 67).

У сверхзвуковых истребителей с демпфером тангажа ошибки летчика в околозвуковой зоне сглаживаются этим демпфером, и установка автомата балансировки в этом случае не обязательна.

Для тяжелых самолетов затягивание в пикирование и забросы по перегрузке более опасны и в то же время они более растянуты по времени. Поэтому применение автоматов балансировки на таких самолетах обеспечивает достаточную точность их работы и привычные характеристики управляемости в околозвуковой зоне.

В некоторых случаях автоматы балансировки устанавливаются не в систему продольного управления, а в систему загрузки.

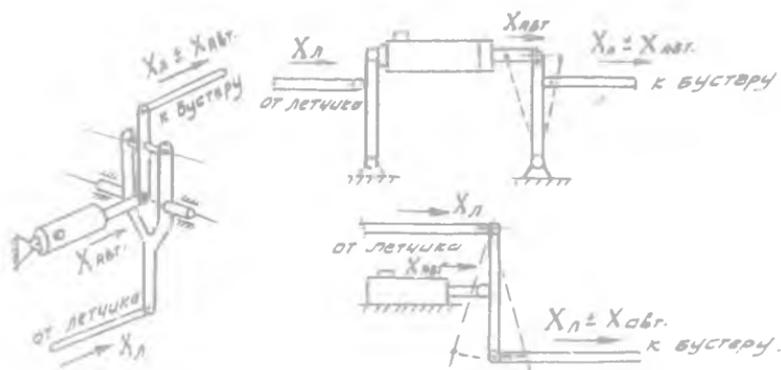


Рис. 67. Исполнительные механизмы типа "раздвигающая тяга"

Такой автомат не изменяет балансировочные кривые $X_B = f(M, H)$, а устраняет "ложку" на более важных балансировочных кривых $P_B = f(M, H)$. В этом случае управляющий сигнал автомата подается в механизм триммерного эффекта, который, изменяя характеристики загрузки, исправляет балансировочные кривые по усилиям. Функцию исполнительного механизма в таком автомате выполняет триммерный механизм.

Автоматы балансировки могут устанавливаться и на дозвуковых самолетах, имеющих скорости полета, при которых существенно изменяется характер балансировочных кривых.

§ 3. Автоматическое триммирование руля высоты

При включении в систему управления различных автоматических устройств исполнительные механизмы этих автоматов могут в полете длительное время удерживать рули в отклоненном положении, воспринимая полностью балансировочные усилия от шарнирного момента. В случае отказа или выключения системы автоматики эти усилия резким толчком будут передаваться на командные рычаги и могут привести к потере управляемости самолетом. Летчик, не ожидавший такого внезапного изменения усилий, может не удержать рули в заданном положении, а это вызовет резкое изменение траектории полета. Особенно опасно такое явление в продольном управлении, так как там балансировочные отклонения руля высоты или стабилизатора достаточно велики, и резкое их изменение может дать большой прирост нормальной перегрузки.

Чтобы устранить возможность потери управления при переходе от автоматического управления к ручному, на современных самолетах устанавливаются специальные устройства, обеспечивающие автоматическое триммирование руля высоты и снятие балансировочных усилий без участия летчика.

Чувствительным элементом такого автомата триммирования служит пружинная тяга, деформации которой под нагрузкой (в пределах 0,3 - 0,5 мм) обеспечивают замыкание контактов и выдачу соответствующего электрического сигнала. Этот сигнал после усиления подается в электромеханизм управления триммером. Триммер отклоняется до тех пор, пока усилие в тяге не станет меньше определенной, наперед заданной величины.

Автомат триммирования с датчиком в виде пружинной тяги обеспечивает автоматическое снятие балансировочных усилий как при работе системы автоматического управления, так и при ручном управлении.

В том случае, когда в качестве сервопривода системы автоматического управления используются электрические рулевые машины, можно обойтись без специального датчика усилий. Величина управляющего тока или напряжения на входе рулевой машины прямо пропорциональна шарнирному моменту, т.е. усилию в проводке управления. Следовательно, этот ток или напряжение могут использоваться для выработки управляющего сигнала автомата триммирования. Однако в этом случае при выключении или отказе системы автоматического управления автотриммер перестает работать.

Чтобы в процессе ручного пилотирования с работающим автотриммером обеспечить нормальные характеристики управляемости (расходы ручки и расходы усилий по перегрузке), система автоматического триммирования не должна включаться в процессе маневрирования и парирования случайных возмущений. Это достигается введением постоянной временной задержки на включение автотриммера, которая составляет примерно 1,5 - 2,5 сек [6].

§ 4. Автоматы демпфирования

С ростом скорости и высоты полета снижаются демпфирующие свойства самолета, в результате ухудшаются его динамические характеристики устойчивости и управляемости. Это проявляется в том, что уменьшается период собственных колебаний самолета и

ухудшается затухание колебаний. Попытки летчика погасить короткопериодические колебания соответствующим отклонением рулей, как правило, приводят к раскачке самолета, так как реакция летчика на движение самолета и реакция самолета на действия летчика запаздывают на время, сравнимое с периодом короткопериодических колебаний.

