

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»

Кафедра технической эксплуатации авиационных электросистем и
пилотажно-навигационных комплексов
В.В. Глухов, Ю.С. Соловьев, А.С. Безруков

АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ И
ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

Пособие по изучению дисциплины
и выполнению лабораторной работы

«АВТОМАТ УГЛОВ АТАКИ И ПЕРЕГРУЗОК ТИПА АУАСП-Р»

для студентов IV и V курсов
специальности 160903
всех форм обучения

Москва - 2008

ББК 0571-521

Рецензент канд. техн. наук, проф. В.Д. Константинов

Глухов В.В., Соловьев Ю.С., Безруков А.С.

Г 55 **Авиационные приборы и информационно-измерительные системы: Пособие по изучению дисциплины и выполнению лабораторной работы «АВТОМАТ УГЛОВ АТАКИ И ПЕРЕГРУЗОК ТИПА АУАСП-Р».**– М.: МГТУ ГА, 2008. – 24 с.

Данное пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины СД.08 «Авиационные приборы и информационно-измерительные системы» по Учебному плану специальности 160903 для студентов IV и V курсов всех форм обучения, утвержденному в 2001 г.

В подготовке пособия к изданию и отладке лабораторного стенда принимали участие студенты Бабаскин И.А. и Старовойтов А.А.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 29.04.08 г. и методического совета 20.05.08 г.

Редактор Т.П. Воронина

Печать офсетная	Подписано в печать 15.10.08г.	
1,39 усл.печ.л.	Формат 60x84/16	1,25 уч.-изд. л.
	Заказ № 622/980	Тираж 150 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Редакционно-издательский отдел
125493 Москва, ул. Пулковская, д.6а

© Московский государственный
технический университет ГА, 2008

АВТОМАТ УГЛОВ АТАКИ И ПЕРЕГРУЗОК ТИПА АУАСП-Р

1. Назначение, состав и принцип действия АУАСП-Р

1.1. Назначение, состав и функциональная схема АУАСП-Р

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

1. Измерения в полёте местных углов атаки $\alpha_{\text{местн.}}$, критических углов атаки $\alpha_{\text{кр}}$ и вертикальных перегрузок n_y .
2. Выдачи сигналов, пропорциональных местным углам атаки $\alpha_{\text{местн.}}$, критическим углам атаки $\alpha_{\text{кр}}$ и вертикальным перегрузкам n_y .
3. Визуального указания текущих углов атаки $\alpha_{\text{тек}}$, критических углов атаки $\alpha_{\text{кр}}$ и вертикальной перегрузки n_y .
4. Включения предупреждающей сигнализации и выдачи сигналов в самолётные системы при приближении к критическим углам атаки и предельным перегрузкам.

Принцип действия автомата основан на непрерывной отработке в схемах автоматических самобалансирующихся мостов напряжений, пропорциональных текущим углам атаки $\alpha_{\text{тек}}$, критическим углам атаки $\alpha_{\text{кр}}$ и вертикальным перегрузкам n_y самолёта.

Указанные параметры самолёта измеряются датчиками углов атаки ДУА, критических углов ДКУ и перегрузок ДП и вводятся в виде электрических напряжений на указатель УАП. Таким образом, на указателе углов атаки и перегрузки УАП автомата непрерывно индицируются величины $\alpha_{\text{тек}}$, $\alpha_{\text{кр}}$ 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.

Одновременно в самолётную систему выдаётся сигналы «критического режима» +27 В 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 УАП.

Функциональная схема АУАСП приведена на рис.1.1.

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 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 $U=f(M)$ поступает в блок коммутации. Так как режимы взлёта и посадки протекают в любом полёте однотипно, то критические углы атаки для этих режимов не вычисляются, а задаются при помощи задатчиков критического угла атаки для взлётно-го 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.

Переключатель режимов подключает определённый канал ограничения критического угла атаки. Переключатель режимов срабатывает от самолётной системы (концевые микропереключатели положения закрылков) и коммутируют цепи $\alpha_{\text{кр}}$, $\alpha_{\text{взлет}}$ и $\alpha_{\text{пос}}$ в зависимости от режима полёта. Конструктивно переключатель режимов (реле) и задатчики $\alpha_{\text{взлет}}$ и $\alpha_{\text{пос}}$ (потенциометры) расположены в БК.

Напряжения, поступающие в 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 УАП, в котором электрические сигналы преобразуются в перемещения стрелок индицируемых параметров и сектора, ограничивающего критические

