

Лекция № 16

Тема 3.2. Приборное оборудование аналоговых комплексов ПНО

5. Автомат углов атаки и сигнализации перегрузки (АУАСП). Назначение, состав и функциональная схема АУАСП. Датчики сигналов ДКУ, ДП, ДУА. Режимы работы («Полет», «Взлет», Посадка», «Контроль»), индикация и сигнализация автомата АУАСП.

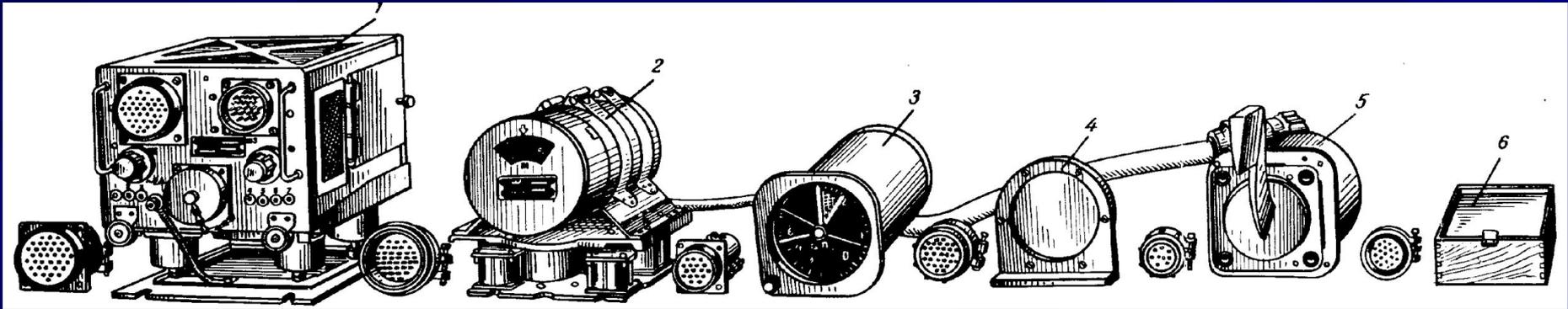
6. Система сигнализации опасной скорости сближения самолета с землей (ССОС). Назначение, состав (ВВС, ВЛ) и функциональная схема ССОС. Формирование бароинерциальной и барорадиоинерциальной вертикальных скоростей полета. Режимы и сигналы предупреждения опасных ситуаций системы ССОС

5. Автомат углов атаки и сигнализации перегрузки (АУАСП)

Назначение. Автомат углов атаки и перегрузок (АУАСП) устанавливается на воздушных судах (самолётах) гражданской авиации и служит для:

- измерения в полёте местных углов атаки $\alpha_{\text{местн}}$, критических углов атаки $\alpha_{\text{кр}}$ и вертикальных перегрузок n_y ;
- выдачи сигналов, пропорциональных местным углам атаки $\alpha_{\text{местн}}$, критическим углам атаки $\alpha_{\text{кр}}$ и вертикальным перегрузкам n_y ;
- визуального указания текущих углов атаки $\alpha_{\text{тек}}$, критических углов атаки $\alpha_{\text{кр}}$ и вертикальной перегрузки n_y ;
- включения предупреждающей сигнализации и выдачи сигналов в самолётные системы при приближении к критическим углам атаки и предельным перегрузкам.

Состав автомата углов атаки и сигнализации перегрузки



- 1 - блок коммутации БК; 2 - датчик критических углов ДКУ;
3 - указатель углов атаки и перегрузок УАП;
4 - датчик перегрузок ДП; 5 - датчик углов атаки ДУА; 6 – ЗИП.

Принцип действия автомата углов атаки и сигнализации перегрузки

Основан на непрерывной отработке в схемах автоматических самобалансирующихся мостов напряжений, пропорциональных текущим углам атаки α , критическим углам атаки $\alpha_{кр}$ и вертикальным перегрузкам n_y самолёта.

Указанные параметры самолёта замеряются датчиками углов атаки ДУА, критических углов ДКУ и перегрузок ДП и вводятся в виде электрических напряжений на указатель углов атаки и перегрузок УАП. Таким образом, на указателе углов атаки и перегрузки УАП автомата непрерывно индицируются величины $\alpha_{тек}$, $\alpha_{кр}$ и n_y . Допустимое значение вертикальной перегрузки наносится на шкале указателя в виде постоянной величины (закрашенного сектора желтого или красного цвета).

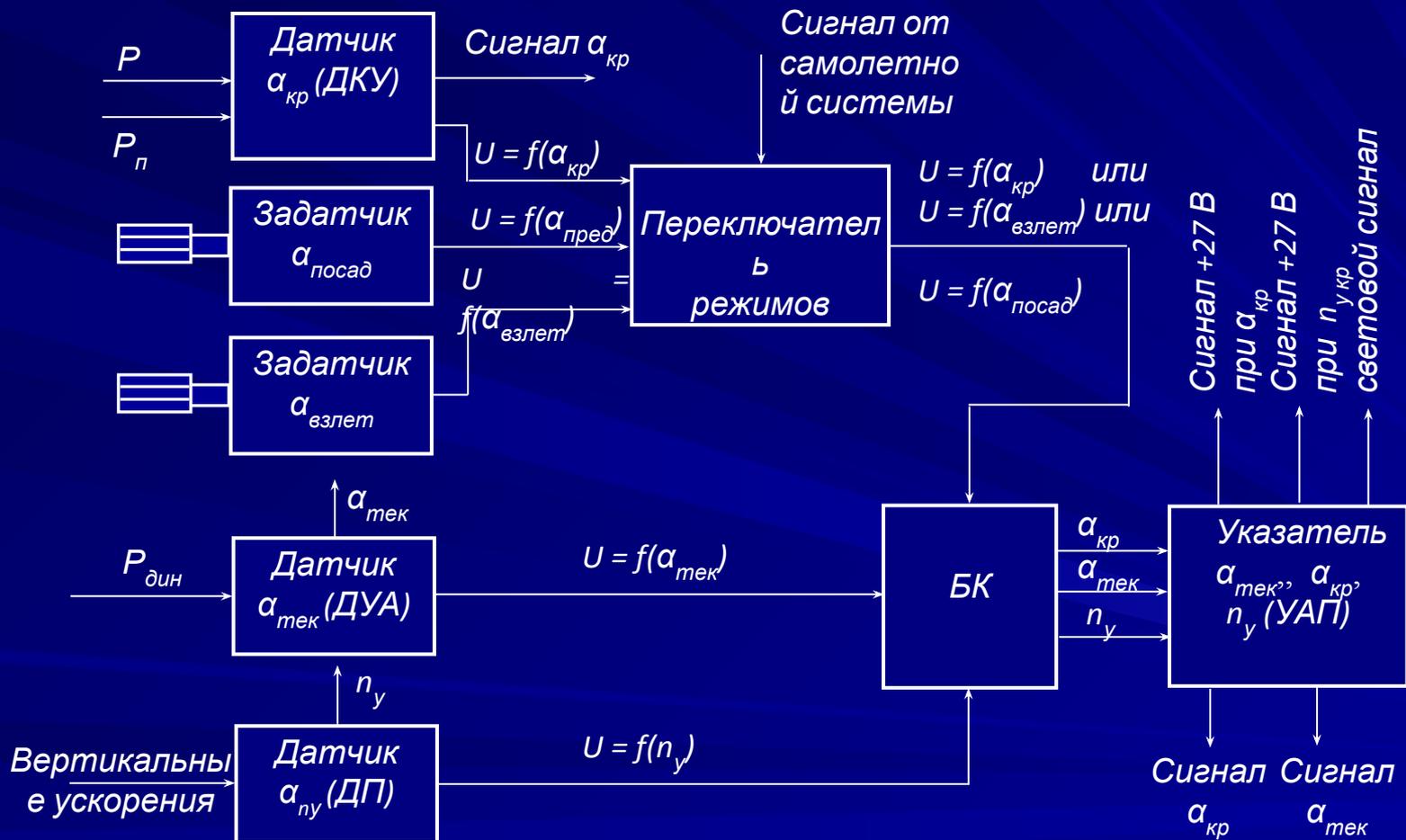
Выход самолёта на критический режим определяется приближением текущего угла атаки самолёта к критическому углу атаки или вертикальной перегрузки к предельному значению. При этом стрелки указателей угла атаки и вертикальной перегрузки приближаются к критическим значениям, и выдаётся предупреждающий сигнал - загорается лампочка на указателе.

