

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ»

ИССЛЕДОВАНИЕ АВТОПИЛОТА АП-28

Методические указания к выполнению лабораторной работы

Составители: В.К. Пономарев, А.И. Панферов, Н.А. Овчинникова

Санкт-Петербург
2012

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА

ИССЛЕДОВАНИЕ АВТОПИЛОТА АП-28

Цель работы: изучение принципа действия, закона регулирования, устройства отдельных агрегатов, электрической схемы автопилота АП-28, а также экспериментальное определение его передаточных коэффициентов.

1. НАЗНАЧЕНИЕ И КОМПЛЕКТНОСТЬ

1.1. Назначение

Автопилот АП-28 является электрогидравлическим и предназначен для автоматического пилотирования легких маневренных самолетов и транспортных самолетов.

Он обеспечивает:

- стабилизацию самолета в прямолинейном горизонтальном полете;
- выполнение координационных разворотов самолета с углами крена до 60° ;
- набор высоты и пилотирование с углами тангажа до 60° ;
- приведение самолета к режиму горизонтального полета из любого

положения, если углы крена и тангажа не превышают 60° . Включение автопилота не требует предварительной настройки и может производиться на любом курсе и при любых положениях продольной и

поперечной осей самолета в зоне углов $+ 60^\circ$ относительно горизонта.

При включении автопилота режим полета самолета сохраняется таким же, каким он был в момент включения автопилота.

1.2. Комплектность

В комплект автопилота АП-28 (рисунок 1) входят следующие агрегаты.

- 1.Центральная гироскопическая вертикаль (ЦГВ-2 или ЦГВ-3), предназначенная для выдачи сигналов, пропорциональных углам крена и тангажа.
- 2.Блок датчиков угловых скоростей, предназначенный для выдачи сигналов, пропорциональных угловым скоростям самолета относительно трех его осей.
- 3.Агрегат управления, который содержит в себе ряд электронных и электротехнических устройств, обеспечивающих работу автопилота на всех режимах.
- 4.Рулевая машина (в комплекте 3 шт.).

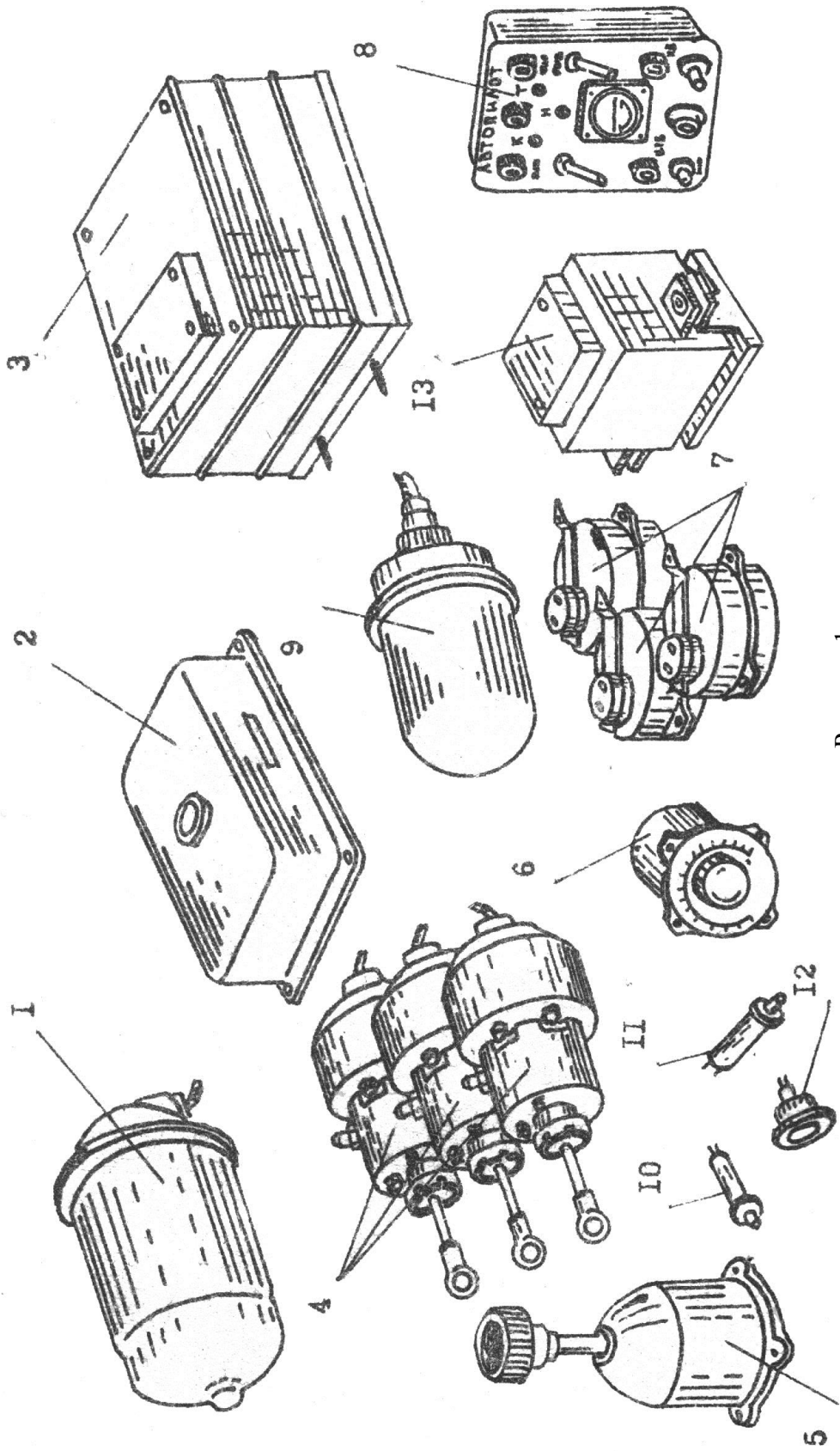


Рисунок 1.

5. Рукоятка управления летчика, предназначенная для управления самолетом по курсу и высоте.
6. Рукоятка управления штурмана, обеспечивающая управление самолетом по курсу.
7. Датчик обратной связи предназначен для выдачи сигналов, пропорциональных углу поворота руля самолета (в комплекте таких датчиков три).
8. Пульта управления и сигнализации, предназначенный для включения питания автопилота, сигнализации готовности автопилота к включению, сигнализации включения автопилота, включения высотного корректора, переключения управления от летчика к штурману, сигнализации о переключении управления, а также сигнализации о положении ЦГВ и включения арретирования ЦГВ в случае ее выбивания.
9. Высотный корректор, предназначенный для получения и выдачи сигнала, пропорционального отклонению высоты от заданной.
10. Кнопка включения АП штурмана.
11. Кнопки "Отключение АП" (2 шт.), предназначенные для отключения автопилота.
12. Кнопки "Приведение к горизонту" (2 шт.), предназначенные для включения автопилота в режим, обеспечивающий автоматическое приведение самолета в горизонтальное положение.
13. Вибратор, предназначенный для уменьшения зоны нечувствительности автопилота и бустерной системы самолета.
14. Преобразователь ПТ-200, предназначенный для преобразования постоянного тока сети в трехфазный переменный ток, напряжением 36В с частотой 400Гц, необходимый для питания автопилота.

ПРИМЕЧАНИЯ. Стабилизация самолета по курсу с помощью автопилота АП-28 осуществляется по сигналам гироскопического компаса (ГИК-1), который в комплект автопилота не входит.

2. ЗАКОНЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ И СТРУКТУРНЫЕ СХЕМЫ

В автопилоте АП-28 используется регулирование по двум параметрам - углу и угловой скорости при жесткой обратной связи. Кроме того, при включении высотного корректора автопилот осуществляет стабилизацию высоты по сигналам, пропорциональным отклонению высоты от заданной.

Автопилот АП-28 можно разделить на три отдельных автомата: продольной стабилизации (автомат тангажа), поперечной стабилизации (автомат крена) и курсовой стабилизации (автомат курса).

Уравнение любого из трех автоматов в режиме стабилизации при выключенном высотном корректоре в идеализированном виде может быть представлено так

$$\delta = k^{\Psi} \Psi + k^{\dot{\Psi}} \dot{\Psi},$$

где δ - угол отклонения руля; Ψ - угол отклонения самолета от стабилизируемого положения; k^{Ψ} - передаточное число по углу; $\dot{\Psi}$ - угловая скорость отклонения самолета; $k^{\dot{\Psi}}$ - передаточное число по угловой скорости.

При включении высотного корректора изменяется уравнение автомата продольной стабилизации. В этом случае уравнения для трех автоматов принимают вид

$$\delta_{\gamma} = k_{\gamma}^{\gamma} \gamma + k_{\gamma}^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma}, \delta_{\vartheta} = k_{\vartheta}^{\vartheta} \vartheta + k_{\vartheta}^{\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta} + k_{\vartheta}^h h, \delta_n = k_n^{\Psi} \Psi + k_n^{\dot{\Psi}} \dot{\Psi},$$

где $\delta_{\gamma}, \delta_{\vartheta}, \delta_n$ - углы отклонения элеронов, руля высоты и руля направления; γ, ϑ, Ψ - углы отклонения самолета по крену, тангажу и направлению; $k_{\gamma}^{\gamma}, k_{\vartheta}^{\vartheta}, k_n^{\Psi}$ - передаточные числа по крену, тангажу и направлению; $\dot{\gamma}, \dot{\vartheta}, \dot{\Psi}$ - угловые скорости отклонения самолета; $k_{\gamma}^{\dot{\gamma}}, k_{\vartheta}^{\dot{\vartheta}}, k_n^{\dot{\Psi}}$ - передаточные числа по угловым скоростям; h - изменение высоты; k_{ϑ}^h - передаточное число по высоте.

Структурная схема автопилота для режима стабилизации представлена на рисунке 2. На схеме обозначено: $\gamma, \vartheta, \Psi, \dot{\gamma}, \dot{\vartheta}, \dot{\Psi}$ - датчики соответствующих параметров; СУ - суммирующее устройство; У - усилитель; РМ - рулевая машина; ДОС - датчик обратной связи.

Структурная схема автопилота в режиме управляемого полета приведена на рисунке 3. Изменение траектории в горизонтальной и вертикальной плоскостях достигается с помощью сигналов γ_3 и ϑ_3 , формируемых элементами задатчика режима полета ЗРП и схемы автопилота.

В случае маневра в горизонтальной плоскости (разворота) уравнения автомата стабилизации принимают вид

$$\delta_{\gamma} = k_{\gamma}^{\gamma} (\gamma - \gamma_3) + k_{\gamma}^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma}, \delta_{\vartheta} = k_{\vartheta}^{\vartheta} \vartheta + k_{\vartheta}^{\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta} + k_{\vartheta}^{\gamma} |\gamma_3|, \delta_n = k_n^{\ddot{\Psi}} \ddot{\Psi},$$

где γ_3 - заданный угол крена при развороте; k_{ϑ}^{γ} - передаточное число перекрестной связи с автомата поперечной стабилизации в автомат продольной стабилизации; $\ddot{\Psi}$ - угловое ускорение самолета относительно вертикальной оси; $k_n^{\ddot{\Psi}}$ - передаточное число по угловому ускорению.

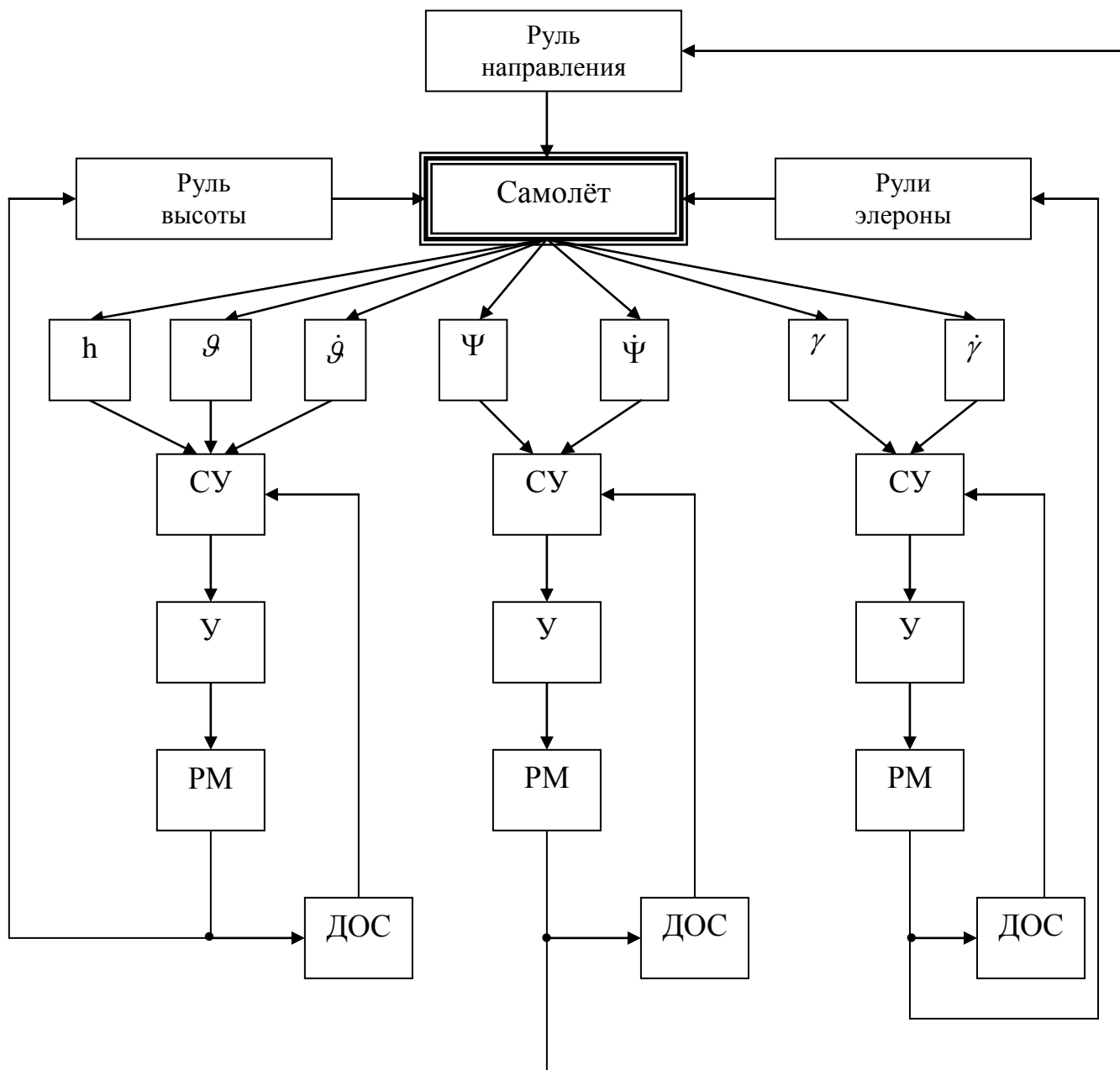


Рисунок 2.