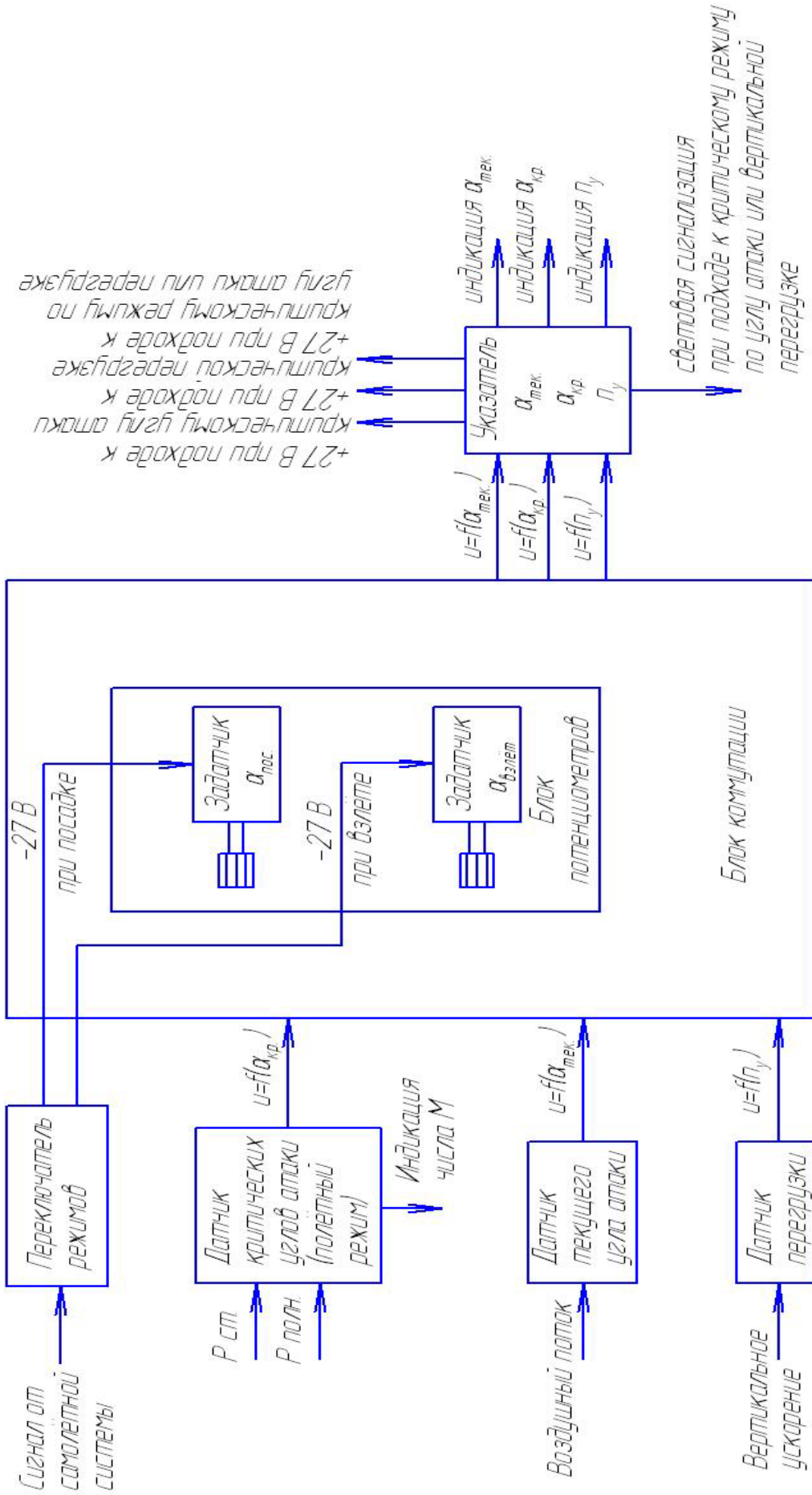


Рис. 11 Функциональная схема АУСП-Р

углы атаки.

Следует отметить, что ДУА измеряет местные углы атаки, в то время как необходимо индцировать текущие углы атаки самолёта (крыла). Шкала указателя УАП поэтому тарирована в текущих углах атаки самолёта. Зависимость между местными углами атаки $\alpha_{\text{местн}}$ и текущими углами атаки $\alpha_{\text{тек}}$ самолёта определяется для каждого типа самолёта в результате лётных испытаний. В частности, для самолета Ту-154 эта зависимость имеет вид

$$\alpha_{\text{местн}} = (1.5-2) \times \alpha_{\text{тек}}$$

Переход от измеряемых местных углов атаки $\alpha_{\text{местн}}$ к индцируемым на указателе УАП текущим углам атаки $\alpha_{\text{тек}}$ самолёта осуществляется выбором соответствующего масштаба самобалансирующегося моста или учитывается при расчете редуктора.

1.2. Датчик критических углов ДКУ

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 $P_{\text{СТ}}$ от приёмника статического давления ПСД. Чувствительным элементом скоростного блока является манометрическая коробка, в которую подается полное давление от ППД. В высотном блоке в качестве чувствительного элемента используется анероидная коробка с нулевой температурной компенсацией инструментальных погрешностей.

Электрическая схема ДКУ представлена на рис.1.2.

Статическое давление $P_{\text{СТ}}$, воспринимаемое приёмником статического давления ПСД, подаётся через штуцер С в герметичный корпус датчика, 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.