Повышение демпфирующих свойств самолета увеличением размеров оперения и другими аэродинамическими средствами увеличивает вес самолета, повышает сопротивление и не всегда приводит к желаемому результату.

Парирование колебаний и улучшение динамических характеристик самолета можно осуществить рулями, если только обеспечить их своевременное, без существенного запаздывания, отклонение. Своевременность отклонения рулей достигается установкой специального автомата, обладающего по сравнению с летчиком более высокими чувствительностью и быстродействием. Такие автоматы, предназначенные для демпфирования короткопериодических колебаний самолета путем соответствующего отклонения рулевых поверхностей, получили название демпферов. Парирование колебаний относительно главных осей самолета обеспечивается демпферами тангажа, крена и рыскания.

Чувствительный элемент демпфера представляет собой двух- или трехступенный гироскоп, реагирующий на угловую скорость или на угловую скорость и угловое ускорение. Сигналы датчика усиливаются и подаются на исполнительный механизм автомата, включенный в проводку управления перед бустером. Чтобы летчик не ощущал работу демпфера, исполнительный механизм выполняется по принципу "раздвижной тяги".

Обычно максимальные углы отклонения руля демпфером невелики и составляют $\pm (2 - 3)^\circ$. Это обеспечивает безопасность полета и достаточную степень управляемости самолета при отказе демпфера и его ложном срабатывании.

Для того, чтобы работа демпфера не затрудняла маневрирование самолета при отклонении руля летчиком, в схему демпфера включается высокочастотный фильтр, пропускающий лишь высокочастотные колебания. Перемещения командного рычага с постоянной угловой скоростью этим фильтром не пропускаются, и демпфер на них не реагирует.

Первыми в системах управления стали устанавливать демпферы рыскания, так как аэродинамическими средствами не удавалось достичь нужных характеристик боковой устойчивости сверхзвуковых самолетов

на больших углах атаки, что приводило к большим забросам по крену при посадке. Демпферы рыскания оказались настолько действенным средством улучшения боковой устойчивости, что сейчас их установка на сверхзвуковых самолетах стала обязательной.

Позже стали применяться демпферы тангажа и крена.

Демпфер тангажа существенно увеличивает производную $m_z \omega_z$ и способствует быстрому затуханию продольных колебаний. Это намного облегчает управление самолетом и обеспечивает более точное выдерживание заданного режима полета. Демпфер тангажа не устраняет неустойчивости по скорости в околосзвуковой зоне, но "сглаживает" поведение самолета при ошибках пилотирования в этой области, и, в частности, уменьшает забросы по перегрузке при торможении со сверхзвуковой скорости.

На больших высотах и скоростях полета ухудшается и поперечная динамическая устойчивость, для улучшения которой в систему управления могут включаться демпферы крена.

Многие современные сверхзвуковые самолеты имеют демпферы, парирующие колебания относительно всех трех осей самолета.

В большинстве современных автопилотов предусматривается возможность работы их в режиме демпфирования при отключении автоматического управления.

§ 5. Автоматы устойчивости

Для высотных и скоростных самолетов не всегда удается обеспечить нужную степень устойчивости подбором аэродинамических форм и размеров соответствующих органов стабилизации и компоновкой их на самолете.

Особенно трудно обеспечить путевую устойчивость на больших высотах, так как даже сверхзвуковой полет вблизи потолка требует больших углов атаки, а это приводит к затенению киля фюзеляжем и крылом. Увеличение площади вертикального оперения, установка подфюзеляжных гребней и поворотных килей повышают вес конструкции и не всегда обеспечивают получение требуемых характеристик путевой устойчивости. В таких случаях можно улучшить путевую устойчивость, а, следовательно, и управляемость, установкой специального автомата, который при появлении скольжения отклоняет соответствующим образом руль направления и возвращает самолет к исходному режиму.

Чувствительным элементом такого автомата может служить акселерометр или (на малых скоростях) флюгер. Сигналы датчика, пропорциональные боковой перегрузке или углу скольжения, после усиления подаются на исполнительный механизм типа "раздвижной тяги", причем этот механизм может быть общим для автомата устойчивости и демпфера.

В продольном управлении при переходе к сверхзвуковым скоростям существенно изменяются характеристики устойчивости и управляемости, что связано прежде всего со смещением фокуса и увеличением запаса продольной статической устойчивости.

Смещение фокуса увеличивает потери качества на балансировку, так как требует большей уравнивающей силы на горизонтальном оперении, которая у самолета нормальной схемы уменьшает подъёмную силу крыла. Если попытаться уменьшить эти потери смещением центра тяжести назад, то это приведет к тому, что самолет станет нейтральным или даже неустойчивым на дозвуковых скоростях. Решить эту проблему можно или изменением положения центра тяжести в полете, например, перекачкой топлива, что связано с целым рядом трудностей конструктивного и эксплуатационного характера, или же установкой автомата искусственной стабилизации, обеспечивающего полет на нейтральном и статически неустойчивом самолете.

