

Тема 3. Лекция 17

ДИРЕКТОРНОЕ И АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПРОДОЛЬНОМ ТРАЕКТОРНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ

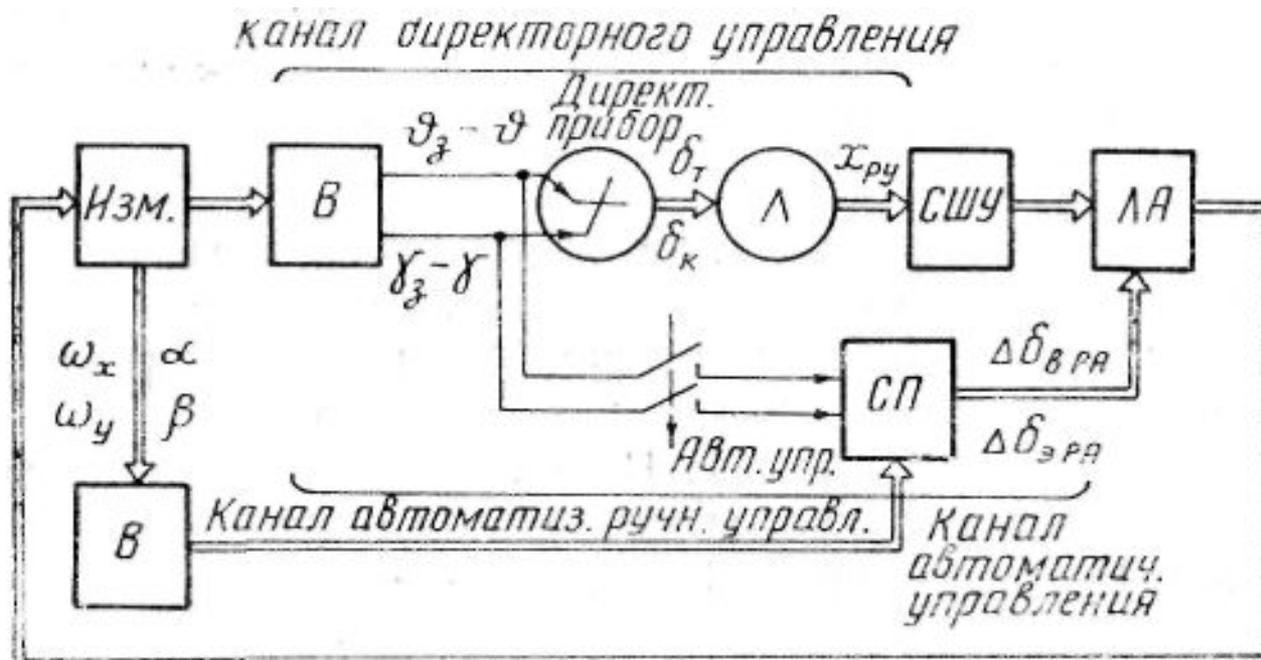
17.1 Системы директорного и автоматического управления продольным траекторным движением.



Управление продольным траекторным движением самолета при заходе на посадку производится пилотом визуально по наземным ориентирам и показаниям приборов.

Наблюдая за изменением углов тангажа и атаки, высоты и вертикальной скорости, пилот воздействует на колонку штурвала и отклоняет рули высоты таким образом, чтобы выдержать предпосадочную траекторию снижения.

Системы директорного и автоматического управления в продольном канале служат для облегчения пилоту решения этой задачи.



Контуры директорного и автоматического управления ЛА

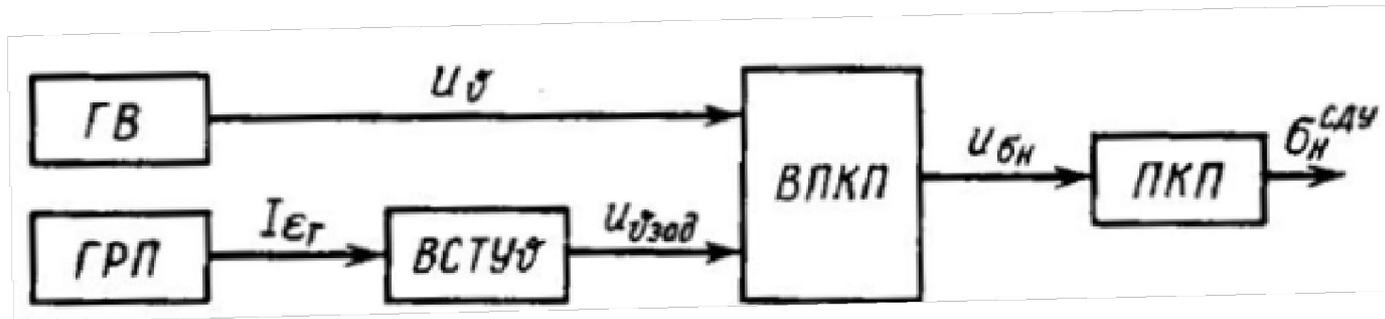
17.1.1. Система директорного управления угловым отклонением от равносигнальной линии глиссады (СДУ ε_{Γ})

обеспечивает стабилизацию и управление продольным траекторным движением самолета при заходе на посадку путем выдачи пилоту сигнала в виде отклонения командной стрелки прибора при возникновении углового отклонения самолета от равносигнальной линии глиссады.

$$\sigma_{\text{Н}}^{\text{СДУ}} = k_{\sigma_{\text{Н}}} (\vartheta - \vartheta_{\text{зад}}), \quad \vartheta_{\text{зад}} = k_{\vartheta}^{\varepsilon_{\Gamma}} \varepsilon_{\Gamma} + k_{\vartheta}^{\dot{\varepsilon}_{\Gamma}} \dot{\varepsilon}_{\Gamma}$$