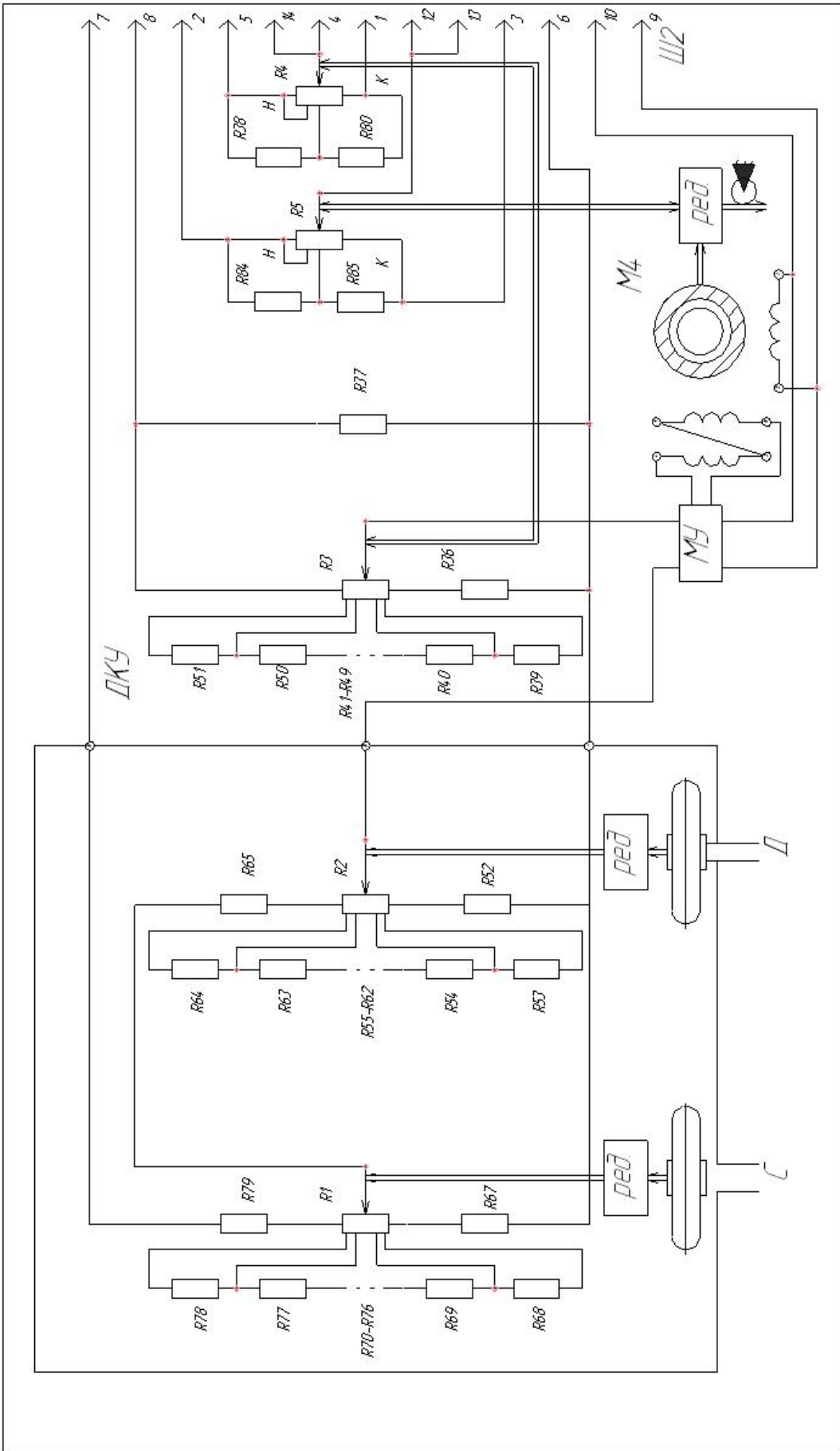


Рис. 12 Схема датчика критических узлов

Таким образом, напряжение, снимаемое с потенциометра R1, является функцией статического давления $P_{СТ}$.

Полное давление $P_{П}$ воздушного потока от ППД подаётся через штуцер Д внутрь манометрической коробки. Коробка установлена в том же герметичном корпусе, где смонтирован анероид. Подвижный центр мембраны перемещается под действием разности полного и статического давлений. Это перемещение передаётся щёткодержателю с токосъёмными щётками, скользящими по скоростному потенциометру R2. Так как динамическое давление воздушного потока определяется разностью полного и статического давлений, то перемещение подвижного центра манометрической коробки пропорционально динамическому давлению $P_{ДИН}$, а 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 $P_{ДИН}$:

$$U_1 = K_1 \cdot P_{СТ}^{-a}; \quad U_2 = K_2 \cdot P_{ДИН}^a,$$

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

a – степень, равная 0,35-0,42.

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:

$$U_{1-2} = U_1 \cdot U_2 = K_1 \cdot K_2 \left(\frac{P_{ДИН}}{P_{СТ}} \right)^a$$

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. Резистор R37 шунтирует потенциометр R3 до величины сопротивления мембранно-анероидного узла.

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

1.3. Датчик углов атаки ДУА

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

Принципиальная электрическая схема ДУА приведена на рис.1.3.

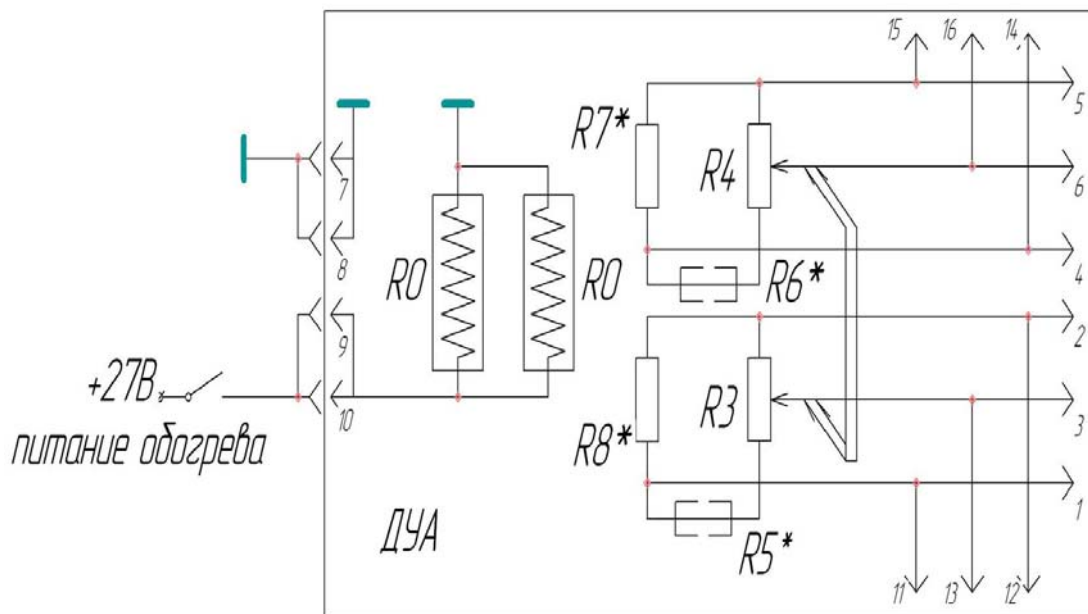


Рис.1.3. Принципиальная электрическая схема ДУА

В корпусе датчика 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.