Такой автомат может свести к минимуму потери качества на балансировку как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых скоростях полета. Принцип устройства его будет аналогичен автомату путевой устойчивости, только чувствительный элемент автомата продольной устойчивости должен реагировать на изменение вертикальной перегрузки n_y или на изменение угла атаки крыла (флюгер).

У сверхзвуковых самолетов с автоматом продольной устойчивости для обеспечения минимальных потерь на балансировку можно центровку выбирать таким образом, чтобы на основном сверхзвуковом режиме она была нейтральной, а на дозвуковых скоростях самолет был бы неустойчив. Очевидно, что для автоматов устойчивости в этом случае требуется весьма высокая степень надежности, так как полет при отказе автомата становится практически невозможным.

Кроме рассмотренных автоматов, которые более или менее широко применяются в системах ручного полуподоматического управления, на некоторых самолетах устанавливают автоматические устройства, повышающие безопасность полета и облегчающие процесс управления:

автоматы ограничения перегрузки и максимального угла атаки, предохраняющие самолет от выхода на опасные режимы;

автоматы скольжения, устраняющие крен и скольжение при отказе одного двигателя, так как летчик не всегда успевает парировать крен самолета, который может происходить достаточно энергично, особенно у самолетов с треугольным или стреловидным крылом, что при взлете и посадке особенно опасно;

автоматы скорости, обеспечивающие автоматическое выдерживание заданной скорости соответствующим изменением тяги двигателей;

автоматы стабилизации самолетов вертикального взлета и посадки, обеспечивающие устойчивость этих самолетов на переходных режимах.

§ 6. Пути дальнейшей автоматизации управления самолетом

Непрерывный рост максимальных скоростей полета с перспективой освоения в будущем гиперзвуковой области все больше и больше увеличивает разрыв между минимальными и максимальными скоростями самолета. С расширением диапазона рабочих скоростей и высот обеспечение приемлемых характеристик устойчивости и управляемости на всех режимах становится все более трудной задачей, решить которую только выбором схемы и аэродинамических параметров самолета уже не удается.

На самолетах будущего найдут широкое применение комплексные автоматические устройства, обеспечивающие оптимальные характеристики ручного управления на любой скорости и высоте полета. Такая система должна учитывать основные параметры заданного режима - высоту полета, число M , перегрузку, угловые скорости или ускорения самолета - и обеспечивать примерно одинаковые и оптимальные на всех режимах показатели устойчивости и управляемости - степень статической устойчивости и коэффициент затухания, расходы командных рычагов и расходы усилий по перегрузке и т.д.

Управление самолетом с помощью аэродинамических рулей отличается простотой и надежностью, поэтому естественно стремление сохранить его до возможно больших скоростей и высот полета.

Дальнейшее повышение эффективности аэродинамических рулей возможно выбором соответствующих форм и размеров рулевых поверхностей, применением специальных профилей, а также управлением пограничным слоем на рулях. Последний способ позволяет существенно увеличить максимальную высоту эффективного применения аэродинамических рулей.

На очень больших высотах, на которых аэродинамические рули даже с управлением пограничным слоем перестают быть достаточно эффективными, потребуется установка дополнительного струйного управления, подобного тому, которое устанавливается на самолетах вертикального взлета и посадки. При таком управлении воздух, забираемый от компрессора двигателя, подается к реактивным соплам, расположенным в наиболее удаленных от центра тяжести самолета точках. С помощью основных командных рычагов летчик при переходе на струйное управление регулирует расход воздуха через эти сопла и обеспечивает тем самым управление самолетом относительно трех его главных осей. Эта же система путем автоматического управления расходом воздуха через сопла может обеспечить искусственную стабилизацию самолета в случае, если она недостаточна.

Повышенная чувствительность самолета к отклонению рулей в области высоких скоростных напоров, помимо изменения коэффициента передачи, может быть исправлена применением так называемого "верньерного" управления. Сущность его заключается в том, что управление относительно одной из осей самолета обеспечивается двумя поверхностями - большой и малой. При малых отклонениях командного рычага работает только малая поверхность, эффективности которой хватает для управления в области высоких скоростных напоров, а при больших отклонениях в работу вступает и вторая поверхность, рассчитанная на обеспечение достаточной эффективности управления на всех режимах полета.

В системах управления с необратимым гидросилителем для перемещения золотника требуются незначительные усилия, зависящие лишь от трения в золотниковом механизме. Применение в этом случае тяжелой трубчатой или даже тросовой проводки управления для передачи движения от командных рычагов к золотнику становится явно нецелесообразным, особенно тогда, когда переход на ручное управление в аварийном случае не предусматривается. В такой

системе управления можно полностью отказаться от механической проводки, обеспечив передачу сигналов от командных рычагов к гидроусилителю электрическим путем. Система управления получится более легкой, компактной и не будет иметь тех недостатков, которые присущи системам с механической проводкой - трение, люфты, вибрации и т.д.