Принцип действия автомата углов атаки и сигнализации перегрузки

Одновременно в самолётную систему выдаётся сигналы «критического режима», «+27В» на лампочку правого лётчика и отдельно по каналам угла атаки α и вертикальной перегрузки n_y в виде напряжений постоянного тока «+27 В».

Принцип действия сигнализации основан на механическом включении и выключении микропереключателей специальными устройствами, расположенными в указателе углов атаки и перегрузок УАП.

Функциональная схема автомата углов атаки и сигнализации перегрузки



Датчики сигналов ДКУ, ДП, ДУА

Вертикальное ускорение n_y измеряется датчиком перегрузки ДП, а текущий угол атаки $\alpha_{\text{тек}}$ датчиком текущего угла атаки ДУА, измеренные значения в виде электрических сигналов поступают в блок коммутации БК. Через переключатель режимов (от концевых микропереключателей положения закрылков) в блок коммутации БК поступают электрические сигналы, пропорциональные критическим углам атаки для различных режимов полёта (взлёт, полёт, посадка).

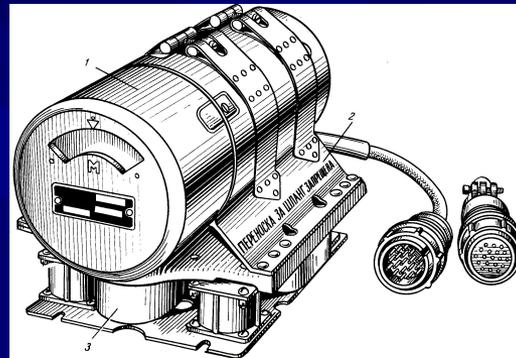
Критический угол атаки $\alpha_{\text{кр}}$ в полётном режиме является функцией числа Маха полёта. Он определяется датчиком критических углов ДУА и в виде напряжения

$$U = f(M) \quad (1)$$

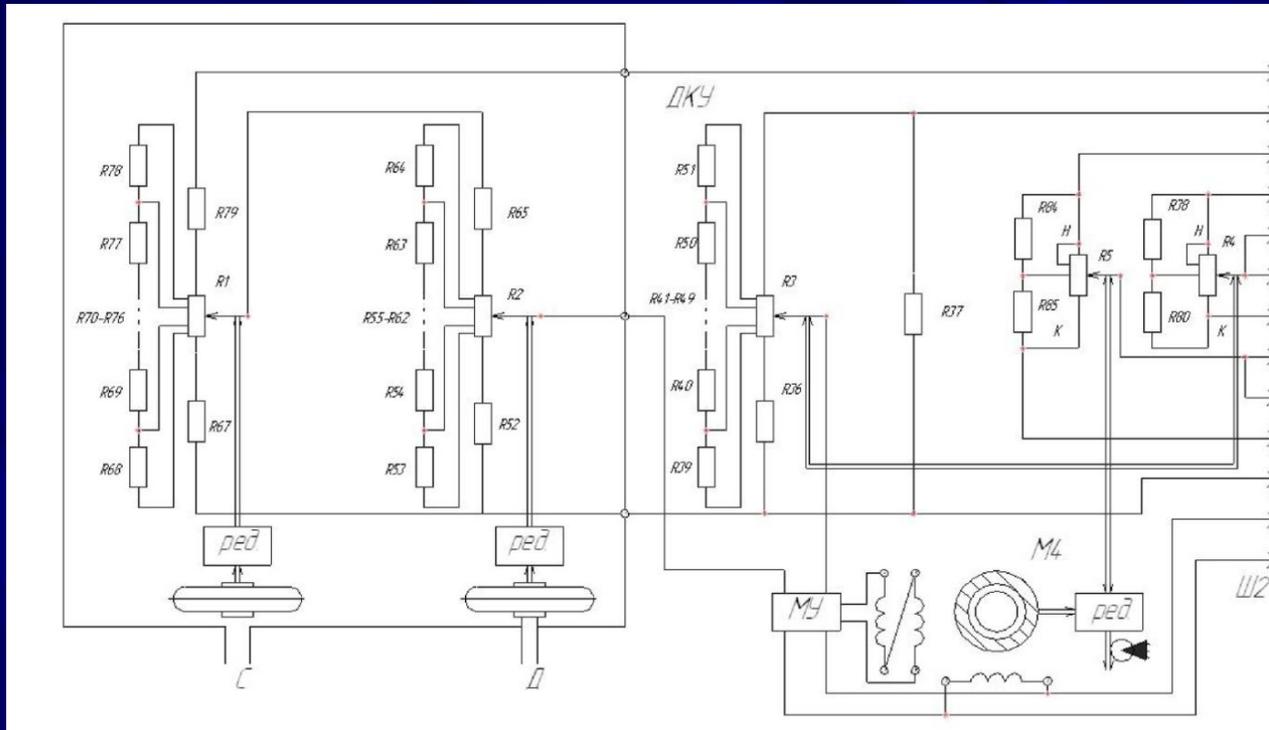
поступает в блок коммутации. Так как режимы взлёта и посадки протекают в любом полёте одностипно, то критические углы атаки для этих режимов не вычисляются, а задаются при помощи задатчиков критического угла атаки для взлётно режима $\alpha_{\text{взлет}}$ и посадочного режима $\alpha_{\text{пос}}$. Значения углов $\alpha_{\text{взлет}}$ и $\alpha_{\text{пос}}$ различаются лишь для разных типов самолётов.

