

## СТАБИЛИЗАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ УГЛОВЫМ ПОЛОЖЕНИЕМ

Задача автоматического управления угловым положением самолета является одной из основных задач, возникающих при пилотировании. Исторически эта задача ставилась и решалась даже раньше, чем задача автоматического демпфирования и улучшения устойчивости и управляемости самолета. Поэтому автоматические средства управления угловым положением самолета - автопилоты стали прообразами современных систем автоматического управления полетом. Автоматическое управление угловым положением осуществляется путем отклонения рулей при появлении рассогласований между текущими и требуемыми значениями угловых параметров положения самолета.

Благоприятное влияние автоматики на процесс управления самолетом проявляется в улучшении качества переходных процессов возвращения самолета к исходному режиму по угловым параметрам после произвольного отклонения под действием внешних возмущений. Так осуществляется автоматическая стабилизация углового положения самолета. Кроме того, автоматика помогает пилоту улучшить качество переходных процессов вывода самолета на новый режим полета по угловым параметрам после целенаправленного воздействия пилота на соответствующие органы управления. Так осуществляется автоматическое управление угловым положением самолета.

При автоматическом управлении угловым положением самолета приходится решать три взаимосвязанные задачи управления углами тангажа, крена и курса. Соответственно различают три основных вида средств автоматического управления угловым положением самолета: автопилоты угла тангажа, автопилоты угла крена и автопилоты курса. В последнее время задача автоматического управления углом тангажа часто решается совместно с задачей автоматического управления нормальной перегрузкой. Поэтому автопилоты нормальной перегрузки целесообразно также отнести к средствам автоматического управления угловым положением самолета.

В современных системах автоматического управления автопилоты присутствуют либо в виде самостоятельных подсистем, либо в виде соответствующих режимов системы. Поэтому в дальнейшем под автопилотом будем понимать либо автономное средство, реализующее автоматическое управление угловым положением самолета, либо систему автоматического управления, работающую в режиме управления угловым положением.

## 9.1. АВТОМАТИЧЕСКАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ УГЛОМ ТАНГАЖА

## 9.1.1. Автопилоты угла тангажа

**Устройство и работа.** Необходимость управления углом тангажа обусловлена статичностью самолета как объекта управления по этой координате в продольном короткопериодическом движении под действием внешнего момента тангажа или вертикального ветра. При решении этой задачи пилот, наблюдая за изменением угла тангажа по указателю авиагоризонта, воздействует на колонку штурвала и отклоняет руль высоты таким образом, чтобы самолет удерживал требуемое значение угла тангажа или изменял его соответствующим образом. Для освобождения пилота от необходимости ручной стабилизации и управления продольным короткопериодическим движением самолета служат автопилоты угла тангажа.

*Автопилот угла тангажа (АП $\vartheta$ )* - средство автоматического управления, обеспечивающее стабилизацию и управление продольным короткопериодическим движением самолета на всех этапах полета путем отклонения руля высоты при возникновении рассогласования между значениями текущего и заданного углов тангажа.

Простейший автопилот угла тангажа реализует следующий закон управления рулем высоты:

$$\delta_{\text{в}}^{\text{АП}\vartheta} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\vartheta} (\Delta\vartheta - \Delta\vartheta_{\text{зад}}), \quad (9.1)$$

где  $\delta_{\text{в}}^{\text{АП}\vartheta}$  - автоматическое отклонение руля высоты от балансировочного положения автопилотом угла тангажа, - соответственно приращение текущего и заданного значений угла тангажа;  $k_{\vartheta}$  - передаточный коэффициент по углу тангажа, определяющий, на какой угол должен отклониться руль высоты при возникновении рассогласования между значениями приращений текущего и заданного углов тангажа в  $1^\circ$ .

Другими словами, автоматическое отклонение рулей высоты от балансировочного положения автопилотом угла тангажа пропорционально угловой скорости тангажа и разности приращений текущего и заданного углов тангажа.

Автопилоты угла тангажа устанавливаются на самолеты как с прямой обратной системой управления рулем высоты, так и с бустерной или электродистанционной системой. В зависимости от вида системы управления автопилоты обеспечивают либо параллельную схему включения исполнительного устройства сервопривода в механическую проводку управления рулем высоты (прямые обратимые системы управления), либо последовательную схему (бустерные и электродистанционные системы управления).

Как в том, так и в другом случае исключается возможность совместного управления рулем высоты автопилотом и пилотом от колонки штурвала. При воздействии пилота на колонку штурвала автопилот выключается и освобождает механическую проводку управления рулем высоты.

В зависимости от принципа действия сервопривода различают электромеханические и электрогидравлические автопилоты угла тангажа. Рассмотрим функциональную схему аналогового электромеханического автопилота угла тангажа с жесткой и скоростной обратными связями в сервоприводе (рис. 9.1). В состав автопилота входят датчик угловой скорости тангажа ДУС, датчик угла тангажа - гировертикаль ГВ, датчик угла тангажа - рукоятка управления РУ, механизм согласования МС и сервопривод руля высоты. Механизм согласования вместе с сумматором сервопривода образуют канал руля высоты вычислителя автопилота ВАП $\vartheta$ .

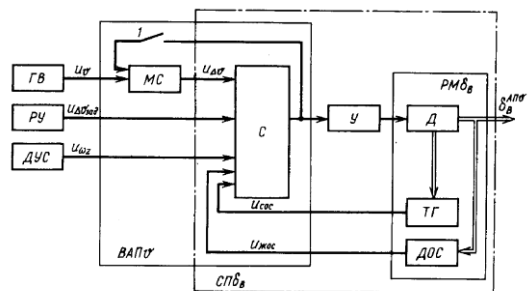


Рис. 9.1. Функциональная схема аналогового электромеханического автопилота угла тангажа

Автопилот угла тангажа работает в трех режимах: согласования, стабилизации и управления углом тангажа. В режиме согласования рулевая машина высоты не включена, а положение ее выходного вала согласовано с положением руля высоты. На вход механизма согласования с гировертикали поступает сигнал  $u_{\vartheta}$ , пропорциональный текущему значению угла тангажа  $\vartheta \neq 0$ . Контакт 1 замкнут и с выхода сумматора сервопривода на вход механизма согласования поступает сигнал, пропорциональный алгебраической сумме сигналов  $u_{\vartheta}$  и  $u_{\text{жос}}$  (для простоты будем считать самолет сбалансированным и руль высоты неподвижным, тогда  $\delta_{\text{в.бал}} \neq 0$ ,  $u_{\text{жос}} \neq 0$ ,  $u_{\text{ср}} = 0$ ,  $u_{\omega_z} = 0$ ). В механизме согласования



заданный угол тангажа.

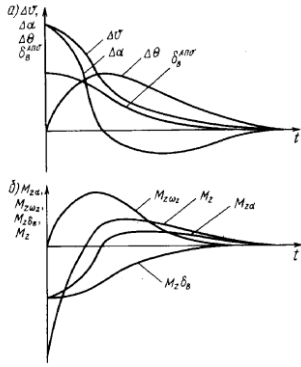


Рис. 9.3. Процесс устранения начального отклонения угла тангажа с помощью автопилота

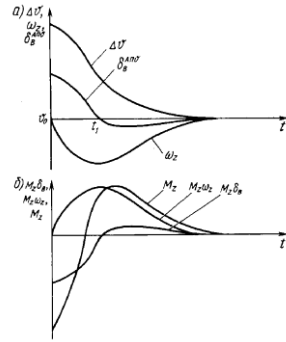


Рис. 9.4. Процесс устранения начального отклонения угла тангажа при наличии в автопилоте сигнала, пропорционального угловой скорости тангажа

Однако при быстром подходе к заданному углу тангажа самолет вследствие своей инерционности и недостаточного собственного демпфирования может проскочить заданное положение, совершив вокруг него ряд колебаний. Для предотвращения колебаний автопилот должен обеспечить такое отклонение руля высоты, которое препятствовало бы переходу угла тангажа через заданное значение. Для этого руль высоты должен пройти через исходное положение раньше, чем угол тангажа, и создать момент, тормозящий движение самолета во время приближения к заданному значению угла тангажа. Такое тормозящее отклонение руля высоты, создается автопилотом по сигналу угловой скорости  $\omega_z$  (рис. 9.4).

При возвращении угла тангажа к заданному значению  $\vartheta_0$  приращение угла тангажа  $\Delta\vartheta$  и угловая скорость тангажа  $\omega_z$  имеют разные знаки. Сначала угловая скорость тангажа мала, а отклонение угла тангажа велико. Поэтому момент руля высоты  $M_{z\delta}$  и приращение угла тангажа  $\Delta\vartheta$  имеют разные знаки. По мере уменьшения угла тангажа и возрастания угловой скорости тангажа в момент времени  $t_1$  сигнал  $k_{\omega_z}\omega_z$  становится равным сигналу  $k_\vartheta\Delta\vartheta$ , а затем начинает превосходить его, вызывая отклонение руля высоты, тормозящее движение самолета.

Считается, что автопилот угла тангажа обладает требуемым качеством, если переходный процесс, вызванный ступенчатым управляющим воздействием, не выходит из области допустимых значений показателей качества. Такими показателями качества являются точность стабилизации угла тангажа  $\Delta\vartheta = |\Delta\vartheta - \Delta\vartheta_{зад}|$ , величина перерегулирования угла тангажа  $\sigma_\vartheta$  и время регулирования угла тангажа  $t_{пер}^\vartheta$ . Идеальный переходный процесс, которому соответствуют оптимальные значения передаточных коэффициентов ( $k_\vartheta^*$  и  $k_{\omega_z}^*$ ), закона управления автопилота угла тангажа (9.1) имеет плавный аperiodический вид (рис. 9.5).

Так как направление вектора скорости самолета изменяется под действием сил, а не моментов, то сначала при отклонении руля высоты автопилотом вектор скорости не поворачивается за продольной осью. Вследствие этого увеличивается угол между продольной осью и вектором скорости - угол атаки. Следствием увеличения угла атаки является появление нормальной силы, вызывающей поворот вектора скорости вслед за поворотом продольной оси.