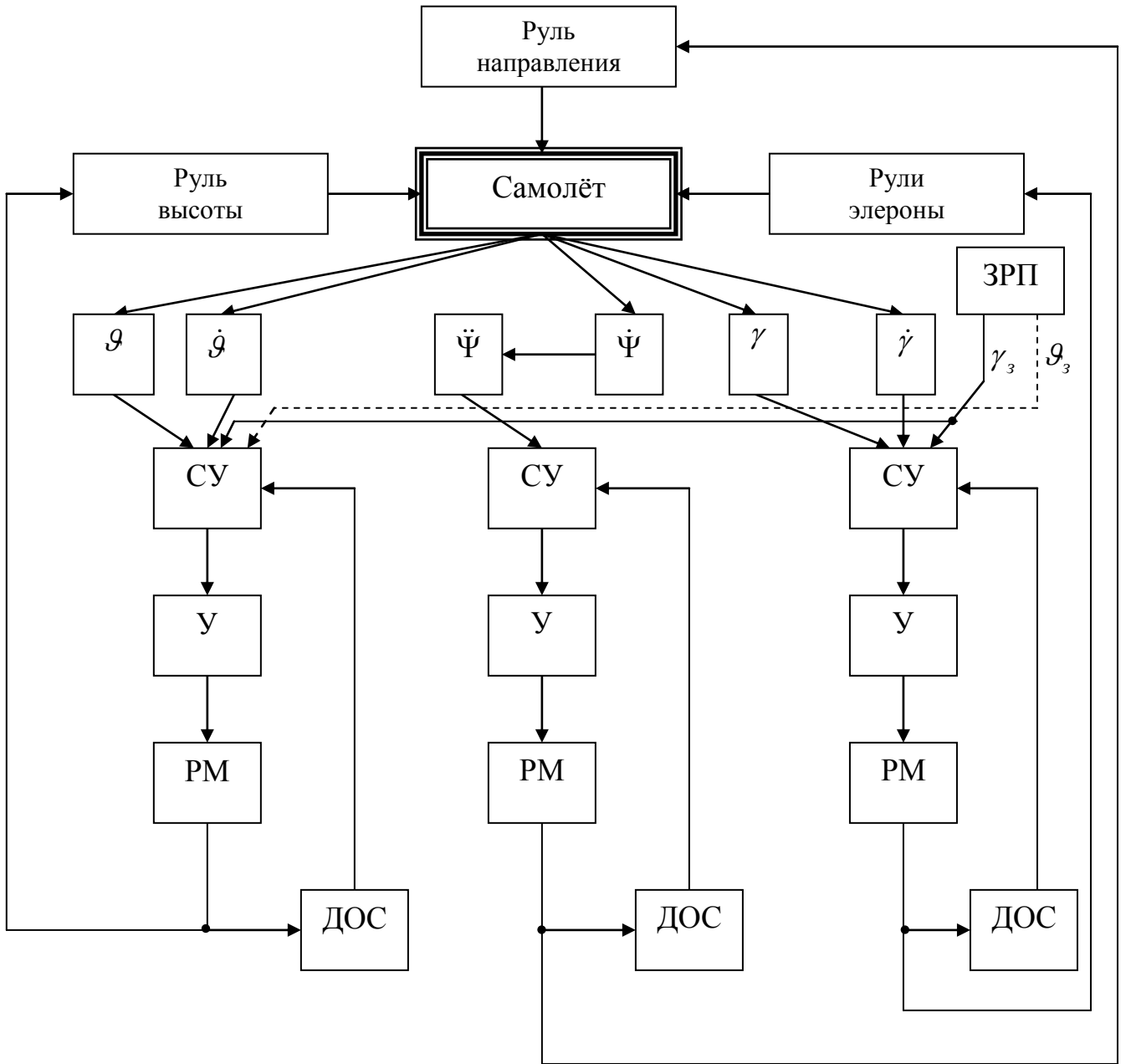


Рисунок 3.

Как следует из этих уравнений, канал крена автопилота обеспечивает стабилизацию заданного значения угла крена, а наличие сигнала $|\gamma_3|$ в канале тангажа позволяет избежать потери высоты при развороте. Наиболее существенные изменения осуществляются в канале курса. Здесь сигналы отклонения по углу и угловой скорости из закона регулирования исключаются, поскольку они мешали бы осуществлению маневра. Вместо этих сигналов вводится сигнал углового ускорения, получаемый путем дифференцирования показаний датчика угловой скорости. Применение закона регулирования по ускорению в автомате курса позволяет стабилизировать угловую скорость разворота.

При осуществлении маневрирования в вертикальной плоскости изменяется только уравнение автомата тангажа. Оно принимает вид

$$\delta_\theta = k_\theta (\theta - \theta_3) + k_\theta \dot{\theta}$$

Тем самым в вертикальной плоскости при маневрировании стабилизируется заданное значение угла тангажа.

3. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ

Рассмотрим принцип действия одного из автоматов автопилота, поскольку другие автоматы имеют аналогичную структуру. Принципиальная схема одного из автоматов в режиме стабилизации представлена на рисунке 4.

Пусть это будет автомат продольной стабилизации. При отклонении самолета по тангажу от стабилизируемого положения на управляющие обмотки У1 и У2 магнитного усилителя подаются напряжения, пропорциональные угловому отклонению самолета и угловой скорости отклонения.

Напряжение, пропорциональное угловому отклонению, снимается с потенциометрического мостового датчика, расположенного в ЦГВ. Корпус потенциометра этого датчика связан с гиروزлом ЦГВ, а щетки с корпусом ЦГВ. Если самолет занимает горизонтальное положение, то напряжение между щетками равно нулю. При отклонении самолета происходит перемещение щеток по потенциометру, и между щетками появляется напряжение, пропорциональное углу отклонения самолета.

Щетки электрически связаны с управляющей обмоткой У1 магнитного усилителя. Напряжение, пропорциональное угловой скорости отклонения самолета, снимается со вторичной обмотки индукционного датчика, связанного с двухступенным гироскопом. Это напряжение подается на вход фазочувствительного выпрямителя, с выхода которого сигнал поступает на управляющую обмотку У2 магнитного усилителя. Включение в схему фазочувствительного выпрямителя вызвано тем, что с датчика угловой скорости снимаются сигналы на переменном токе, а на магнитный усилитель нужно подавать сигналы на постоянном токе.

В магнитном усилителе происходит суммирование, усиление и преобразование управляющих сигналов постоянного тока в сигналы переменного тока. Суммарный сигнал с магнитного усилителя поступает в ламповый усилитель, а затем в рулевой агрегат, что вызывает движение его штока со скоростью, пропорциональной величине поступающего сигнала. По мере движения штока рулевого агрегата начинает отклоняться руль самолета и начинает нарастать сигнал обратной связи.

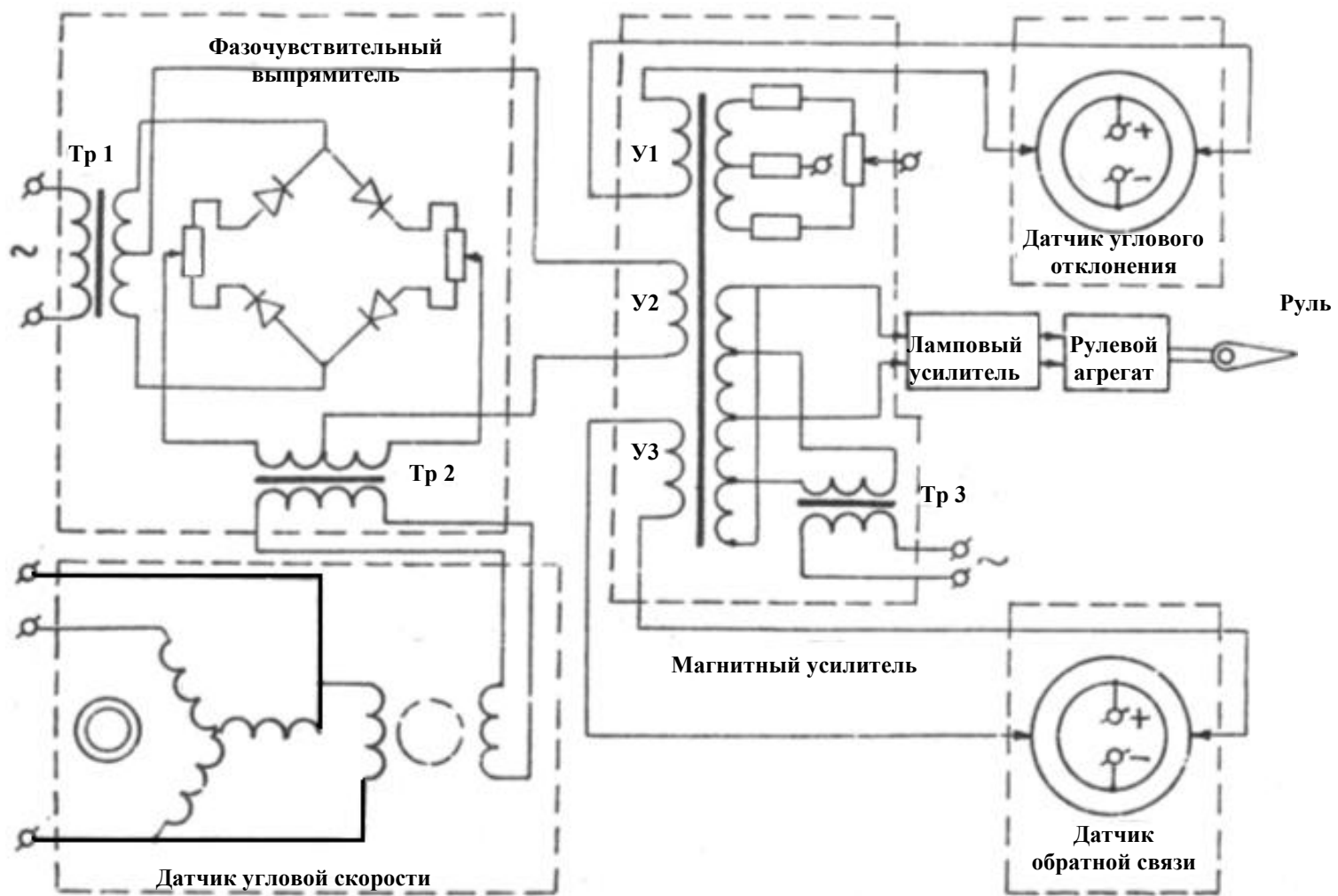


Рисунок 4.

Этот сигнал поступает на управляющую обмотку УЗ магнитного усилителя и вызывает уменьшение его выходного напряжения. В результате этого скорость перемещения рулевого агрегата начинает уменьшаться. Когда сигнал обратной связи станет равным суммарному управляющему сигналу, напряжение на выходе магнитного усилителя станет равным нулю и движение штока рулевого агрегата прекратится, а руль окажется перемещенным на угол, пропорциональный суммарному управляющему сигналу.

Перемещение руля вызывает движение самолета к стабилизируемому положению. Характер этого движения зависит от передаточных чисел автопилота.

На рисунке 5 приведена структурная схема автопилота, здесь использованы следующие обозначения:

ЦГВ - центральная гироскопическая вертикаль; ДУС - датчик угловой скорости; ФЧВ - фазочувствительный выпрямитель; МУ - магнитный усилитель; ЛУ - ламповый усилитель; МС - механизм согласования; В - вибратор; Д - детектор; РА - рулевой агрегат; ДОС - датчик обратной связи. В работе автопилота можно выделить три основных режима: согласования, прямолинейного полета, управляемого полета. Реализация того или иного режима обеспечивается включением соответствующих реле.

На схеме, приведенной на рисунке 5, контакты реле изображены в положении, при котором осуществляется режим согласования, т. е. режим автоматической подготовки автопилота к включению. В этом режиме в каждом из автоматов сигнал с выхода лампового усилителя подается на механизм согласования, с выхода которого на вход магнитного усилителя подается сигнал, вызывающий уменьшение сигнала на выходе лампового усилителя. В согласованном положении сигнал на выходе лампового усилителя равен нулю,

В режиме прямолинейного полета переключаются контакты с 1 по 8-й включительно. В этом случае на вход магнитных усилителей через фазочувствительные выпрямители дополнительно подключаются датчики угловых скоростей, выходы ламповых усилителей переключаются на вход вибраторов, а на входы механизма согласования автоматов продольной и поперечной стабилизации подключается рукоятка управления летчика.

В случае отклонения самолета от заданного режима полета на вход магнитного усилителя будет подан сигнал от датчиков отклонения по углу и скорости.

С магнитного усилителя сигнал последовательно поступает на ламповый усилитель, вибратор, детектор, рулевой агрегат. Рулевой агрегат перемещает руль самолета на угол, пропорциональный суммарному входному сигналу. Перемещение руля вызывает движение самолета к заданному положению.

В режиме управления при перемещении рукоятки управления летчика переключаются контакты 9, 10, 11. Контакт 9 выход механизма согласования автомата крена подключают на вход магнитного усилителя автомата тангажа. Контакт 10 механизм согласования автомата курса переключается на режим согласования, а контактом 11 датчик угловых скоростей по курсу подключается на вход магнитного усилителя автомата курса через дифференцирующее звено, которое формирует сигнал углового ускорения по курсу.