Датчик критических углов

Датчик критических углов ДКУ стоит из собственно датчика и монтажного кронштейна с магнитным усилителем. Собственно датчик состоит из мембранно-анероидного узла и узла отработки. Мембранно-анероидный узел состоит из скоростного и высотного блоков, укрепленных в герметичном пластмассовом корпусе, во внутреннюю полость которого подаётся статическое давление $P_{ст}$ от приёмника статического давления ПДС.



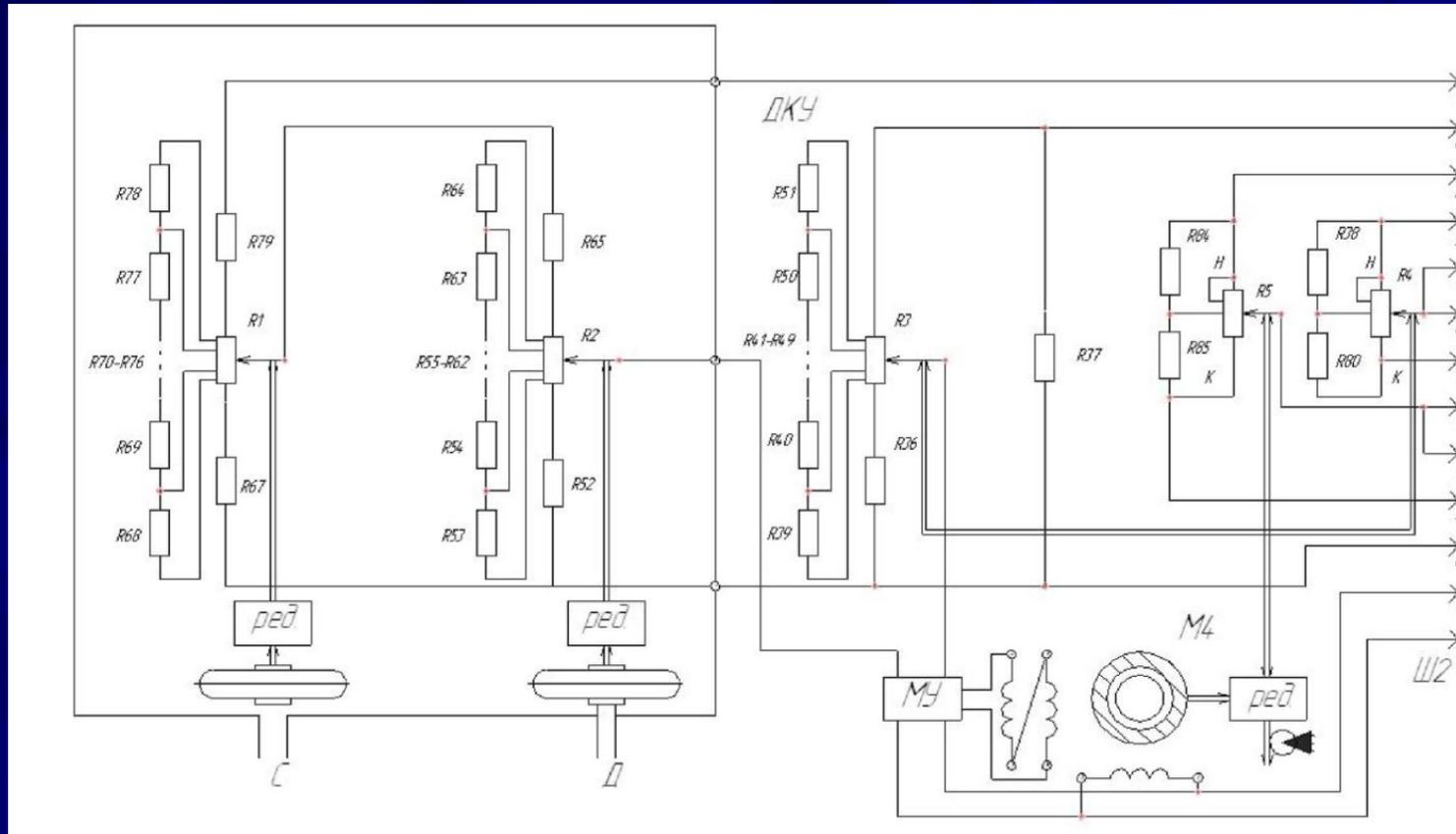
Чувствительным элементом скоростного блока является манометрическая коробочка, в которую подается полное давление от приёмника полного давления ППД. В высотном блоке в качестве чувствительного элемента используется анероидная коробочка с нулевой температурной компенсацией инструментальных погрешностей.



Статическое давление $P_{ст}$, воспринимаемое статической камерой приёмником воздушных давлений ПВД, подаётся через штуцер С в герметичный корпус мембранно-анероидного узла датчика критических углов, где оно воздействует на чувствительный элемент высотного блока (анероидную коробку). Перемещение подвижного центра анероидной коробки передаётся щёткодержателю с токосъёмными щётками, скользящими по высотному потенциометру R1. Напряжение, снимаемое с потенциометра R1, является функцией статического давления воздушного потока $P_{ст}$.

Датчик критических углов

12



Полное давление P_n от ПВД подаётся через штуцер Д внутрь манометрической коробки. Перемещение подвижного центра мембраны, пропорциональное динамическому давлению $P_{дин}$ - разность полного и статического давлений ($P_{дин} = P_n - P_{ст}$), передаётся щёткодержателю с токосъёмными щётками, скользящими по скоростному потенциометру R2. Напряжение, снимаемое с потенциометра R2, является функцией динамического давления.

Таким образом, получают необходимую информацию для вычисления числа Маха полёта, величина которого определяет критический угол атаки. Путём предварительного профилирования каркасов потенциометров R1 и R2 и последующего уточнения их характеристик при помощи шунтирующих резисторов R68-R78, R53-R64 и добавочных резисторов R52, R65, R67, R79 достигается заданная зависимость выходных напряжений U_1 и U_2 потенциометров R1 и R2 от измеряемых величин $P_{ст}$ и $P_{дин}$:

$$U_1 = K_1 \cdot P_{ст}^{-a}$$

$$U_2 = K_2 \cdot P_{дин}^a$$

где K_1, K_2 - коэффициенты использования длины намотки потенциометров R1 и R2;