В системе управления с электрической передачей сигналов командные рычаги, снабженные соответствующими загрузочными механизмами, передают движение на командные потенциометры, вырабатывающие сигналы, пропорциональные перемещениям этих рычагов. От потенциометров сигналы поступают в электронный смеситель, где преобразуются в окончательные управляющие сигналы, которые после усиления передаются на обмотки электромагнита управляющего золотника гидроусилителя. Для получения складывающейся системы обеспечивается электрическая обратная связь, сигналы которой вырабатываются специальными потенциометрами обратной связи, управляемыми штоком гидроусилителя. Эти сигналы подаются в электронный смеситель и обеспечивают точное слежение штока за движениями командного рычага.

Для снижения мощности электромагнитов, управляющих движениями золотника, применяют двухкаскадное или двухступенчатое управление: электрические сигналы управляют лишь малым золотником или сервоклапаном, который питает гидросмесь рабочие полости основного золотника, заставляя его перемещаться под действием высокого давления жидкости; основной золотник управляет подачей жидкости в силовой цилиндр гидроусилителя. В качестве вспомогательного золотника могут использоваться распределители типа "сопло-заслонка", отличающиеся простотой, надежностью и малой потребной мощностью управления.

При электрической передаче сигналов упрощается включение в систему управления различных автоматических устройств. Электрические сигналы от командных рычагов и от этих автоматов подаются в электронный смеситель, который вырабатывает суммарный управляющий сигнал, учитывающий все параметры заданного режима полета. В этом случае отпадает надобность в установке исполнительных механизмов для каждого автомата в отдельности, что упрощает систему управления и улучшает ее динамические характеристики.

Основным недостатком электрической системы управления

является меньшая ее надежность по сравнению с механической системой. Единственный путь повышения надежности такой системы — дублирование или многократное резервирование всех входящих в нее элементов. В настоящее время разрабатываются электрические системы управления, обладающие свойством самоконтроля и обеспечивающие автоматический переход на резервную систему в случае неисправности основной.

Применение электрической системы управления дает следующие преимущества:

в 4 — 5 раз уменьшается вес системы управления;

отсутствуют трение, люфты, упругие деформации, износ проводки управления; проще обслуживание, нет вибраций и автоколебаний;

упрощается включение в систему управления различных автоматов;

можно использовать одну отработанную систему управления на различных самолетах.

В качестве примера использования различных автоматических устройств в системе управления современного самолета можно привести систему управления сверхзвукового пассажирского самолета "Конкорд".

Скорость этого самолета в два с лишним раза превышает скорости полета дозвуковых пассажирских самолетов. Все основные этапы его полета, начиная от разгона после взлета и кончая выравниванием при посадке, должны выполняться при включенной системе автоматического управления полетом.

Самолет выполнен по схеме "бесхвостка" и управляется в полете элеронами и рулем направления. Основными средствами управления служат тандемные гидроусилители, управляющие сигналы к которым в нормальных условиях подаются по одной из двух электрических цепей. Вторая цепь является резервной. Имеется дополнительная механическая проводка на случай отказа электрической системы. Усилия на командных рычагах создаются специальными автоматами усилий.

Автоматическое управление самолетом "Конкорд" обеспечивается автопилотом и командно-пилотажным прибором; системой

автоматической стабилизации; автоматом тяги; системой автоматической балансировки.

Автопилот и командно-пилотажный прибор. Назначение автопилота - автоматическое управление полетом от начального набора высоты до посадки. Командно-пилотажный прибор позволяет контролировать работу автопилота и обеспечивает ручное управление на всех режимах.

Автопилот может работать в режимах: стабилизации угла тангажа и курса, высоты, приборной скорости, числа M , вертикальной скорости, максимальной эксплуатационной скорости, управления профилем полета, выхода на заданную высоту, полета по заданному курсу или траектории, в режиме использования инерциальной навигации, управления курсом по радиомаякам, управления по глиссаде, захода на посадку, ухода на второй круг, управления полетом в условиях турбулентности.

Система автоматической стабилизации. Обеспечивает стабилизацию самолета по трем осям, улучшает характеристики управляемости и повышает комфорт для пассажиров, уменьшая колебания и забросы по перегрузке. Система непосредственно воздействует на элевоны и руль направления без перемещения командных рычагов, демпфируя неустановившиеся колебания самолета и компенсируя изменение характеристик управляемости на всех скоростях и высотах полета.

Автомат тяги. Изменяет положение рычагов управления двигателями, выдерживая заданную приборную скорость или число M полета. Летчик может устанавливать на счетчике предварительно рассчитанную воздушную скорость и может изменять ее путем регулирования счетчика. Автомат используется в течение всего крейсерского полета и при посадке.