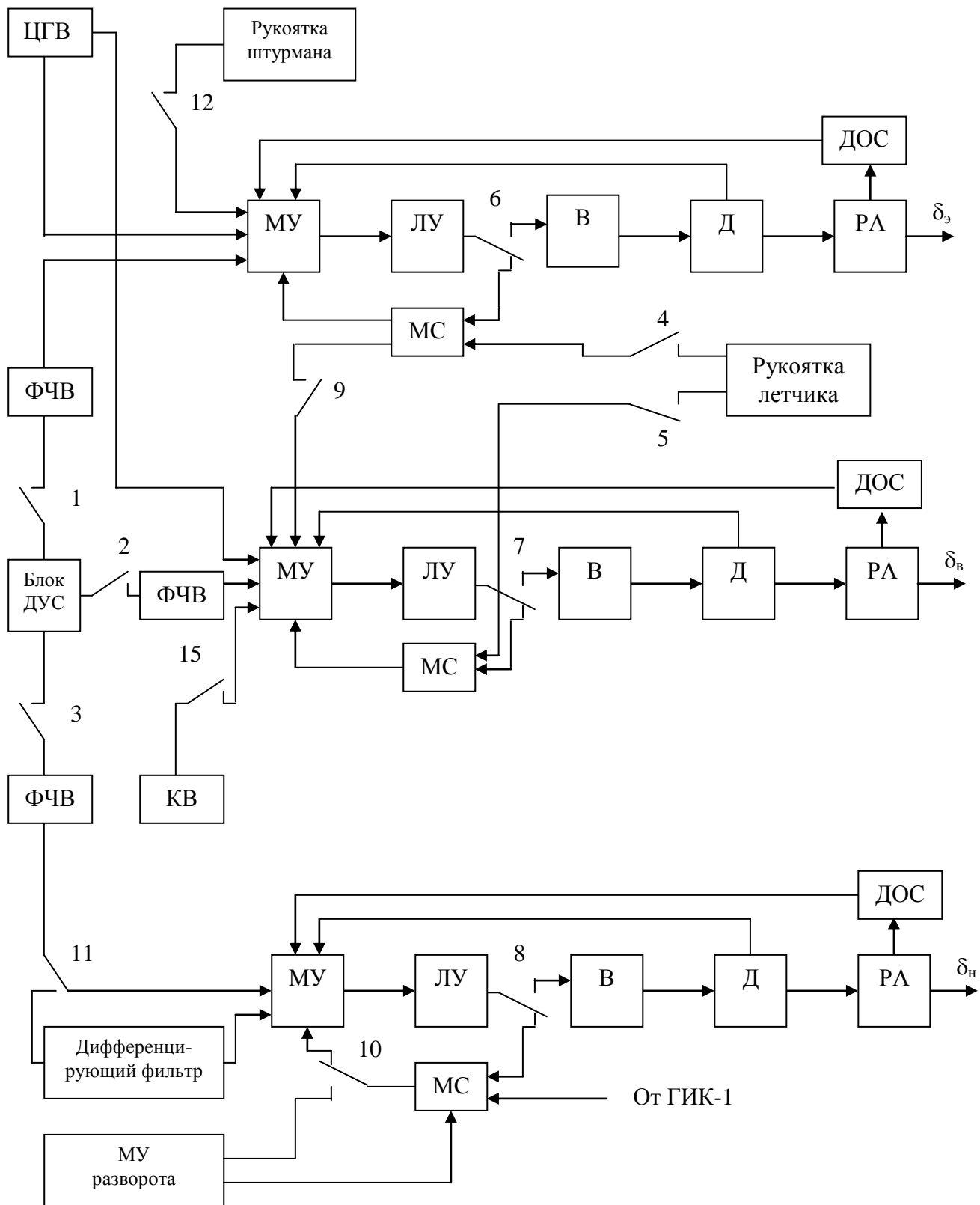


Рисунок 5.

В режиме управляемого полета важно, чтобы воздействие на рукоятку управления вызывало такое движение самолета, какое производят органы ручного управления.

В связи с тем, что в автопилоте АП-28 сигнал гировертикали в режиме управления не отключается, сигнал с рукоятки управления для достижения указанной цели приходится подавать на вход магнитного усилителя через интегрирующий элемент, в качестве которого используется механизм согласования.

Действительно, в канале поперечного управления нужно, чтобы

$$\delta_{\gamma} \equiv \delta_{рук},$$

где $\delta_{рук}$ - отклонение рукоятки управления летчика в направлении создания крена.

С другой стороны, в соответствии с законом регулирования

$$\delta_{\gamma} = k_{\gamma}^{\dot{\gamma}} (\gamma - \gamma_{\gamma}) + k_{\gamma}^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma}$$

в установившемся движении самолета

$$\dot{\gamma} = k_c \delta_{\gamma} \text{ и, значит, } \gamma = \frac{1}{p} k_c \delta_{\gamma}.$$

Тогда

$$\delta_{\gamma} = k_{\gamma}^{\dot{\gamma}} \frac{1}{p} k_c \delta_{\gamma} - k_{\gamma}^{\dot{\gamma}} \gamma_{\gamma} + k_{\gamma}^{\dot{\gamma}} k_c \delta_{\gamma}.$$

Отсюда

$$\gamma_{\gamma} = \frac{k_c}{p} \delta_{\gamma} + \frac{1}{k_{\gamma}^{\dot{\gamma}}} (k_{\gamma}^{\dot{\gamma}} k_c - 1) \delta_{\gamma}$$

А с учетом условия равнозначности управления

$$\gamma_{\gamma} = \frac{k_c}{p} \delta_{рук} + \frac{1}{k_{\gamma}^{\dot{\gamma}}} (k_{\gamma}^{\dot{\gamma}} k_c - 1) \delta_{рук}$$

Таким образом, сигнал γ_{γ} , подаваемый на вход магнитного усилителя, должен формироваться как интегральная функция от отклонения рукоятки управления, что и достигается включением между магнитным усилителем и рукояткой управления механизма согласования. Физически этот сигнал компенсирует нарастающий в процессе создания крена сигнал, снимаемый с гировертикали. Часть сигнала рукоятки управления, согласно полученному выражению, подается на вход магнитного усилителя непосредственно (опережающий сигнал), минуя механизм согласования. Этим компенсируется сигнал датчика угловой скорости и создается дополнительный сигнал, удерживающий элероны в требуемом положении.

Когда летчик отклоняет рукоятку управления по крену, сигнал, снимаемый с механизма согласования автомата крена, поступает как на вход магнитного усилителя автомата крена, так и на вход магнитного усилителя автомата тангажа. Сигнал в канале крена обеспечивает разворот самолета. Сигнал в автомат тангажа подается для того, чтобы избежать потери высоты при развороте.

Летчик может передавать управление штурману. С помощью контактов 4 и 5 отключается рукоятка управления летчика, а с помощью контактов 12 подключается рукоятка управления штурмана. Штурман с помощью рукоятки

может управлять самолетом только по крену, при наличии которого происходит разворот самолета. В режиме разворота, как при управлении летчиком, так и штурманом, автомат курса автопилота осуществляет стабилизацию угловой скорости разворота. Если скорость разворота постоянна, то сигнал с датчика угловой скорости рысканья через дифференцирующую цепочку не проходит и руль направления находится в нейтральном положении. При наличии колебаний через фильтр на магнитный усилитель поступают сигналы, пропорциональные угловому ускорению. Руль направления перемещается и ликвидирует колебания самолета.

Если летчик отклоняет рукоятку по тангажу, то на механизм согласования автомата тангажа будет подан сигнал, который затем через усилитель, вибратор и детектор будет подан на рулевой агрегат. Рулевой агрегат отклонит руль высоты. В результате чего будет происходить отклонение самолета по тангажу.

Для обеспечения стабилизации высоты полета самолета с помощью контактов 15 может быть включен высотный корректор. Высотный корректор включается только летчиком.

4. НАЗНАЧЕНИЕ, ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ И УСТРОЙСТВО ОТДЕЛЬНЫХ АГРЕГАТОВ

4.1. Центральная гироскопическая вертикаль

Центральная гироскопическая вертикаль ЦГВ-2 в комплекте автопилота АП-28 используется в качестве датчика сигналов углового отклонения самолета от вертикали по крену и тангажу. Подробное описание принципа действия и устройства ЦГВ-2 приведено в учебном пособии [1]

4.2. Блок датчиков угловых скоростей

Блок датчиков угловых скоростей предназначен для выдачи сигналов, пропорциональных угловым скоростям самолета относительно трех его главных осей. Для измерения угловых скоростей самолета используется гироскоп с двумя степенями свободы. В блоке таких гироскопов три. Все они смонтированы на жестком основании и конструктивно оформлены одинаково, но отличаются по расположению осей чувствительности. Схема расположения двухстепенных гироскопов в блоке представлена на рисунке 6.

У гироскопов крена и тангажа оси роторов расположены вертикально, а у гироскопов курса горизонтально. Кинематическая схема одного из них представлена на рисунке 7. Основным элементом прибора является ротор 1, приводимый во вращение трехфазным асинхронным двигателем и помещенный внутри рамки 2. Рамка поворачивается в подшипниковых опорах, закрепленных в корпусе прибора. Для ограничения угла ее поворота служат две спиральные пружины 3, а для демпфирования колебаний - пневматический демпфер 4.

Сигнал, пропорциональный угловой скорости поворота гироскопа относительно измерительной оси, снимается с индукционного датчика 5, ротор которого закреплен на оси прецессии гироскопа, а статор укреплен на корпусе прибора.

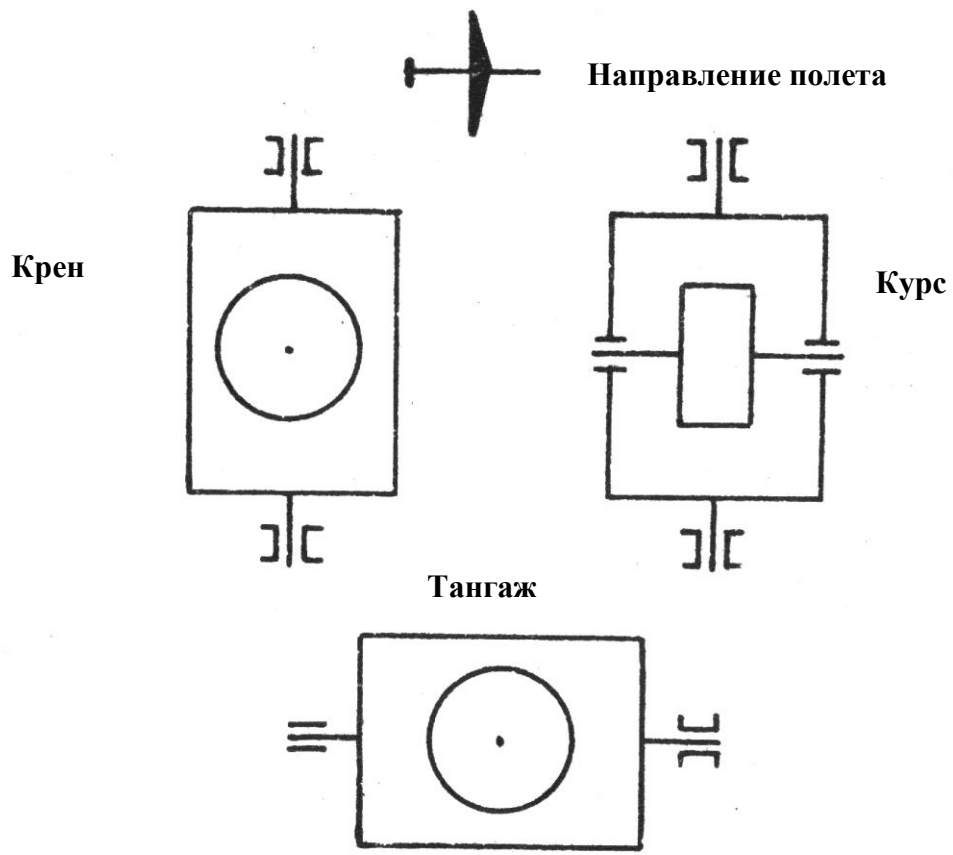


Рисунок 6.

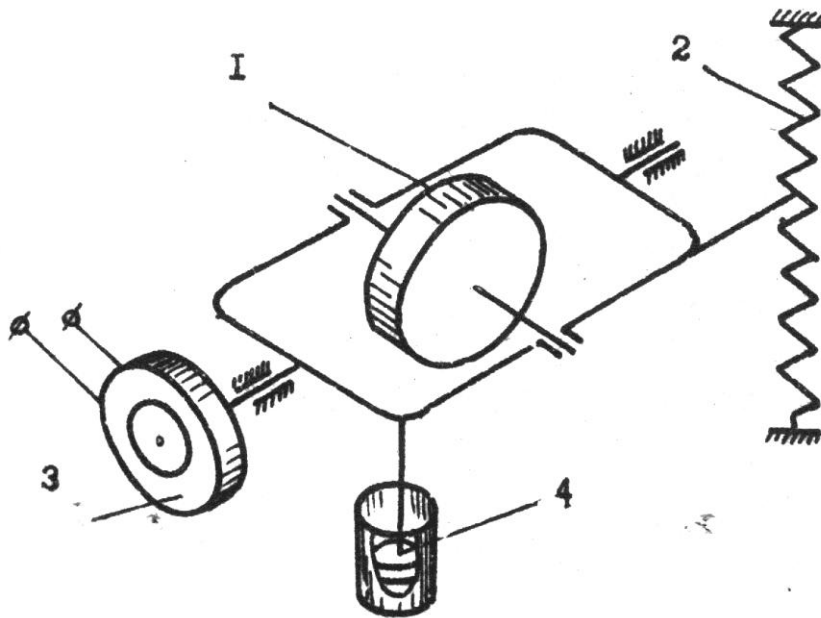


Рисунок 7.

Для исключения влияния высоты на работу прибора, корпус последнего выполнен герметичным и заполнен азотом. С помощью упоров поворот вокруг оси прецессии ограничивается в пределах $\pm 8^\circ$, что соответствует угловым скоростям вращения прибора 18...20 град/с.

Токоподводы к гиromотору выполнены из бронзы в виде эластичных пружин. Выводы проводов из прибора осуществляются с помощью стеклянных гермовводов.