1.4. Датчик перегрузки ДП

Датчик перегрузки предназначен для измерения вертикальных перегрузок, действующих по оси ОУ самолёта (вертикальная ось). Перегрузка измеряется в относительных единицах и равна действующему линейному ускорению, делённому на ускорение силы тяжести

$$n_y = \frac{\dot{V}_y}{g}$$

Таким образом, датчик перегрузок измеряет линейное ускорение в относительных единицах и по принципу действия является акселерометром.

Кинематическая схема датчика перегрузки приведена на рис. 1.4.

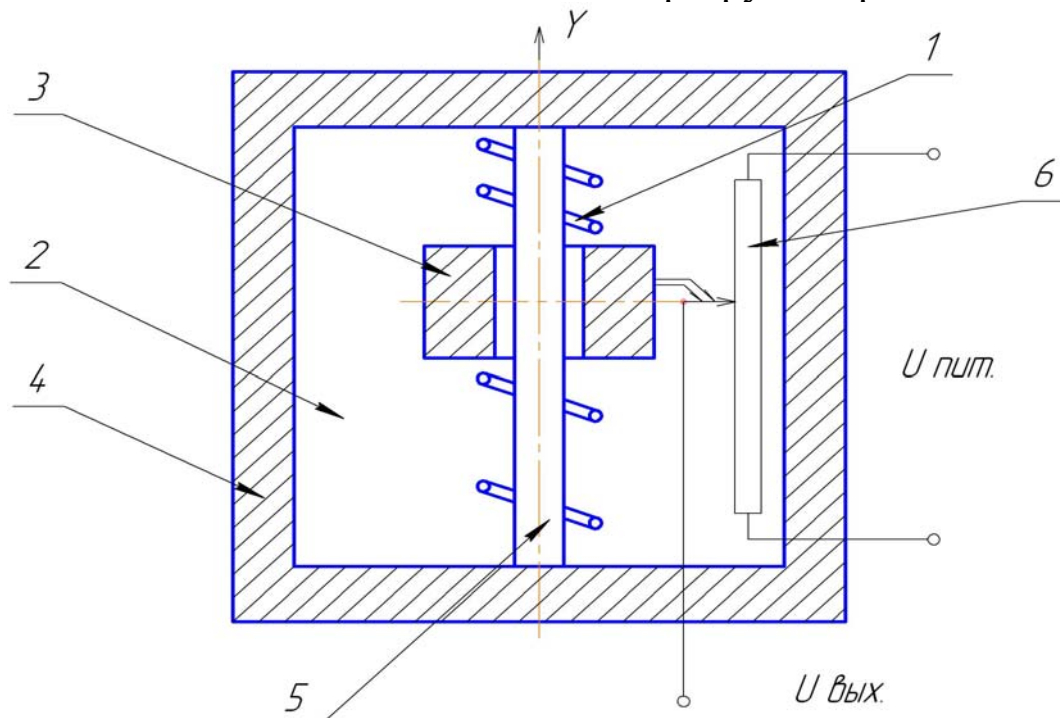


Рис.1.4. Кинематическая схема датчика перегрузки ДП

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 \dot{V}_y , подвижный узел 3 приводится в движение силой, развиваемой при деформации пружин 1. В установившемся положении равновесия усилие деформации пружин равно инерциальной силе $m\dot{V}_y$.

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 ОУ (с учётом проекции ускорения силы тяжести на ось ОУ).

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. Опоры регулируются таким образом, 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.

1.5. Указатель углов атаки и перегрузок УАП

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.

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.

Потенциометры R8, R9 (канала $\alpha_{\text{тек}}$), R6, R7 (канала $\alpha_{\text{кр}}$) и R10 (канала n_y) (рис. П.1) шунтируются соответственно резисторами R3, R4, R1, R2 и R5 для обеспечения взаимозаменяемости при замене УАП. 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 +27.

1.6. Блок коммутации БК

Через блок коммутации осуществляется питание постоянным и переменным током всего автомата АУАСП и его регулировка (рис. П1).