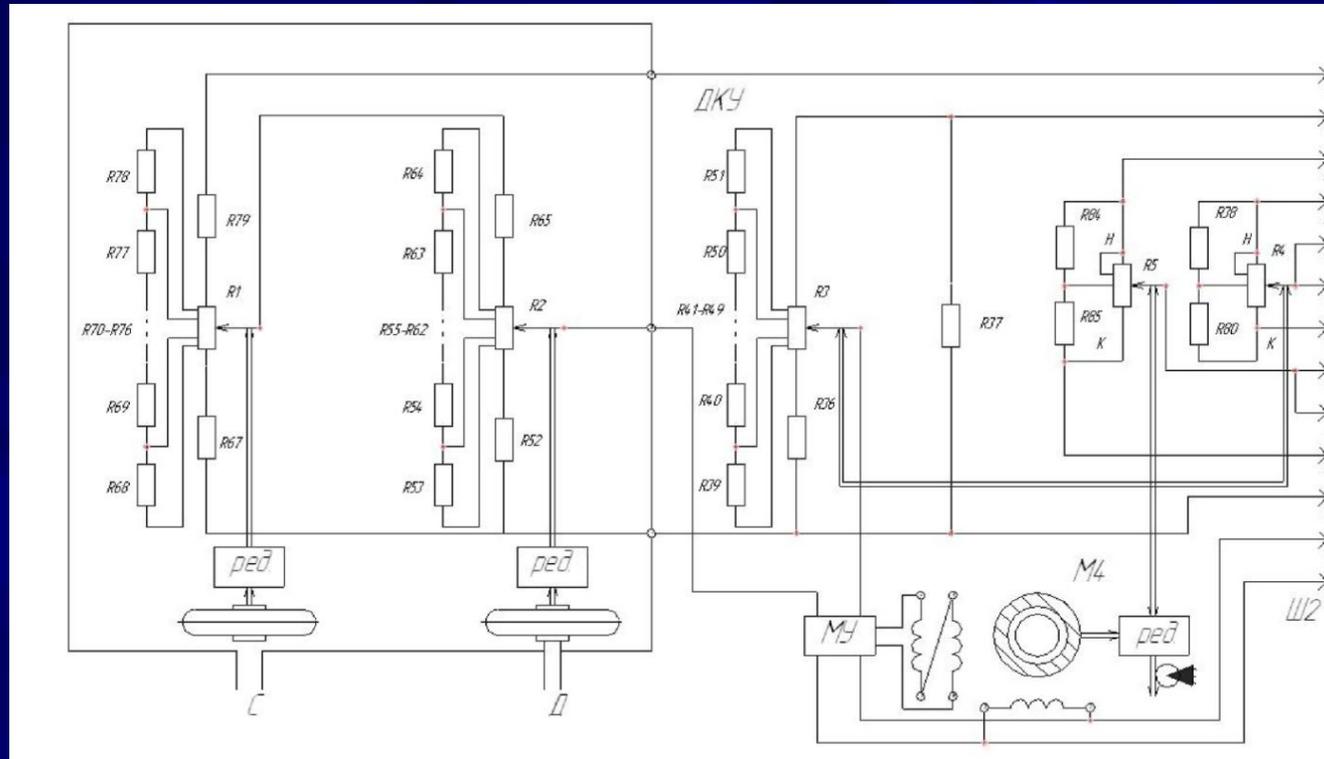
a - степень, равная $0,35 \div 0,42$.

Количество и номиналы указанных резисторов и их величина определяется характеристикой $\alpha_{кр} = f(M)$ для каждого типа самолёта. Потенциометры R1 и R2 включены по схеме умножения так, что с потенциометра R2 снимается напряжение:

$$U_{1,2} = U_1 U_2 = K_1 K_2 (P_{дин} / P_{ст})^a$$

Датчик критических углов

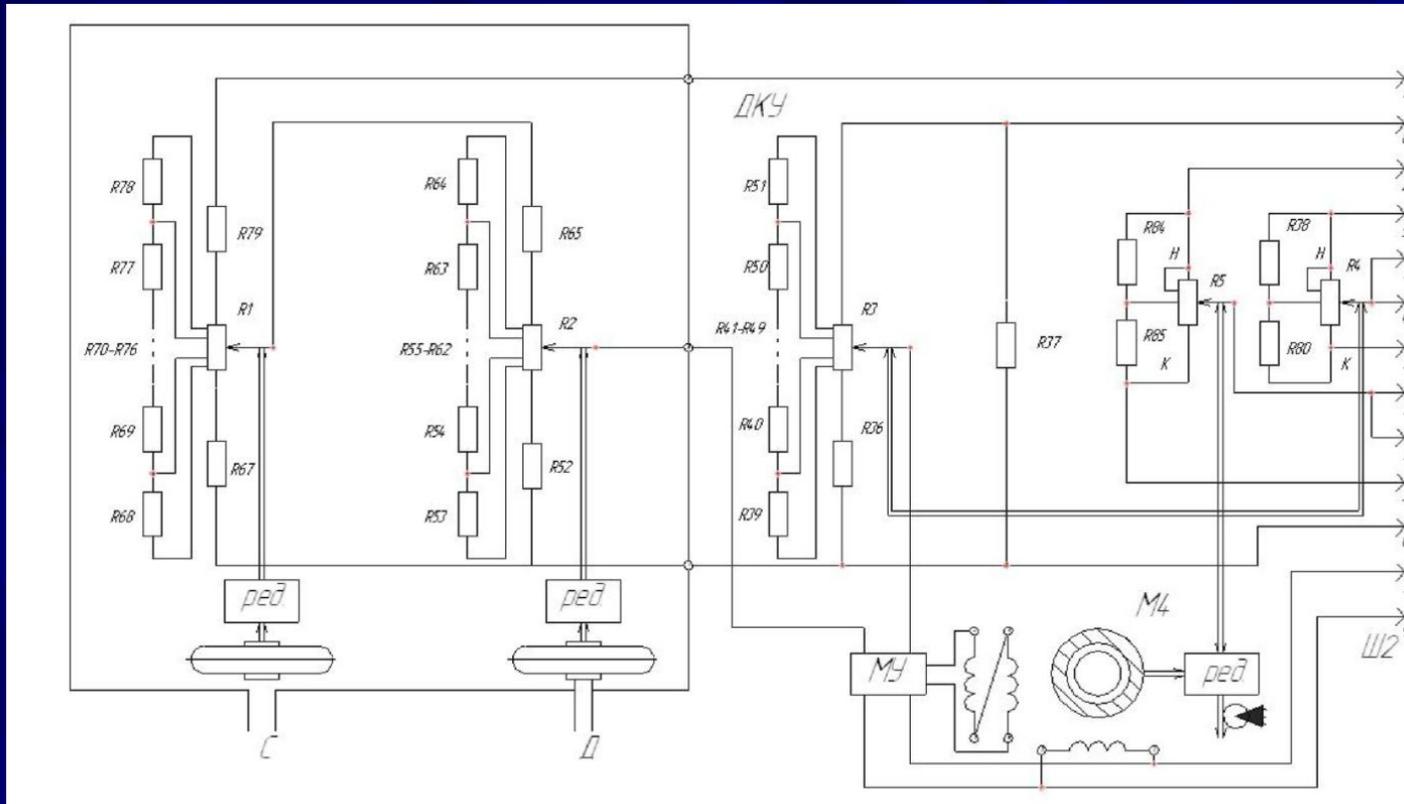
10



Это напряжение сравнивается с напряжением U_3 потенциометра отработки R3 и подаётся на вход магнитного усилителя МУ, на выходе которого установлен двухфазный индукционный двигатель М4, который перемещает щётку потенциометра R3 до тех пор, пока мост, образованный потенциометрами, не придёт в равновесие. Благодаря электрическому профилированию потенциометра R3 шунтами R39 ÷ R51 и добавочным резистором R36, угол поворота вала двигателя и щётки потенциометра R3 является функцией числа М.