Система автоматической балансировки. Используется лишь в продольном управлении. Выполняет следующие функции:

обеспечивает автоматическое снятие усилий с командных рычагов при ручном управлении;

автоматически компенсирует изменение балансировки в околосзвуковом диапазоне и изменение её за счет изменения тяги двигателей;

разгружает автопилот от усилий балансировки, чтобы самолет был всегда сбалансирован при отключении автопилота.

Исполнительный механизм системы балансировки воздействует на загрузочный автомат, обеспечивая снятие усилий как при ручном, так и при автоматическом управлении.

Автоматическое управление самолетом "Конкорд" спроектировано так, что вероятность отказа отдельной системы составляет $1 \cdot 10^{-5}$ на 3 часа полета, что соответствует одному отказу на 30.000 полетов через Атлантический океан. Такая высокая надежность достигнута тем, что все перечисленные автоматические системы этого самолета выполнены по двухканальной схеме с полностью изолированными каналами от датчика до исполнительного механизма. Каждый канал имеет средства самопроверки, обеспечивающие плавный автоматический переход на резервный канал при отказе основного без ощутимого изменения траектории полета и нарушения балансировки. Резервный канал не работает, но всегда находится в полной готовности. Кроме того, предусмотрена возможность полностью ручного управления без использования автоматики, что, однако, снижает точность пилотирования и экономичность полета.

ГЛАВА V. ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Включение гидроусилителей и различных автоматов в систему управления снижает ее надежность. Поэтому при проектировании системы управления современных самолетов приходится предусматривать специальные меры по повышению ее надежности и обеспечению безопасности полета в случае отказов в системе. Для этого необходимо знать наиболее вероятные причины выхода из строя отдельных элементов управления. Статистика показывает, что в системах управления с гидроусилителями наиболее частыми причинами отказов являются: утечка жидкости в соединениях; заедание золотников; разрывы гибких шлангов; неправильная сборка и регулировка; коррозия элементов гидросистемы; разрушение металлических трубопроводов.

Чтобы снизить вероятность появления течей, следует до минимума сокращать количество соединений в гидросистеме. Этому способствует объединение отдельных гидравлических агрегатов в единый комплексный агрегат; в результате такого объединения в одном корпусе нескольких элементов гидросистемы исчезают стыки и соединения между ними и снижается вероятность появления течей.

Следуя этому принципу в пределе можно все агрегаты гидросистемы, начиная от насоса и до гидроусилителя включительно, объединить в один комплексный агрегат. Если такой агрегат установить непосредственно у рулевой поверхности, а насос снабдить электроприводом, получающим питание от бортсети самолета, то в результате удастся полностью избавиться от трубопроводов и стыков в гидросистеме и обеспечить ее высокую надежность.

Устранение заедания золотников обеспечивается прежде всего тщательной фильтрацией жидкости. В гидросистемах бустеров устанавливаются фильтры, очищающие жидкость от посторонних частиц, размеры которых превышают несколько микронов. Практически считается, что заклинивание золотника будет исключено, если непосредственно перед ним установлен фильтр с тонкостью очистки 3 микрона (в высокотемпературных самолетных системах - 2 микрона). Другое средство, позволяющее снизить вероятность заклинивания золотника, заключается в том, что кромки рабочих поясков и рабочих окон делаются острыми - без фасок. Не слишком твердые частицы, попадающие в зазор между пояском и окном, будут срезаться острыми кромками плунжера, не приводя к заклиниванию.

Применение гидроусилителей с неподвижной золотниковой коромкой позволяет полностью избавиться от гибких шлангов и, следовательно, от одной из причин отказа гидросистемы.

Неправильную сборку агрегатов можно исключить, если в конструкции деталей и узлов этих агрегатов предусмотреть специальные меры, исключающие их неправильную установку и соединение. Это обеспечивается приданием сопрягаемым деталям соответствующей формы или установкой фиксаторов положения.

Защита от коррозии элементов гидросистемы обеспечивается правильным выбором материалов и видов защитного покрытия их поверхности.

Наконец, разрывы жестких трубопроводов можно исключить, если полностью отказаться от гидромагистралей и перейти на передачу энергии к гидроусилителю электрическим путем. В этом случае бустер превращается в электрогидравлический агрегат, состоящий из гидронасоса с электроприводом и собственно гидроусилителя.

Применение перечисленных мероприятий может значительно повысить надежность системы управления, однако какая-то вероятность отказа все же остается. Поэтому в системах управления:

бустерами приходится предусматривать специальные способы и средства аварийного управления на случай выхода из строя основной системы.

Наиболее простым и надежным способом аварийного управления является переход на ручное управление самолетом при отказе бустера. Такой способ применим для дозвуковых самолетов, у которых ручное управление оказывается достаточно эффективным, чтобы обеспечить возвращение на аэродром и посадку при отказе гидроусилителя.