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

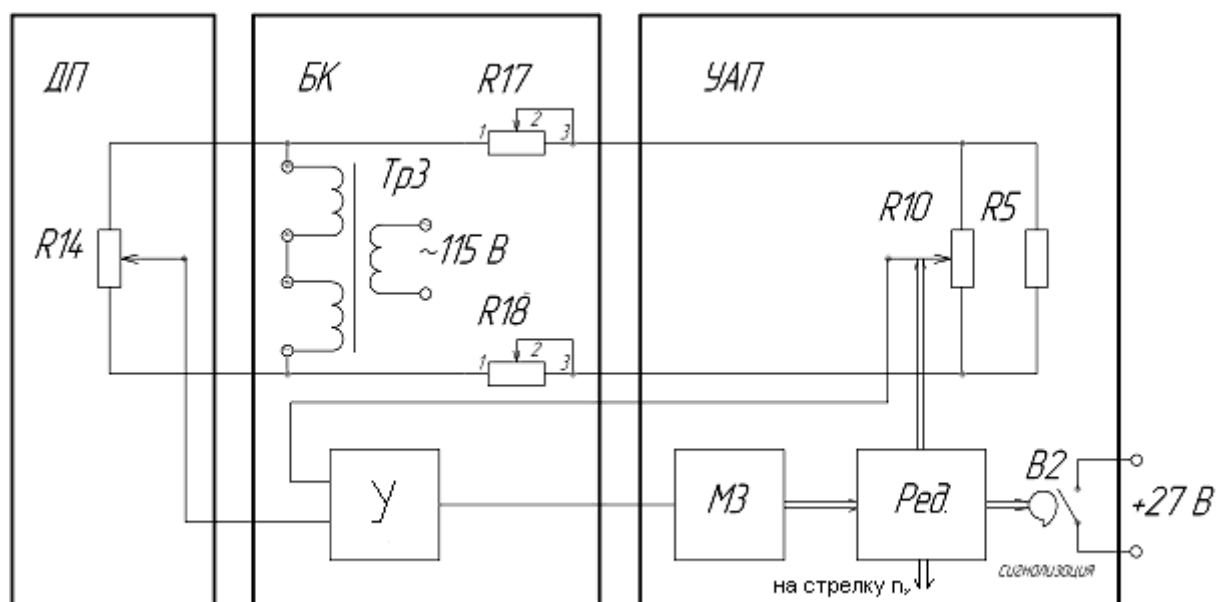


Рис 1.5. Канал обработки вертикальной перегрузки n_y

Каналы отработок $\alpha_{\text{тек}}$, $\alpha_{\text{кр}}$ ($\alpha_{\text{взлет}}$, $\alpha_{\text{пос}}$) и n_y

Все каналы отработки выполнены на базе самобалансирующихся потенциометрических мостовых схем.

Рассмотрим работу каналов отработки на примере канала вертикальной перегрузки n_y (рис. 1.5).

Сигнал со щётки потенциометра R14 датчика перегрузки ДП поступает на вход транзисторного усилителя У, расположенного в блоке коммутации БК. На вход усилителя У поступает также сигнал со щётки потенциометра отработки R10, расположенного в указателе УАП. В случае согласования положения щёток потенциометров, сигнал на выходе усилителя равен нулю. В случае, когда щётка потенциометра R10 УАП не находится в согласованном положении со щёткой потенциометра R14 ДП на выходе усилителя У появится сигнал переменного тока. Амплитуда сигнала на выходе усилителя У зависит от величины рассогласования, а фаза сигнала определяется знаком рассогласования. Сигнал рассогласования поступает на двигатель отработки МЗ в УАП, который через редуктор Ред поворачивает щётку потенциометра R10 до согласованного положения. Таким образом, достигается угол поворота редуктора и щётки потенциометра R10 пропорциональный действующей перегрузке. Одновременно со щёткой потенциометра R10 редуктор поворачивает стрелку указателя и кулачок. При достижении критической перегрузки кулачок замыкает микропереключатель В2, через контакты которого проходит сигнал +27 В на сигнализацию опасной перегрузки.

Сопrotивления R17 и R18 БК обеспечивают регулировку масштаба шкалы указателя канала n_y и выходных сигналов с резистора R14 ДП. Резистор R5 служит для взаимозаменяемости комплектов.

Питание схемы балансных мостов и усилителя осуществляется от трансформатора Тр 3 блока коммутации БК.

Схемы каналов угла $\alpha_{\text{тек}}$, $\alpha_{\text{кр}}$ ($\alpha_{\text{взлет}}$, $\alpha_{\text{пос}}$) работают аналогичным образом.

Принципиальные электрические схемы каналов отработки приведены на рис. П1

1.7. Режимы работы автомата АУАСП

Автомат АУАСП имеет четыре режима работы:

1. Режим «Полёт». Сектор критических углов занимает положение пропорциональное выходному напряжению датчика критических углов, которое зависит от числа Маха. Автомат работает в этом режиме при подаче -27 В 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 датчиком $\alpha_{\text{взлет}}$, который находится в блоке коммутации БК. Автомат работает в этом режиме, если подается -27 В от концевых микропереключателей закрылков, которые срабатывают при выпуске закрылков на взлетный угол.
3. Режим «Посадка». Положение сектора критических углов определяется датчиком $\alpha_{\text{пос}}$, который находится в блоке коммутации БК. Автомат работает в этом режиме, если подается -27 В от концевых микропереключателей закрылков, которые срабатывают при выпуске закрылков на посадочный угол.
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.

2. Методические указания по выполнению лабораторной работы «АВТОМАТ УГЛОВ АТАКИ И ПЕРЕГРУЗОК ТИПА АУАСП-Р»

2.1. Цель лабораторной работы

1. Изучить принцип работы и конструктивные особенности автомата АУАСП-Р.
2. Проверить работоспособность автомата АУАСП-Р с помощью системы встроенного контроля.
3. Определить зависимость критических углов атаки от числа Маха в режиме «Полёт».
4. Найти зависимость между местным углом атаки и индикацией угла атаки самолёта.
5. Определить критические углы атаки для режимов «Взлёт» и «Посадка».
6. Определить точность срабатывания сигнализации о достижении критического угла атаки.
7. Определить точность показаний канала вертикальной перегрузки.

2.2. Описание лабораторной установки

Лабораторная установка состоит из автомата АУАСП-Р, контрольной проверочной установки КПУ-3 для создания давления (разрежения), поворотной платформы (кронштейна) для крепления датчика перегрузки ДП, защитной, коммутационной и сигнальной аппаратуры.

Электрическая схема лабораторной установки приведена в приложении на рис.П.1.

Указатель УАП, датчик критических углов ДКУ-22Р, датчик углов атаки ДУА и блок коммутации БК-2Р, а также элементы защитной, коммутационной и сигнальной аппаратуры размещены на вертикальной лицевой панели лабораторной установки.

На столе лабораторной установки расположены контрольная проверочная установка КПУ-3 с закрепленным на ней комбинированным указателем скорости КУС 730/1100 и установка поворотная (кронштейн), на подвижной части которой закреплен датчик перегрузки ДП1-3.

