

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНСТВО 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.Н. Габец, Ю.С.Соловьёв**

**АВИАЦИОННОЕ ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ**

**ПОСОБИЕ**

**по выполнению лабораторных работ**

**«АВИАГОРИЗОНТЫ»**

**для студентов 5 курса специальности 160903  
всех форм обучения**

**Москва-2011**

## ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 1

### АВИАГОРИЗОНТ АГБ-3 (АГБ-3К)

Целью работы является изучение принципа действия и конструкции авиагоризонта АГБ-3, экспериментальное исследование его основных характеристик.

#### 1. Назначение и принцип действия АГБ-3 (АГБ-3К)

Основное назначение авиагоризонта АГБ (АГБ-3К)-обеспечить экипаж наглядной индикацией положения самолёта или вертолёта относительно плоскости истинного горизонта по углам крена и тангажа. Кроме того, авиагоризонт позволяет выдавать электрические сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа, потребителям, имеющимся на самолёте или вертолёте.

Авиагоризонт АГБ-3К –модификация авиагоризонта АГБ-3, отличается лишь наличием встроенной арматуры красного подсвета для освещения лицевой части прибора и окраской элементов индикации.

Основные технические данные авиагоризонта АГБ-3:

Рабочий диапазон углов

по тангажу  $\pm 80^\circ$ ,

по крену  $\pm 180^\circ$ .

Погрешность показаний

в диапазоне углов от  $0^\circ$  до  $30^\circ$  не более  $\pm 1^\circ$ ,

на углах свыше  $30^\circ$  не более  $\pm 2^\circ$ .

Время готовности - не более 1,5 мин.

Скорость прецессии гироскопа по осям крена и тангажа под действием коррекции от 1,8 до 6 %/мин.

Потребляемый ток в установившемся режиме:

переменный - не более 0,9 А,

постоянный – не более 0,3 А.

Масса авиагоризонта не превышает 4,2 кг.

Гироскопическая система авиагоризонта АГБ-3 представляет собой трёхстепенный гироскоп с вертикальным расположением вектора кинетического момента  $H$  ( $H=0,392 \text{ кг}\cdot\text{м}^2\cdot\text{с}^{-1}$ ).

Гироскоп подвешен в кардановом подвесе без дополнительной следящей рамы. Вертикальное положение вектора кинетического момента  $H$  (главной оси гироскопа) поддерживается системой электрической маятниковой коррекции.

Электрокинематическая схема авиагоризонта АГБ-3К приведена на рис.1.

Гиросистема авиагоризонта состоит из гиروزла 9 (рис.1), представляющего собой гиromотор, укрепленный в кожухе, и карданной рамы 11. Гиروزел является внутренней рамой карданного подвеса, а карданная рама – наружной.

На самолёте (вертолёте) авиагоризонт располагается таким образом, что ось внешней рамы направлена параллельно продольной оси самолёта, а ось внутренней рамы параллельно поперечной оси самолёта.

Система электрической маятниковой коррекции состоит из цепей продольной и поперечной коррекции. Цепь продольной коррекции включает чувствительный элемент в виде однокоординатного жидкостного переключателя 18, ось которого параллельна продольной оси самолёта, и продольный коррекционный двигатель 7. Цепь поперечной коррекции состоит из однокоординатного жидкостного переключателя 10, ось которого параллельна поперечной оси самолёта и поперечного коррекционного двигателя 13.

При отклонении вектора кинетического момента гироскопа  $H$  от вертикали в продольной плоскости  $XOY$  продольный коррекционный двигатель 7, работающий в заторможенном режиме, создаёт момент относительно оси наружной рамы  $OX$ , вызывая прецессию внутренней рамы (гиروزла) в сторону восстановления вектора  $H$  к вертикали в продольной плоскости. Аналогично работает цепь поперечной коррекции.

Выключение поперечной коррекции при установившемся развороте производится выключателем коррекции ВК-53РБ или ВК-90 при угловой скорости разворота от 0,05 до 0,15°/с (при использовании ВК-90) или от 0,1 до 0,3°/с (при использовании ВК-53РБ).

Индикация положения самолёта относительно плоскости горизонта, т.е. индикация углов крена и тангажа осуществляется следующим образом.