При ручном аварийном управлении шток гидроусилителя выполняет обычно роль жесткой тяги. Для уменьшения сопротивления перемещению штока в аварийном случае рабочие полости силового цилиндра сообщаются между собой клапанами кольцевания, которые открываются автоматически при падении давления в рабочих полостях силового цилиндра. На рис. 68 показан клапан кольцевания, который при понижении давления в рабочих полостях ниже $5 - 8 \text{ кг/см}^2$ перемещается пружиной влево и соединяет обе полости через отверстия в клапане.

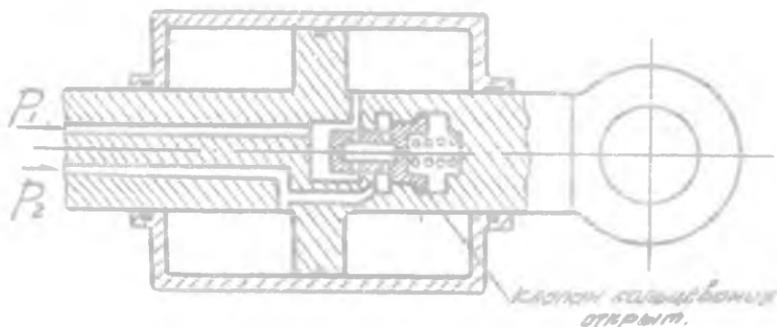


Рис. 68. клапан кольцевания

При работающем гидроусилителе давлением жидкости клапан удерживается в правом положении, разобщая рабочие полости.

При переходе на ручное управление усилия управления на командном рычаге возрастают. В случае внезапного падения давления в питающей магистрали (разрыв шлангов) переход на аварийное управление сопровождается резким увеличением нагрузки на рычагах управления, которое может привести к произвольному

изменению траектории полета. Чтобы этого не происходило, обычно на входе питающей магистрали в гидроусилитель устанавливается обратный дроссельный клапан, обеспечивающий медленное стравливание жидкости из рабочих полостей и плавное нарастание нагрузки на командном рычаге (рис. 69).

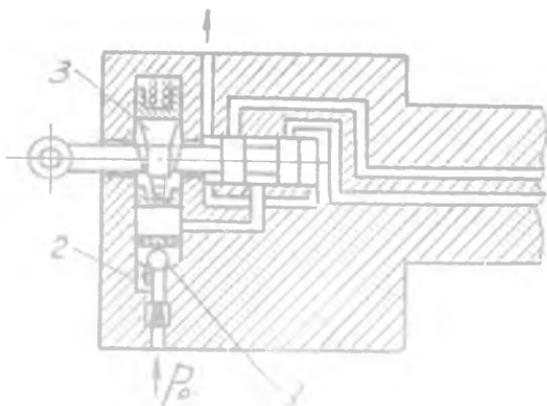


Рис. 69. Обратный дроссельный клапан и механизм запертия золотника:

1 - шариковый клапан, 2-дроссель, 3-фиксатор

Наконец, чтобы при переходе на ручное управление исключить люфты, в золотниковом механизме предусматривается автоматическое запертие золотника в нейтральном положении специальным фиксатором (рис. 69).

В некоторых обратимых схемах после перехода на ручное управление предусматривается полное отсоединение штока от проводки управления с помощью пиромеханизма. Такое решение применимо в том случае, когда шток в аварийном управлении не используется в качестве кинематического звена (см. рис. 36).

Если в системе управления установлены загрузочные механизмы, то при переходе на ручное управление их также желатель-но отключать.

На тяжелых самолетах, у которых шарнирные моменты слишком велики, а также у сверхзвуковых самолетов с необратимыми бустерами, у которых шарнирные моменты на различных режимах полета могут менять знак, применение ручного аварийного управления полностью исключается. В этом случае повышение надежности

системы управления и обеспечение безопасности полета возможно только дублированием или многократным резервированием всех основных элементов системы управления. Дублируются обычно гидравлические элементы - механическая проводка, как правило, в дублировании не нуждается.

Из приведенного перечня наиболее вероятных причин отказов системы управления видно, что наиболее часто отказы связаны с выходом из строя системы питания гидросилителей. Поэтому, если не предусматривается ручное аварийное управление, гидросилитель, как минимум, должен питаться от двух независимых гидросистем. Насосы каждой из них стараются установить на разных двигателях. Кроме того, на случай выхода из строя всех двигателей, обычно предусматривается еще питание гидросилителей от аварийного насосного агрегата с электроприводом от аккумуляторов или с приводом от ветрянки, выдвигаемой в поток.

В конструкции гидросилителя, питаемого от двух независимых систем, предусматривается специальный клапан переключения, обеспечивающий быстрое автоматическое переключение на питание от аварийной системы при выходе из строя основной.