Автомат защиты фазы S1 «115 В 400 Гц» и автомат защиты сети S2 «=27 В» предназначены для подачи на лабораторную установку соответствующего электропитания.

Двухпозиционный переключатель S3 «Обжатие шасси» имитирует режимы «Полет» («Воздух») или «Земля». При включении переключателя S3 (режим «Полет») «-» 27 В подается на реле P1 блока коммутации БК (рис 2.1.), которое срабатывает и своими контактами подает напряжение «+» 27 В на усилитель канала отработки текущего угла атаки. Если переключатель S3 «Обжатие шасси» выключен (режим «Земля»), то стрелка текущего угла атаки не отрабатывается.

Трехпозиционный переключатель S4 «Закрылки» («Взлет – Полет – Посадка») имитирует соответствующий этап полета в зависимости от положения закрылков.

Кнопки «Контроль» и «Сброс» служат для проведения режима «Контроль».

Переключатель S6 «ДП – Имитатор ДП» предназначен для переключения потенциометра R14 датчика перегрузки на имитатор (эквивалент) датчика перегрузки R0a, R1a, R2a, R3a, R4a, R5a, R6a, R7a, R8a, R9a, R10a, а с помощью галетного переключателя S5 задаются фиксированные значения вертикальной перегрузки.

2.3. Подготовка лабораторной установки к работе

Автомат защиты фазы S1 «115 В 400 Гц» и автомат защиты сети S2 «=27 В» поставить в положение «Выключено» (рукоятки автоматов вниз).

Переключатель S3 «Обжатие шасси» установить в положение «Земля», переключатель S4 «Закрылки» - в положение «Взлет»

Переключатель S6 «ДП – Имитатор ДП» установить в положение «ДП», переключатель S5 - в положение «1»

Стрелку на подвижной части поворотной установки (кронштейна) совместить с нулевым делением шкалы на неподвижной части поворотной установки (кронштейна). Если подвижную часть не удастся повернуть или для ее поворота требуются большие усилия, то необходимо ослабить фиксирующий винт в верхней части поворотной установки (кронштейна) вращением против часовой стрелки.

Поворачивая вручную флюгер датчика углов атаки ДУА, установить стрелку, укрепленную на флюгере, на нулевое деление шкалы, закрепленной на вертикальной панели лабораторной установки.

Убедиться, что широкая стрелка комбинированного указателя скорости КУС 730/1100 показывает по наружной шкале значение приборной скорости не более 50 км/час, а узкая стрелка (истинная воздушная скорость) не видна, т.к. закрыта экраном. В противном случае на КПУ-3 открыть винтовой кран «Атмосфера», расположенный в верхней левой части КПУ-3 под углом к горизонтальной плоскости, вращением против часовой стрелки. После установки стрелок комбинированного указателя скорости КУС 730/1100 в ранее указанные положения, закрыть кран. Для увеличения приборной скорости $V_{\text{ПРИБ}}$ и числа M плавным движением приоткрывать на короткие промежутки времени верхний кран на КПУ-3 вращением против часовой стрелки. вращением по часовой стрелке.

Убедиться, что на КПУ-3 риска на переключателе «Давление»-«Вакуум» находится напротив надписи «Давление».

Закрывать верхний кран на КПУ-3 вращением по часовой стрелке.

Для приведения КПУ-3 в рабочее положение, т.е. для создания избыточного (динамического) давления, сделать 15-20 оборотов ручкой в правой торцевой части КПУ-3

Для увеличения приборной скорости $V_{\text{ПРИБ}}$ и числа M плавным движением приоткрывать на короткие промежутки времени верхний кран на КПУ-3 вращением против часовой стрелки.

Для уменьшения приборной скорости $V_{\text{ПРИБ}}$ и числа M плавным движением приоткрывать на короткие промежутки времени кран «Атмосфера» на КПУ-3 вращением против часовой стрелки.

3. Экспериментальная часть лабораторной работы

3.1. Проверка работоспособности автомата АУАСП-Р с помощью системы встроенного контроля

Подать электропитание на лабораторный стенд АУАСП-Р, для чего перевести в верхнее положение тумблеры S1 «115 В 400 Гц» и S2 «=27 В» лабораторной установки.

По результатам эксперимента построить графики зависимостей:
 $\alpha_{кр} = f(M\uparrow)$ и $\alpha_{кр} = f(M\downarrow)$ - на одном рисунке;
 $\Delta\alpha_{кр} = f(M)$, где $\Delta\alpha_{кр} = \alpha_{кр\uparrow} - \alpha_{кр\downarrow}$.

3.3. Определение зависимости между местными углами атаки и текущими углами атаки самолёта.

Поворачивая вручную флюгер (с закрепленной на нем стрелкой) датчика углов атаки ДУА, на указателе УАП устанавливать стрелку текущего угла атаки $\alpha_{тек}$ указателя УАП на деления шкалы, указанные в табл. 3.2.

Местный угол атаки $\alpha_{местн}$ (угол фактического поворота флюгера датчика угла атаки ДУА) измеряется по шкале, закрепленной на вертикальной панели лабораторной установки с помощью стрелки, укрепленной на флюгере датчика углов атаки ДУА.

Полученные результаты занести в табл. 3.2.

Таблица 3.2

$\alpha_{тек}$ град.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$\alpha_{местн}$ град.												
K_δ												

По данным табл. 3.2. для каждого деления шкалы текущего угла атаки рассчитать значение коэффициента пропорциональности K_δ между местным углом атаки $\alpha_{местн}$ и текущим углом атаки $\alpha_{тек}$ самолёта по выражению

$$K_\delta = \frac{\alpha_{местн}}{\alpha_{тек}} \quad (3.1.)$$

3.4. Определение критических углов атаки для режимов «Взлёт» и «Посадка».