- $\sigma_{\text{Н}}^{\text{СДУ}}$ -отклонение продольной командной стрелки прибора по сигналу СДУ;
- $k_{\sigma_{\text{Н}}}$ -передаточный коэффициент по отклонению продольной командной стрелки, определяющий, на сколько миллиметров должна сместиться стрелка при отклонении текущего угла тангажа от заданного на 1° ;
- $\vartheta, \vartheta_{\text{зад}}$ -текущее и заданное значения угла тангажа;
- $\varepsilon_{\Gamma}, \dot{\varepsilon}_{\Gamma}$ -соответственно угловое отклонение и скорость углового отклонения самолета от равносигнальной линии глиссады
- $k_{\vartheta}^{\varepsilon_{\Gamma}}, k_{\vartheta}^{\dot{\varepsilon}_{\Gamma}}$ -передаточные коэффициенты по углу тангажа соответственно на угловое отклонение от равносигнальной линии курса и на скорость этого отклонения.

Функциональная схема аналоговой СДУ ε_r



Состав системы:

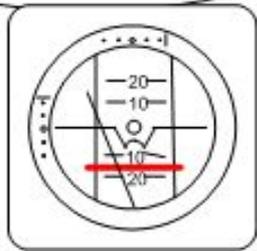
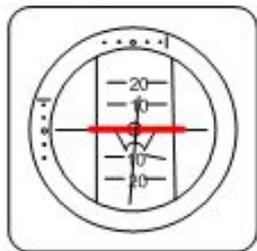
- датчик текущего угла тангажа - гировертикаль ГВ;
- датчик отклонения самолета от равносигнальной линии глиссады - глиссадный радиоприемник ГРП;
- формирователь сигнала заданного угла тангажа вычислитель системы траекторного управления ВСТУ σ ;
- формирователь командного сигнала - вычислитель пилотажно-командного прибора ВПКП ;
- указатель командного сигнала - пилотажно-командный прибор ПКП

Появляется сигнал «Захват» на командное табло, нажать кнопку лампы «Глиссада» на СТУ

«Над глиссადой», пилот, отклоняя колонку штурвала «от себя», на пикирование, возвращает самолет на глиссаду

«Под глиссადой», пилот, отклоняя колонку штурвала «на себя», на кабрирование, возвращает самолет на глиссаду