4.3. Корректор высоты

Чувствительными элементами корректора высоты являются два блока мембранных коробок. Схема прибора приведена на рисунке 8. Деформация мембранных коробок при изменении высоты полета воспринимается индуктивным датчиком ИД, который имеет две обмотки. На обмотку I датчика подается напряжение питания. В обмотке II индуцируется напряжение переменного тока, величина которого зависит от высоты полета, а фаза - от направления этого изменения. Сигнал, снимаемый с выхода датчика, усиливается усилителем УС и подается на управляющую обмотку двигателя Д. Двигатель через редуктор перемещает сердечник, на который намотана обмотка I в том же направлении, в котором произошло перемещение рамки датчика. В результате угол поворота выходного вала двигателя оказывается пропорциональным высоте полета. При замыкании контакта К, расположенного на пульте управления, подается питание на электромагнитную муфту ЭМ. Движок потенциометра П, который ранее центрировался в среднем положении пружинами ПР, оказывается теперь связанным через редуктор с выходным валом двигателя.

Следовательно, снимаемое с потенциометра напряжение будет пропорционально отклонению от той высоты, при которой был замкнут контакт К. Выходное напряжение потенциометра подается в канал тангажа автопилота.

Электрическая схема корректора высоты приведена на рисунке 9.

Транзисторный усилитель - двухкаскадный с трансформаторной связью между каскадами. Первый каскад является усилителем напряжения и выполнен по схеме линейного усилителя класса А на транзисторе V1. Второй каскад на транзисторах V2 и V3 - усилитель мощности. Он выполнен по двухтактной схеме с общим эмиттером. Нагрузкой каскада служат обмотки управления двигателя ДИД-0.5, которые включаются в коллекторные цепи усилителя непосредственно.

Блок-контакт служит для сигнализации возможности включения корректора высоты в схему автопилота. Лампа сигнализации расположена на пульте управления и горит, если щетка расположена в центре потенциометра. Полный диапазон работы потенциометра корректора высоты $\pm 160...320$ м (последняя цифра относится к высоте 20 км). Зона нечувствительности на высоте 1 км - не более ± 5 м, на высоте 20 км - не более 25 м.

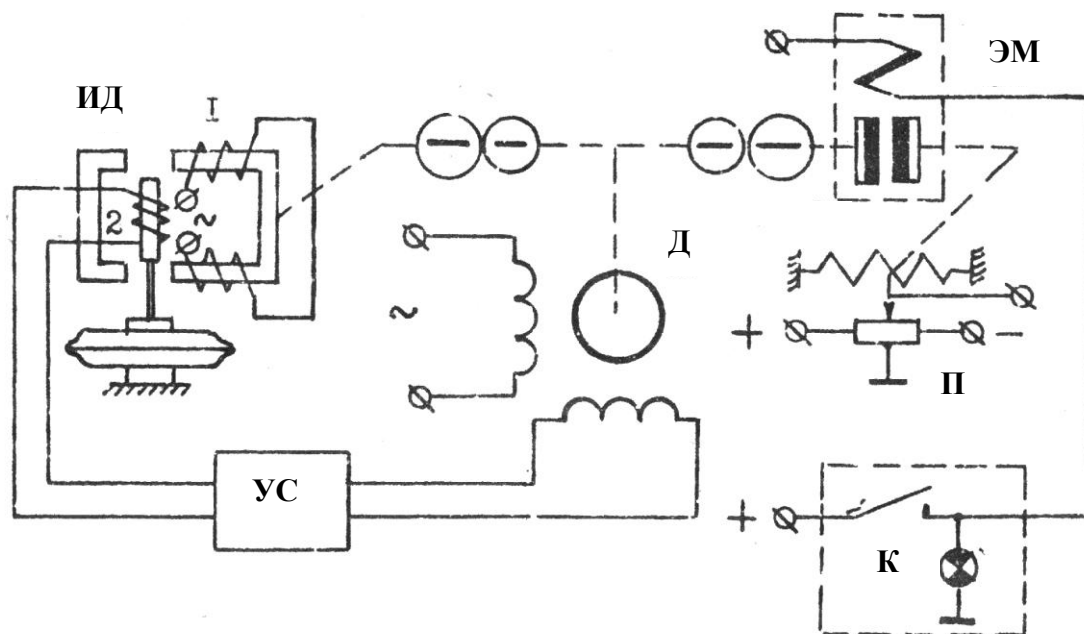


Рисунок 8.

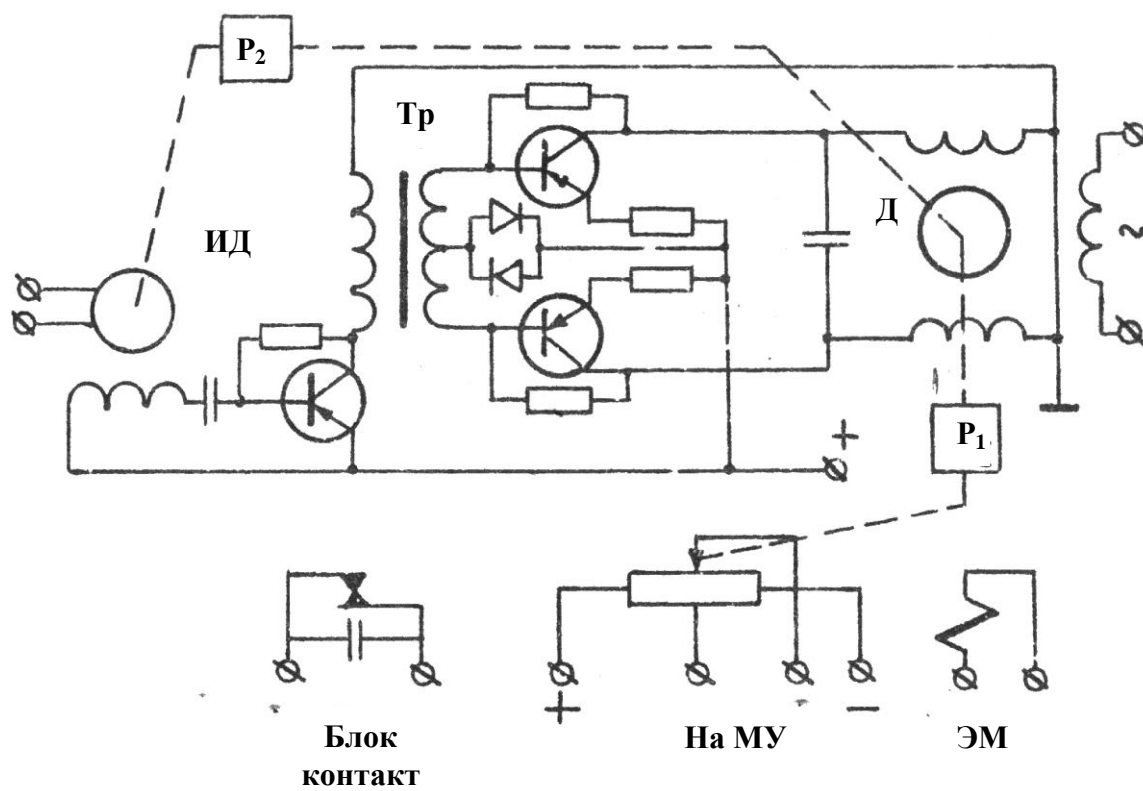


Рисунок 9.

4.4. Агрегат управления

Внешний вид агрегата показан на рисунке 1. В агрегат управления входят следующие основные элементы: ч блок усилителей, три механизма согласования, фазочувствительные выпрямители, ряд реле, блок потенциометров, панели с резисторами. С помощью этих элементов в агрегате управления осуществляется:

- автоматическая подготовка автопилота к включению;
- блокировка включения схемы;
- усиление управляющих сигналов;
- необходимые переключения при работе автопилота.

Через агрегат управления осуществляется связь между собой всех остальных агрегатов автопилота. Конструктивно агрегат управления представляет собой сварной каркас, на котором крепится панель со смонтированными на ней механизмами согласования и другими элементами агрегата, а также блок усилителей. На передней стенке агрегата управления расположены 2 штепсельных разъема для обеспечения проверки агрегата управления, три жгута, оканчивающиеся штепсельными разъемами для соединения с остальными агрегатами автопилота, и три специальных клеммы для контроля правильности установки ЦГВ-2 на самолете. Сверху агрегат закрывается крышкой, имеющей специальный лючок для доступа к регулировочным резисторам.

Для установки агрегата управления на самолете применено специальное амортизированное основание, крепление агрегата к которому выполнено с учетом быстросъемности.

Механизмы согласования продольно-поперечной стабилизации конструктивно представляют собой законченный узел. В агрегате управления установлено два таких механизма (один в автомате крена, а другой в автомате тангажа). Каждый из этих механизмов (рисунок 10) состоит из индукционного двигателя ДИД-0.5 с редуктором, потенциометра и ламельного устройства. На выходной оси редуктора закреплены щетки потенциометра и ламелей. Допустимый угол поворота выходной оси редуктора ограничен упорами и составляет $\pm 60^\circ$ от среднего положения. Для предохранения редуктора от деформации при достижении осью предельных углов поворота выходная шестерня редуктора соединена с осью с помощью фрикциона.

Механизм согласования обеспечивает полную компенсацию всех сигналов, поступающих в магнитный усилитель при включении автопилота. В этом случае контакты 1 находятся в верхнем замкнутом положении, контакты 2 и 3 разомкнуты, а контакты 4 замкнуты. При включении автопилота на двигатель ДИД-0.5 механизма согласования могут поступить сигналы от рукоятки управления или через ламельное устройство в режиме привода самолета к горизонту (контакты 2 и 3 находятся в замкнутом положении, контакты 1 в верхнем замкнутом положении).

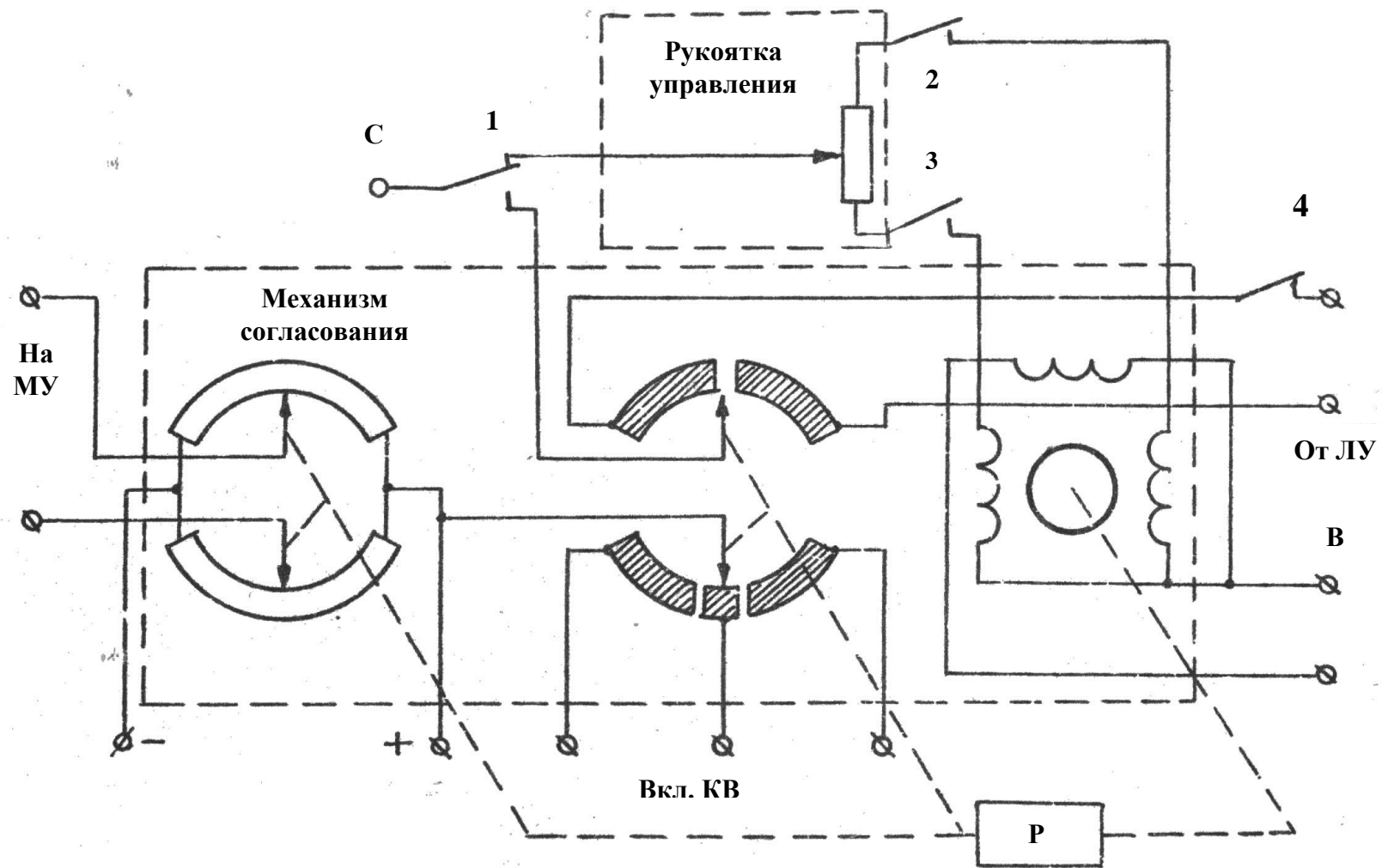


Рисунок 10.

Ламельное устройство механизма согласования автомата крена представляет собой две пары контактных полуколец со скользящими по ним двумя щетками. Пара контактных полуколец, имеющая изоляционный промежуток в 9° , осуществляет необходимые переключения при развороте самолета. Вторая пара контактных полуколец, имеющая изоляционный промежуток в 2° , включается в схему в режиме приведения к горизонту. В механизме согласования автомата тангажа первая пара полуколец в схему не включена.

Потенциометр механизма согласования намотан на двух участках круглого каркаса, охватывающих дуги в 150° . Оба участка потенциометра соединены в мост. Средняя часть одного из участков, соответствующая нулевому положению щетки, запаена на дуге 3° для уменьшения крутизны сигнала вдвое. Это необходимо для точного приведения самолета к горизонту по крену и тангажу в режиме приведения к горизонту.