Устанавливая последовательно, расположенный в нижней правой части панели стенда, тумблер S3 «Закрылки» в положение «Взлёт» и

«Посадка», определить по указателю УАП и зафиксировать в отчете индицируемые сектором указателя $\alpha_{кр}$ критические углы атаки при взлете $\alpha_{взлет}$ и посадке $\alpha_{пос}$.

3.5. Определение точности срабатывания сигнализации критического режима полёта по углу атаки

Установить тумблер S3 «Закрылки» в положение «Взлёт».

Задавая датчиком углов атаки ДУА текущие углы атаки $\alpha_{тек}$ близкие к критическим, определить по указателю УАП и зафиксировать в отчете индицируемый стрелкой указателя $\alpha_{тек}$ текущий угол атаки при взлете при котором происходит срабатывание сигнализации (загорается лампа Л1 на указателе УАП и лампы Л2 и Л4 на стенде). Затем, уменьшая текущий угол атаки $\alpha_{тек}$, определить угол, при котором отключается сигнализация критического режима при взлете.

Установить тумблер S3 «Закрылки» в положение «Посадка» и аналогичным образом определить текущие углы атаки при посадке при котором происходит срабатывание и отключение сигнализации.

3.6. Определение точности показаний канала вертикальной перегрузки

Для определения точности показаний канала вертикальной перегрузки необходимо подключить датчик перегрузки к блоку коммутации путём установки переключателя S6 «ДП – Имитатор ДП» в положение «ДП». Установить поворотный кронштейн с датчиком перегрузки на нулевое деление шкалы, при этом ось чувствительности датчика перегрузки будет вертикальна и стрелка n_y на указателе УАП установится на значение, равное 1. При этом датчик перегрузки измеряет линейное ускорение равное ускорению силы тяжести g . Изменяя угол наклона оси чувствительности датчика перегрузки, можно изменять величину линейного ускорения \dot{V}_y .

Линейное ускорение, действующее по оси чувствительности датчика перегрузки, определяется выражением

$$\dot{V}_y = g \cos \beta,$$

где β – угол отклонения оси чувствительности датчика перегрузки от вертикали.

Для оценки точности показаний канала вертикальной перегрузки необходимо отклонять датчик перегрузки от вертикали на углы β в соответствии с табл. 3.3.

Таблица 3.3

$\frac{\dot{V}_y}{g}$	1.0	0.8	0.6	0.4	0.2	0	-0.2	-0.4	-0.6	-0.8	-1.0
β	0°	37°	53°	66°	78°	90°	102°	114°	127°	143°	180°
n_y											
Δn_y											

Определив фактические показания канала вертикальной перегрузки n_y по указателю УАП, рассчитать погрешность канала вертикальной перегрузки Δn_y по выражению

$$\Delta n_y = n_y - \frac{\dot{V}_y}{g},$$

где $\frac{\dot{V}_y}{g}$ – расчетная вертикальная перегрузка в соответствии с табл. 3.3., а n_y – вертикальная перегрузка по указателю УАП.

Полученные результаты свести в табл. 3.3. и построить график зависимости

$$\Delta n_y = f\left(\frac{\dot{V}_y}{g}\right).$$

3.7. Проверка точности отработки канала вертикальной перегрузки с помощью имитатора датчика перегрузки

Переключатель S6 «ДП – Имитатор ДП» установить в положение «Имитатор ДП».

Устанавливая галетный переключатель S5 последовательно в положения 1, 2, 3, 4 и 5, по указателю УАП измерять значения вертикальной перегрузки n_y и заносить в табл.3.4.

Зафиксировать при каком значении вертикальной перегрузки сработает сигнализация (загорится лампа $Л1$ на указателе УАП и лампы $Л3$ и $Л4$ на стенде) о приближении вертикальной перегрузки к допустимому значению.

Таблица 3.4.

Положение галетного переключателя $S5$	1	2	3	4	5
Расчетное значение вертикальной перегрузки, $n_{y \text{ расч}}$	-1	0	1	2	3
Измеренное значение вертикальной перегрузки, n_y					
Погрешность $\Delta n_y = n_y - n_{y \text{ расч}}$					

По данным табл. 3.4. рассчитать погрешность Δn_y отработки вертикальной перегрузки от расчетного значения.

4. Требования к отчету

В отчёте должны быть приведены:

1. Функциональная схема АУАСП-Р.
2. Назначение блоков АУАСП-Р.
3. Таблицы и графики результатов экспериментов.
4. Выводы.

5. Вопросы для самопроверки

1. Что такое угол атаки и как его измеряют?
2. Что такое вертикальная перегрузка?
3. Назначение АУАСП-Р.
4. Из каких функциональных блоков состоит АУАСП-Р?
5. Устройство и принцип работы датчика критических углов атаки.
6. Как задаётся критический угол атаки при взлёте и посадке?

7. Устройство и принцип действия датчика перегрузок.
8. Работа самобалансирующейся мостовой схемы.
9. Режимы работы АУАСП-Р и способ их задания в полёте.
10. Принцип индикации критических режимов по углу атаки и по перегрузке.
11. Принцип работы встроенного контроля АУАСП-Р.
12. Как осуществляется срабатывание сигнализации?
13. Работа лабораторного стенда АУАСП-Р по принципиальной электрической схеме.

Литература

1. Автомат углов атаки и перегрузок типа АУАСП-Р. Техническое описание и инструкция по эксплуатации.
2. Козарук В.В. Пилотажно-навигационный комплекс самолёта Ту-154 и его эксплуатация. М., «Машиностроение», 1993.-312 с.
3. Воробьев В.Г. и др. Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы: Учеб. для вузов/Под ред. В.Г.Воробьева.-М.: Транспорт, 1992.-399 с.