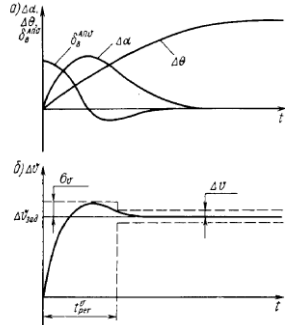


Рис. 9.5. Переходные процессы при оптимальных значениях передаточных коэффициентов закона управления автопилота

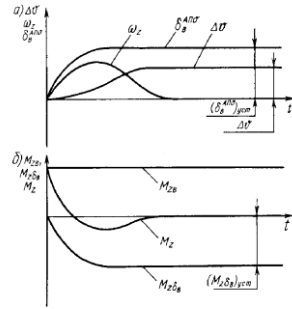


Рис. 9.6. Процессы устранения автопилотом угла тангажа с жесткой обратной связью в сервоприводе внешнего ступенчатого моментного возмущения

Процесс изменения угла тангажа во времени можно разделить на два периода. Сначала происходит быстрое увеличение угла тангажа и соответственно этому - возрастание угла атаки. Затем в течение нескольких секунд - медленное дотягивание угла тангажа и угла наклона траектории до заданного значения и постепенное уменьшение угла атаки до нуля. Следует отметить, что после установления нового значения угла наклона траектории изменяется проекция силы тяжести самолета на направление вектора скорости, что приводит к установлению новой скорости на длиннопериодическом этапе движения.

Рассмотрим процесс устранения автопилотом угла тангажа с жесткой обратной связью в сервоприводе внешнего ступенчатого моментного возмущения (рис. 9.6). Под действием момента  $M_{zB}$  самолет начинает менять угол тангажа в направлении воздействия момента. Возникающая при этом угловая скорость тангажа  $\omega_z$  имеет одинаковый знак с приращением угла тангажа  $\Delta\vartheta$ . Под действием сигналов углового отклонения и угловой скорости автопилот отклоняет рули высоты. Управляющий момент тангажа  $M_{z\delta}$  направлен в сторону, противоположную направлению внешнего момента. Момент тангажа  $M_z$  меняет знак, когда устанавливается равенство моментов  $M_{zB}$ ,  $M_{z\omega_z}$  и  $M_{z\delta}$ , и обеспечивает торможение самолета при его подходе к установившемуся значению приращения угла тангажа  $\Delta\vartheta_{уст}$ . После окончания переходного процесса, когда угловая скорость и момент демпфирования становятся равными нулю, управляющий момент тангажа уравновешивает внешний возмущающий момент  $M_{zB}$ .

Так как отклонение рулей высоты пропорционально отклонению угла тангажа самолета, то для сохранения в установившемся режиме постоянного отклонения рулей высоты  $(\delta_B^{АП_3})_{уст}$ , компенсирующего внешний возмущающий момент, необходимо иметь постоянное отклонение угла тангажа  $\Delta\vartheta_{уст}$ . Поэтому

$$(M_{z\delta_B})_{уст} = -M_{zB} = m_z^{\delta_B} S b_a \frac{\rho V^2}{2} (\delta_B^{АП_3})_{уст}, \quad (9.3)$$

$$(\delta_B^{АП_3})_{уст} = k_g \Delta\vartheta_{уст}. \quad (9.4)$$

Из соотношений (9.3) и (9.4) получим следующее значение для установившегося приращения угла тангажа:

$$\Delta\vartheta_{уст} = -\frac{M_{zB}}{k_g m_z^{\delta_B} S b_a \rho V^2}.$$

Таким образом, величина  $\Delta\vartheta_{уст}$  является статической ошибкой регулирования, возникающей под действием возмущающего момента  $M_{zB}$ . Эта величина пропорциональна возмущающему моменту и обратно пропорциональна передаточному коэффициенту автопилота по углу тангажа  $k_g$ .

Автопилот угла тангажа с жесткой обратной связью в сервоприводе является статическим по отношению к ступенчатому внешнему возмущающему моменту тангажа. Статическая ошибка регулирования является следствием жесткой обратной связи, устанавливающей пропорциональность между отклонением угла тангажа и отклонением рулей высоты. Если на самолет действует ступенчатый момент, то в установившемся режиме он может компенсироваться лишь постоянным отклонением рулей высоты автопилотом.

Рассмотрим процесс устранения автопилотом угла тангажа с жесткой обратной связью в сервоприводе ступенчатого внешнего силового возмущения  $F_{yB}$ , вызванного, например, уменьшением массы самолета на величину  $\Delta m$  вследствие выгорания топлива. Уменьшение массы вызовет поворот вектора скорости вверх. При этом произойдет уменьшение угла атаки и уменьшение подъемной силы. Установится такое значение угла атаки, при котором обеспечится равенство подъемной силы новому значению силы тяжести самолета. Уменьшение угла атаки приведет к уменьшению момента статической устойчивости  $M_{z\alpha}$ , что вызовет поворот продольной оси самолета и изменение угла тангажа. Автопилот среагирует на это изменение отклонением рулей высоты. Установится такое отклонение рулей высоты, при котором момент  $M_{z\alpha}$  при изменившемся угле атаки уравнивает управляющий момент  $M_{z\delta_B}$ . Отклонение рулей высоты автопилотом угла тангажа с жесткой обратной связью в сервоприводе возможно лишь при наличии рассогласования по углу тангажа. Статическую ошибку можно определить из следующего соотношения:

$$\Delta\vartheta_{уст} = -\frac{2 m_z^{\delta_B}}{k_g m_z^{\alpha} c_y^{\alpha} S \rho V^2} \frac{\Delta m g}{m_z^{\alpha} c_y^{\alpha} S \rho V^2}.$$

Таким образом, статическая ошибка прямо пропорциональна изменению массы самолета и обратно пропорциональна передаточному коэффициенту автопилота по углу тангажа  $k_g$ .

Важным вопросом при исследовании динамики самолета, управляемого автопилотом угла тангажа, является оценка влияния ветровых возмущений на вертикальную перегрузку. Автопилот угла тангажа при определенных сочетаниях параметров может увеличить ветровую перегрузку. Это объясняется тем, что автопилот, стабилизируя ось самолета в пространстве, практически лишает самолет возможности изменять угол атаки и уменьшать приращение перегрузки за счет поворота вокруг центра масс.

С другой стороны, автопилот может и уменьшить ветровую перегрузку, так как включение автопилота увеличивает затухание колебаний по сравнению со свободным самолетом.

Однако в любом случае автопилот угла тангажа увеличивает собственную частоту продольных короткопериодических колебаний самолета. Это приводит к снижению уровня спектральной плотности угловых колебаний в области низких частот и ограничению полосы пропускания контура стабилизации угла тангажа.

В результате среднее квадратическое отклонение нормальной перегрузки существенно снижается, что приводит к уменьшению неконтролируемого расхода ресурса конструкции самолета при полете в турбулентной атмосфере.

Рассмотрим процесс устранения автопилотом угла тангажа вертикального ветрового возмущения, имеющего скорость  $W_y$  (рис. 9.7). При попадании в вертикальный восходящий поток воздуха угол атаки самолета практически мгновенно изменяется на величину  $\Delta\alpha_w = W_y / V^0$ . Угол тангажа  $\Delta\vartheta$  и угол наклона траектории  $\Delta\theta = (\Delta\vartheta - \Delta\alpha + \Delta\alpha_w)$  сначала сохраняют свои значения. Однако ввиду увеличения угла атаки увеличивается подъемная сила самолета, разворачивающая вверх вектор путевой скорости самолета.

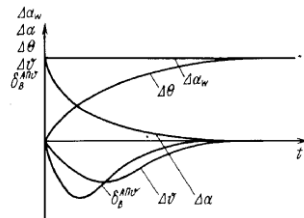


Рис. 9.7. Процесс устранения автопилотом угла тангажа вертикального ветрового возмущения

Момент статической устойчивости  $M_{z\alpha}$  поворачивает продольную ось самолета навстречу ветру. Оба эти явления уменьшают угол атаки. Начинают возрастать углы тангажа и наклона траектории. Автопилот реагирует на изменение угла тангажа и отклоняет рули высоты. Угол тангажа возвращается к прежнему значению. Самолет приобретает скорость ветра и сохраняет значения углов атаки, тангажа и отклонения рулей высоты, которые были до момента попадания самолета в вертикальный поток воздуха. Таким образом, постоянная нормальная составляющая ветра не влияет на точность стабилизации угла тангажа автопилотом. Однако приращение угла наклона траектории изменяет исходный режим полета.

**Особенности законов управления автопилотов угла тангажа.** Для уменьшения статических ошибок автопилота угла тангажа и обеспечения его астазма применяются три основных способа. Первый способ основан на интегрирующих свойствах сервопривода, охваченного изотропной обратной связью. Второй способ предполагает введение в закон управления автопилота сигнала, пропорционального интегралу от рассогласования

вания по углу тангажа. Третий способ предусматривает использование дополнительного параллельного интегрирующего сервопривода. Закон управления автопилота угла тангажа с издромной обратной связью в сервоприводе имеет следующий вид:

$$\frac{T_{иp}}{T_{иp} + 1} \delta_B^{АП_3} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\delta} \Delta\vartheta, \quad (9.5)$$

где  $T_{и}$  - постоянная времени издромы сервопривода.

Издромную обратную связь можно получить пропуская сигнал позиционной обратной связи по отклонению вала рулевой машины высоты через RC-цепочку, имеющую передаточную функцию реального дифференцирующего звена  $W_{RC}(p) = T_{иp}/(T_{иp} + 1)$ .

Большее распространение получили схемы сервоприводов, реализующих издромную обратную связь путем суммирования сигнала, пропорционального отклонению вала рулевой машины высоты, взятого с обратным знаком, и этого же сигнала, пропущенного через электромеханизм согласования с передаточной функцией аperiodического звена  $W_{mc}(p) = 1/(T_{иp} + 1)$ .