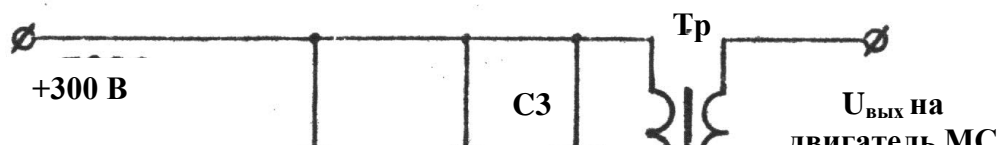
Механизм согласования автомата курса принципиально выполняет те же функции, что и механизм согласования автоматов крена и тангажа, не конструктивно имеет следующие отличия:

- потенциометр механизма имеет равномерную намотку по всей окружности каркаса;
- угол поворота выходной оси не ограничен;
- отсутствуют контактные ламели и фрикцион.

Блок усилителей представляет собой конструктивно законченный узел и включает в себя :

- 1) три магнитных усилителя, которые предназначены для суммирования, усиления и преобразования управляющих сигналов постоянного тока в сигналы переменного тока;
- 2) три ламповых усилителя на лампах 6Н1П, предназначенных для усиления сигналов, поступающих с выхода магнитных усилителей;
- 3) три ламповых детектора фазочувствительных выпрямителей на лампах 6Н1П, на вход которых подключены управляющие обмотки реле рулевых агрегатов;
- 4) блок питания, включающий в себя трансформатор, кенотрон 6Ц4П, дроссельно-емкостный фильтр;
- 5) три трансформатора для питания обмоток магнитных усилителей. Ламповый усилитель (рисунок 11) собран на двойном триоде 6Н1П. Усилитель имеет трансформаторный выход. Емкость С3 совместно с первичной обмоткой трансформатора представляет резонансный контур, настроенный на частоту 400Гц. Резистор R7, шунтирующий этот контур, позволяет получить меньшую зависимость коэффициента усиления от изменения частоты сигнала.

Начальное отрицательное смещение на сетках триода получается автоматически за счет падения напряжения на резисторах R2 и R4. Резистор R3, включенный между катодами двух триодов, предназначен для исключения эффекта отрицательной обратной связи. Отрицательная обратная связь возникает вследствие того, что на резисторах R2 и R4 появляются переменные составляющие напряжения с частотой сигнала. Эти переменные составляющие подаются на сетки соответствующих триодов в противофазе с входным сигналом и приводят к уменьшению выходного сигнала.



Поскольку переменные составляющие на резисторах R2 и R4 находятся в противофазе, то подбором резистора R3, включенного между катодами, можно добиться равенства амплитудных составляющих, а следовательно, ликвидировать отрицательную обратную связь.

Детектор (рисунок 12) собран на лампе 6Н1П и предназначен для выпрямления напряжения, поступающего с лампового усилителя. Анодной нагрузкой детектора являются управляющие обмотки $Z_{Н1}$ и $Z_{Н2}$ поляризованного реле рулевого агрегата. Управляющий сигнал с лампового усилителя подается через резисторы К.9 и К.10 на сетки лампы. При отсутствии сигнала оба триода детектора заперты отрицательным смещением (около 12 В), поступающим с потенциометра П1 через резистор R8. Напряжения на аноды подаются в противофазе. Управляющий сигнал вызывает пульсирующий ток в том или другом триоде в зависимости от того, в каком триоде фаза управляющего сигнала совпадает с фазой анодного напряжения.

Емкости С5 и С6 служат для сглаживания пульсаций тока в управляющих обмотках поляризованного реле рулевого агрегата.

4.5. Рулевой агрегат

Рулевой агрегат (рулевая машина) РА-5В или РА-5Н представляет собой электрогидравлическое устройство, преобразующее входные электрические сигналы управления в перемещение исполнительного штока рулевой машины, являющейся силовым исполнительным механизмом автопилота. Рулевая машина состоит из электромагнитного устройства и гидравлической части. Электромагнитное устройство представляет собой поляризованное реле постоянного тока (рисунок 13) и преобразует поступающие на него с выхода усилителя сигналы в перемещение иглы золотника.

Реле состоит из ярма 1, на котором намотаны две катушки 2 и 3 подмагничивания, создающие поток, обозначенный на рисунке сплошной линией. При появлении сигнала в управляющих обмотках 5 и 6 сигнальной катушки происходит перераспределение магнитных потоков, вызывающее отклонение якоря 4 от среднего положения. При этом направление и величина отклонения пропорциональны управляющему току.

Перемещение якоря поляризованного реле через рычаг Р передается на иглу золотника 1 (рисунок 14). Вслед за иглой перемещается шток золотника, так как перемещение иглы нарушает равновесие сил, действующих на торцы штока. Шток золотника, перемещаясь в ту или иную сторону, открывает доступ гидросмеси в одну из полостей рулевой машины, соединяя одновременно вторую полость со сливом (выходом). Происходит перемещение штока рулевой машины со скоростью, пропорциональной перемещению штока золотника. В гидравлическую систему агрегата гидросмесь под давлением $60...110\text{кг/см}^2$ поступает из самолетной магистрали через входной штуцер (вход). Эта гидросмесь проходит фильтр 4 и попадает в редукционный клапан 5, который понижает ее давление до 40кг/см^2 . Гидросмесь под давлением 40кг/см^2 поступает по соединительным каналам в проточку между средними буртиками штока золотника и через сетчатый фильтр 6 тонкой очистки к редукционному клапану 7, который понижает давление приблизительно до $2-3\text{кг/см}^2$.

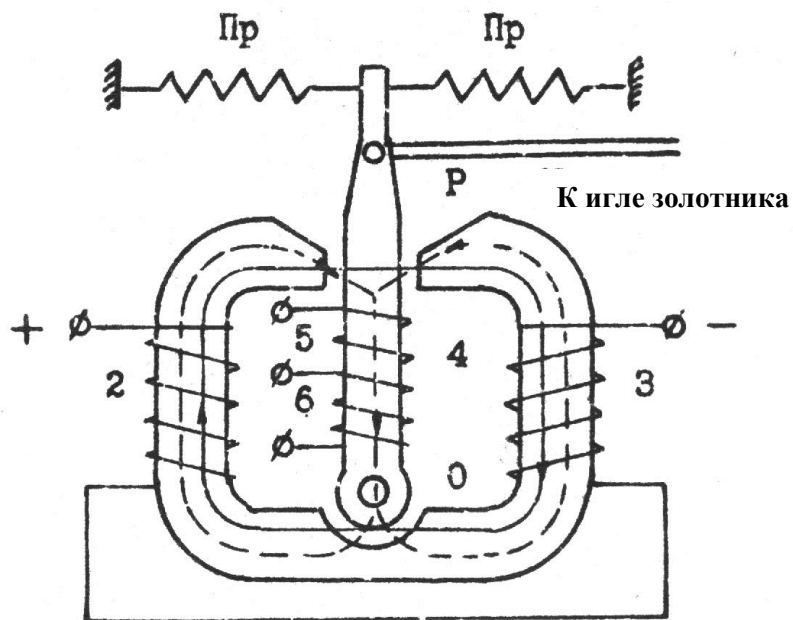


Рисунок 13.

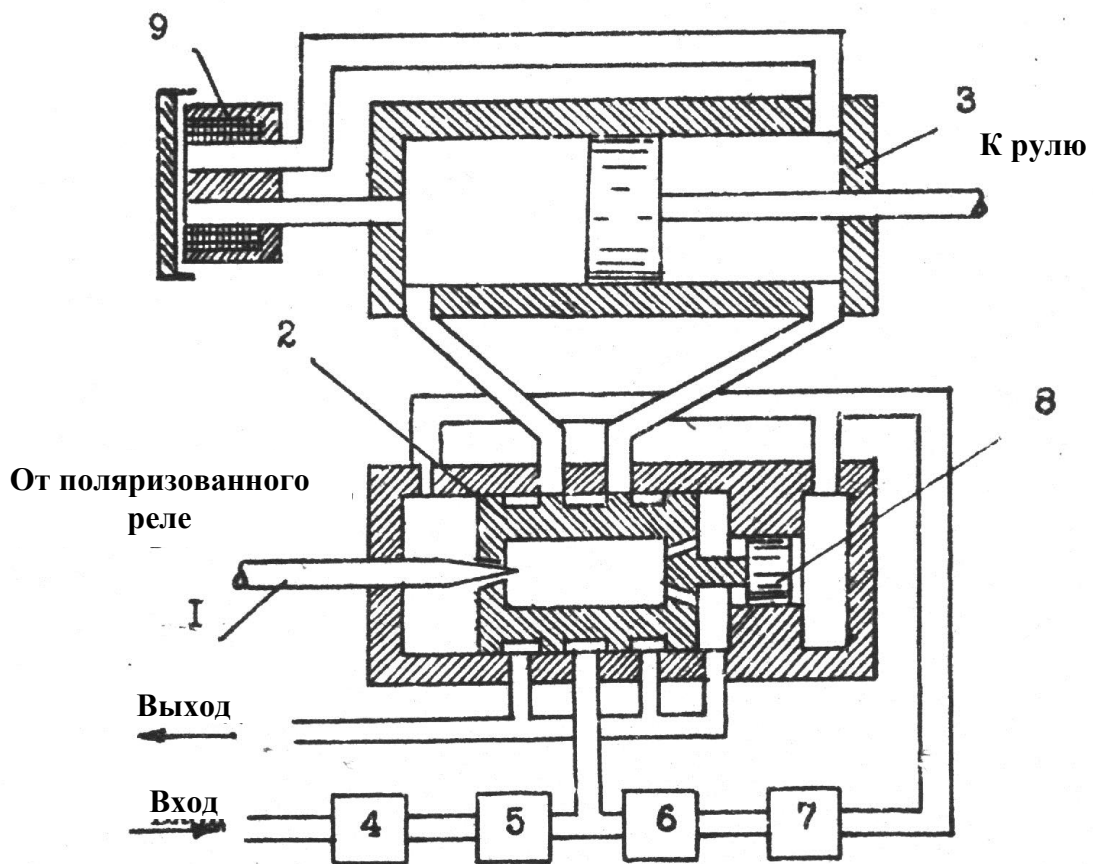


Рисунок 14.

Под этим давлением гидросмесь поступает в полости К и Н золотника. Следует отметить, что в полость К гидросмесь поступает через калиброванное отверстие (капилляр), которое обеспечивает постоянство поступления жидкости в единицу времени.

В установившемся режиме на торцы штока золотника действуют силы, равные по величине, но противоположные по направлению. Эти силы созданы гидросмесью, находящейся под давлением в полости Н и К. Перемещение золотника может происходить только при нарушении равновесия сил. Так как давление гидросмеси в полости Н поддерживается постоянным, то усилие, действующее на правый торец штока золотника через контрпоршень 8, будет постоянным. Поэтому перемещение штока золотника может быть вызвано только за счет изменения давления гидросмеси в полости К. Это давление зависит от размеров выпускного отверстия, которое изменяется при перемещении иглы относительно штока золотника.

Если игла приближается к штоку золотника, то поперечное сечение выпускного отверстия уменьшается и давление в полости К повышается. Если же игла удаляется от штока золотника, то поперечное сечение выпускного отверстия увеличивается и давление в полости К уменьшается. Следовательно, шток золотника всегда будет следовать за движением иглы.

Контрпоршень имеет площадь S_2 на которую действует давление P_H (давление в полости Н), а левый торец штока золотника имеет площадь S_1 , на который действует давление P_K (давление в полости К). Между площадями S_1 и S_2 выбрано следующее соотношение:

$$\frac{S_1}{S_2} = \frac{1}{2}.$$

Следовательно, шток золотника будет находиться в неподвижном состоянии только при следующем соотношении между давлениями P_K и P_H :

$$P_K = \frac{P_H}{2}.$$

При переходе на ручное управление шток рулевой машины должен свободно перемещаться в цилиндре и не создавать противодействующих усилий. Для этой цели в машине предусмотрен электромагнитный клапан включения 9. При автоматическом управлении катушка его находится под током и соединительные каналы закрыты. При отключении автопилота катушка клапана обесточивается, и жидкость может свободно перемещаться из одной части цилиндра в другую через соединительные каналы.

4.6. Рукоятка управления

Рукоятка управления предназначена для управления самолетом через автопилот. С помощью рукоятки управления могут осуществляться координированные развороты, восходящие и нисходящие спирали и управление самолетом по тангажу. Конструктивно она выполнена в виде законченного узла. Кинематическая схема рукоятки управления представлена на рисунке 15. Колонка 1 рукоятки управления закреплена в кардане 2 и имеет возможность отклоняться от исходного положения в любом направлении на угол $\pm 20^\circ$. Специальная система

рычагов и пружин обеспечивает возвращение рукоятки в исходное положение. Потенциометр и ламели тангажа укреплены на подвижной части рукоятки, а их щетки на оси 3. Потенциометр и ламели крена укреплены на основании прибора, а их щетки на оси. Если рукоятка находится в нейтральном положении, то щетки потенциометров и ламелей находятся на изоляционных участках. При отклонении рукоятки происходит перемещение щеток по ламелям и потенциометру, сигнал с которого поступает на механизм согласования. Для уменьшения зоны нечувствительности рукоятки управления в среднюю часть потенциометра включен резистор, который увеличивает его крутизну на начальном участке.

4.7. Вибратор

Вибратор предназначен для устранения автоколебаний, возникающих в системе самолет - автопилот из-за наличия зоны нечувствительности в рулевом агрегате и бустерной системе управления рулями. Вибратор выдает во все три автомата сигнал синусоидальной формы с частотой около 3Гц. Этот сигнал в каждом автомате суммируется с основным управляющим сигналом и подается в рулевой агрегат. При этом рули находятся все время в колебательном режиме около положения, задаваемого основным управляющим сигналом. Самолет реагирует только на среднее положение рулей, а колебания рулей около этого положения не оказывают воздействия на самолет, (частоты этих колебаний больше собственной частоты системы самолет - автопилот, а амплитуда колебаний мала).

Принципиальная схема вибратора представлена на рисунке 16. Для получения синусоидального напряжения в вибраторе используется индукционный датчик ИД, ротор, которого приводится во вращение двигателем ДИД-0.5 через редуктор. На статоре имеется две обмотки: первичная и вторичная. На первичную подается переменное напряжение с частотой 400Гц. Со вторичной обмотки снимается напряжение, амплитуда которого изменяется с частотой, зависящей от скорости вращения ротора. С помощью потенциометра П4 можно изменять скорость вращения ротора двигателя ДИД-0.5 и тем самым изменять частоту снимаемого с вибратора напряжения в диапазоне от 0.5 до 55Гц. Напряжение, снимаемое со вторичной обмотки индукционного датчика, поступает на первичные обмотки трех трансформаторов, со вторичных обмоток которых через регулировочные потенциометры напряжения подаются в соответствующие автоматы автопилота.