Под глиссადой

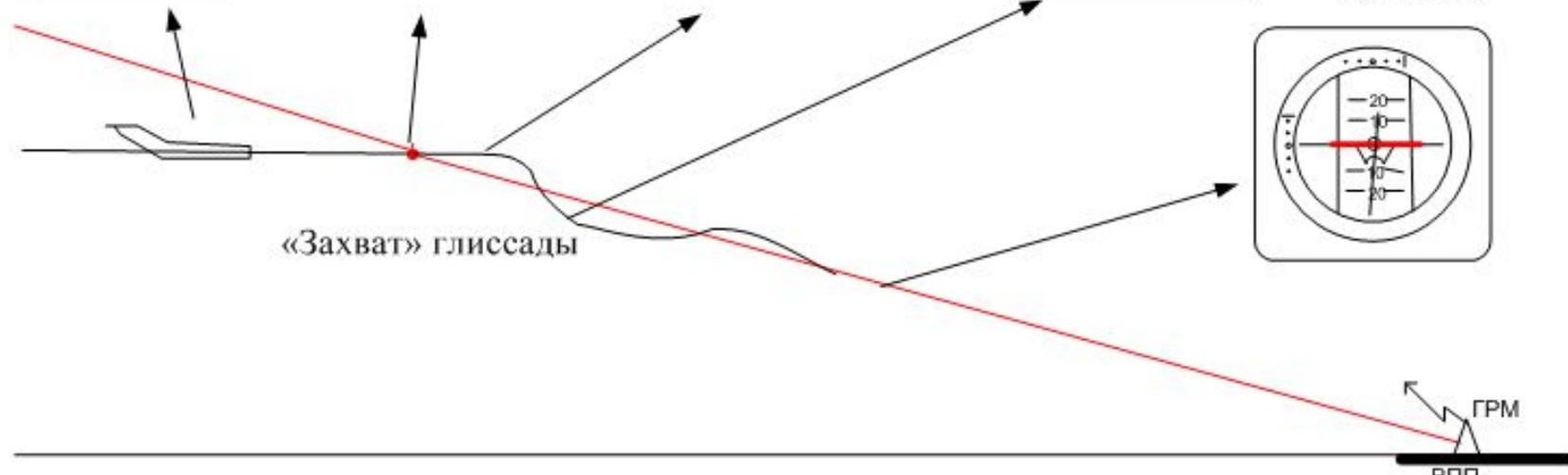


Удержание ручки в балансировочном положении

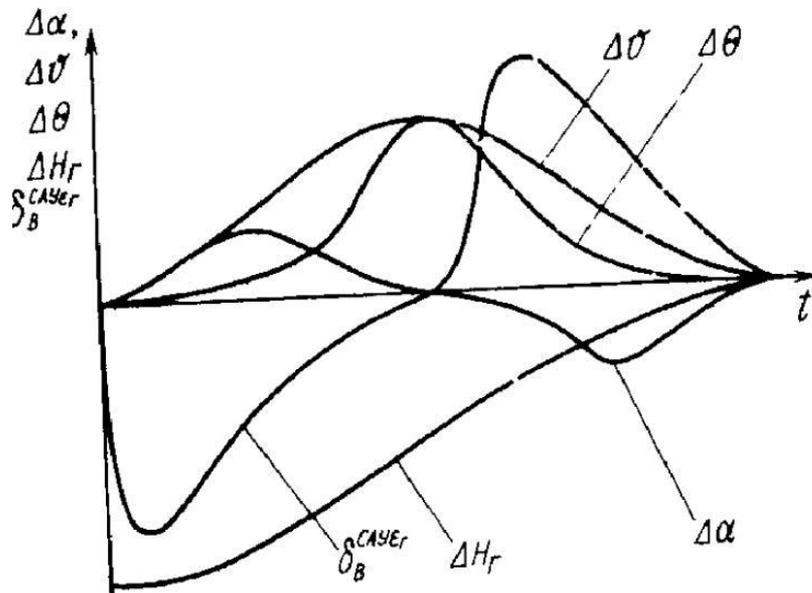


«Захват» глиссады

ГРМ
ВПП



Управление самолетом относительно глиссады осуществляется созданием приращения подъемной силы ΔY_a . Например



Самолет находится ниже глиссады: $\Delta H_\Gamma < 0$

-Пилот отклоняет руль высоты вверх:

$$\Delta \delta_B < 0 \rightarrow \Delta \vartheta > 0 \rightarrow \Delta \alpha > 0 \rightarrow \Delta Y_a > 0$$

$$\Delta \alpha \rightarrow 0, \text{ согласно } \Delta \theta = \Delta \vartheta - \Delta \alpha, \Delta \theta \rightarrow \Delta \vartheta$$

Самолет возвращается на заданную траекторию:

$$\Delta H_\Gamma \rightarrow 0$$

-Пилот отклоняет руль высоты вниз: $\Delta \delta_B > 0$

$$\Delta \vartheta \rightarrow 0 \rightarrow \Delta \alpha < 0 \rightarrow \Delta Y_a < 0 \rightarrow \Delta \alpha \rightarrow 0$$

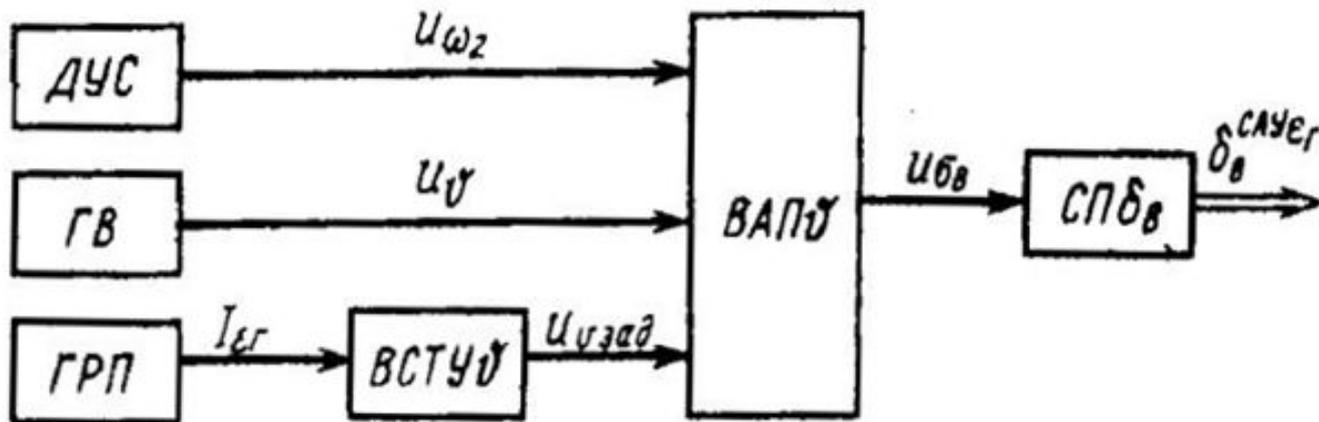
$\Delta \theta = \theta_{\text{гл}}$ $\Delta H_\Gamma = 0$ самолет вернется на глиссаду.

Обычно в режиме директорного захода на посадку САУ работает, как система устойчивости и управляемости, решая задачи внутреннего контура автоматического управления. В этом случае САУ парирует угловые колебания самолета, а отклонение рулей высоты определяется как сигналом автоматики, так и сигналом ручного управления. Минимальная высота использования директорного режима в реальных условиях посадки не должна быть меньше 45 м. Ниже этой высоты при отсутствии видимости наземных ориентиров должен использоваться режим автоматического управления заходом на посадку.

17.1.2. Система автоматического управления угловым отклонением от равносигнальной линии глиссады (САУ_{ε_г})

обеспечивает стабилизацию и управление продольным траекторным движением самолета при заходе на посадку путем отклонения рулей высоты при возникновении углового отклонения самолета от равносигнальной линии глиссады.

$$\delta_B^{\epsilon_{AU}} = k_{\omega_z} \omega_z + k_{\vartheta} (\Delta \vartheta - \Delta \vartheta_{\text{зад}}), \quad \Delta \vartheta_{\text{зад}} = k_{\vartheta}^{\epsilon_{\Gamma}} \epsilon_{\Gamma} + k_{\dot{\vartheta}}^{\epsilon_{\Gamma}} \dot{\epsilon}_{\Gamma}$$



Состав:
 -СДУ ε_г
 -ДУС ω_z
 -ВАП ϑ

Отработка этого сигнала на рули высоты осуществляется, как в автопилоте угла тангажа.