В структурной схеме аналогового электромеханического автопилота угла тангажа с издромной обратной связью в сервоприводе (рис. 9.8) на выходе сумматора 4 имеем

$$\frac{1}{T_{иp} + 1} \delta_B^{АП_3} - \delta_B^{АП_3} = -\frac{T_{иp}}{T_{иp} + 1} \delta_B^{АП_3}. \quad (9.6)$$

На выходе сумматора 4 имеем  $\Delta = \Delta\vartheta - \Delta\vartheta_{зад}$ . На выходе сумматора 5 имеем закон управления (9.6). Таким образом, обеспечивается стабилизация и управление углом тангажа самолетов Ил-62 и Ил-86 с помощью системы САУ-1Т-2.

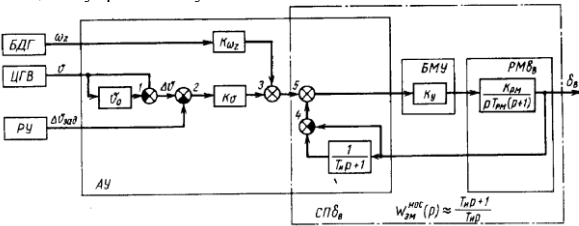


Рис. 9.8. Структурная схема аналогового электромеханического автопилота угла тангажа с издромной обратной связью в сервоприводе

Если автопилот отклоняет руль высоты на угол  $\delta_B^{АП_3}$ , то сигнал издромной обратной связи будет изменяться по экспоненциальному закону (рис. 9.9):

$$u_{oc} = k_{oc} \delta_B^{АП_3} e^{-t/T_{и}}$$

где  $k_{oc}$  - передаточный коэффициент датчика обратной связи, воспринимающего отклонение вала рулевой машины высоты.

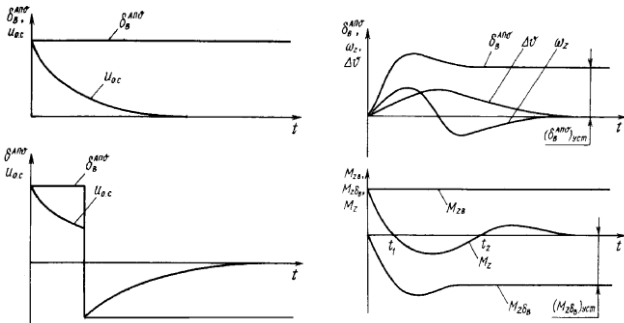


Рис. 9.9. Изменение сигнала издромной обратной связи автопилота угла тангажа

Рис. 9.10. Процесс устранения автопилотом угла тангажа с издромной обратной связью в сервоприводе внешнего ступенчатого моментного возмущения

При постоянном отклонении рулей высоты сигнал издромной обратной связи с течением времени стремится к нулю. Из этого следует, что постоянное отклонение рулей высоты, потребное для компенсации постоянных моментов, при наличии издромной обратной связи не приводит к появлению постоянного сигнала на входе автопилота и появлению статической ошибки регулирования угла тангажа.

При отклонении руля высоты по закону прямоугольного импульса сигнал обратной связи  $u_{oc}$  будет состоять из двух участков экспонент. Если постоянная времени  $T_{и}$  имеет достаточное значение и превышает в несколько раз длительность импульса  $\tau$ , то за время импульса сигнал обратной связи уменьшится незначительно и по форме будет близок к импульсу отклонения руля. Отсюда следует, что сигнал издромной обратной связи с большой постоянной времени при быстрых движениях руля будет близок к сигналу жесткой обратной связи. Движение самолета по углу тангажа является быстрым движением, совершающимся в течение 1-2 с. Это движение обеспечивается отклонением рулей высоты на короткие отрезки времени длительностью в доли секунды. Постоянная времени издромной обратной связи  $T_{и} = 2 - 3$  с обеспечивает в этом случае сигнал обратной связи, аналогичный тому, какой создает жесткая обратная связь. Поэтому процесс устранения начального отклонения угла тангажа самолета при помощи автопилота с издромной обратной связью практически не отличается от аналогичного процесса, обеспечиваемого автопилотом с жесткой обратной связью (см. рис. 9.4).

Процесс устранения внешнего ступенчатого моментного возмущения автопилотом угла тангажа с издромной обратной связью в сервоприводе (рис. 9.10) поначалу совпадает с процессом компенсации такого момента автопилотом с жесткой обратной связью. Накопленное отклонение рулей высоты, создающих управляющий момент для компенсации внешнего момента, в начале процесса вызывает подачу на вход сервопривода сигнала издромной обратной связи. Затем этот сигнал постепенно уменьшается, что вызывает дополнительное отклонение рулей высоты и возвращение самолета к опорному значению угла тангажа. С течением времени устанавливается отклонение рулей высоты  $(\delta_B^{АП_3})_{уст}$ , при котором управляю-



$$\delta_B^{АП\Theta n_y} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\Delta n_y} (\Delta n_y - \Delta n_{y.зад}), \quad (9.9)$$

$$\Delta n_{y.зад} = k_{\Delta n_y}^{\Theta} (\Delta \Theta_{зад} - \Delta \Theta),$$

где  $\Delta n_y$ ,  $\Delta n_{y.зад}$  - соответственно текущее и заданное значение приращения нормальной перегрузки;  $k_{\Delta n_y}$  - передаточный коэффициент по приращению нормальной перегрузки, показывающий, на какой угол должны отклониться рули высоты при возникновении рассогласования между значениями приращения текущей и заданной нормальных перегрузок на единицу;  $k_{\Delta n_y}^{\Theta}$  - передаточный коэффициент по углу тангажа в контуре нормальной перегрузки, определяющий, как должна измениться нормальная перегрузка при возникновении рассогласования между значениями приращений текущего и заданного углов тангажа в 1°.

Управление углом тангажа через контур нормальной перегрузки осуществляется цифроаналоговыми автопилотами (рис. 9.13). Автопилот имеет аналоговый сервопривод. Датчиком текущих параметров движения самолета является инерциальная навигационная система ИНС, вырабатывающая в виде последовательного биполярного кода сигналы, пропорциональные  $\omega_z$ ,  $\Theta$ ,  $\gamma$ ,  $\Delta n_y$ . Эти сигналы, а также сигналы и разовые команды от других датчиков и систем принимает цифровой блок вычислителя управления полетом БВУП. В этом блоке осуществляется обнуление и запоминание текущего значения угла тангажа в режиме согласования и формирование аналогового управляющего сигнала  $u_{\sigma_B}$  на вход сервопривода в режиме стабилизации угла тангажа. Режима управления углом тангажа от рукояток управления в современных цифроаналоговых автопилотах, как правило, нет.

Согласование угла тангажа происходит в режиме совмещенного управления. Этот режим предназначен для оперативного вмешательства пилота в автоматическое управление самолетом. При включении режима совмещенного управления автопилот осуществляет стабилизацию угла тангажа, если усилие на колонке штурвала или ее перемещение не превышает пороговых значений. Вмешательство пилота фиксируется по условию превышения усилия или перемещения пороговых значений в течение определенного времени. Тогда режим стабилизации угла тангажа отключается и происходит согласование угла тангажа.

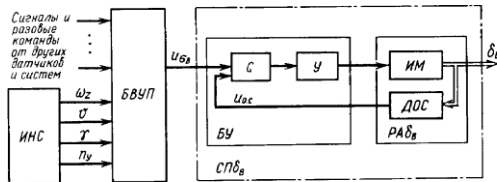


Рис. 9.13. Функциональная схема цифроаналогового автопилота угла тангажа и нормальной перегрузки

Закон управления цифроаналогового автопилота в режиме стабилизации угла тангажа имеет вид:

$$\delta_B^{АП\Theta n_y} = F_{\sigma_B} [k_{\sigma_B} (M)(\sigma_B^{\omega_z} + \sigma_B^{\Delta n_y}) + \sigma_B^{бал}],$$

$$\sigma_B^{\omega_z} = k_{\omega_z} (M) \omega_z,$$

$$\sigma_B^{\Delta n_y} = F_{\Delta n_y} k_{\Delta n_y} \frac{T_{\Theta 1} p + 1}{T_{\Theta 2} p + 1} [\Theta - F_{\Theta} \Theta_0],$$

$$\sigma_B^{\gamma} = F_{\gamma} \gamma = \frac{1 - \cos \gamma}{\cos \gamma},$$

$$\sigma_B^{бал} = k_{\sigma_{\Phi}} \frac{F_{\Phi}}{p} [k_{\Delta n_y} (\Delta n_y - \sigma_B^{\Delta n_y}) + k_{\delta_{зак}} \frac{T_{\delta_{зак}} p}{T_{\delta_{зак}} p + 1} \delta_{зак}].$$

Составляющая закона управления по угловой скорости тангажа  $\sigma_B^{\omega_z}$  обеспечивает демпфирование короткопериодических колебаний самолета по тангажу. Передаточный коэффициент  $k_{\omega_z}$  корректируется по режимам полета в функции числа  $M$ .

Составляющая закона управления по избыточной нормальной перегрузке  $\sigma_B^{\Delta n_y}$  осуществляет управление углом тангажа через контур нормальной перегрузки. Передаточный коэффициент  $k_{\Delta n_y}^{\Theta}$  изменяет размерность управляющего сигнала. Нелинейное звено с насыщением  $F_{\Delta n_y}$  ограничивает формирование слишком больших управляющих сигналов по перегрузке. Аналогичным образом нелинейное звено с насыщением  $F_{\Theta}$  ограничивает диапазон изменения угла тангажа. Интегрирующе-дифференцирующий фильтр с постоянными времени  $T_{\Theta 1}$  и  $T_{\Theta 2}$  обеспечивает требуемое качество переходных процессов.

Составляющая закона управления по углу крена  $\sigma_B^{\gamma}$  устраняет потерю подъемной силы и просадку самолета по высоте при разворотах.