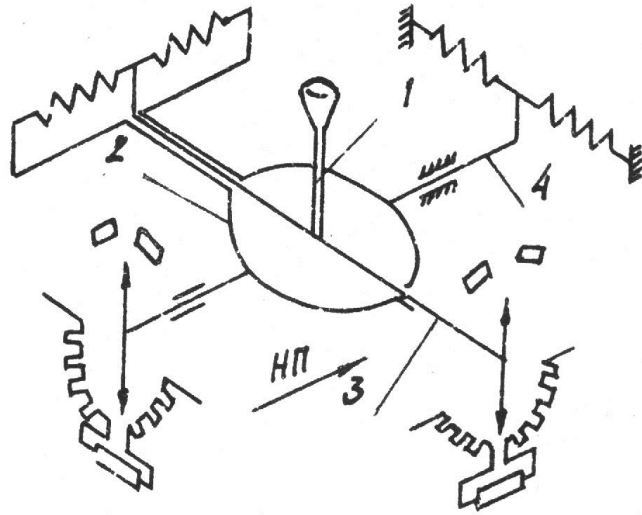


Рисунок 15

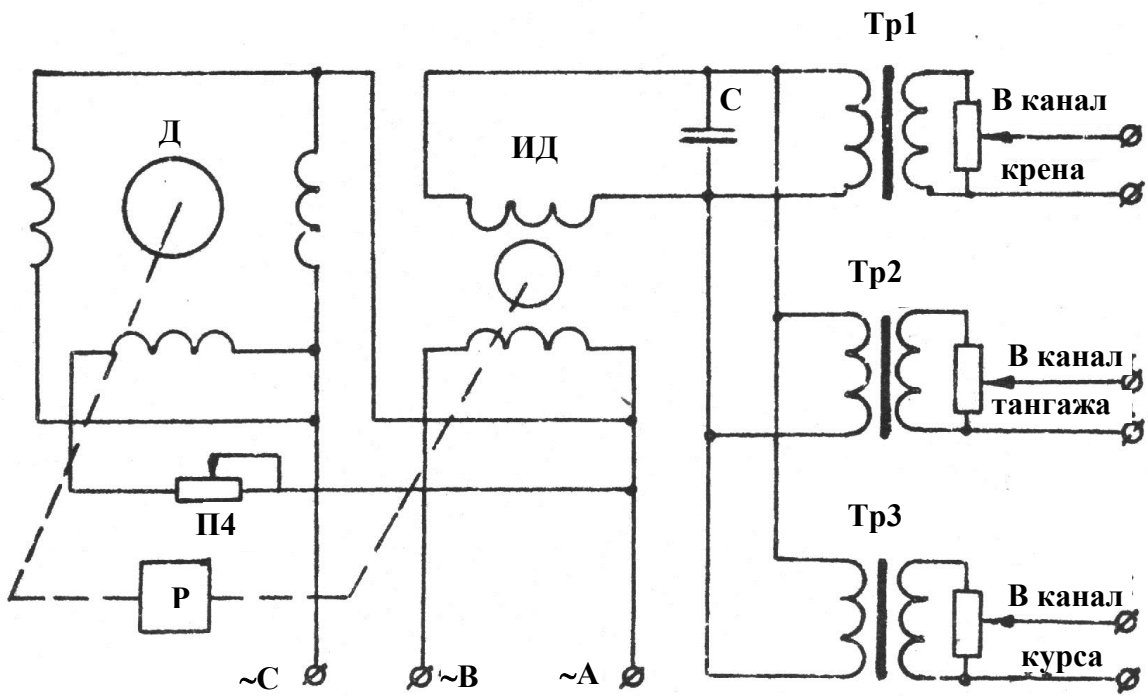


Рисунок 16

4.8. Пульт управления и сигнализации

Пульт управления и сигнализации предназначен для выполнения следующих функций:

- включения питания автопилота (выключатель "Питание");
- сигнализации готовности автопилота к включению (оранжевая лампочка "Готов");
- сигнализации включения автопилота (зеленая лампочка "Вкл");
- указания положения гиросузда ЦГВ (указатель "Крен" с кнопкой "Тангаж");
- сигнализации выбивания ЦГВ (зеленая лампочка "ЦГВ");
- включения арретира ЦГВ в случае ее выбивания (кнопка "Арретир");
- переключения управления на штурмана (выключатель "Управление у штурмана");
- сигнализации передачи управления штурману (желтая лампочка "Управление у штурмана");
- включения высотного корректора и сигнализации его включения (кнопка и зеленая лампочка "ВК");
- регулировки работы автопилота в режиме "Приведение к горизонту» и при координированном развороте с помощью потенциометров центровки магнитных усилителей.

5 ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АВТОПИЛОТА

5.1. Основные характеристики всего комплекса

1. Источники питания:

- а) постоянный ток -27В;
- б) переменный ток -36В, 400Гц;
- в) гидросистема с давлением 60-210 кг/см² на гидросмеси АМГ-10.

2. Потребляемая мощность:

- а) по постоянному току - не более 500Вт;
- б) по переменному току- не более 180 В·А;
- в) расход гидросмеси - не более 16.5 л/мин;

3. Точность выдерживания крена - $\pm 0,5^\circ$.

4. Точность выдерживания тангажа - $\pm 0,5^\circ$.

5. Точность выдерживания курса:

- а) на маршруте - $\pm 2^\circ$;

6. Точность выдерживания высоты - ± 20 м.

7. Зона нечувствительности:

- а) по крену - 0.3° ;
- б) по тангажу - 0.3° ;
- в) по направлению - 0.4° ;
- г) по высоте - 6.0 м.

8. Зона углов по крену и тангажу, в пределах которых возможно включение автопилота, может быть установлена разная для различных самолетов, но не более $\pm 65^\circ$.

9. Угол крена при развороте - от 3° до величины, которая может быть установлена разной для различных самолетов, но не более $\pm 65^\circ$.
10. Управление по тангажу - в пределах зоны углов, при которых возможно включение автопилота.
11. Максимальное усилие, развиваемое рулевыми агрегатами - не менее 300 кг.
12. Ход штока рулевого агрегата - ± 40 мм.
13. Температурный диапазон работы - $+50^\circ\text{C} \dots -60^\circ\text{C}$.
14. Высотность - до 18000 м.
15. Вес автопилота без источников питания - в зависимости от комплектовки от 30.5 до 60.5 кг.

5.2. Основные характеристики датчика угловых скоростей

1. Зона нечувствительности - 0.2 град/с.
2. Крутизна характеристики выходных сигналов - 0.1 Вс/град.
3. Кинетический момент гироскопа - 500 Г см с.
4. Частота собственных колебаний - 8-10 Гц.
5. Пределы изменения угловых скоростей 0.1-18 град/с.
6. Вес - не более 2.6 кг.

5.3. Основные характеристики рулевого агрегата

1. Расход гидросмеси через РА в режиме готовности автопилота к выключению - не более 1.5 л/мин.
2. Максимальный расход гидросмеси через РА при включении автопилота - не более 5.5 л/мин.
3. Ход штока рулевой машины от одного крайнего положения до другого - 80 мм.
4. Диапазон регулировки максимального усиления, развиваемого РА - от 100 до 300 кг.
5. Напряжение подмагничивания поляризованного реле - 27В.
6. Зона нечувствительности РА по управляющему сигналу - 0.5 мА.
7. Крутизна скоростной характеристики РА - 20 ± 5 мм·мА/с .
8. Максимальная скорость штока рулевой машины - 70 мм/с.
9. Вес - 4.5 кг.

6. ПРИНЦИПАЛЬНАЯ СХЕМА АВТОПИЛОТА

Принципиальная электрическая схема автопилота АП-28 представлена на рисунке 17.

Работа автопилота может быть разбита на следующие этапы:

- включение питания автопилота и автоматическая подготовка его к включению (режим согласования);
- включение автопилота;
- прямолинейный полет;
- управляемый полет;
- автоматическое приведение самолета в режим горизонтального полета (приведение к горизонту);
- выключение автопилота.

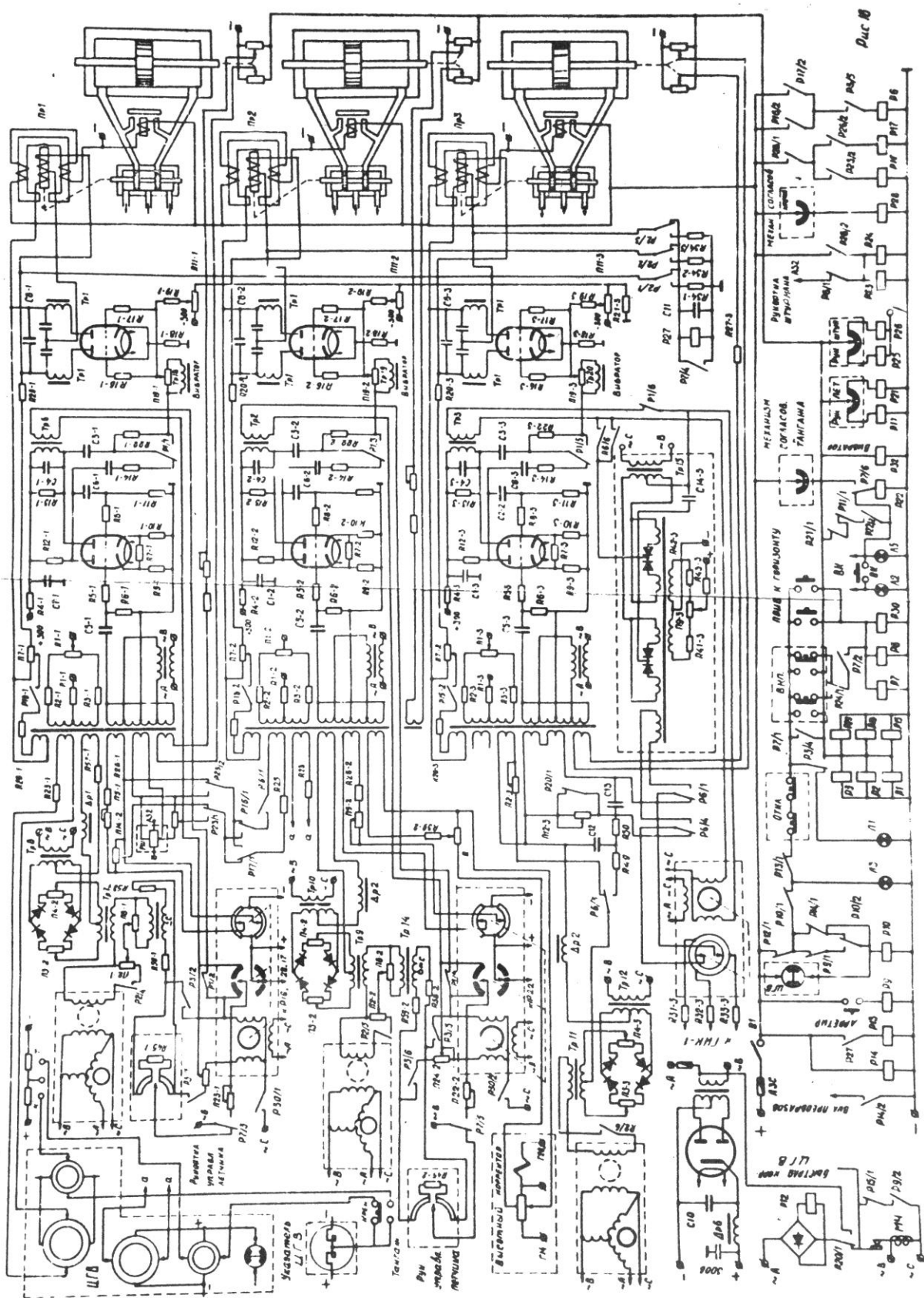


Рисунок 17.

6.1. Включение питания автопилота и автоматическая подготовка его к включению

Питание автопилота осуществляется от бортовой электросети напряжением 27 В. Минусовой провод сети подводится к агрегату управления и далее расходится по схеме автопилота (на схеме обозначен значком "-"). Плюсовой провод через агрегат управления подводится к выключателю "Питание" SA1, расположенному на пульте управления.

При включении SA1 "плюс" подается на реле K14 и в схему автопилота (обозначен значком "+"). Реле K14, срабатывая, контактом K14.2 замыкает минусовую цепь контактора, включающего преобразователь. С преобразователя трехфазное напряжение 36 В 400 Гц подается в агрегат управления (фазы обозначены буквами А, В, С), в блок датчиков угловых скоростей, центральную гировертикаль и высотный корректор. Происходит запуск гироскопов и прогрев электронных ламп. С этого момента начинается режим согласования.

При включении питания срабатывает реле K12, которое своими контактами K12.1 размыкает цепь включения автопилота. Через 50-120 с с момента включения питания срабатывает биметаллическое реле M4, которое разрывает цепь питания реле K12. Реле K12 отпускает и своими контактами K12.1 обеспечивает замыкание цепи включения автопилота.

Биметаллическое реле выполняет роль реле времени. Оно обеспечивает блокировку включения автопилота на время, необходимое для запусков гироскопов и прогрева электронных ламп. В цепи включения автопилота находятся контакты K10.1 и K13.1, которые соответственно размыкаются при выбивании ЦГВ и при наличии напряжения на выходе усилителя, хотя бы одного из автоматов. Схема автопилота считается согласованной, если на выходе усилителя каждого из автоматов напряжение будет равно нулю.

Автоматическое согласование схемы осуществляется с помощью механизмов согласования. Напряжения с выходов усилителей в режиме согласования через контакты K1.2, K1.4, K1.6 поступают на двигатели механизмов согласования. С потенциометров этих механизмов напряжения подаются на входы соответствующих магнитных усилителей, вызывая уменьшение напряжения на выходе усилителей.