Особенно удобно дублирование питающей системы в случае применения автономных электрогидравлических агрегатов с подачей энергии к ним электрическим путем. Помимо значительного сокращения длины трубопроводов, такая схема выгодна еще тем, что в случае остановки двигателей питание гидронасосов можно осуществить от аккумуляторов или от аварийного генератора с приводом от ветрянки.

Повышение надежности гидросилителей достигается дублированием его основных элементов - золотникового механизма и силового цилиндра. Здесь возможны три способа включения дублирующих агрегатов.

Первый - применение двух - или трехкамерного тандемного гидросилителя, у которого силовые цилиндры включены последовательно и работают на одну рулевую поверхность. Его силовые цилиндры объединены в один агрегат с общим штоком и общим корпусом. Цилиндры управляются золотниковыми механизмами, питание которых производится от независимых гидросистем. Золотники в этом случае обычно жестко связаны между собой и с управляющей тягой. Такая схема невыгодна тем, что в случае заклинивания одного

поршня или золотника весь агрегат выходит из строя. Поэтому иногда обеспечивается независимое управление золотниками через пружинные тяги. Тогда при заклинивании одного золотника оставшиеся цилиндры сохраняют работоспособность.

Второй способ - параллельная работа двух независимых силовых цилиндров на одну рулевую поверхность. Каждый из них управляется своим золотниковым механизмом и получает питание от независимой системы. Связь золотников с управляющей тягой выполняется с помощью пружины, что обеспечивает их независимую работу.

Третий способ - параллельная работа двух и более силовых агрегатов на изолированные независимые секции рулевой поверхности. Управление золотниками - через пружинные тяги. Обычно предусматривается запираение вышедшей из строя секции в нейтральном положении.

Включение в систему управления различных автоматов заставляет предусматривать специальные меры безопасности на случай выхода их из строя. Например, отказ автомата изменения коэффициента передачи по перемещению в одном из крайних положений может привести или к слишком большой "строгости" управления, или к недопустимому ограничению углов отклонения руля, что затрудняет маневрирование на малых скоростях при взлете и посадке.

Особого внимания требуют автоматы, непосредственно воздействующие на руль, автоматы балансировки, автоматы демпфирования и устойчивости. Отказ такого автомата на взлете или посадке может привести к катастрофе, так как летчику на этих режимах нехватит времени для принятия мер противодействия. Поэтому обычно предусматривается выключение на взлетно-посадочных режимах автоматов, не связанных непосредственно с этими режимами. Иногда на случай отказа автоматики предусматриваются специальные средства ограничения перегрузок и резких маневров, которые при резком нарастании перегрузки отклоняют рули на ее уменьшение.

В качестве примера высоконадежной системы необратимого бустерного управления, в которой не предусмотрен переход на ручное аварийное управление, можно привести систему управления пассажирского самолета Вилкерс *VC.10*. При разработке управления этого самолета ставилась задача обеспечения полной безопасности даже при двух отказах в любой части системы. Достигается это за счет разделения всех рулевых поверхностей на секции и применения дублированных электрогидравлических и гидравлических систем

питания силовых агрегатов.

Основные рулевые поверхности самолета разделены на II секций: по четыре секции у руля высоты и элеронов и три секции у руля направления. Кроме того, на каждой половине крыла установлено по три секции интерцепторов, работающих совместно с элеронами, а также выполняющих функции воздушных тормозов. Переставной стабилизатор используется для балансировки самолета на заданном режиме.

Каждая из одиннадцати рулевых секций имеет свой автономный электрогидравлический привод с объемным регулированием, состоящий из электродвигателя, насоса и силового цилиндра. Управление сервоклапанами регулирования расхода осуществляется через пружинные тяги. В случае выхода бустера из строя неисправная секция устанавливается в нейтральное положение и запирается.

Питание бустеров рулевых секций осуществляется от двух независимых электросистем, каждая из которых получает энергию от двух генераторов переменного тока, установленных на разных двигателях. В случае остановки всех двигателей предусмотрено питание от аварийного генератора, вращаемого выпускаемой в поток ветрянкой. Одна из этих электрических систем питает нечетные секции руля высоты и элеронов и вторую секцию руля направления, а вторая система - все остальные секции рулей и элеронов. Самолет может безопасно летать с одной работающей секцией в каждом канале управления.

Управление интерцепторами и стабилизатором осуществляется от двух автономных гидросистем с рабочим давлением 210 атм, каждая из которых питается двумя насосами, установленными, как и генераторы, на разных двигателях. В аварийном случае предусмотрено питание обеих систем от насоса с электроприводом или от насоса с приводом от второй ветрянки. Секции интерцепторов симметрично поделены между этими двумя системами. Каждая секция отклоняется двумя силовыми приводами, включенными параллельно. Интерцепторы создают до 50% кренящего момента.

Перестановка стабилизатора производится двумя гидромоторами с автономным питанием от разных гидросистем. Гидромоторы работают на общий дифференциальный червячный механизм. В случае отказа одного гидромотора перестановка стабилизатора осуществляется вторым из них.