СОДЕРЖАНИЕ

1. Назначение, состав и принцип действия АУАСП-Р	3
1.1. Назначение, состав и функциональная схема АУАСП-Р	3
1.2. Датчик критических углов ДКУ	6
1.3. Датчик углов атаки ДУА	9
1.4. Датчик перегрузки ДП	10
1.5. Указатель углов атаки и перегрузок УАП	10
1.6. Блок коммутации БК	12
1.7. Режимы работы автомата АУАСП	14
2. Методические указания по выполнению лабораторной работы «АВТОМАТ УГЛОВ АТАКИ И ПЕРЕГРУЗОК ТИПА АУАСП-Р»	15
2.1. Цель лабораторной работы	15
2.2. Описание лабораторной установки	15
2.3. Подготовка лабораторной установки к работе	16
3. Экспериментальная часть лабораторной работы	17
3.1. Проверка работоспособности автомата АУАСП-Р с помощью системы встроенного контроля	17
3.2. Определение зависимости критического угла атаки от числа Маха, $\alpha_{кр.} = f(M)$	18
3.3. Определение зависимости между местными углами атаки и текущими углами атаки самолёта	19
3.4. Определение критических углов атаки для режимов «Взлёт» и «Посадка»	19
3.5. Определение точности срабатывания сигнализации критического режима полёта по углу атаки	20
3.6. Определение точности показаний канала вертикальной перегрузки	20
3.7. Проверка точности отработки канала вертикальной перегрузки с помощью имитатора датчика перегрузки	21
4. Требования к отчету	22
5. Вопросы для самопроверки	22
Литература	23
Приложение 1	

Приложение 1

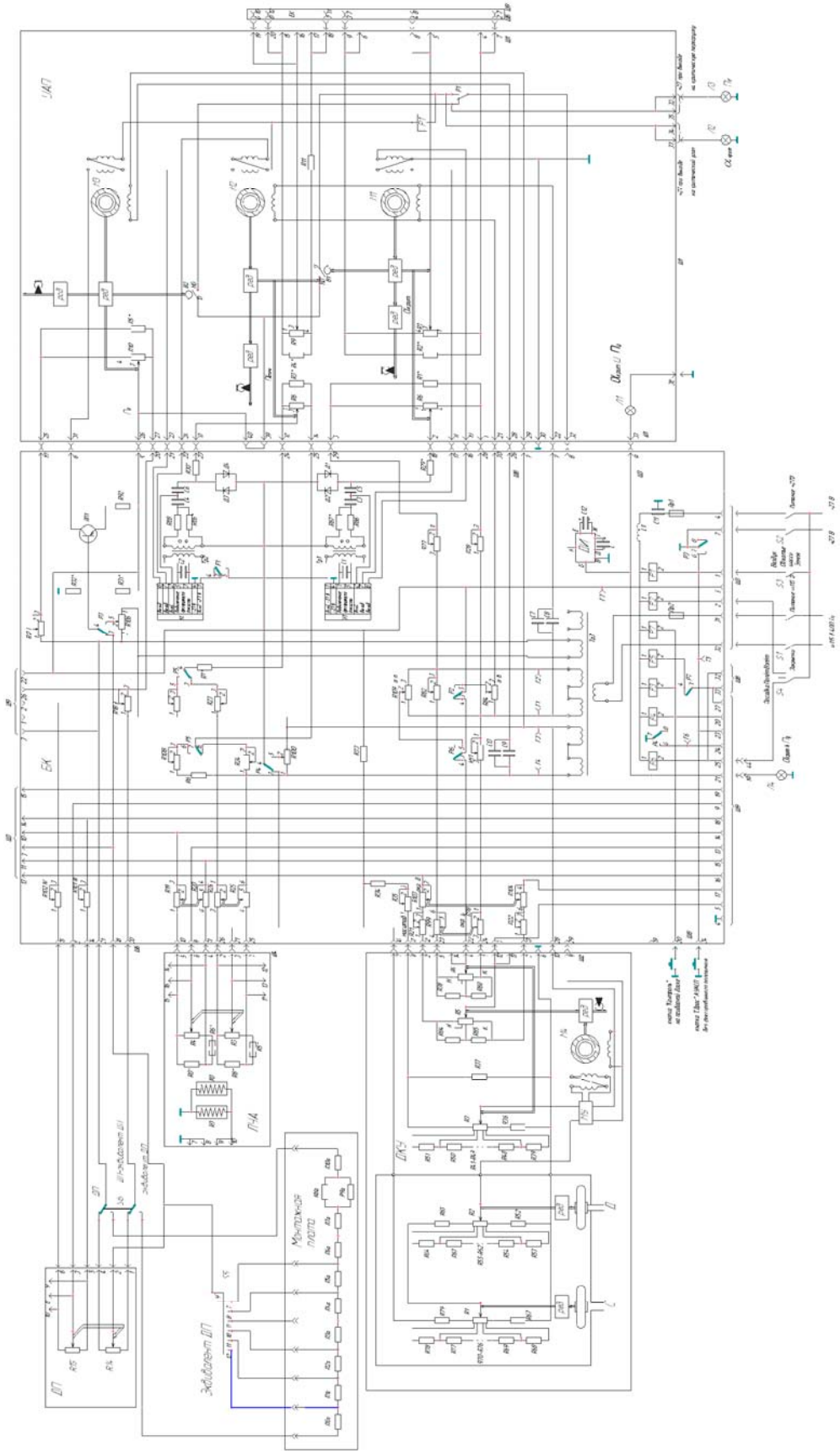


Рис. П.1 Принципиальная электрическая схема лабораторного стенда АУАСП