17.2 Особенности законов управления.

Способы формирования управляющего сигнала $\mathcal{U}_{\text{зад}}$

ε_{Γ} - целевой сигнал ; ε_{Γ} - обеспечивает устойчивость движения;

Причины применения в ЗУ углового отклонения от равносигнальной линии РТС ε_{Γ}
 - отсутствие на борту самолета датчика, измеряющего линейное отклонение ΔH_{Γ}
 - трудность формирования сигнала вертикальной скорости $\Delta \dot{H}_{\Gamma}$

$$\Delta H_{\Gamma} = D_{\text{грм}}(t) \text{tg} \varepsilon_{\Gamma} \cong D_{\text{грм}}(t) \varepsilon_{\Gamma} \quad \longrightarrow \quad k_{\varepsilon_{\Gamma}} = f[D_{\text{грм}}(t)]$$

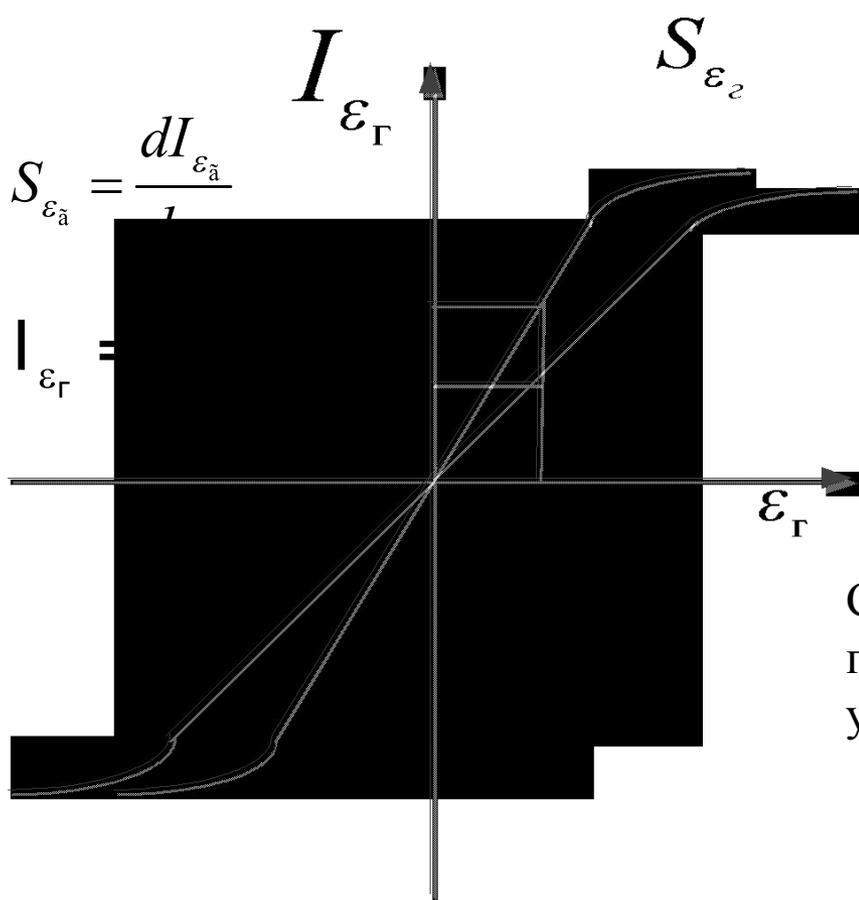
$$k_{\dot{\varepsilon}_{\Gamma}} = f[D_{\text{грм}}(t)]$$

Т.к. $D_{\text{грм}}(t) \approx 8000$ (до 600м в f ()) Θ_{Γ} \longrightarrow

более чем на порядок должны меняться и коэффициенты $k_{\varepsilon_{\Gamma}}$ $k_{\dot{\varepsilon}_{\Gamma}}$

Диапазон относительного изменения дальностей до ГРМ почти в 2 раза превышает диапазон относительного изменения дальностей до КРМ, что делает задачу коррекции передаточных коэффициентов в продольном канале СТУ более актуальной.

Методы коррекции передаточных коэффициентов основываются либо на ослаблении сигнала с ГРМ в функции дальности, либо на косвенном учете дальности по сигналам с радиовысотомера или маркерных маяков.



Крутизна S_{ϵ_r} зависит от угла наклона глиссады снижения $\theta_{\text{ГЛ}}$ и допусков на параметры ГРМ и ГРП

$$\frac{S_{\epsilon_r \text{ max}}}{S_{\epsilon_r \text{ min}}} = 5-6$$

$$(S_{\epsilon_r})_{\text{расч}} \cong (0,4 \div 0,5)(S_{\epsilon_r \text{ min}} + S_{\epsilon_r \text{ max}})$$

Соответственно должны выбираться передаточные коэффициенты законов управления

$$k_g^{\epsilon_r} \quad \text{и} \quad \dot{k}_g^{\epsilon_r}$$

Особенности формирования законов управления СТУ с учетом действия помех.

Высокочастотные помехи оказывают существенное влияние на качество отклонения командных стрелок в директорном режиме и работу сервопривода в автоматическом режимах и создают, т.о. существенные помехи управлению.