Составляющая закона управления по продольной балансировке  $\sigma_B^{бал}$  обеспечивает устранение статических ошибок путем интегрирования рассогласования между значениями текущей и заданной избыточных перегрузок с учетом положения закрылков. Одновременно формируется управляющий балансировочный сигнал на отклонение стабилизатора. Нелинейное звено  $F_{\Phi}$  ограничивает диапазон управляющих сигналов на отклонение стабилизатора и определяет логику формирования управляющих балансировочных воздействий на руль высоты и стабилизатор. Если сигнал на интеграле превышает определенный уровень и держится более определенного времени, то выдается сигнал на управление стабилизатором. В противном случае рассогласование устраняется посредством руля высоты. Издромное звено с постоянной времени  $T_{\sigma_{зак}}$  корректирует управляющие сигналы на руль высоты и стабилизатор при движении закрылков.





текущего и заданного углов крена.

Простейший автопилот угла крена реализует следующий закон управления элеронами:

$$\delta_3^{АПГ} = k_{\omega_x} \omega_x + k_\gamma (\gamma - \gamma_{зад}), \quad (9.32)$$

где  $\delta_3^{АПГ}$  - автоматическое отклонение элеронов от балансировочного положения автопилотом угла крена;  $\gamma$ ,  $\gamma_{зад}$  - соответственно приращения текущего и заданного значений угла крена;  $k_\gamma$  - передаточный коэффициент по углу крена, определяющий, на какой угол должны отклониться элероны при возникновении рассогласования между значениями текущего и заданного угла крена в 1°.

Другими словами, автоматическое отклонение элеронов от балансировочного положения автопилотом угла крена пропорционально угловой скорости крена и разности текущего и заданного угла крена.

Исполнительные устройства сервоприводов автопилотов угла крена включаются по параллельной схеме в механическую проводку управления элеронами в прямых обратимых системах управления и по последовательной или параллельной схеме в бустерных и электродистанционных системах управления. При воздействии пилота на штурвал автопилот выключается и освобождает механическую проводку управления элеронами. Автопилоты угла крена бывают электромеханическими и электрогидравлическими.

В состав автопилота (рис. 9.16) входят датчик угловой скорости крена ДУС, датчик угла крена - гировертикаль ГВ, задатчик угла крена - рукоятка управления РУ «Крен», механизм согласования МС и сервопривод элеронов СП  $\delta_3$ . Механизм согласования вместе с сумматором сервопривода образует канал элеронов вычислителя автопилота ВАП  $\gamma$ .

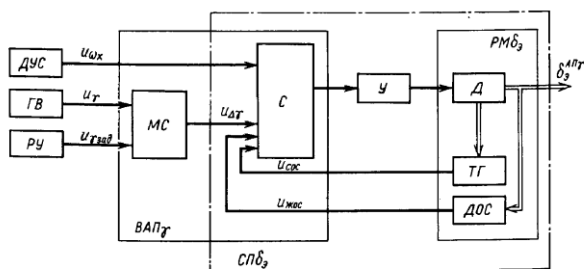


Рис. 9.16. Функциональная схема аналогового электромеханического автопилота угла крена

Автопилот угла крена работает в трех режимах: согласования, стабилизации и управления углом крена. В режиме согласования происходит запоминание текущего значения угла крена и обнуление сигнала рассогласования крена на входе сервопривода. Рулевая машина элеронов не включена. Так как включение автопилота производится в тот момент, когда самолет сбалансирован по моментам крена и элероны находятся в балансировочном и близком к нейтральному положению, обнуления сигнала обратной связи рулевой машины, как правило, не требуется. На вход механизма согласования с гировертикали поступает сигнал  $u_\gamma$  пропорциональный текущему значению угла крена  $\gamma \neq 0$ . Электромеханическая следящая система механизма согласования обнуляет этот сигнал таким образом, что к моменту включения режима стабилизации угла крена сигнал на входе сервопривода равен нулю и автопилот готов к безударному включению для управления элеронами.

В режиме стабилизации угла крена рулевая машина включается в управление элеронами. Размыкается электромеханическая следящая система согласования и на вход сервопривода поступает сигнал, пропорциональный отклонению самолета  $\Delta\gamma = (\gamma - \gamma_0)$  от того угла крена  $\gamma_0$ , который он имел в момент включения режима стабилизации. Если значение  $\gamma_0$  невелико и не превышает 5-6°, то автопилот приводит самолет к горизонтальному полету и начинает стабилизировать угол курса (об этом подробнее в следующем параграфе). В противном случае стабилизируется угол крена. Закон управления (9.32) в этом режиме принимает вид

$$\delta_3^{АПГ} = k_{\omega_x} \omega_x + k_\gamma \Delta\gamma. \quad (9.33)$$

Сигнал  $u_{\Delta\gamma}$  пропорциональный разности  $(\gamma - \gamma_0)$  поступает на сервопривод, который обрабатывает элероны до тех пор, пока сигнал обратной связи с датчика обратной связи рулевой машины ДОС  $u_{\omega_x}$  не уравновесит сигнал  $u_{\Delta\gamma}$ . Роль в этом процессе сигнала  $u_{\omega_x}$  с ДУС была подробно рассмотрена при изложении принципа действия демпфера крена. Отклонение элеронов вызовет появление управляющего аэродинамического момента  $M_{x\delta_3}$ , противоположного по знаку возмущению, вызвавшему рассогласование  $(\gamma - \gamma_0)$ . Поэтому рассогласование будет уменьшаться, а вместе с этим и сигнал с выхода МС  $u_{\Delta\gamma}$ . Когда текущее значение угла крена  $\gamma$  сравняется с требуемым значением  $\gamma_0$ , сервопривод под действием сигнала обратной связи  $u_{\omega_x}$  возвратит элероны обратно в балансировочное положение. Таким образом, самолет вернется к тому значению угла крена, который он имел в момент включения режима стабилизации.

Пилот, воздействуя на рукоятку «Крен», задает управляющий сигнал  $u_{\gamma_{зад}}$ . Автопилот парирует сигнал рассогласования, пропорциональный  $(\gamma - \gamma_{зад})$ , аналогично парированию рассогласования от внешнего возмущения  $(\gamma - \gamma_0)$ . Управление углом крена от рукоятки осуществляется, как правило, «по положению».

Функциональная схема аналогового электрогидравлического автопилота угла крена аналогична схеме автопилота угла тангажа, представленной на рис. 9.2.

**Влияние на процесс управления быстрым боковым движением.** Рассмотрим процесс устранения начального отклонения угла крена  $\gamma_0$  с помощью автопилота (рис. 9.17).

Отклонение автопилотом элеронов создает управляющий момент элеронов  $M_{x\delta_3}$ , пропорциональный  $\gamma_0$ . Под действием этого момента появляется угловая скорость  $\omega_x$ , а угол крена начинает уменьшаться. Когда динамический демпфирующий момент  $M_{x\omega_x}$  достигает величины, равной моменту  $M_{x\delta_3}$ , аэродинамический момент крена  $M_x$ , меняет знак и угловая скорость  $\omega_x$ , начинает уменьшаться. Для плавного возвращения самолета с недостаточным собственным демпфированием к заданному значению угла крена автопилот использует сигнал, пропорциональный  $\omega_x$ . Тогда элероны проходят исходное положение раньше, чем угол крена, и создают момент, тормозящий движение самолета во время при-

ближения к заданному значению угла крена.

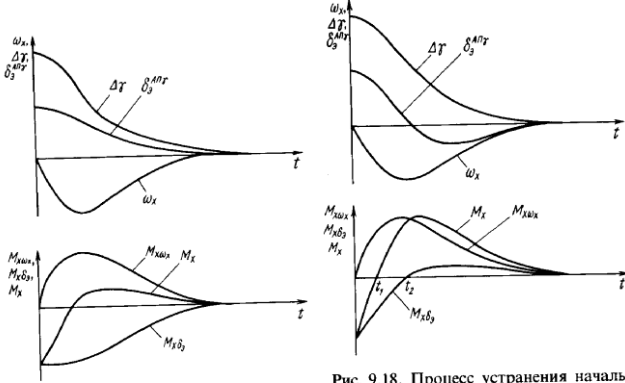


Рис. 9.17. Процесс устранения начального отклонения угла крена с помощью автопилота

Рис. 9.18. Процесс устранения начального отклонения угла крена при наличии в автопилоте сигнала, пропорционального угловой скорости крена

Переходные процессы, возникающие при этом, представлены на рис. 9.18. Если  $(\gamma - \gamma_{зад}) > 0$ , то при возвращении к заданному значению крена угловая скорость самолета  $\omega_x < 0$ . Поэтому сигнал, пропорциональный  $\omega_x$ , стремится уменьшить отклонение элеронов. Уменьшение углового отклонения самолета также приводит к уменьшению отклонения элеронов. В момент времени  $t_2$  отклонение элеронов  $\delta_\gamma$  и его управляющий момент  $M_{x\delta_\gamma}$  обращаются в нуль. Аэродинамический момент крена  $M_x$  обращается в нуль еще раньше, в момент времени  $t_1$ , вследствие влияния момента демпфирования  $M_{x\omega_x}$ . Таким образом, обеспечивается своевременное изменение знака момента  $M_x$  и предотвращается переуправление.

Исследования показывают, что для сокращения времени переходного процесса устранения начального отклонения по углу крена передаточный коэффициент  $K_\gamma$  должен быть обратно пропорционален квадрату времени переходного процесса, а передаточный коэффициент  $K_{\omega_x}$  - обратно пропорционален времени переходного процесса. Считается, что автопилот угла крена обладает требуемым качеством, если переходный процесс, вызванный ступенчатым управляющим воздействием, не выходит из области допустимых значений показателей качества: точности стабилизации угла крена  $\Delta_\gamma = |\Delta\gamma - \Delta\gamma_{зад}|$ , значения перерегулирования угла крена  $\delta_\gamma$  и времени регулирования угла крена  $t_{рег}^\gamma$ . Идеальный переходный процесс по углу крена, которому соответствуют оптимальные значения передаточных коэффициентов закона управления автопилота угла крена (9.32)  $K_\gamma^*$  и  $K_{\omega_x}^*$ , аналогичен переходному процессу по углу тангажа (см. рис. 9.5).

Рассмотрим процесс устранения автопилотом угла крена с жесткой обратной связью в сервоприводе внешнего ступенчатого моментного возмущения (рис. 9.19).