При кренах самолёта корпус авиагоризонта вместе с самолётом поворачивается вокруг оси внешней рамы  $OX$  на угол крена, т.к. вектор кинетического момента  $H$  сохраняет вертикальное направление. Силуэт самолёта 2 при этом участвует в двух движениях: переносном - вместе с корпусом авиагоризонта поворачивается на угол крена и вращательном – трибка 17 обкатывает неподвижную трибку 16 на тот же угол крена. В результате этих двух движений силуэт самолёта 2 в пространстве повернётся на двойной угол крена самолёта. Экипаж же наблюдает угол крена по движению силуэта 2 относительно шкалы крена 3. При этом силуэт самолёта поворачивается на естественный угол крена в том же направлении, что и самолёт.

Таким образом, при правом (левом) крене правое (левое) крыло силуэта самолёта опускается ниже линии искусственного горизонта. Отсчёт углов крена производится по оцифрованной части шкалы отградуированной от 0° до 30° через 5°, а от 30° до 60° - 15°. Углы 15°, 30° и 45° оцифрованы.

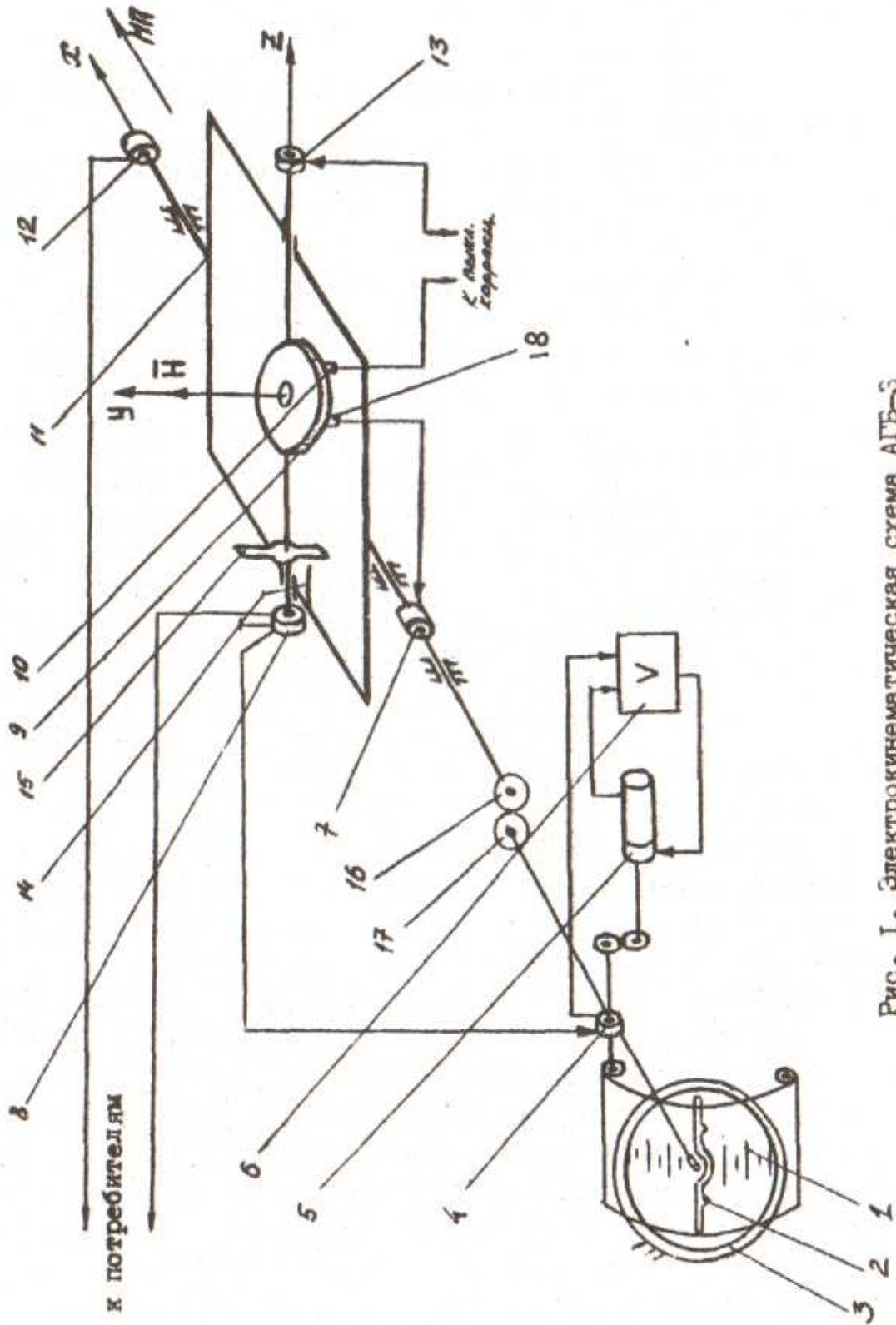


Рис. 1. Электрокинематическая схема АГБ-3

Индикация угла тангажа осуществляется с помощью сельсинной следящей системы. При наличии угла тангажа самолёта вместе с самолётом поворачивается корпус авиагоризонта и наружная рама относительно внутренней рамы (гироузла). При этом статор сельсина-датчика тангажа (СДТ) 8, закреплённого на внешней раме, повернётся на угол тангажа относительно ротора, закреплённого на оси внутренней рамы.