Специально применяемые фильтры при формировании составляющих ЗУ уменьшают высокочастотные помехи сигнала ε_r

На выходе ГРП устанавливают апериодические фильтры с постоянной времени

$$T_{грп} = 0,1 \div 0,3с$$

А в законах управления СТУ устанавливают фильтры $T_{\phi}, T_{\phi 2} = 0,5 \div 2,5с$

$$\vartheta_{зад} = \frac{k_{\phi}}{T_{\phi}p + 1} \left[k_{\vartheta}^{\varepsilon_r} \varepsilon_r + \frac{T_{\phi 2}p}{T_{\phi 2}p + 1} k_{\vartheta}^{\varepsilon_r} \varepsilon_r \right] \quad \cdot \quad \varepsilon_r = \frac{d\varepsilon_r}{dt}$$

Вместе с дифференцированием сигнала ε_r дифференцируется и высокочастотная составляющая помехи, содержащаяся в нем ε_f , что существенно понижает помехозащищенность закона управления.

Вместо сигнала $p\varepsilon_r$ в законе управления в принципе может использоваться сигнал $p\Delta H$

Этот сигнал можно получить от вариометра, имеющего запаздывание измерения вертикальной скорости и путем интегрирования вертикального ускорения от ИНС, имеющего низкую точность из-за нарастающей ошибки. Комплексное использованием информации от этих двух датчиков позволяет получить более точное значение сигнала вертикальной скорости $p\Delta H$

$$\frac{p\Delta H}{\tau p + 1} + \frac{\tau p^2 \Delta H}{\tau p + 1} = p\Delta H$$

Для компенсации запаздывания сигнала производной $p\varepsilon_r$ необходимо на вход фильтра подать сигнал, пропорциональный производной следующего порядка $p^2\varepsilon_r$, либо $p^2\Delta H$

т.к. $p\Delta H \notin V(\text{const})$,

=

$$p^2\Delta H \cong \frac{Vp}{T_a p + 1} \vartheta$$

Таким образом

$$\vartheta_{\text{зад}} = \frac{k_\phi}{T_\phi p + 1} \left[k_{\vartheta}^{\varepsilon_r} \varepsilon_r + \frac{T_{\phi 2} p}{T_{\phi 2} p + 1} k_{\vartheta}^{\Delta H} \varepsilon_r + \frac{T_{\phi 3} p}{T_{\phi 3} p + 1} \vartheta \right]$$

Для повышения точности стабилизации самолета на глиссаде прибегают к компенсации возмущений, вызываемых изменением угла наклона траектории при переходе от горизонтального полета к снижению. Для этого в момент «захвата» глиссады вводится сигнал, пропорциональный среднему углу наклона глиссады $\theta_{гг} \cong 3^\circ$

Это позволяет значительно улучшить переходные процессы в начале снижения самолета по глиссаде. Для того чтобы постоянный сигнал $\theta_{гг}$ не способствовал появлению статических ошибок, его пропускают через изодромный фильтр:

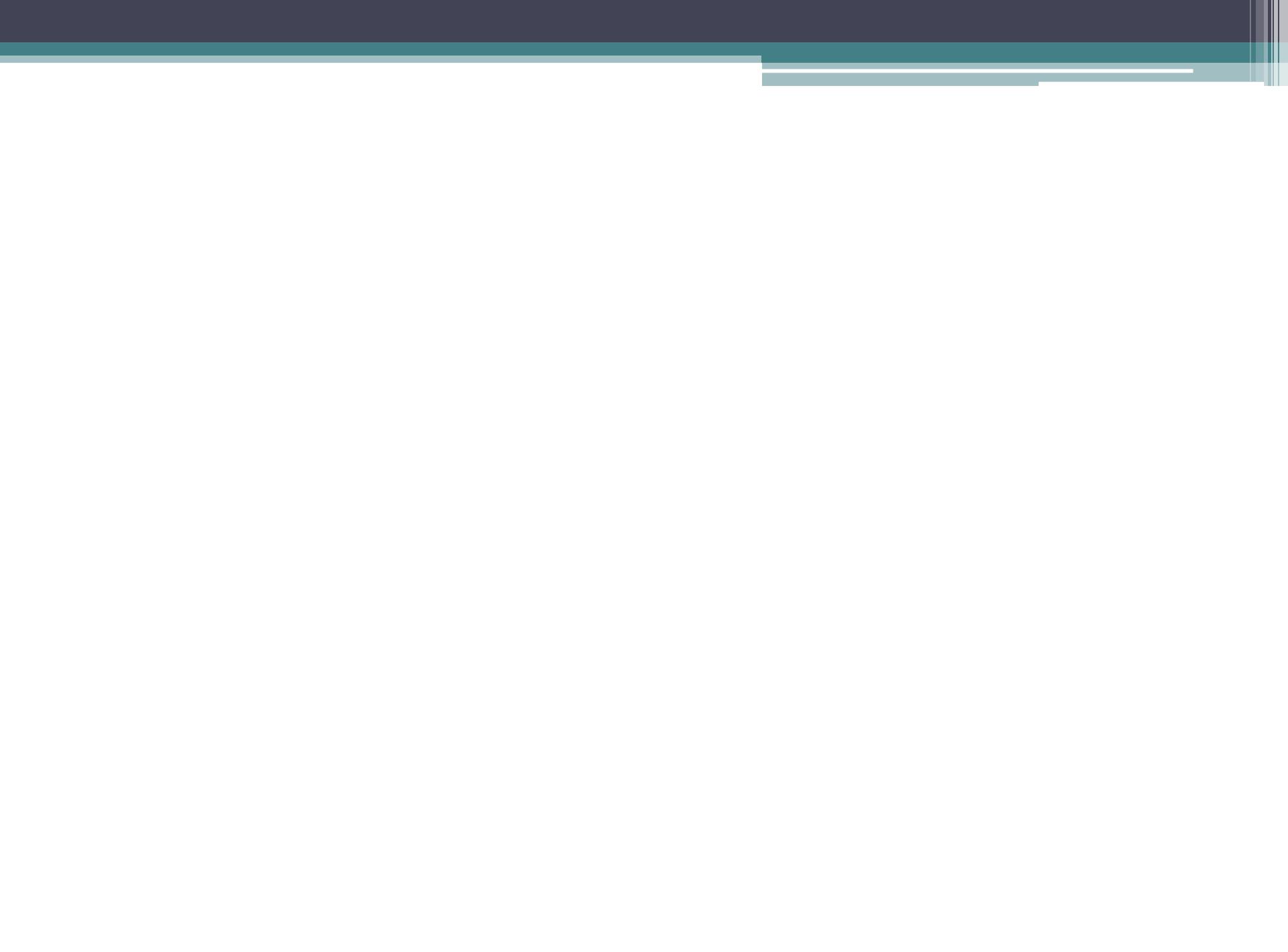
$$\vartheta_{зад} = \frac{k_\phi}{T_\phi p + 1} \left[k_\vartheta^{\varepsilon_\Gamma} \varepsilon_\Gamma + \frac{T_{\phi 2} p}{T_{\phi 2} p + 1} k_\vartheta^{\theta_\Gamma} \varepsilon_\Gamma + \frac{T_{\phi 3} p}{T_{\phi 3} p + 1} (\vartheta + \theta_{гг}) \right]$$