Датчик критических углов

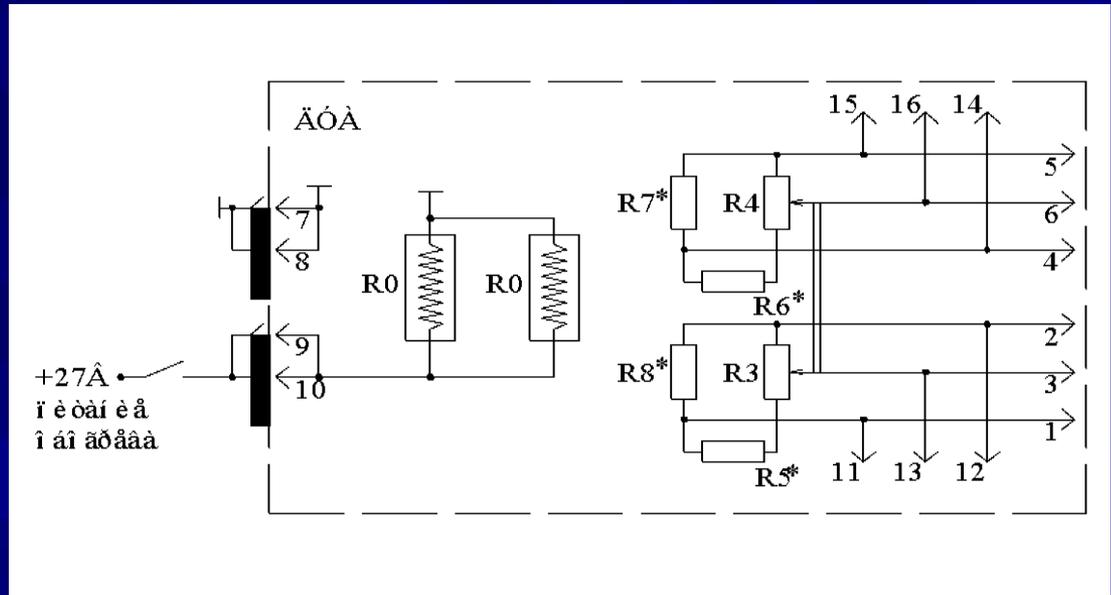
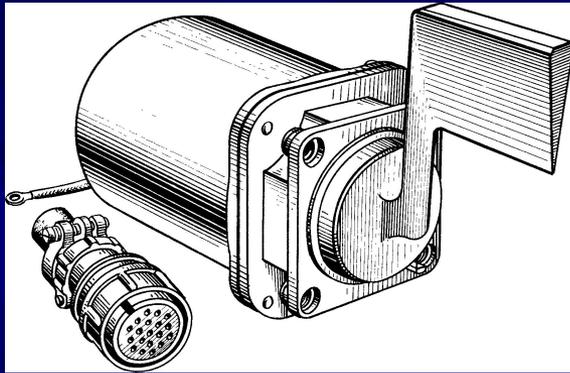
9



Щётки потенциометра обработки R3 и выходных потенциометров R4 и R5 укреплены на одной оси, благодаря чему и угол поворота щёток выходных потенциометров пропорционален числу M. Сопласующие резисторы в блоке коммутации и резисторы R38, R80, R84, R85 в датчике критических углов ДКУ подбирают таким образом, чтобы с потенциометров R4 и R5 снимались напряжения заданной зависимости критических углов от числа M.

Датчик углов атаки

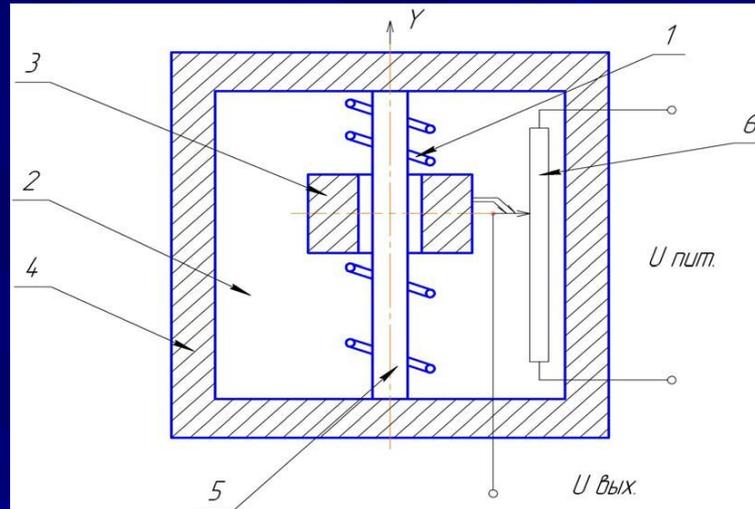
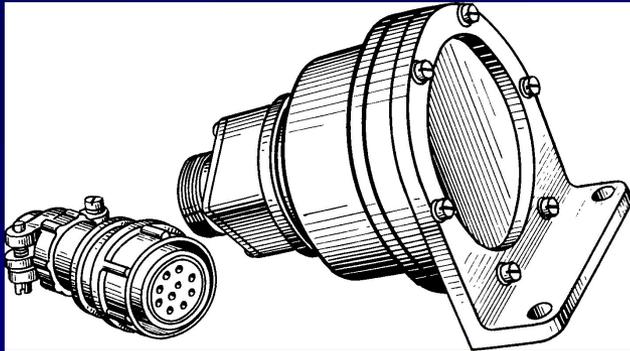
Текущие местные углы атаки измеряются с помощью флюгерного датчика типа ДУА, устанавливаемого на фюзеляже самолёта.



В корпусе датчика углов атаки ДУА закреплены потенциометры R3 и R4, а с флюгером, свободно устанавливающимся по направлению воздушного потока, соединены токосъёмные щётки. Таким образом, с потенциометров R3 и R4 снимаются напряжения пропорциональные текущим значениям местных углов атаки. Резисторы R5 и R6 являются регулировочными. Обогреватели R0 обеспечивают работоспособность датчика углов атаки в условиях обледенения.