Внешний момент крена  $M_{xв}$  вызывает появление угловой скорости  $\omega_x$  и кренение самолета. Автопилот отклоняет элероны пропорционально сумме сигналов рассогласования по углу крена и угловой скорости. При этом управляющий момент элеронов  $M_{x\delta_\gamma}$  складывается с демпфирующим моментом  $M_{x\omega_x}$  и результирующий момент крена  $M_x$  в момент времени  $t_1$  меняет знак, когда устанавливается их равенство внешнему моменту  $M_{xв}$ . Тем самым обеспечивается торможение самолета при подходе к установившемуся значению угла крена  $\Delta\gamma_{уст}$ . Угловая скорость  $\omega_x$  стремится к нулю и элероны принимают такое положение  $\delta_{э,уст}^{АПГ}$ , при котором управляющий момент  $(M_{x\delta_\gamma})_{уст}$  уравнивает внешний момент  $M_{xв}$ . Это приводит к появлению статической ошибки по углу крена  $\gamma_{уст}$ , которая определяется выражением

$$\gamma_{уст} = - \frac{M_{xв}}{k_\gamma} \frac{2}{M_x^{\delta_\gamma} S l \rho V^2}.$$

Статическая ошибка прямо пропорциональна возмущающему моменту и обратно пропорциональна передаточному коэффициенту автопилота по углу крена  $k_\gamma$ .

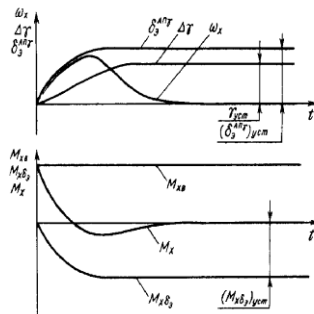


Рис. 9.19. Процесс устранения автопилотом угла крена с жесткой обратной связью в сервоприводе внешнего ступенчатого моментного возмущения

Так как режим стабилизации крена в современных автопилотах как самостоятельный режим применяется редко, принципиального значения такие статические ошибки не имеют. Поэтому специальных мер по обеспечению астатизма контура управления углом крена (например, введение

изодромной обратной связи в сервопривод) не применяют.

**Особенности законов управления аналоговых автопилотов угла крена.** Рассмотрим структурную схему системы САУ-86 в режиме управления от рукоятки «Крен» (рис. 9.20).

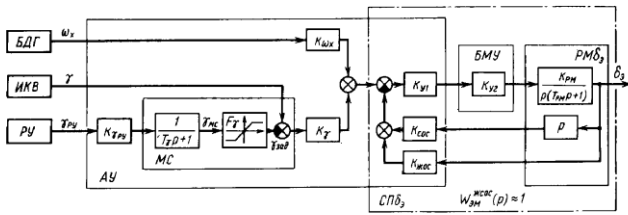


Рис. 9.20. Структурная схема САУ-86 в режиме управления углом крена

Датчик угловой скорости крена ДУС размещен в блоке демпфирующих гироскопов БДГ. Датчиком текущего угла крена является инерциальная курсоверткаль ИКВ. Задатчиком угла крена служит рукоятка управления РУ «Крен», находящаяся на пульте управления ПУ. Механизм согласования МС, сумматор С и предусилитель-преобразователь сервопривода элеронов СП δ<sub>3</sub>, размещены в агрегате управления АУ, выполняющем функции вычислителя автопилота ВАП γ. Усиление управляющего сигнала по мощности производится в блоке магнитных усилителей БМУ.

Особенность закона управления - использование аperiodического свойства следящей системы механизма согласования МС, которое проявляется в обработке сигнала заданного угла крена не мгновенно, а с задержкой времени T<sub>γ</sub>. Значение T<sub>γ</sub> поддерживается в пределах 1-1.2 с. Кроме того, для предотвращения формирования слишком больших управляющих сигналов в механизме согласования предусмотрен специальный ограничитель, имеющий передаточную функцию нелинейного звена с зонами насыщения:

$$F_{\gamma} = \begin{cases} 1 & \text{при } \gamma_{\text{мс}} \leq \gamma_{\text{зад}}^* \\ \gamma_{\text{зад}}^* / \gamma_{\text{мс}} & \text{при } \gamma_{\text{мс}} > \gamma_{\text{зад}}^* \end{cases}, \quad (9.34)$$

где  $\gamma_{\text{зад}}^* = 20^\circ$ .

Тогда закон управления имеет вид

$$\delta_3 = k_{\omega_x} \omega_x + k_{\gamma} \left[ \gamma - F_{\gamma} \frac{k_{\gamma_{\text{ру}}}}{T_{\gamma} p + 1} \gamma_{\text{ру}} \right]. \quad (9.35)$$

Если рукоятка «Крен» находится в нейтральном положении, то система стабилизирует тот угол крена, который имел самолет в момент включения канала крена.

Аналогичным образом формируется закон управления САУ-1Т-2-62 в режиме управления от рукоятки «Крен». Отличие заключается в использовании в качестве датчика текущего угла крена центральной гировертикали ЦГВ-10П.

Рассмотрим структурную схему системы САУ-154 в режиме управления от рукоятки «Крен» (рис. 9.21).

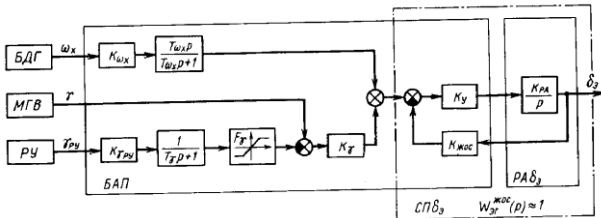


Рис. 9.21. Структурная схема САУ-154 в режиме управления углом крена

Датчиком текущего угла крена является малогабаритная гировертикаль МГВ. Функции вычислителя автопилота выполняет блок автопилота БАП. В системе не предусмотрено согласование по сигналу угла крена и отсутствует механизм согласования. Включение канала крена должно производиться при нулевом угле крена. Фильтрация и ограничение сигнала заданного угла крена от рукоятки управления производятся с помощью электронной схемы. Закон управления имеет следующий вид:

$$\delta_3 = k_{\omega_x} \frac{T_{\omega_x}}{T_{\omega_x} p + 1} \omega_x + k_{\gamma} \left[ \gamma - F_{\gamma} \frac{k_{\gamma_{\text{ру}}}}{T_{\gamma} p + 1} \gamma_{\text{ру}} \right], \quad (9.36)$$

где  $F_{\gamma}$  определяется аналогично (9.34).

Если рукоятка «Крен» находится в нейтральном положении  $\gamma_{\text{ру}} = 0$ , то система стабилизирует нулевой угол крена.

**Цифроаналоговые автопилоты угла крена** (рис. 9.22). Датчиком текущих параметров положения и движения самолета является инерциальная навигационная система ИНС, вырабатывающая в виде последовательного биполярного кода сигналы, пропорциональные угловой скорости крена  $\omega_x$ , углу крена  $\gamma$  и боковой перегрузке  $p_z$ . Закон управления формируется в цифровом вычислительном блоке управления полетом БВУП. Управляющие сигналы в виде напряжений постоянного тока  $u_{\delta_3}$  и  $u_{\delta_n}$  подаются на аналоговые сервоприводы элеронов СП δ<sub>3</sub>, и руля направления СП δ<sub>н</sub>.

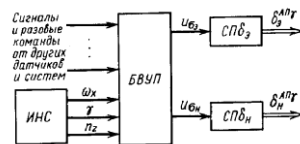


Рис. 9.22. Функциональная схема цифроаналогового автопилота угла крена

Согласование угла крена происходит в режиме совмещенного управления. При включении этого режима автопилот осуществляет стабилизацию угла крена, если усилие на штурвале или его перемещение не превышают пороговых значений, а текущий угол крена превышает 5°. Вмешательство пилота фиксируется по условию превышения усилия на штурвале или его перемещения пороговых значений в течение определенного времени. Тогда режим стабилизации угла крена отключается и происходит согласование угла крена.

Структурная схема цифроаналогового автопилота угла крена (рис. 9.23) реализует следующий закон управления элеронами и рулями направления:

$$\delta_3 = \frac{F_{\delta_3}}{T_{\delta_3} p + 1} [k_{\delta_3} (M)(\sigma_3^{\omega_x} + \sigma_3^{\Delta\gamma}) + \sigma_3^{\int \Delta\gamma}],$$

$$\delta_H = k_{\delta_H} F_{\delta_H} [\sigma_H^{\Delta\gamma} + \sigma_H^{\gamma W} + \sigma_H^{n_z} + \sigma_H^{\Delta_{зак}} + \sigma_H^M],$$

$$\sigma_3^{\omega_x} = k_{\omega_x} \omega_x, \quad \sigma_3^{\Delta\gamma} = k_{\gamma} F_{\gamma 2} (\gamma - F_{\gamma 1} \gamma_0),$$

$$\sigma_3^{\int \Delta\gamma} = k_{\int \Delta\gamma} F_{\int \Delta\gamma} \frac{\delta_3^{\Delta\gamma}}{p} F_{\Delta\gamma 2}, \quad (9.37)$$

$$\sigma_H^{n_z} = \frac{k_{n_z}}{T_{n_z} p + 1} n_z, \quad \sigma_H^{\int n_z} = k_{\int n_z} F_{\int n_z} \frac{\sigma_H^{n_z}}{p} F_{n_{z1}},$$

$$\sigma_H^{\Delta_{зак}} = k_{\delta_{зак}} \delta_{зак}, \quad \sigma_H^M = F_M M.$$

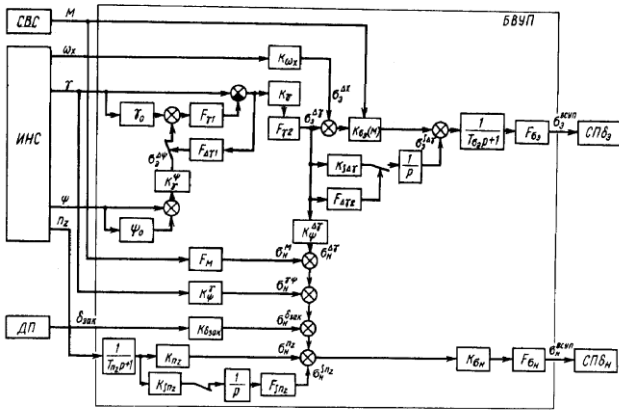


Рис. 9.23. Структурная схема цифроаналогового автопилота угла крена

Составляющая закона управления по угловой скорости крена  $\sigma_3^{\omega_x}$  обеспечивает демпфирование боковых колебаний самолета. Управление углом крена осуществляется составляющей  $\sigma_3^{\Delta\gamma}$ . Нелинейные звенья  $F_{\gamma 1}$  и  $F_{\gamma 2}$  ограничивают диапазоны изменения опорного угла крена  $\gamma_0$  и приращения угла крена  $\Delta\gamma$ . Интегральная составляющая закона управления  $\sigma_3^{\int \Delta\gamma}$  обеспечивает устранение статической ошибки по углу крена. Эта составляющая включается в закон управления релейным звеном  $F_{\gamma 2}$ , если приращение угла крена  $\Delta\gamma$  превышает заданное значение. Нелинейное звено с насыщением  $F_{\int \Delta\gamma}$  ограничивает диапазон изменения интеграла от  $\Delta\gamma$ .