Когда напряжение на выходе усилителей достигает нулевого значения, двигатель механизма согласования остановится и ползунок потенциометра окажется перемещенным на некоторый угол. В механизмах согласования автоматов крена и тангажа допустимый угол перемещения ползунка потенциометра ограничен упорами и составляет $\pm 60^\circ$ от среднего положения. Ползунок потенциометра доходит до упора при крене и тангаже самолета, равном 60° (или 30° , в зависимости от типа самолета). Если крен и тангаж самолета более 60° , то механизм согласования соответствующего автомата не может компенсировать входной сигнал. В этом случае с выхода усилителей напряжение через конденсатор СЗ и резистор R22 подается на вход детектора, на выходе которого последовательно с управляющими обмотками поляризованного реле рулевого агрегата, включено реле K27. Реле K27 срабатывает и своими контактами замыкает цепь реле K13, которое контактами K13.1 размыкает цепь включения автопилота и цепь питания лампочки "Готов" (Л1), эта лампочка горит, если

согласование произошло. Таким образом, включение автопилота оказывается невозможным, если отклонения самолета по крену и тангажу превышают допустимые значения (60° или 30° - в зависимости от типа самолета).

В автомате курса согласование с компасом ГМК-1 осуществляется путем перемещения щеток по потенциометру в такое положение, при котором напряжение на выходе усилителя автомата курса будет равно нулю.

Включение автопилота невозможно и при выбивании ЦГВ. В этом случае срабатывает реле К10, которое своими контактами К10.2 самоблокируется.

Скорость отработки механизма согласования зависит от выходного сигнала лампового усилителя и регулируется введением в усилитель внутренней обратной связи, состоящей из конденсаторов С3 и С6 и резистора R14. Резистор R14 выбирается таким, чтобы механизм согласования не входил в автоколебания, а скорость отработки сигнала была бы при этом достаточно большой. Для готовности автопилота к включению необходимо, чтобы сработало биметаллическое реле, отсутствовал сигнал о выбивании ЦГВ и отсутствовало напряжение на выходе всех трех усилителей.

О состоянии готовности автопилота к включению свидетельствует загорание лампочек "Готов" (Л1) и "ЦГВ" (Л3) на пульте управления.

6. 2. Включение автопилота

Включение автопилота осуществляется нажатием кнопки "Вкл" на рукоятке управления летчика или кнопки "Вкл" в кабине штурмана. При этом срабатывает и блокируется реле К1, К2, К3, К15, К18, К20, К25. Контакты этих реле осуществляют:

- 1.Отключение лампочки "Готов" (Л1) и включение лампочки "Включен" (ЛГ) на пульте управления.
- 2.Отключение входа ламповых усилителей от управляющих обмоток двигателей механизмов согласования.
- 3.Переключение в цепи обратной связи лампового усилителя, вследствие чего увеличивается его коэффициент усиления и во входной цепи детектора шунтируется резистор R22, с помощью которого в режиме согласования ограничивалась зона срабатывания поляризованного реле (в каждом канале).
- 4.Включение цепи обратной связи всего усилительного устройства (в каждом канале).
- 5.Подключение сигнальных обмоток датчиков угловых скоростей к схеме автопилота.
- 6.Отключение реле К27 и подключение к выходу лампового детектора ограничительного резистора R34.
- 7.Подключение потенциометров рукоятки управления летчика к управляющим обмоткам двигателей механизмов согласования автоматов крена и тангажа.
- 8.Включение электромагнитных соединительных клапанов рулевых агрегатов.
- 9.Включение вибратора.
- 10.Отключение цепи арретирования ЦГВ.
- 11.Подключение потенциометров П-12-3 в цепи сигналов от компаса ГИК-1.

6.3. Прямолинейный полет

Рассмотрим работу одного из автоматов автопилота в режиме стабилизации при прямолинейном полете. Работа двух других автоматов в этом режиме аналогична работе рассматриваемого автомата. Если в прямолинейном полете под действием возмущения произойдет отклонение самолета от заданного курса и режима, то на управляющие обмотки магнитного усилителя поступят сигналы с датчика угла и угловой скорости. Просуммированные и усиленные сигналы поступают на вход лампового усилителя, который собран на лампе 6Н1П и состоит из двух каскадов. С лампового усилителя сигнал подается на вход лампового детектора, в анодные цепи которого включены управляющие обмотки поляризованного реле рулевого агрегата. Якорь поляризованного реле перемещает иглу золотника, вследствие чего перемещается шток золотника, который открывает доступ гидросмеси в рулевую машину. Происходит движение штока рулевой машины.

По мере движения штока рулевой машины будет нарастать сигнал обратной связи. Этот сигнал поступает на одну из обмоток магнитного усилителя и вызывает уменьшение выходного сигнала. При определенном соотношении между суммарным входным сигналом и сигналом обратной связи выходной сигнал становится равным нулю. Движение штока рулевой машины прекращается и руль окажется отклоненным на угол, пропорциональный суммарному входному сигналу. Под действием аэродинамических сил, возникающих при отклонении руля, самолет возвращается к исходному положению.

С выхода лампового детектора через фильтр "RC" на вход магнитного усилителя подается отрицательная обратная связь, которая позволяет стабилизировать коэффициент усиления всего усилителя. С помощью потенциометра П7 можно регулировать эту обратную связь.

6.4. Управляющий полет

При включении автопилота летчик имеет возможность управлять самолетом через автопилот с помощью рукоятки управления. Питание рукоятки осуществляется переменным током через контакты К7.3 и К7.5. Потенциометры рукоятки управления имеют изоляционный участок, предотвращающий подачу сигнала в механизм согласования при нулевом положении рукоятки. В средней части потенциометра рукоятки управления включены резисторы R45 для уменьшения зоны нечувствительности.

При отклонении рукоятки управления в направлении изменения тангажа сигнал с потенциометра рукоятки поступает на управляющие обмотки двигателя механизма согласования автомата тангажа. Двигатель через редуктор передает вращение щетке потенциометра, сигнал которого поступает на одну из управляющих обмоток магнитного усилителя автомата тангажа. Этот сигнал вызывает отклонение руля высоты и, как следствие, эволюцию самолета. При этом на вход магнитного усилителя будет поступать сигнал с ЦГВ. Нарастание этого сигнала должно происходить со скоростью, равной скорости нарастания сигнала, подаваемого с потенциометра механизма согласования. В противном случае возникает разностный сигнал, который вызывает дополнительное отклонение руля

и, следовательно, изменение скорости отклонения самолета.

Таким образом, обеспечивается пропорциональность угловой скорости отклонения самолета углу отклонения рукоятки управления. В момент достижения самолетом нужного угла тангажа рукоятка управления возвращается в нейтральное положение, а изменение угла тангажа прекращается не сразу, так как под действием отклоненного руля самолет будет отклоняться, до тех пор, пока руль не установится в первоначальное положение. Для избежания этого дополнительного отклонения в схеме автопилота предусмотрена подача "опережающего" сигнала, этот сигнал поступает на магнитный усилитель через фазочувствительный выпрямитель при отклонении рукоятки управления. Он тем больше, чем больше угол отклонения рукоятки. В момент возвращения рукоятки в нейтральное положение этот сигнал снижается и руль устанавливается в такое положение, при котором прекращается изменение тангажа. Для выполнения разворота самолету необходимо задать крен. Угловая скорость разворота будет тем больше, чем больше крен самолета. Для создания крена необходимо рукоятку управления летчика отклонить в направлении изменения крена. При отклонении рукоятки управления с ее потенциометров на двигатель механизма согласования автомата крена будет подано напряжение. Двигатель через редуктор перемещает щетку потенциометра с угловой скоростью, пропорциональной отклонению рукоятки. С потенциометра механизма согласования в одну из обмоток магнитного усилителя автомата крена поступает сигнал, вызывающий изменение крена самолета с угловой скоростью, пропорциональной углу отклонения рукоятки.

При достижении самолетом нужного крена рукоятка управления опускается в нейтральное положение. Чтобы не было дополнительного отклонения самолета по крену, с рукоятки управления через фазочувствительный выпрямитель в автомат подается "опережающий" сигнал, действие которого было описано.

Во время разворота самолета выход механизма согласования автомата курса отключается от входа магнитного усилителя этого автомата и переключается на вход специального магнитного усилителя разворота, через который механизм согласования будет работать в режиме согласования. Переключение выхода механизма согласования осуществляется контактами К6.1 и К6.4, которое срабатывает при замыкании контактов К16.1 (или К17.1) реле К16 (или К17), цепь питания которых замыкается через ламельное устройство при отклонении рукоятки управления.

Во время разворота сигнал с датчика угловой скорости подается на вход магнитного усилителя через дифференцирующий фильтр, состоящий из конденсаторов С12 и С13 и резисторов LR49 и LR50. Переключение осуществляется контактами К6.3. Если разворот самолета осуществляется с постоянной угловой скоростью относительно вертикальной оси, то сигнал с датчика угловой скорости на вход магнитного усилителя автомата курса фильтром не пропускается, и руль направления находится в нейтральном положении. Если же во время разворота возникнут колебания самолета, то через фильтр на вход магнитного усилителя поступят сигналы, которые вызовут отклонение руля направления, и значит, ликвидацию колебаний самолета. Для избежания потери высоты при развороте с механизма согласования автомата крена в автомат тангажа подается соответствующий сигнал. Этот сигнал независимо от направления

разворота будет вызывать отклонение руля высоты вверх.

6.5. Стабилизация самолета по высоте

Стабилизировать полет самолета на заданной высоте можно в любом режиме полета за исключением режима снижения или набора высоты. В режиме стабилизации высоты полета самолета включается высотный корректор. Включение высотного корректора производится нажатием кнопки "ВК" на пульте управления. Загорание лампочки (Л15), расположенной выше этой кнопки, сигнализирует о включении высотного корректора.

С высотного корректора снимается электрический сигнал, пропорциональный отклонению высоты от заданной. Этот сигнал подается на одну из обмоток управления магнитного усилителя автомата тангажа.

Если управление самолетом по тангажу осуществляется от рукоятки управления летчика, то высотный корректор в этом случае автоматически отключается. При отклонении рукоятки управления в направлении изменения тангажа через ламельное устройство замыкается питание реле К11 (или К21), которое срабатывает и своими контактами К11.1 (или К21.1) разрывает цепь питания корректора высоты. Корректор высоты отключается и лампочка (Л15) "ВК" на управляющем пульте гаснет.

6.6. Автоматическое приведение самолета в режим горизонтального полета

Автопилот АП-28 позволяет автоматически привести самолет в режим горизонтального полета из любого режима, если углы крена и тангажа не превышают 60° (или 30° в зависимости от типа самолета). Для автоматического приведения самолета в режим горизонтального полета необходимо нажать кнопку "Приведение к горизонту", которая обычно располагается на штурвале или рукоятке управления. При этом срабатывают и блокируются реле К7, К6, К30. Блокировка этих реле осуществляется контактом К7.2. Через контакты К7.2, К7.5, К30.1, К30.2 и ламельные устройства механизмов согласования автоматов крена и тангажа напряжения питания подаются на управляющие обмотки двигателей указанных механизмов. По мере работы двигателей механизмов согласования с их потенциометров на вход магнитных усилителей автоматов крена и тангажа будут поступать сигналы, вызывающие отклонение элеронов и руля высоты в таком направлении, при котором самолет будет возвращаться в горизонтальное положение.

При установке движков ламельных устройств на изоляционный участок работа двигателей механизмов согласования прекращается. При этом напряжения, снимаемые с потенциометров этих механизмов, достигают нулевого значения, а самолет займет горизонтальное положение.

Величина остаточных углов крена и тангажа регулируется потенциометрами П2-1 и П1-2 центровки магнитных усилителей. Эти потенциометры находятся на пульте управления.

В средней части изоляционного промежутка ламельного устройства механизма согласования автомата тангажа имеется контакт, необходимый для автоматического включения высотного корректора после приведения самолета в режим

горизонтального полета. В момент замыкания движка ламельного устройства с этим контактом напряжение 27В через контакты К7.6 подается на реле К22. Реле К22 срабатывает, своими контактами К22.2 замыкает цепь включения высотного корректора и цепь питания сигнальной лампочки Л5 включения высотного корректора.

Контактами К7.3, К7.5, К8.1 отключаются цепи питания рукоятки управления летчика и штурмана. Этим самым исключается возможность управления от рукоятки во время приведения самолета в режим горизонтального полета.

Если до нажатия кнопки "Приведение к горизонту" автопилот был включен, т.е. находился в режиме согласования, то при нажатии этой кнопки контактами К7.1 замыкается цепь питания группы реле включения (К1, К2, К3, К15, К18, К20). Одновременно с этим контактом К7.4 шунтируется реле К27. Это сделано для того, чтобы исключить возможность срабатывания реле К27 из-за запаздывания между срабатыванием реле К7, К3 и К30 и группы реле включения при нажатии кнопки "Приведение к горизонту" в режиме согласования.

Для перевода самолета с режима приведения к горизонту на нормальный режим работы необходимо нажать кнопку "ВК" на рукоятке управления, при этом разрывается цепь питания реле К7, К8, К30. Контактами К7.3 и К7.5 замыкается цепь питания потенциометров рукоятки управления и одновременно с контактами К30.1 и К30.2 разрывается цепь питания двигателей механизмов согласования через ламельное устройство. Автопилот переходит в режим стабилизации или управления.

6.7. Выключение автопилота

Выключение автопилота производится нажатием кнопки "Выключение автопилота". При этом разрывается цепь питания группы реле (К1, К2, К3, К15, К18, К20), включающих автопилот и цепь питания электромагнитных клапанов рулевых агрегатов. Автопилот переводится в режим согласования. Он не препятствует ручному управлению самолетом и готов к повторному включению.

Выключение автопилота может быть произведено также выключением "Питание" SA1, расположенным на пульте управления. Но такое выключение следует применять только в аварийных случаях, поскольку после этого автопилот может быть подготовлен к работе только через 2-3 мин.