Датчик перегрузки

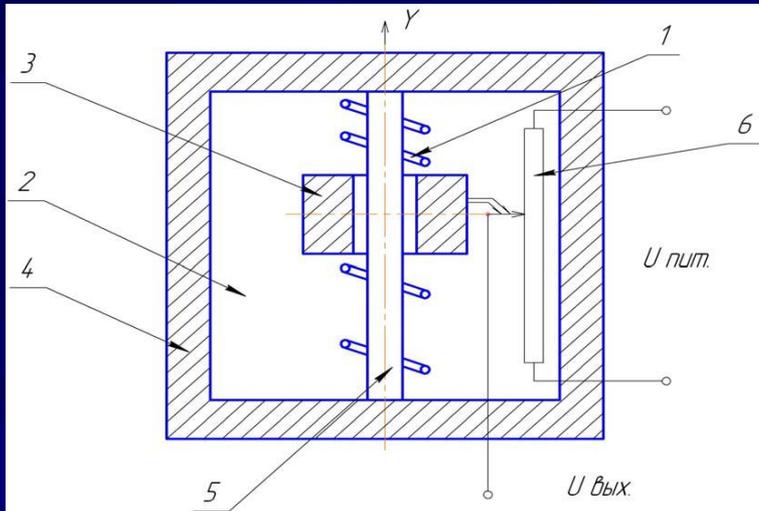
Датчик перегрузки предназначен для измерения вертикальных перегрузок, действующих по оси ОУ самолёта (вертикальная ось).



$$n_y = \frac{\Delta y}{g}$$

Направляющая 5 обеспечивает единственную степень свободы перемещения инерционной массы 3 (ось ОУ). При отсутствии линейного ускорения натяжение пружин 1 одинаково и инерциальная масса располагается в среднем положении ($n_y = 0$). При установке на неподвижном основании или в горизонтальном полёте на инерциальную массу действует сила тяжести, под действием которой она смещается от среднего положения на величину пропорциональную g ($n_y = 1$). Во время движения самолёта по криволинейной траектории с ускорением, подвижный узел 3 приводится в движение силой, развиваемой при деформации пружин 1. В установившемся положении равновесия, усилие деформации пружин равно инерциальной силе.

Датчик перегрузки

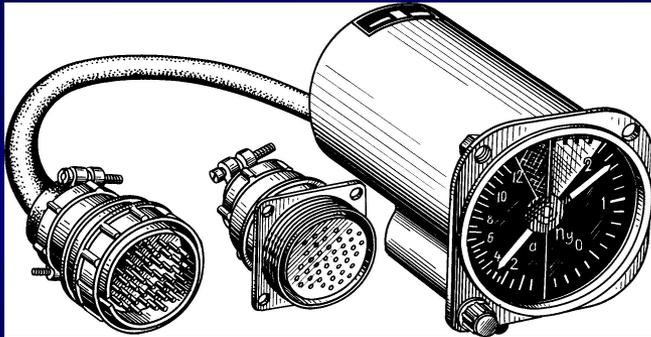


$$n_y = \frac{\Delta y}{g}$$

Поскольку пружины имеют линейную зависимость усилия деформации от её величины, то смещение подвижного узла пропорционально ускорению, с которым движется корпус 4 акселерометра в направлении оси OY (с учётом проекции ускорения силы тяжести на ось OY).

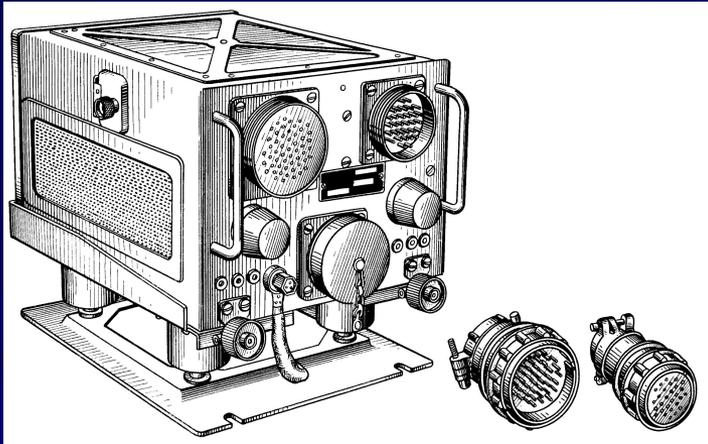
Смещение подвижного узла 3 с помощью потенциометра 6 преобразуется в электрический сигнал. Для демпфирования колебаний инерциальной массы 3 и уменьшения трения движущихся частей, полость датчика заполнена маслом 2. С целью предохранения щёток потенциометра от механических повреждений и ограничения движения инерционной массы в пределах диапазона измерения перегрузок используются регулируемые опоры, чтобы инерционная масса упиралась в них при перегрузках, превышающих на 10% максимальные для данного типа самолёта. Жёсткость пружины подбирается также в зависимости от диапазона измеряемых перегрузок.

Указатель УАП предназначен для преобразования электрических величин, пропорциональных $\alpha_{\text{тек}}$, $\alpha_{\text{кр}}$ ($\alpha_{\text{взлет}}$, $\alpha_{\text{пос}}$) и n_y в механические повороты стрелок $\alpha_{\text{тек}}$ и n_y , и сектора $\alpha_{\text{кр}}$ ($\alpha_{\text{взлет}}$, $\alpha_{\text{пос}}$) относительно шкал и для указания этих перемещений.



По раствору между стрелкой $\alpha_{\text{тек}}$ и сектором $\alpha_{\text{кр}}$ ($\alpha_{\text{взлет}}$, $\alpha_{\text{пос}}$) судят о приближении к критическому режиму полёта по углу атаки, а по раствору между стрелкой n_y и неподвижным сектором $n_{y \text{ кр}}$ - о приближении к критическому режиму по вертикальной перегрузке.

В указателе смонтированы следующие системы обработки каналов $\alpha_{\text{тек}}$, $\alpha_{\text{кр}}$ ($\alpha_{\text{взлет}}$, $\alpha_{\text{пос}}$) и n_y , состоящие из потенциометров. Связанные со стрелками кулачки замыкают концевые микропереключатели В1 и В2 при подходе к критическим режимам по каналам угла атаки α и вертикальной перегрузки n_y , в результате чего загораются предупредительные сигналы и в самолётные устройства выдаётся сигнал «+27В».



Посредством блока коммутации осуществляется регулировка и питание постоянным и переменным напряжениями всего автомата АУАСП.

В блоке коммутации БК расположены трансформаторы, усилители систем отработки $\alpha_{\text{тек}}$, $\alpha_{\text{кр}}$ ($\alpha_{\text{взлет}}$, $\alpha_{\text{пос}}$) и n_y , регулировочные и вспомогательные элементы схемы.

Все каналы отработки ($\alpha_{\text{тек}}$, $\alpha_{\text{кр}}$ ($\alpha_{\text{взлет}}$, $\alpha_{\text{пос}}$) и n_y) выполнены на базе самобалансирующихся потенциометрических мостовых схем.