Полученное выражение можно использовать в законе управления командной стрелкой. Астатизм управления по тангажу обеспечивается пилотом, обладающим интегрирующими свойствами. Для обеспечения астатизма в автоматическом режиме используется сигнал

$$\Delta \vartheta = \frac{T_i p}{T_i p + 1} \vartheta_{зад}$$

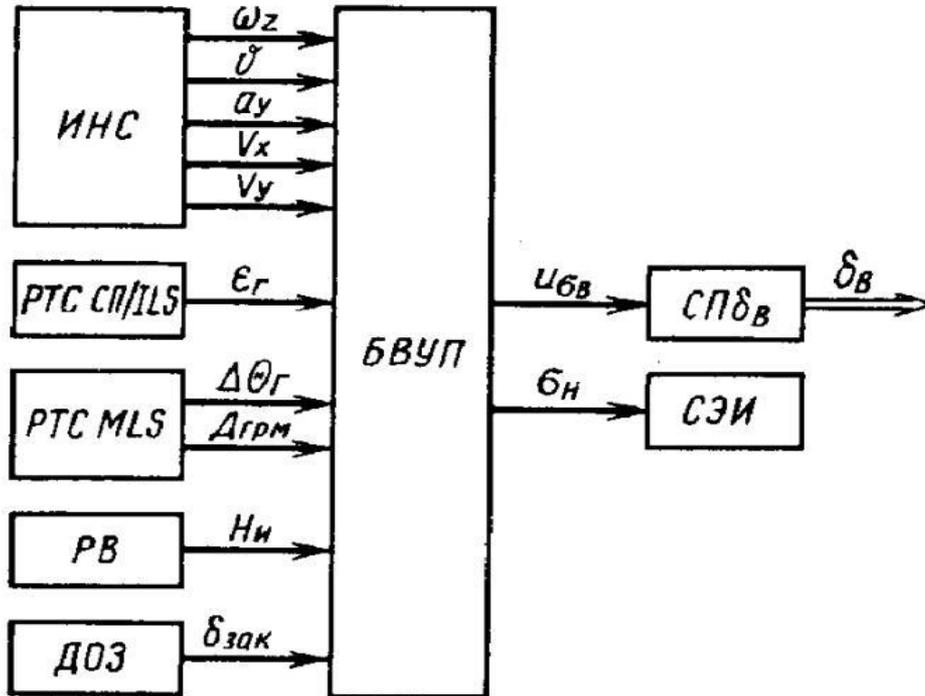
закон управления имеет вид:

$$\delta_B = k_{\omega_z} \omega_z + k_\vartheta \left\{ \frac{T_i p}{T_i p + 1} \vartheta - \frac{k_\phi}{T_\phi p + 1} \left[k_\vartheta^{\varepsilon_\Gamma} \varepsilon_\Gamma + \frac{T_{\phi 2} p}{T_{\phi 2} p + 1} k_\vartheta^{\theta_\Gamma} \varepsilon_\Gamma + \frac{T_{\phi 3} p}{T_{\phi 3} p + 1} (\vartheta + \theta_{гг}) \right] \right\}$$



7.3. Цифроаналоговые СДУ и САУ.

Состав системы:



БИНС - бесплатформенная инерциальная навигационная система, измеряющая

$$\omega_z \quad \vartheta \quad a_y \quad V_x \quad V_y$$

РТС инструментальной посадки СП/ILS- для измерения ε_γ - датчик углового отклонения от равносигнальной линии глissады

РТС - радиотехническая система микроволновой посадки MLS - $\Delta\theta_\gamma$, $D_{грм}$

РВ датчик истинной высоты $H_{и}$, радиовысотомер

ДОЗ- датчик отклонения закрылков $\delta_{зак}$

БВУП - вычислительный блок управления полетом,

СП δ_v сервопривод руля высоты

Индикатор положения самолета на глissаде - система электронной индикации СЭИ.

Фазы автоматического управления заходом на посадку:

- подготовка глиссады,
- выход на глиссаду и
- стабилизация глиссады.

Существуют две возможности подготовки глиссады и выхода на глиссаду.

Первая: команда «Захват глиссады» выдается в САУ после пересечения равносигнальной линии глиссады. Недостатки этого способа: возможны значительные перерегулирования и вертикальная скорость.