7. Порядок пользования автопилотом в полете

Включение автопилота возможно при любом режиме полета, если углы крена и тангажа не превышают допустимые (в зависимости от типа самолета допустимый угол может быть 60° или 30°). Перед включением автопилота летчик устанавливает выключатель "Питание" во включенное положение. Через 2-3 мин загорается оранжевая лампочка "Готов", сигнализирующая о готовности автопилота к включению. Нажатием кнопки на рукоятке управления осуществляется включение автопилота. При этом гаснет лампочка "Готов" и загорается зеленая лампочка "Включен". После включения автопилота режим полета самолета сохраняется таким, каким он был в момент включения автопилота. С помощью управления летчик может изменить режим полета самолета через автопилот. При необходимости летчик может передать управление по боковому движению

штурману. Для этого летчик должен на пульте управления правый выключатель поставить в положение "Управление у штурмана". При этом управление по тангажу останется у летчика. Команда передачи управления штурману сигнализируется летчику загоранием лампочки "Управление у штурмана" на пульте управления и штурману загоранием лампочки "Рукоятка".

При необходимости выхода самолета на режим горизонтального полета летчик или штурман нажимает кнопку "Приведение к горизонту". Автоматическое приведение самолета в режим горизонтального полета осуществляется даже в том случае, если в момент нажатия кнопки "Приведение к горизонту" автопилот находился в режиме согласования.

Для перехода автопилота с режима приведения к горизонту на нормальный режим необходимо нажать кнопку "Включение" на рукоятке управления.

Выключение автопилота осуществляется нажатием кнопки "Выключение АП".

8. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЕРЕДАТОЧНЫХ КОЭФФИЦИЕНТОВ

8.1. Методические указания по проведению экспериментальной части работы

Содержанием экспериментальной части лабораторной работы является определение величин передаточных коэффициентов $k_{\alpha}^{\gamma}, k_{\alpha}^{\delta}, k_{\alpha}^{\psi}, k_{\alpha}^{\dot{\gamma}}, k_{\alpha}^{\dot{\delta}}, k_{\alpha}^{\dot{\psi}}$. Для определения передаточных коэффициентов необходимо опытным путем получить зависимость между перемещением штока рулевого агрегата и соответствующим отклонением угловой координаты или скорости ее изменения (статические характеристики автопилота. В ходе выполнения лабораторной работы необходимо экспериментально с помощью лабораторной установки последовательно определить статические характеристики каналов курса, тангажа, крена.

Лабораторная установка содержит стенд, на котором смонтирован комплект автопилота АП-28, система его энергопитания, устройства индикации положения штоков рулевых машин, а также поворотный кронштейн для имитации отклонения самолета по крену и тангажу, имитатор сигналов гироскопа и поворотную установку МПУ-1, задающую вращение блока датчиков угловых скоростей. Фотография общего вида лабораторной установки представлена на рисунке 18, где сделаны следующие обозначения:

1 - лабораторная установка МПУ-1; 2 - поворотный кронштейн ДУС; 3 - блок ДУС; 4 - тумблер включения вращения стола поворотной установки; 5 - маховик установки скорости вращения стола МПУ-1; 6 - индикатор скорости вращения стола МПУ-1; 7 - агрегат управления автопилота; 8 - высотный корректор; 9 - блок связи с ГИК-1; 10 - рулевые машины автопилота; 11 - датчики обратной связи; 12 - рукоятка управления автопилотом; 13 - тумблер включения сети ≈ 27 В; 14 - индикатор включения сети 27 В; 15 - вольтметр контроля напряжения сети 27 В; 16 - тумблер включения сети $\sim 3 \times 400$ Гц 36 В; 17 - индикатор включения сети трехфазного тока; 18 - вольтметр контроля линейных напряжений трехфазной сети; 19 - переключатель линейных напряжений; 20 - пульт управления автопилотом; 21 - кнопка включения автопилота; 22 - кнопка приведения к горизонту; 23 - кнопка отключения автопилота; 24 - рукоятка управления штурмана;

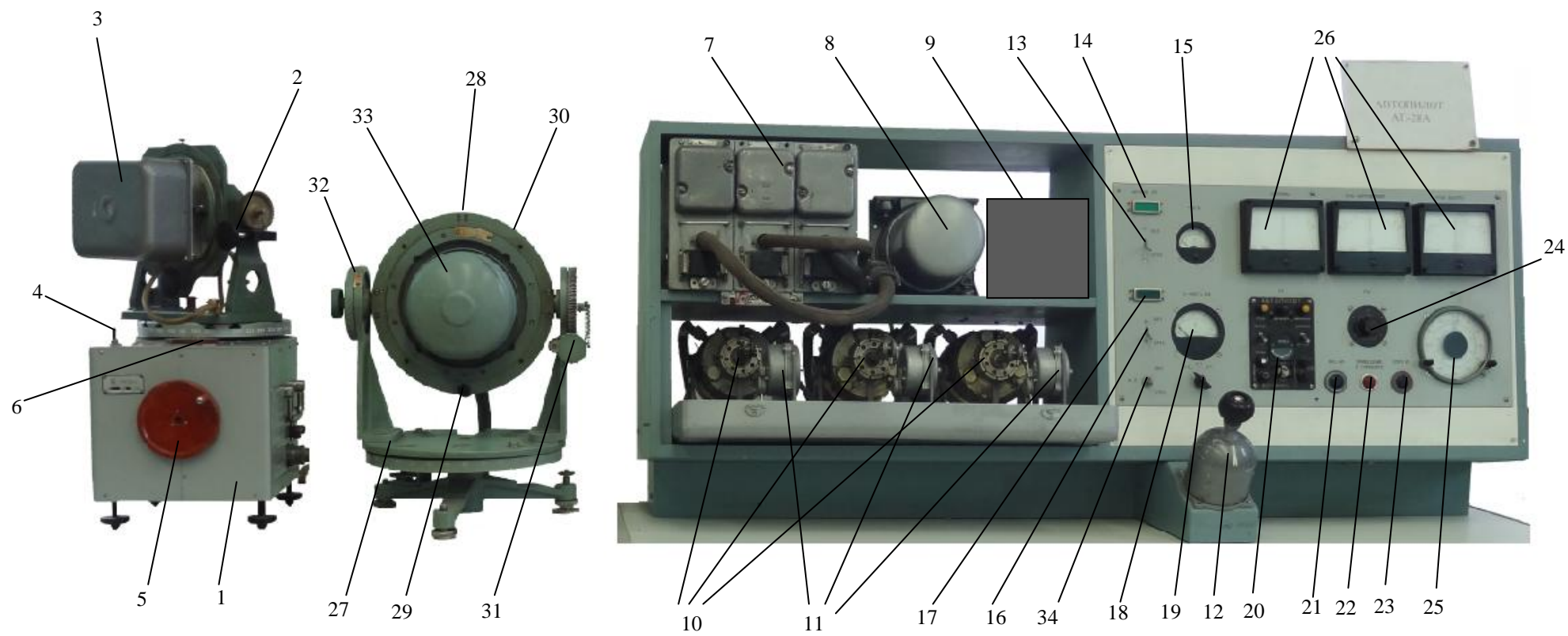


Рисунок 18.

25 - имитатор курсовой системы; 26 - индикаторы положения штоков рулевых машин; 27 - поворотный кронштейн ЦГВ; 28 - статор; 29 - рукоятка поворота по крену; 30 - шкала поворота по крену; 31 - рукоятка поворота по тангажу; 32 - шкала поворота по тангажу; 33 - ЦГВ-3; 34 - тумблер включения гидросистемы.

Поворотный кронштейн ДУС (поз.2) позволяет последовательно совмещать оси чувствительности датчиков угловых скоростей с осью вращения стола МПУ-1.

8.2. Порядок выполнения эксперимента

1. Тумблером 13 включить электропитание лабораторной установки от сети =27 В. Убедиться в его наличии (индикатор 14) и проконтролировать величину питающего напряжения (вольтметр 15).

2. Тумблером 10 включить электропитание лабораторной установки от трехфазной сети переменного тока 36 В 400 Гц. Убедиться в наличии питания (индикатор 17). С помощью переключателя 19 и высотомера 18 осуществить контроль линейных напряжений питающей сети.

3. Пользуясь рукоятками 29 и 31 на поворотном кронштейне 27, устранить отклонения гировертикали по крену и тангажу. Контроль осуществляется по шкалам 29 и 31.

4. Установить в нулевое положение шкалы имитатора курсовой системы.

5. Установить в среднее положение тумблера включения установки МПУ-1, а с помощью маховика 5 установить нулевую скорость вращения стола установки.

6. Включить тумблер подготовки автопилота к работе на его пульте управления 20.

7. Двигая вручную штоки рулевых машин 10, установить их в среднее положение. Контроль этой операции осуществить по показаниям индикаторов 26.

8. Включить тумблером 34 гидropитание рулевых машин.

9. После загорания лампочки готовности автомата к включению на пульте управления 20 включить автопилот в работу, нажав кнопку 21 или кнопку на рукоятке управления автопилотом 12.

10. Пользуясь ручками на имитаторе курсовой системы 25, задать последовательное отклонение самолета по курсу через 5° в пределах $\pm 60^\circ$, и фиксируя отклонение штока рулевой машины руля направления по индикатору 26, снять статическую характеристику автомата курса автопилота по углу рысканья. Данные занести в табл. 1. Вернуть имитатор курса в исходное состояние.

11. Последовательно поворачивая с помощью рукоятки 29, гировертикаль по крену в положительную сторону через 2° в диапазоне $0...24^\circ$, и фиксируя по индикатору 26 перемещение штока рулевой машины элеронов, снять статическую характеристику автомата крена автопилота по углу крена. Данные занести в табл. 2. Тот же эксперимент необходимо повторить и при отклонении гировертикали в отрицательном направлении. Вернуть гировертикаль в исходное положение.

12. Аналогичным образом снять статическую характеристику автомата тангажа автопилота. При этом необходимо поворачивать гировертикаль по тангажу в пределах углов $\pm 12^\circ$ через 1° . Данные эксперимента заносятся в табл. 3. Гировертикаль после эксперимента возвращается в исходное положение.

13. Пользуясь рукоятками на поворотном кронштейне ДУС, совместить ось чувствительности курсового датчика угловой скорости с осью вращения стола

установки МПУ-1.

14. Переключателем 4 включить вращение стола установки МПУ-1 в правую сторону. Последовательно устанавливая скорость вращения стола в пределах $0...12^\circ/\text{с}$ через $1^\circ/\text{с}$ и фиксируя перемещение штока рулевой машины руля направления по индикатору 26, снять статическую характеристику автомата курса по угловой скорости рысканья. Результат эксперимента занести в табл. 1. Повторить эксперимент при левом вращении стола установки МПУ-1.

15.С помощью рукояток на поворотном кронштейне 2 совместить ось чувствительности датчика угловой скорости тангажа с осью вращения стола установки МПУ-1.

16.Следуя инструкциям, изложенным в п. 14, снять статические характеристики по угловой скорости (в пределах $\pm 12^\circ/\text{с}$ через $2^\circ/\text{с}$) в канале тангажа автопилота. Результаты эксперимента занести в табл. 3.

17.Совместить ось чувствительности датчика угловой скорости крена с осью вращения стола установки МПУ-1 (инструкция п. 15).

18.Пользуясь инструкциями п. 14, снять статические характеристики по угловой скорости в канале крена (в пределах $\pm 15^\circ/\text{с}$ через $2^\circ/\text{с}$) автопилота. Результат занести в табл. 2.

19.Перевод самолета на ручное управление осуществляется нажатием на любую из кнопок выключения автопилота (летчика или штурмана). При этом автопилот переходит в режим согласования и готов к повторному включению в любой момент времени. Полное выключение автопилота производится выключением питания на пульте управления летчика.

20. Выключение установки следует производить в порядке, обратном включению установки, т.е. сперва выполнить выключение тумблера 4, затем 16 и 13.

8.3. Техника безопасности

Во время работы установки запрещается открывать кожухи приборов. Запрещается касаться подвижных деталей рулевых машин при включении автопилота в работу.

8.4. Обработка результатов эксперимента

По данным табл. 1-3 необходимо вначале построить графики зависимостей $\delta_\epsilon(\vartheta), \delta_n(\Psi), \delta_\gamma(\gamma), \delta_\epsilon(\dot{\vartheta}), \delta_n(\dot{\Psi}), \delta_\gamma(\dot{\gamma})$, затем аппроксимировать полученные кривые прямолинейными зависимостями. Крутизна прямолинейных зависимостей будет являться передаточными коэффициентами автопилота по соответствующему параметру.

8.5. Содержание отчета

В отчете по лабораторной работе должны быть отражены следующие пункты:

- цель работы;
- структурные схемы с кратким описанием;
- законы регулирования для основных режимов полета;
- расчет коэффициентов передачи в законах управления;

- конкретный вид закона регулирования с учетом экспериментально полученных величин передаточных коэффициентов;
- выводы.

Таблица 1

Статистические характеристики канала курса

ψ , град	δ_n , град	$\dot{\Psi}$, град/с	δ_n , град
0		0	
+5		+1	
+10		+2	
...		...	
...		...	
-5		-1	
-10		-2	

Таблица 2

Статистические характеристики канала крена

γ , град	δ_γ , град	$\dot{\gamma}$, град/с	δ_γ , град
0		0	
+2		+2	
+4		+4	
...		...	
...		...	
-2		-2	
-3		-4	

Таблица 1

Статистические характеристики канала тангажа

θ , град	δ_θ , град	$\dot{\theta}$, град/с	δ_θ , град
0		0	
+5		+1	
+10		+2	
...		...	
...		...	
-5		-1	
-10		-2	

9. КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Для каких целей используется автопилот АП-28?
2. Что входит в комплект автопилота?
3. Какой вид имеют законы регулирования автопилота в режиме стабилизации?
4. Какой вид имеют законы регулирования автопилота в режиме управляемого полета?
5. Каков принцип действия автопилота?
6. Как выглядит функциональная схема автопилота в режиме стабилизации?
7. Как выглядит функциональная схема автопилота в режиме управляемого полета?
8. Как устроен и работает корректор высоты?
9. Как устроен и работает агрегат управления?
10. Как устроен и работает рулевой агрегат?
11. Как работает электрическая схема автопилота в режиме подготовки?
12. Как работает электрическая схема автопилота в режиме стабилизации и управляемого полета?
13. Как работает электрическая схема в режиме приведения к горизонтальному полету?
14. Как экспериментально определить передаточные коэффициенты автопилота?

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Павлов В.А., Поньрко С.А., Хованский Ю.М. Стабилизация летательных аппаратов. М: Высшая школа, 1964. 484с.
2. Добронравов О.Е., Кириленко Ю.И. Основы автоматического», регулирования, автоматы и системы управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1965. 451с.