Сигнал рассогласования между углами поворота ротора сельсина-датчика тангажа 8 и ротора сельсина-приёмника тангажа (СПТ) 4 подаётся на вход усилителя 6. Усиленный сигнал с выхода усилителя подаётся на управляющую обмотку электродвигателя, входящего в состав двигателя-генератора 5. Электродвигатель начинает вращаться, приводя через редуктор ротор сельсина-приёмника тангажа в согласованное положение с ротором сельсина-датчика тангажа. Одновременно электродвигатель вращает барабан с намотанной на него ленточной шкалой тангажа 1. Шкала тангажа имеет горизонтальные деления: от  $0^\circ$  (линия искусственного горизонта) до  $5^\circ$  через  $2,5^\circ$ , от  $5^\circ$  до  $40^\circ$  через  $5^\circ$  и далее до  $\pm 80^\circ$  через  $10^\circ$ .

Направление перемещения шкалы тангажа 1 выбрано таким образом, что при кабрировании силуэт самолёта выше линии искусственного горизонта на голубом (или светло-сером) фоне шкалы, а при пикировании – на коричневом (или чёрном) фоне.

Для обеспечения лётчика правильной индикацией при полёте самолёта в перевёрнутом положении ( $\vartheta > 90^\circ$ ) применены упоры 14 и 15. При превышении угла тангажа  $80^\circ$  упор наружной рамы 14 касается упора внутренней рамы (гироузла) 15 и давит на него. При этом к внутренней раме прикладывается внешний момент, вызывающий прецессию наружной рамы относительно оси ОХ. Наружная рама, прецессируя, перевернётся на  $180^\circ$  и, когда угол тангажа станет более  $90^\circ$ , упор наружной рамы 14 отойдёт от упора внутренней рамы 15. Прецессия прекратится и силуэт самолёта окажется перевёрнутым на  $180^\circ$  относительно шкалы тангажа.

Для совмещения линии искусственного горизонта шкалы тангажа и центра силуэта самолёта в горизонтальном полёте или перед взлётом в левом нижнем углу лицевой части авиагоризонта установлена ручка механизма центровки (кремальера) шкалы тангажа, механически связанная с индексом горизонта.

Для уменьшения времени готовности прибора в авиагоризонте применён механический арретир. Для арретирования авиагоризонта необходимо нажать до упора на кнопку арретира, расположенную в верхнем правом углу лицевой части авиагоризонта. Кнопка арретира имеет надпись "Нажать перед пуском".

В левом верхнем углу лицевой части авиагоризонта на фоне шкалы тангажа при отключении питания виден флажок сигнализатора отказа питания (в центре диска флажка нанесена точка красной эмалью). При включении питания флажок убирается из видимой зоны шкалы тангажа.

Внизу лицевой части авиагоризонта, в вырезе шкалы тангажа, расположен указатель скольжения, предназначенный для контроля правильности

выполнения координированных разворотов (виражей). При координированном развороте шарик указателя скольжения остаётся в центре. Отклонение шарика от центра свидетельствует о наличии скольжения.

Принципиальная электрическая схема авиагоризонта АГБ-3 приведена на рис.2.: М1-гиромотор, М2-поперечный коррекционный двигатель, М3-продольный коррекционный двигатель, М4-сигнализатор отказа питания, М5-двигатель-генератор, СС1-сельсин-датчик тангажа, СС2-сельсин-приёмник тангажа, СС3-сельсин-датчик крена, Р1, Р2 и Р3-электромагнитные реле, У-усилитель, Э2 и Э3-жидкостные маятниковые переключатели поперечной и продольной коррекции, R1 и R2-балластные резисторы, R5 и R6-терморезисторы, Ш-вилка штепсельного разъёма.