Для выполнения координированных разворотов без скольжения автопилот угла крена формирует управляющее воздействие на сервопривод рулей направления. Это воздействие пропорционально приращению угла крена  $\sigma_H^{\Delta\gamma}$ , текущему углу крена  $\sigma_H^{\gamma W}$ , боковой перегрузке  $\sigma_H^{n_z}$ , интегралу боковой перегрузки  $\sigma_H^{\int n_z}$ , отклонению закрылков  $\sigma_H^{\Delta_{зак}}$  и числу М полета  $\sigma_H^M$ .

Таким образом осуществляется стабилизация угла крена самолетов Ил-96 и Ту-204 с помощью системы ВСУП.

**Влияние отказов и характеристик элементов автопилота угла крена на управление боковым движением.** Пассивные отказы автопилота угла крена в контуре сервопривода приводят к потере автоматической стабилизации и управления углом крена. Если сервопривод канала элеронов используется также в режиме стабилизации курса, то теряется и эта функция. Активные отказы автопилота угла крена приводят к отработке элеронов на полный ход вала рулевой машины или штока рулевого агрегата. Пассивный отказ по сигналу угловой скорости крена приводит к уменьшению эффективности демпфирования боковых короткопериодических колебаний и раскачке самолета по рысканию. Пассивный отказ по сигналу текущего угла крена приводит к потере автоматической стабилизации угла крена и автопилот начинает работать как демпфер крена. Отказы в схемах согласования могут привести к грубому включению автопилота в режим стабилизации угла крена.

Погрешности измерителей угла крена и угловой скорости крена, а также дрейф нулей датчиков приводят к появлению статических ошибок в управлении углом крена. Влияние разрегулировок передаточных коэффициентов закона управления аналоговых автопилотов угла крена аналогично влиянию разрегулировок в аналоговых автопилотах угла тангажа.

9.2.2.

9.3. АВТОМАТИЧЕСКАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ КУРСОМ

9.3.1. Автопилоты курса

Направление движения самолета определяется курсом. В зависимости от выбора опорного направления и вида измерителя курса различают большое разнообразие курсов. Рассмотрим основные из них. *Истинным курсом* ( $\psi_H$ ) называется угол между северным направлением меридиана,

проходящего через самолет, и проекцией продольной оси самолета  $OX$  на горизонтальную плоскость  $OX_g Z_g$ , нормальной системы координат. Отсчитывается истинный курс от северного направления меридиана по часовой стрелке. Если направление оси  $OX_g$  совпадает с направлением меридиана, то истинный курс равен углу рыскания  $\Psi$ , но противоположен ему по знаку.

Магнитный меридиан в общем случае не совпадает с истинным и составляет с ним угол, называемый магнитным склонением  $\Delta_M$ . *Магнитный курс* ( $\Psi_M$ ) это угол между северным направлением магнитного меридиана, проходящего через самолет, и проекцией продольной оси самолета  $OX$  на горизонтальную плоскость  $OX_g Z_g$  нормальной системы координат. Если известны магнитный курс и магнитное склонение, то истинный курс  $\Psi_H = \Psi_M + \Delta_M$ .

Если самолет при отсутствии ветра следует с постоянным истинным курсом, то траекторией его движения является *локсодромия* - кривая, пересекающая все меридианы между исходным (ИПМ) и конечным пунктами маршрута (КПМ) под постоянным углом, равным истинному курсу (рис. 9.25,а). Локсодромия не является кратчайшим расстоянием между двумя точками на сфере. Поэтому задача стабилизации истинного курса может решаться лишь при полетах на небольшие расстояния.

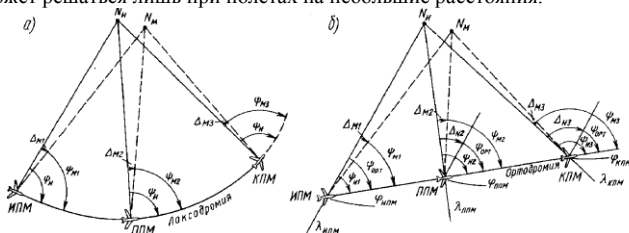


Рис. 9.25. Траектории движения самолета:  
а - при полете по локсодромии; б - при полете по ортодромии

*Ортодромия* - дуга большого круга, соединяющая исходный и конечный пункты маршрута по кратчайшему расстоянию. Ортодромия пересекает меридианы между пунктами маршрута под разными углами. Поэтому задача стабилизации самолета на траектории при полетах на большие расстояния сводится к задаче стабилизации ортодромического курса (рис. 9.25,б).

*Ортодромический курс* ( $\Psi_{орт}$ ) - угол между опорной ортодромией, принятой за исходную для отсчета, и проекцией продольной оси самолета на горизонтальную плоскость. Обычно опорной траекторией считают меридиан исходного пункта маршрута. Поэтому ортодромическим курсом называют угол между северным направлением меридиана ИПМ и проекцией продольной оси самолета на горизонтальную плоскость (или продольной осью самолета в случае горизонтального полета).

В промежуточных пунктах маршрута (ППМ) истинный курс самолета определяется через ортодромический курс следующим образом:

$$\Psi_H = \Psi_{орт} + \Delta_N,$$

где  $\Delta_N$  угол схождения меридианов.

Для определения угла схождения меридианов необходимо знать долготу и широту ИПМ  $\lambda_{ИПМ}$  и  $\varphi_{ИПМ}$ , а также долготу и широту ППМ  $\lambda_{ППМ}$  и  $\varphi_{ППМ}$ . Тогда

$$\Delta_N = (\lambda_{ППМ} - \lambda_{ИПМ}) \sin \left[ \frac{\varphi_{ППМ} + \varphi_{ИПМ}}{2} \right].$$

Кроме введенных понятий курса существуют понятия компасного, гироскопического, гирополукомпасного, гиромангнитного, приведенного и других курсов. Для автоматизации стабилизации и управления курсом не имеет принципиального значения, какой именно курс используется для управления. Поэтому в данном разделе будем пользоваться обобщенным понятием курса.

**Устройство и работа.** Самолет как объект управления нейтрален по рысканию и курсу в боковом движении. Любое внешнее возмущение приводит к изменению углов рыскания и курса. При ручном управлении боковым движением самолета пилоту приходится решать две взаимосвязанные задачи: стабилизировать продольную ось самолета и стабилизировать вектор скорости по курсу. Поворот продольной оси в горизонтальной плоскости происходит под действием моментов относительно вертикальной оси.

Управляющий момент относительно этой оси создается пилотом при отклонении педалей и рулей направления. Поворот вектора скорости по курсу происходит под действием боковой силы. Эта сила может быть создана или за счет скольжения или за счет горизонтальной составляющей подъемной силы, появляющейся при отклонении пилотом баранки штурвала и элеронов. Таким образом, у пилота существуют две возможности стабилизировать самолет по курсу: наблюдая за изменением курса по приборам, воздействовать на педали или штурвал. Для освобождения пилота от этой задачи служат автопилоты курса, воздействующие на рули направления (автопилоты прямой схемы) и элероны (автопилоты перекрестной схемы).

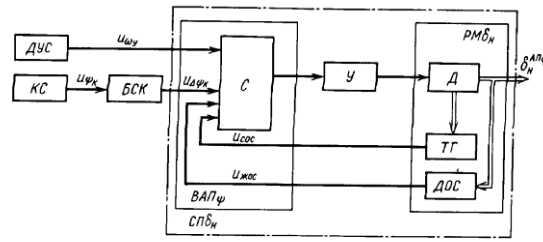
*Автопилот курса прямой схемы* (АП  $\Psi$ ) - средство автоматического управления, обеспечивающее управление и стабилизацию бокового траекторного движения самолета на всех этапах полета путем отклонения руля направления при возникновении рассогласования между значениями текущего и заданного курса.

Простейший автопилот курса прямой схемы реализует следующий закон управления рулем направления:

$$\delta_H^{АП\Psi} = k_{\omega_y} \omega_y + k_{\psi_k} \psi_k, \quad \Delta\psi_k = \psi_0 + \psi_k, \quad (9.58)$$

где  $\delta_H^{АП\Psi}$  - автоматическое отклонение руля направления от балансировочного положения автопилотом курса прямой схемы;  $\Delta\psi_k$  - приращение курса, определяемое как разность между текущим  $\psi_k$  и опорным  $\psi_0$  значениями курса;  $k_{\psi_k}$  - передаточный коэффициент по курсу, определяющий, на какой угол должен отклониться руль направления при возникновении рассогласования по курсу в  $1^\circ$  (1 рад).

В состав автопилота (рис. 9.26) входят датчик угловой скорости рыскания ДУС, датчик курса - курсовая система КС, формирователь приращения курса - блок синхронизации курса БСК и сервопривод руля направления СП  $\delta_H$ , состоящий из вычислителя автопилота ВАП  $\Psi$ , усилителя У и рулевой машины направления РМ  $\delta_H$ .