Вторая: команда «Захват глиссады» формируется до пересечения равносигнальной линии глиссады. Такой способ избавлен от недостатка первого способа.

Скорость отклонения самолета от равносигнальной линии глиссады ε_{Γ} может быть получена либо дифференцированием ε_{Γ} , либо вычисляются с использованием информации о скорости V_x , высоте $H_{и}$, отклонение от глиссады θ_{Γ} и крутизне радиотракта маяк-приемник S_{Γ} .

$$\varepsilon_{\Gamma} = \frac{S_{\Gamma} V_x \operatorname{tg}(\theta_{\Gamma л} - 0,5) \operatorname{tg} \theta}{2 H_{и} \operatorname{tg} \theta_{\Gamma л} (\theta - 0,5)}$$

Условия включения фазы стабилизации глиссады следующие:

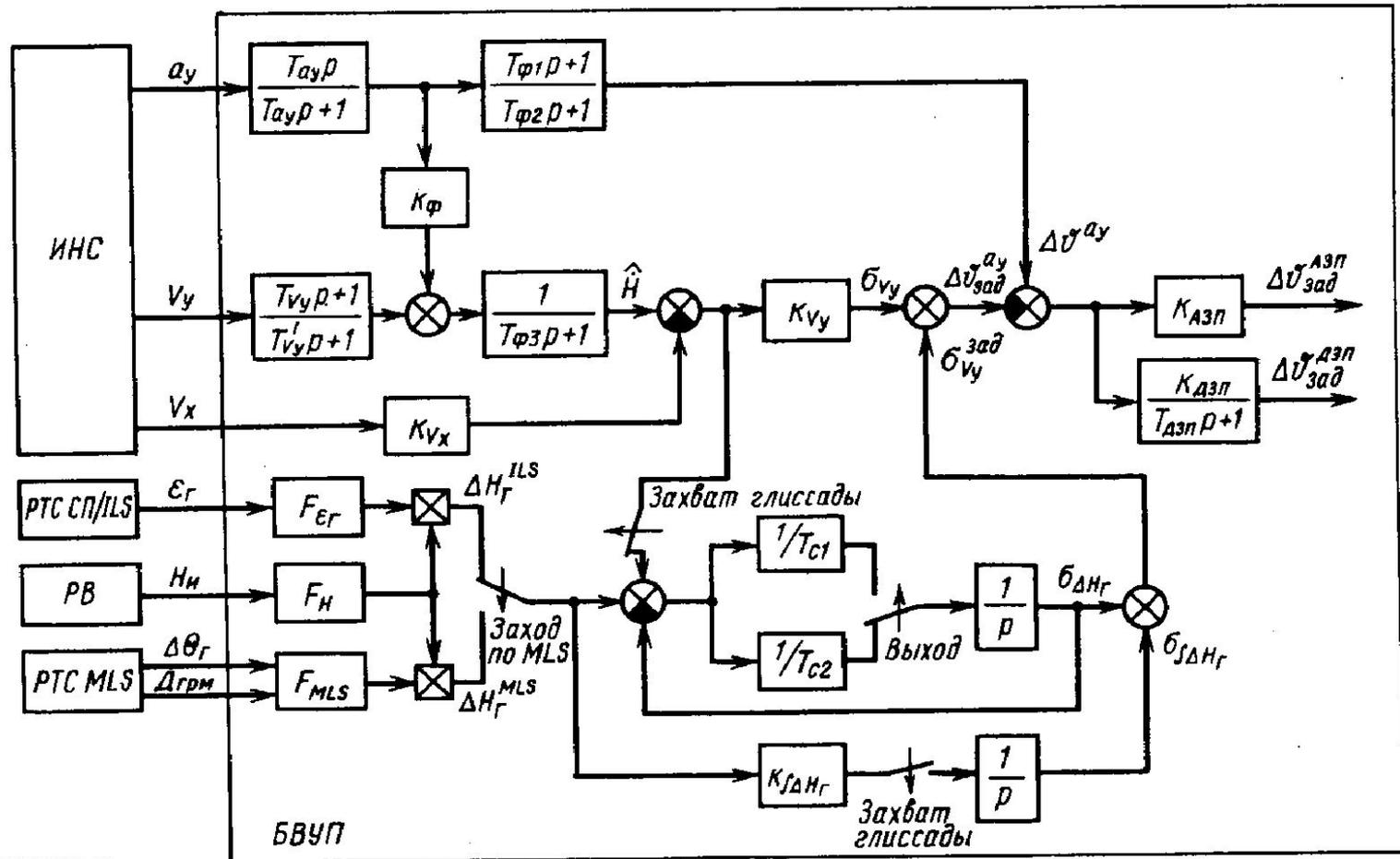
$$|\varepsilon_{\Gamma}| \leq \varepsilon_{\Gamma 1}^*, \quad |V_y - (V_y)_{\text{расч}}| \leq \Delta V_y^*, \quad (V_y)_{\text{расч}} = \frac{\theta_{\Gamma} V_x}{57,3} \leq (V_y)_{\text{расч}}^*$$

$\Delta V_y^*, (V_y)_{\text{расч}}^*$ заданные значения отклонения текущего значения вертикальной скорости от расчетного значения и расчетное значение вертикальной скорости.

В основу алгоритмов управления положен принцип комплексирования, заключающийся в совместном использовании датчиков пилотажно-навигационной информации, спектры ошибок которых лежат в различных частотных диапазонах.