На самолете дублированы и загрузочные механизмы гидравлического типа, учитывающие угол отклонения рулевой поверхности и скоростной напор. В каналах управления элеронами и рулем высоты вводится еще коррекция по высоте.

Полностью дублировано и автоматическое управление самолетом за счет установки двух независимых автопилотов. Один автопилот управляет внутренними секциями левого элерона, левой половины руля высоты и нижней секцией руля направления, а второй - внутренними секциями правого элерона, правой половины руля высоты и средней секцией руля направления. Специальных рулевых машин нет; сигналы автопилотов вводятся непосредственно в сервоклапаны бустеров.

Проводка управления смешанная и состоит из трубчатых тяг, проволочных тяг (на прямолинейных участках) и тросов - в местах изгибов. В проводку управления включены автоматы, регулирующие натяжение тросов при изменении температуры.

На самолете секционированы также закрылки - десять секций - и предкрылки - восемь секций, которые выдвигаются гидромоторами с винтовыми механизмами. Питание этих гидромоторов производится от тех же двух независимых систем.

ЛИТЕРАТУРА

1. Денисов В.Г., Лопатин Р.Н., Летчик и самолет, "Оборонгиз", 1962 .
2. Шульженко М.Н. Конструкция самолетов, "Машиностроение", 1971 .
3. Сутугин Л.И. Проектирование частей самолета, "Оборонгиз", 1947.
4. Некрасов Б.Б. Гидравлика и ее применение на летательных аппаратах, " Машиностроение ", 1967.
5. Склянский Ф.И. Управление сверхзвукового самолета, "Машиностроение", 1964 .
6. Михалев И.А. и др. Системы автоматического управления самолетом, "Машиностроение", 1971 .
7. Башта Т.М. Гидравлические приводы летательных аппаратов, "Машиностроение", 1967.
8. Башта Т.М., Расчеты и конструкции самолетных гидравлических устройств, "Оборонгиз", 1961.
9. Гаминин Н.С. Основы следящего гидравлического привода, "Оборонгиз", 1962.
10. Иващенко Н.Н., Автоматическое регулирование, "Машгиз", 1962.
11. Блок З.Ш., Переходные процессы в линейных системах автоматического регулирования, " Физматгиз ", 1961.
12. Старикова М.В., Автоколебания и скользящий режим в системах автоматического регулирования, "Машгиз", 1962.
13. Бойков А.Д., Инженерные методы анализа линейных систем автоматического управления, КуАИ, Куйбышев, 1968.
14. Смирнов Н.Н., Эксплуатационная технологичность самолетных конструкций, " Оборонгиз ", 1963.
15. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С., Динамика полета, "Оборонгиз", 1962.

О Г Л А В Л Е Н И Е

	Стр.
ВВЕДЕНИЕ	3
ГЛАВА I. СИСТЕМЫ ПРЯМОГО УПРАВЛЕНИЯ	8
§ 1. Органы управления	8
§ 2. Командные рычаги управления.	II
§ 3. Проводка управления	14
§ 4. Требования к системе управления.	6
§ 5. Кинематика системы управления	19
§ 6. Усилия управления и способы их уменьшения	23
ГЛАВА II. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ С БУСТЕРАМИ	24
§ 1. Основные элементы гидроусилителя	28
§ 2. Статические характеристики гидроусилителя	36
§ 3. Динамические характеристики гидроусилителя	39
§ 4. Выбор основных параметров гидроусилителя	47
§ 5. Включение гидроусилителя в систему управления самолетом	51
§ 6. Загрузочные механизмы.	62
§ 7. Автоколебания систем управления с гидроусилителями	68
ГЛАВА III. ОЦЕНКА УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА	78
§ 1. Устойчивость и управляемость самолета	79
§ 2. Эффективность системы управления	86
ГЛАВА IV. АВТОМАТИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ	90
§ 1. Автоматы, изменяющие коэффициент передачи по перемещению в полете.	94
§ 2. Автоматы балансировки	100
§ 3. Автоматическое триммирование руля высоты	103
§ 4. Автоматы демпфирования	104
§ 5. Автоматы устойчивости	106
§ 6. Пути дальнейшей автоматизации управления самолетом	108
ГЛАВА V. ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ	113
ЛИТЕРАТУРА	121

Олег Николаевич Корольков

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Конспект лекций по курсу
"Конструкция и проектирование самолетов"

Редактор - И.С.Колычева

Техн.редактор - Н.М.Каленюк

Корректор - Л.В.Сидорова

Подписано в печать 25.7. 1973г. ЕО 00270. Формат 60x84¹/16.
Объем 7,75 п. л. Тираж 600 экз. Цена 40коп.

Куйбышевский авиационный институт им. С.П.Королева, г.Куй-
бышев, ул.Молодогвардейская, 151.

Ротапринт областной типографии им. Мяги, г. Куйбышев,
ул. Венцека, 60. Заказ № 6878.