9.26. Функциональная схема электромеханического автопилота курса прямой

Автопилот работает в двух режимах: согласования и стабилизации курса. В режиме согласования происходит запоминание текущего значения курса и обнуление сигнала рассогласования курса на входе сервопривода. Рулевая машина направления не включена. Обнуления сигнала обратной связи, как правило, не требуется, так как самолет сбалансирован по моментам рыскания.

На вход блока синхронизации курса с курсовой системы поступает сигнал, пропорциональный текущему значению курса самолета. Электромеханическая следящая система БСК обнуляет этот сигнал таким образом, что к моменту включения режима стабилизации курса сигнал на входе сервопривода равен нулю и автопилот готов к безударному включению для управления рулем направления.

В режиме стабилизации курса рулевая машина включается в управление рулем направления. Следящая система БСК размыкается и на вход сервопривода поступает сигнал, пропорциональный отклонению самолета  $\Delta\Psi_k$ , от того курса  $\Psi_0$ , который он имел в момент включения режима стабилизации. Сигнал  $u_{\Delta\Psi}$ , пропорциональный разности  $(\Psi_k - \Psi_0)$  поступает на сервопривод, который обрабатывает руль направления до тех пор, пока сигнал обратной связи рулевой машины с ДОС  $u_{жос}$  не уравнивает сигнал  $u_{\Delta\Psi_k}$ . Сигнал  $u_{\omega_y}$  с ДУС обеспечивает демпфирование колебаний самолета по рысканию. Отклонение руля направления вызывает появление управляющего аэродинамического момента  $M_{y\delta_n}$ , противоположного по знаку возмущению, вызвавшему рассогласование  $(\Psi_k - \Psi_0)$ . Это рассогласование будет постепенно уменьшаться и, когда текущее значение курса  $\Psi_k$ , сравняется с требуемым значением  $\Psi_0$ , сервопривод под действием сигнала обратной связи  $u_{жос}$  возвратит руль направления обратно в балансировочное положение. Таким образом, самолет будет стабилизироваться по курсу.

Управление самолетом по курсу с помощью автопилота прямой схемы, как правило, не осуществляется, так как при плоском развороте с помощью руля направления курс меняется слишком медленно. Поэтому автопилоты курса прямой схемы находят все меньшее применение.

Автопилот курса перекрестной схемы (АП  $\Psi\gamma$ ) - средство автоматического управления, обеспечивающее управление и стабилизацию бокового углового движения самолета на всех этапах полета путем отклонения элеронов при возникновении рассогласования между текущим и заданным значениями курса.

Типовой закон управления автопилота курса перекрестной схемы имеет следующий вид:

$$\delta_3^{АП\Psi\gamma} = k_{\omega_x} \omega_x + k_\gamma (\gamma - \gamma_{зад}),$$

$$\gamma_{зад} = k_\gamma^{\Psi_k} \Delta\Psi_k, \quad (9.59)$$

$$\Delta\Psi_k = \begin{cases} \Delta\gamma_{КС} = \Psi_0 - \Psi_k, & \text{в режиме стабилизации курса;} \\ \Delta\gamma_{КС} = \Psi_{ЗК} - \Psi_k, & \text{в режиме управления курсом,} \end{cases}$$

где  $\delta_3^{АП\Psi\gamma}$  - автоматическое отклонение элеронов от балансировочного положения автопилотом курса перекрестной схемы;  $\gamma$ ,  $\gamma_{зад}$  - соответственно приращения текущего и заданного значений угла крена;  $\Delta\Psi_k$  - приращение курса, определяемое как разность между опорным  $\Psi_0$  и текущим  $\Psi_k$  значениями курса в режиме стабилизации и разность между заданным  $\Psi_{ЗК}$  и текущим значениями курса в режиме управления;  $k_\gamma^{\Psi_k}$  - передаточный коэффициент по углу крена на изменение курса, определяющий, какой угол крена должен занять самолет при возникновении рассогласования по курсу в 1°.

В состав автопилота курса перекрестной схемы (рис. 9.27) входят датчик угловой скорости крена ДУС, датчик угла крена - гировертикаль ГВ, датчик курса - курсовая система КС, формирователь рассогласования между текущим и заданным значениями курса - пилотажно-навигационный прибор ПНП с задатчиком курса ЗК, формирователь рассогласования между текущим и опорным значениями курса - блок синхронизации курса БСК, формирователь приращения заданного угла крена - вычислитель автопилота курса ВАП  $\Psi\gamma$ , вычислитель автопилота крена ВАП  $\gamma$  и сервопривод элеронов СП  $\delta_3$ .

Автопилот работает в трех режимах: согласования, стабилизации и управления курсом. Режим согласования по текущему курсу происходит так же, как в автопилоте курса прямой схемы, а по текущему углу крена как в автопилоте угла крена.

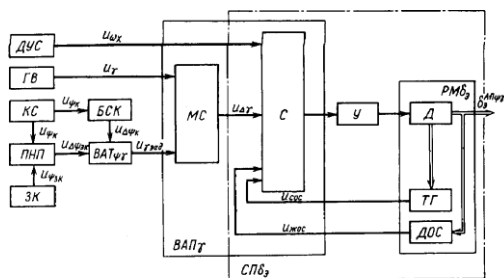


Рис. 9.27. Функциональная схема электромеханического автопилота курса перекрестной

В режиме стабилизации сначала происходит приведение самолета к горизонту - устранение рассогласования по углу крена как в автопилоте угла крена. На вход вычислителя ВАП  $\Psi\gamma$  с БСК поступает сигнал  $u_{\Delta\Psi_k}$ , пропорциональный отклонению самолета от того курса  $\Psi_0$ , который

он имел в момент принятия самолетом горизонтального положения. Сигнал  $u_{\gamma_{зад}}$ , пропорциональный рассогласованию по курсу, сравнивается в механизме согласования с сигналом  $u_{\gamma}$  с гировертикали и вызывает обработку сервоприводом элеронов до тех пор, пока сигнал обратной связи  $u_{жос}$  не уравнивает на входе сумматора сигнал  $u_{\Delta\gamma}$  с механизма согласования. Отклонение элеронов вызывает появление управляющего аэродинамического момента  $M_{x\delta_3}$ , противоположного по знаку возмущению, вызвавшему рассогласование  $(\psi_0 - \psi_k)$ . Под действием отклоненных элеронов самолет будет изменять угол крена до тех пор, пока сигнал  $u_{\gamma}$  с гировертикали не уравнивает сигнал  $u_{\gamma_{зад}}$  с ВАП  $\psi\gamma$ . Тогда сигнал  $u_{\Delta\gamma}$  на выходе МС станет равным нулю и сервопривод под действием сигнала  $u_{жос}$  вернет элероны в балансировочное положение.

Самолет с креном будет разворачиваться в сторону опорного курса, поэтому сигнал  $u_{\Delta\psi_k}$  с БСК будет уменьшаться, пока не станет равным нулю. Соответственно будет уменьшаться до нуля сигнал  $u_{\gamma_{зад}}$  с ВАП  $\psi\gamma$ . Тогда сигнал  $u_{\Delta\gamma}$  с МС будет увеличиваться с обратным знаком, что вызовет обработку сервоприводом элеронов до тех пор, пока сигнал  $u_{жос}$  не уравнивает сигнал  $u_{\Delta\gamma}$ . Самолет будет выходить из крена до тех пор, пока сигнал  $u_{\gamma}$  с гировертикали не станет равным нулю. Тогда под действием сигнала  $u_{жос}$  сервопривод вернет элероны в балансировочное положение. Самолет выходит из крена и возвращается к горизонтальному полету, когда  $\psi_k = \psi_0$ . Сигнал  $u_{\omega_x}$  с ДУС обеспечивает демпфирование колебаний самолета по углу крена.

Пилот, воздействуя на рукоятку задатчика курса ЗК, задает управляющий сигнал  $u_{\psi_{зк}}$ . В ПНП формируется сигнал  $u_{\Delta\psi_{зк}}$ , пропорциональный разности  $\Delta\psi_{зк} = \psi_{зк} - \psi_k$ . Автопилот парирует рассогласование  $u_{\Delta\psi_{зк}}$  аналогично парированию рассогласования  $\Delta\psi_{кк}$  от внешнего возмущения. Управление курсом от рукоятки осуществляется «по положению». Заданный курс пилот отслеживает по прибору.

Функциональная схема аналогового электрогидравлического автопилота курса перекрестной схемы аналогична схеме автопилота угла тангажа с соответствующим изменением набора датчиков и входных сигналов.

**Влияние на процесс управления боковым движением.** Рассмотрим процесс устранения автопилотом курса прямой схемы начального отклонения продольной оси самолета от заданного курса, представленный на рис. 9.28. Такое отклонение  $\Delta\psi$  приведет к появлению приращения угла скольжения и момента статической путевой устойчивости  $M_{y\beta}$ . Этот момент будет способствовать сокращению переходного процесса устранения начального отклонения. Отклонение автопилотом руля направления  $\delta_n^{АП\psi}$  создаст управляющий момент  $M_{y\delta_n}$ , совпадающий по знаку с моментом  $M_{y\beta}$ . Если собственное демпфирование самолета достаточно, то за счет динамического демпфирующего момента  $M_{y\omega_y}$  при подходе самолета к заданному положению результирующий аэродинамический момент рыскания  $M_y$ , равный сумме моментов  $M_{y\beta}$ ,  $M_{y\delta_n}$  и  $M_{y\omega_y}$ , меняет знак. Тормозящее отклонение руля направления создается автопилотом по сигналу угловой скорости  $\omega_y$ . Таким образом, процесс устранения автопилотом курса прямой схемы начального отклонения продольной оси самолета от заданного курса аналогичен процессу устранения начального отклонения поперечной оси от заданного угла тангажа автопилотом угла тангажа.