Так, сигнал ε_{Γ} с инструментальной системы посадки содержит высокочастотный шум, но имеет небольшую ошибку смещения и не подвержен дрейфу. С другой стороны, сигнал с БИНС не имеет высокочастотного шума, но подвержен дрейфу и может иметь ошибку смещения. Совместное использование этих сигналов позволяет получить скорректированный сигнал, обладающий лучшими характеристиками, чем любой из отдельно взятых сигналов.

Структурная схема формирования сигнала приращения заданного угла тангажа цифраналоговой САУ в режимах ДЗП и АЗП



$$\text{ЗУ АЗП: } \Delta \vartheta_{\text{зад}}^{\text{АЗП}} = k_{\text{АЗП}} (\Delta \vartheta^{\text{ay}} - \Delta \vartheta_{\text{зад}}^{\text{ay}})$$

$$\text{ЗУ ДЗП: } \Delta \vartheta_{\text{зад}}^{\text{ДЗП}} = \frac{n_{\text{ДЗП}}}{T_{\text{ДЗП}} \rho + 1} (\Delta \vartheta^{\text{ay}} - \Delta \vartheta_{\text{зад}}^{\text{ay}})$$

$\Delta \vartheta^{a_y}$ - сигнал текущего тангажа формируется путем пропускания сигнала ускорения a_y с БИНС через два фильтра .

$$\Delta \vartheta^{a_y} = \frac{T_{a_y} p}{(T_{\phi_y} p + 1)} \frac{(T_{\phi 1} p + 1)}{(T_{\phi 2} p + 1)} a_y$$

Первый (с T_{a_y}) уменьшает погрешности измерения ускорения a_y . Второй ($T_{\phi 1}$ и $T_{\phi 2}$) ограничивает короткопериодические частоты движения самолета.

$\Delta \vartheta_{\text{зад}}^{a_y}$ - сигнал заданного тангажа состоит из двух составляющих $\Delta \vartheta_{\text{зад}}^{a_y} = \sigma_{V_y} + \sigma_{V_y}^{\text{зад}}$

σ_{V_y} - сигнал разности между оценкой текущей вертикальной скорости и расчетным значением вертикальной скорости;

$$\sigma_{V_y} = k_{V_y} (\overset{\boxtimes}{H} - k_{V_x} V_x)$$

$\overset{\boxtimes}{\dot{H}}$ Оценка текущей вертикальной скорости формируется в комплексирующем фильтре на основании информации о мгновенном значении этого отклонения и вертикального ускорения:

$$\overset{\boxtimes}{H} = \left(\frac{T_{V_{y1}} p + 1}{T_{V_{y1}} p + 1} V + \frac{T_{a_y} p}{T_{a_y} p + 1} k_{\phi} a_y \right) \frac{1}{T_{\phi 3} p + 1}$$

$\sigma_{V_y}^{\text{зад}}$ - сигнал заданного изменения вертикальной скорости.

$$\sigma_{V_y}^{\text{зад}} = \sigma_{\Delta H_r} + \sigma_{\int \Delta H_r}$$

$\sigma_{\Delta H_r}$ - сигнал линейного отклонения от равносигнальной линии глиссады;

$\sigma_{\int \Delta H_r}$ - сигнал интеграла отклонения от равносигнальной линии глиссады;

$\sigma_{\Delta H_r}$ - формируется в результате нелинейной обработки сигнала ε_r

F_{ε_r} обеспечивает помехозащищенность при наличии интенсивных искривлений линии глиссады.

Множительное устройство (аттенюатор) по сигналу $H_{и}$ с радиовысотомера уменьшает сигнал $F_{\varepsilon_r} \varepsilon_r$ по мере приближения к ВПП.

ΔH_r^{ILS} пропорционален линейному отклонению от равносигнальной линии глиссады.

В режиме захода по MLS сигнал ΔH_r^{MLS} формируется на основе сигналов $\Delta \theta_r$ $D_{\text{грм}}$ $H_{и}$

С помощью комплексирующего фильтра первого порядка осуществляется фильтрация помех сигнала. Фильтр реализован в виде интегрирующего устройства, охваченного жесткой обратной связью. В течение первых 10 с после захвата глissады коэффициент усиления в прямой цепи фильтра равен $\frac{1}{T_{c2}}$, а сам фильтр представляет собой апериодическое звено. Затем постоянная времени увеличивается, а коэффициент усиления $\frac{1}{T_{c2}}$ уменьшается.

$(\dot{H} - k_{V_x} V_x)$ Компенсирует запаздывание, вносимое в полезную составляющую сигнала ΔH_Γ . Таким образом получается:

$$\sigma_{\Delta H_\Gamma} = F_{\varepsilon_\Gamma} [\Delta H_\Gamma + (\dot{H} - k_{V_x} V_x)] \frac{1}{T_c p + 1}$$

$\sigma_{\int \Delta H_\Gamma} = k_{\int \Delta H_\Gamma} \frac{1}{p} \Delta H_\Gamma$ вводится для удержания самолета на линии глissады в случае отклонения угла наклона глissады от расчетного значения и погрешностей измерения вертикальной и путевой скоростей:

Окончательно для режима АЗП $\Delta \vartheta_{\text{зад}}^{\text{АЗП}} = k_{\text{АЗП}} (\Delta \vartheta^{a_y} - \Delta \vartheta_{\text{зад}}^{a_y})$

для режима ДЗП $\Delta \vartheta_{\text{зад}}^{\text{ДЗП}} = \frac{k_{\text{ДЗП}}}{T_{\text{ДЗП}} p + 1} (\Delta \vartheta^{a_y} - \Delta \vartheta_{\text{зад}}^{a_y})$