Режимы работы («Полет», «Взлет», «Посадка», «Контроль»)

Переключатель режимов подключает определённый канал ограничения $\alpha_{кр}$. Переключатель режимов срабатывает от самолётной системы (концевые микропереключатели положения закрылков) и коммутируют цепи $\alpha_{кр}$, $\alpha_{взлет}$ и $\alpha_{пос}$ в зависимости от режима полёта. Конструктивно переключатель режимов (реле) и задатчики $\alpha_{взлет}$ и $\alpha_{пос}$ (потенциометры) расположены в блоке коммутации БК. Напряжения, поступающие в блок коммутации БК на усилители, являются входными сигналами для автоматических самобалансирующихся мостов, двумя плечами которого являются части потенциометров датчиков. Другими плечами моста являются части потенциометров отработки в указателе углов атаки и перегрузок УАП, в котором электрические сигналы преобразуются в перемещения стрелок индицируемых параметров и сектора, ограничивающего критические углы атаки.

ДУА измеряет местные углы атаки, в то время как необходимо индицировать $\alpha_{тек}$ самолёта (крыла). Шкала указателя углов атаки и перегрузок УАП поэтому тарирована в $\alpha_{тек}$ самолёта. Зависимость между $\alpha_{местн}$ и $\alpha_{тек}$ самолёта определяется для каждого типа самолёта в результате лётных испытаний. В частности, для самолета Ту-154 эта зависимость имеет вид:

$$\alpha_{местн} = (1,5 \div 2) \alpha_{тек} \quad (2)$$

Режимы работы автомата углов атаки и перегрузки

Автомат имеет четыре режима работы:

1. Режим «Полёт». Сектор критических углов занимает положение пропорциональное выходному напряжению датчика критических углов, которое зависит от числа M . Автомат работает в этом режиме при подаче «-27В» от концевого выключателя обжатия шасси, т.е. в момент отрыва самолёта от ВПП, в том случае, если закрылки самолёта не выпущены на взлётный или посадочный угол.

2. Режим «Взлёт». Положение сектора критических углов атаки определяется задатчиком $\alpha_{\text{взлет}}$, который находится в блоке коммутации БК. Автомат работает в этом режиме, если подается «-27В» от концевых микропереключателей закрылков, которые срабатывают при выпуске закрылков на взлетный угол.

3. Режим «Посадка». Положение сектора критических углов определяется задатчиком $\alpha_{\text{пос}}$, который находится в блоке коммутации БК. Автомат работает в этом режиме, если подается «-27В» от концевых микропереключателей закрылков, которые срабатывают при выпуске закрылков на посадочный угол.

Режимы работы автомата углов атаки и перегрузки

Автомат имеет четыре режима работы:

4. Режим «Контроль». Для определения работоспособности систем обработки автомата на земле и в полёте предусмотрен встроенный контроль. В этот режим автомат переключается при нажатии кнопки (без фиксированного положения) «Контроль АУАСП» на приборной доске лётчика. При этом независимо от режима полёта, подвижные элементы указателя займут следующие положения:

- сектор канала критических углов атаки отработает в положение взлётного угла атаки;
- стрелка канала текущего угла атаки совместится с нижней кромкой сектора канала критических углов атаки, т.е. отработает в положение выхода на критический угол атаки;
- стрелка канала вертикальной перегрузки совместится с нижней кромкой неподвижного сектора канала вертикальной перегрузки, т.е. отработает в положение допустимой критической вертикальной перегрузки, сработает сигнализация.

Нажатие на кнопку «Сброс» приводит к восстановлению показаний в соответствии с положением щёток потенциометров датчиков. Датчики встроенным контролем не охвачены.

Режимы работы автомата углов атаки и перегрузки

Для автомата *АУАСП* характерны погрешности, в основном вносимые датчиками автомата и элементами указателя.

Для проверки автомата *АУАСП* используется установка *КПА-23*. Работоспособность автомата на самолете проверяется отдельно от датчиков *ДУА*, *ДКУ* и *ДП*. При проверке работоспособности от датчика *ДКУ* дополнительно используется установка *КПА-ПВД (КПУ-3)*, а при проверке работоспособности от датчика *ДП* - пульт *КП-10* из комплекта *КПА-10*

6. Система сигнализации опасной скорости сближения самолета с землей (ССОС)

Назначение. Системы сигнализации опасной скорости V сближения самолета с землей (ССОС) служат для выдачи сигналов предупреждения при взлёте и посадке в заданном диапазоне геометрических высот $H_1 \dots H_3$ (от 50 м до 250 м), при скорости снижения $V_y \leq V_{y\text{КР}}$, а также при сближении самолета с землей в опасном диапазоне высот $H_1 \dots H_4$ ($H_3 < H_4$) и подачи этих сигналов для записи на МСРП. Опасный диапазон высот определяется в зависимости от барорадиоинерциальной $V_{y\text{бри}}$ или бароинерциальной $V_{y\text{би}}$ вертикальной скорости.

Сигнал предупреждения об опасной скорости сближения с землей формируется при следующих условиях:

- при взлете, после уборки шасси в интервале высот по данным радиовысотомера $50 < H_{\text{ре}} < 250$ м, если самолет начнет снижаться с вертикальной скоростью более 1,6 м/с;
- при снижении, когда высота по данным радиовысотомера менее 250 м и шасси убрано;

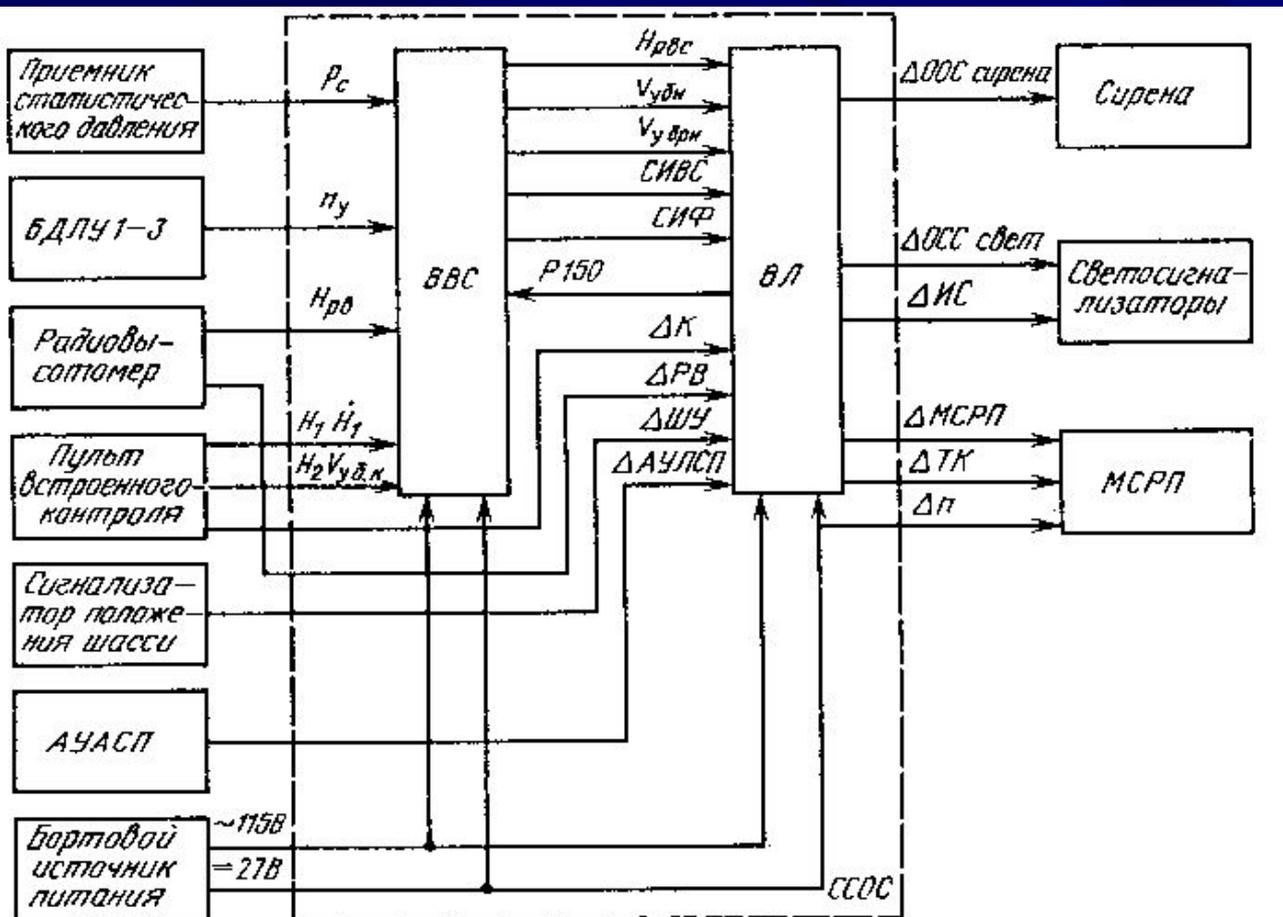
6. Система сигнализации опасной скорости сближения самолета с землей (ССОС)