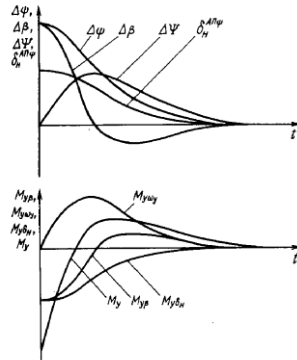


Рис. 9.28. Процесс устранения начального отклонения продольной оси самолета от заданного курса автопилотом курса прямой схемы

Рассмотрим процесс устранения автопилотом курса прямой схемы начального отклонения вектора скорости самолета от заданного курса (рис. 9.29). Продольная ось самолета направлена по заданному курсу. Появляется приращение угла скольжения и вектор скорости начинает поворачиваться под воздействием боковой силы, создаваемой скольжением. С приближением вектора скорости к продольной оси приращение угла скольжения уменьшается. Момент статической путевой устойчивости  $M_{y\beta}$  вызывает поворот продольной оси самолета навстречу вектору скорости самолета, что приводит к рассогласованию по курсу  $\Delta\psi_k$ . Это рассогласование парирует автопилот отклонением руля направления.

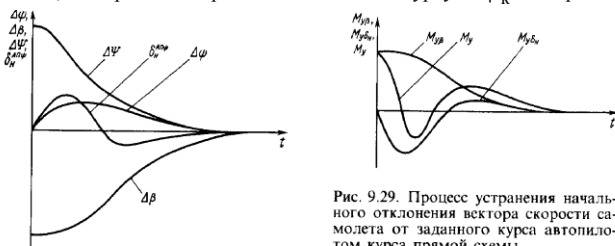


Рис. 9.29. Процесс устранения начального отклонения вектора скорости самолета от заданного курса автопилотом курса прямой схемы

Если одновременно отклоняются от заданного курса и продольная ось самолета и вектор скорости, то автопилот, воспринимая отклонение продольной оси самолета, отклоняет руль направления и поворачивает самолет к заданному курсу. Образующееся при этом скольжение создает боковую силу, поворачивающую к заданному курсу и вектор скорости самолета.

Рассмотрим процесс устранения автопилотом курса перекрестной схемы начального отклонения продольной оси самолета от заданного курса (рис. 9.30). Парирывая отклонение самолета по курсу, автопилот отклоняет элероны и вводит самолет в крен, который создает боковую силу. В результате вектор земной скорости самолета разворачивается к заданному курсу. Вследствие отставания продольной оси самолета от вектора скорости создается приращение угла скольжения. Момент статической путевой устойчивости  $M_{y\beta}$  разворачивает продольную ось самолета вслед за вектором скорости к заданному курсу. Для уменьшения скольжения канал руля направления может работать как автомат боковой устойчивости. Автопилот курса прямой схемы с жесткой обратной связью в сервоприводе является статическим по отношению к постоянно действующему внешнему моменту  $M_{y\beta}$ . Статическая ошибка  $(\Delta\Psi_K)_{уст}$  определяется из равенства управляющего момента руля направления и возмущающего момента:

$$(\Delta\Psi_K)_{уст} = -\frac{2}{m_y \delta_3^2 S l \rho V^2} \frac{M_{y\beta}}{k_\Psi}$$

Аналогичным образом для автопилота курса перекрестной схемы

$$(\Delta\Psi_K)_{уст} = -\frac{2}{m_y \delta_3^2 S l \rho V^2} \frac{M_{y\beta}}{k_\Psi k_\gamma^\Psi}$$

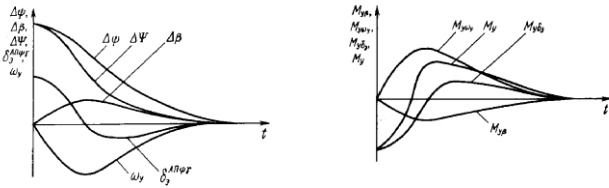


Рис. 9.30. Процесс устранения начального отклонения продольной оси самолета от заданного курса автопилотом курса перекрестной схемы

Ступенчатый боковой ветер автопилотами курса как прямой, так и перекрестной схем парируется без статических ошибок по курсу. Однако при этом угол пути изменяется на величину приведенного к ветру угла скольжения  $\Delta\Psi = \Delta\psi - \Delta\beta - \Delta\beta_w$  и самолет изменяет направление полета.

**Особенности законов управления автопилотов курса.** Для обеспечения астатизма в закон управления автопилотов курса прямой схемы вводят сигнал, пропорциональный интегралу от рассогласования по курсу. Структурная схема автопилота АП-28 в режиме стабилизации локсодромического курса (рис. 9.31) содержит БДУС - блок датчиков угловых скоростей, ГИК - гироиндукционный компас, БС - блок связи, АУ - агрегат управления, МУМ - магнитный усилитель мощности, РМН - рулевую машину направления. Закон управления имеет вид

$$\delta_H = k_{\dot{\omega}_y} \frac{T_{\dot{\omega}_y} p}{T_{\dot{\omega}_y} p + 1} \omega_y + \left[ k_{\Psi_K} + \frac{K_f \Delta\Psi_K}{p} \right] \Delta\Psi_{KC}, \quad (9.60)$$

где  $K_f \Delta\Psi_K$  - передаточный коэффициент по интегралу отклонения курса самолета от заданного.

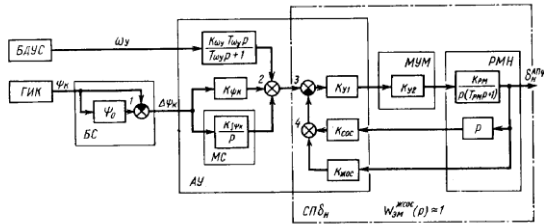


Рис. 9.31. Структурная схема АП-28 в режиме стабилизации локсодромического курса

В законах управления аналоговых автопилотов следует учитывать передаточные функции следящих электромеханических систем, выполняющих функции согласования, обнуления и суммирования. Так, передаточная функция электромеханизма согласования по крену представляет собой передаточную функцию аperiodического звена  $W_{mc}(p) = 1/(T_\gamma p + 1)$ . Аналогичный вид имеет передаточная функция следящей системы навигационного прибора, осуществляющего формирование сигнала рассогласования по курсу  $W_{ппп}(p) = 1/(T_\Psi p + 1)$ .

Чтобы предотвратить формирование слишком больших управляющих сигналов при разворотах и значительных отклонениях от заданного курса, реализуются нелинейные звенья с ограничением сигналов при достижении ими определенных значений.

Структурная схема САУ-86 в режимах стабилизации курса и заданного курса представлена на рис. 9.32, где БДГ - блок демпфирующих гироскопов, ИКВ - инерциальная курсоверткаль, БСКВ - базовая система курса и вертикали. ПУ - пульт управления, ПНП - пилотажно-навигационный прибор, БСДТ - блок связи с датчиками траектории. Закон управления имеет вид:

$$\delta_\gamma = k_{\omega_x} \omega_x + k_\gamma \left( \gamma - F_\gamma \frac{1}{T_\gamma p + 1} \gamma_{зад} \right), \quad (9.61)$$

где

$$\gamma_{зад} = \begin{cases} k_\gamma^\Psi \Delta\Psi_K & \text{в режиме стабилизации курса;} \\ F_{\Delta\Psi} \frac{1}{T_\gamma p + 1} & \text{в режиме заданного курса;} \end{cases}$$



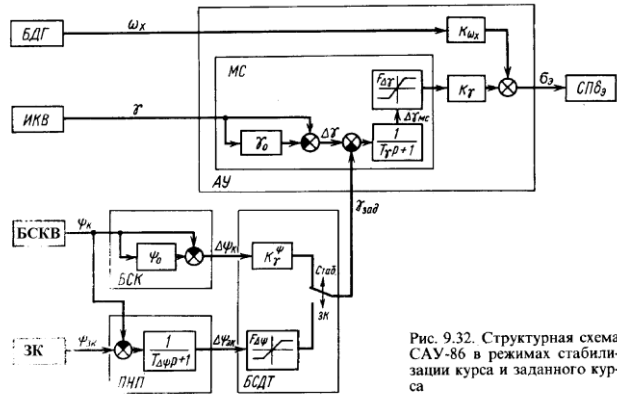


Рис. 9.32. Структурная схема САУ-86 в режимах стабилизации курса и заданного курса

$$F_{\gamma} = \begin{cases} \Delta\gamma_{mc} & \text{при } \Delta\gamma_{mc} \leq \Delta\gamma_{огр}; \\ \frac{\Delta\gamma_{огр}}{\Delta\gamma_{mc}} & \text{при } \Delta\gamma_{mc} > \Delta\gamma_{огр}; \end{cases}$$

$$F_{\psi} = \begin{cases} k_{\gamma}^{\psi_{зк}} \Delta\psi_{зк} & \text{при } \Delta\psi_{зк} < \Delta\psi_{зк.огр}; \\ \frac{k_{\gamma}^{\psi_{зк}} \Delta\psi_{зк.огр}}{\Delta\psi_{зк}} & \text{при } \Delta\psi_{зк} > \Delta\psi_{зк.огр}. \end{cases}$$

**Цифроаналоговые автопилоты курса.** Устройство цифроаналоговых автопилотов курса аналогично устройству цифроаналоговых автопилотов угла крена. Режим стабилизации курса реализуется в боковом канале цифроаналоговой САУ, функциональная схема которой представлена на рис. 9.21. При этом следует учесть наличие дополнительного сигнала с инерциальной навигационной системы, пропорционального текущему курсу. Режим стабилизации курса включается, если усилие на штурвале или его перемещение, а также угол крена не превышают пороговых значений. При вмешательстве пилота в управление от штурвала режим стабилизации курса отключается и происходит согласование курса.

Структурная схема и закон управления цифроаналогового автопилота курса также аналогичны структурной схеме и закону управления автопилота угла крена. Их отличие состоит в том, что с помощью релейного звена  $F_{\Delta\gamma 1}$ , происходит подключение сигнала, пропорционального рассогласованию по курсу:

$$\sigma_3^{\Delta\gamma} = k_{\gamma} F_{\gamma 2} [\gamma - F_{\gamma 1} \gamma_0 - F_{\Delta\gamma 1} k_{\gamma}^{\psi_{к}} (\psi_{к} - \psi_0)]. \quad (9.62)$$

Таким образом осуществляется стабилизация курса самолетов Ил-96 и Ту-204 с помощью вычислительной системы управления полетом.