Состав. В комплект ССОС входят:

- **вычислитель вертикальной скорости ВВС** - вычисляет вертикальную скорость сближения самолета с землей (бароинерциальную $V_{уби}$ и барорадиоинерциальную $V_{убри}$) и вырабатывает сигнал исправности вычислителя.;
- **логический вычислитель ВЛ** (задает зависимость опасных значений V_u от истинной высоты полета; вырабатывает предупредительную сигнализацию при возникновении опасной ситуации в полете; выдает сигнал исправности ССОС.;
- **датчик линейных ускорений БДЛУ-1** (измеряет линейное ускорение вдоль вертикальной оси самолета)

6. Система сигнализации опасной скорости сближения самолета с землей (ССОС)

Функциональная схема ССОС.



Входными сигналами ССОС являются: P_c , n_y , истинная высота $H_{рв}$, $\alpha_{кр}$ от АУАСП.

Блок ВВС на выходе формирует вертикальные скорости полета:

бароинерциальную $V_{y \text{ би}}$ (комплексирование сигналов барометрической вертикальной скорости V_y и вертикальной инерциальной скорости, получаемой интегрированием вертикального ускорения

и барорадиоинерциальную (комплексирование производной от P_B и $V_{y \text{ би}}$

6. Система сигнализации опасной скорости сближения самолета с землей (ССОС)

Работа ССОС.

Комплексирование бароинерциальной $V_{y би}$ вертикальной скорости связано с компенсацией постоянных и медленно меняющихся ошибок, содержащихся в сигнале перегрузки, и компенсации флуктуационных составляющих в сигнале барометрической вертикальной скорости, обусловленных погрешностями восприятия статического давления.

Комплексирование барорадиоинерциальной $V_{y бри}$ вертикальной скорости связано с компенсацией уровня помех в сигнале производной радиовысотомера $H_{рв}$, обусловленных в том числе неровностями рельефа (леса, овраги и т.д.) и погрешностей $V_{y би}$. В результате на выходе фильтра получается сигнал, пропорциональный скорости $V_{y бри}$

Сигналы $V_{y би}$, $V_{y бри}$, H_u с выходов фильтров, согласующего устройства вместе сигналами U_e (сигнал исправности вычислителя), U_ϕ (сигнал исправности фильтров), $a_{кр}$, $U_{ш}$ - поступают на вход логического вычислителя ВЛ.

6. Система сигнализации опасной скорости сближения самолета с землей (ССОС)

Работа ССОС.

Вычислитель $ВЛ$ включает компараторы, которые по сигналам H_u вычислителя $В$ выдают сигналы прохождения самолётом фиксированных значений $H_1 \dots H_4$ высоты.

Граничная высота $H_{ГР1}$ опасного диапазона высот в функции скорости $V_{y_{бу}}$ определяется в специальном компараторе. Здесь происходит сравнение граничной высоты с текущей высотой H_u . Выходной сигнал компаратора при $H_u < H_{ГР1}$ представляет логическую «1», а при $H_u > H_{ГР1}$ - логический «0».

Граничная высота $H_{ГР2}$ опасного диапазона высот в зависимости от скорости $V_{y_{би}}$ определяется в другом компараторе, где высота $H_{ГР2}$ сравнивается с H_u . Выходной сигнал этого компаратора равен логической "1" при $H_u < H_{ГР2}$, а при $H_u > H_{ГР2}$ - логическому «0».

В следующем компараторе при $V_{y_{бу}} > V_{y_{КР}}$ вырабатывается сигнал, равный логической «1», а при $V_{y_{бу}} < V_{y_{КР}}$ - логическому «0». Сигнал $U_{ш}$ с помощью делителя напряжения преобразуется в логическую «1» при убранных шасси, а при выпущенных шасси - в логический «0».

6. Система сигнализации опасной скорости сближения самолета с землей (ССОС)

Работа ССОС.

Выходные сигналы опасных режимов полета вырабатываются в компараторе тревоги в результате прохождения отмеченных сигналов с другими входными сигналами через комбинацию логических элементов И - НЕ, И, ИЛИ, НЕ, также входящих в состав вычислителя ВЛ. Выходные сигналы системы ССОС могут фиксироваться в магнитной системе регистрации параметров самолёта МСРП.

Перед полетом система проверяется на земле с помощью встроенного контроля. Для включения встроенного контроля необходимо переключатель «Контроль ССОС» устанавливать поочередно в положения «I», «II», «III». Когда переключатель находится в положении «I», проверяется исходное положение измерительных и преобразующих элементов блоков ССОС, готовность радиовысотомера к работе, наличие всех видов электрического питания в отсутствие сигнала $\alpha_{кр}$. Если все системы исправны, загорается табло «Опасно земля».

Когда переключатель находится в положениях «II» и «III», проверяется работоспособность системы путем подачи напряжений, имитирующих определенные значения высоты и вертикальной скорости (H_1, H_1 – в положении «II»; H_2 и $V_{уби}$ – в положении «III»), при которых система должна выработать сигнал, включающий табло «Опасно земля».