Гиромотор М1 представляет собой асинхронный электродвигатель обращённого типа с короткозамкнутым ротором и трёхфазной статорной обмоткой, соединённой звездой. Последовательно с обмотками статора гиромотора включены обмотки двигателя сигнализатора отказа питания М4. При исправных цепях переменного и постоянного тока по обмоткам двигателя М4 протекают рабочие токи гиромотора, сельсинов и коррекционных двигателей. В результате этого возникает вращающий момент на валу двигателя М4, под действием которого флажок сигнализатора отказа, укреплённый на валу двигателя, убирается из видимой зоны лицевой части авиагоризонта. При отсутствии же напряжения переменного тока или обрыве одной из фаз вращающий момент двигателя резко падает и под воздействием пружины флажок выбрасывается в видимую зону. Реле Р1 и Р2 включены в цепь постоянного тока, а их нормально замкнутые контакты Р1.1 и Р2.1 шунтируют обмотки двигателя М4. При отключении напряжения постоянного тока 27В реле Р1 и Р2 будут обесточены и величина переменного тока в обмотках двигателя М4, зашунтированных контактами Р1.1 и Р2.1, будет близка к нулю. Вращающий момент двигателя М4 падает и, как при отсутствии питания переменного тока, выбрасывается флажок сигнализатора отказа питания.

Следящая система отработки угла тангажа состоит из сельсин -датчика тангажа СС1, сельсина – приёмника тангажа СС2, усилителя У и двигателя – генератора М5 типа ДГ- 0.5 ТА. Двигатель–генератор ДГ- 0.5 ТА (рис.2) состоит из двухфазного индукционного двигателя с обмотками возбуждения 1 - 2 , управления 3 -4 и тахогенератора с обмоткой возбуждения 5 -6 и сигнальной обмоткой 7 -8. При наличии рассогласования между углами поворота роторов сельсина- датчика СС1 и сельсина–приёмника СС2 сигнал рассогласования с роторной обмотки сельсина–приёмника подаётся на усилитель У. Усиленный сигнал рассогласования с выхода усилителя поступает на обмотку управления 3 -4 двигателя ДГ-0.5 ТА, который начинает вращаться и через редуктор перемещает ротор сельсина –приёмника СС2 в согласованное положение с ротором сельсина–датчика СС1. Напряжение с сигнальной обмотки 7 -8 тахогенератора двигателя–генератора ДГ -0.5 ТА в качестве скоростной

обратной отрицательной связи подаётся на вход усилителя  $У$ , где, суммируясь с сигналом рассогласования, обеспечивает демпфирование колебаний следящей системы отработки угла тангажа.

Система электрической маятниковой коррекции состоит из жидкостных маятниковых переключателей Э2 и Э3 поперечной и продольной коррекции и двигателей М2 и М3 поперечной и продольной коррекции.

Двигатель поперечной коррекции М2 имеет обмотку возбуждения 1-2 и две обмотки управления 3-4 и 3-5, включённые встречно. Когда вектор кинетического момента гироскопа  $H$  направлен по вертикали места, пузырёк воздуха жидкостного маятникового переключателя ЖМП (датчика) Э2 располагается в центре и по обмоткам управления коррекционного двигателя М2 протекают токи, равные по величине, но противоположные по направлению. При этом суммарный вращающий момент коррекционного двигателя М2 равен нулю.

При отклонении вектора  $H$  от вертикали в поперечной плоскости пузырёк воздуха жидкостного маятникового переключателя Э2 смещается относительно центра, что приводит к изменению величины токов в обмотках управления двигателя М2 и созданию вращающего момента относительно оси  $OZ$ . Под действием вращающего момента начнёт прецессировать наружная рама, возвращая вектор  $H$  к вертикали.

Аналогичным образом работает цепь продольной коррекции.

Для стабилизации скорости прецессии при изменении температуры окружающей среды последовательно с обмотками возбуждения обоих коррекционных двигателей включены терморезисторы R3 и R4.

Более подробно работа системы коррекции рассмотрена в [1] с. 219 – 220.

## **2. Описание лабораторной установки**

Лабораторная установка состоит из исследуемого авиагоризонта АГБ -3, закреплённого в поворотном кронштейне и панели, на которой расположена коммутационная аппаратура и изображена электрическая схема авиагоризонта с гнездами, к которым подключаются измерительные приборы для измерения токов и напряжений.

Назначение коммутационной аппаратуры следующее. Выключатель S1 предназначен для подачи на авиагоризонт переменного трёхфазного напряжения 36В 400Гц и постоянного тока 27В. Выключатели S2 и S3 предназначены для отключения соответственно продольной и поперечной коррекции.

## **3. Порядок проведения лабораторной работы**

Перед проведением лабораторной работы путём вращения ручек кронштейна установить авиагоризонт в горизонтальное положение по лимбам кронштейна.



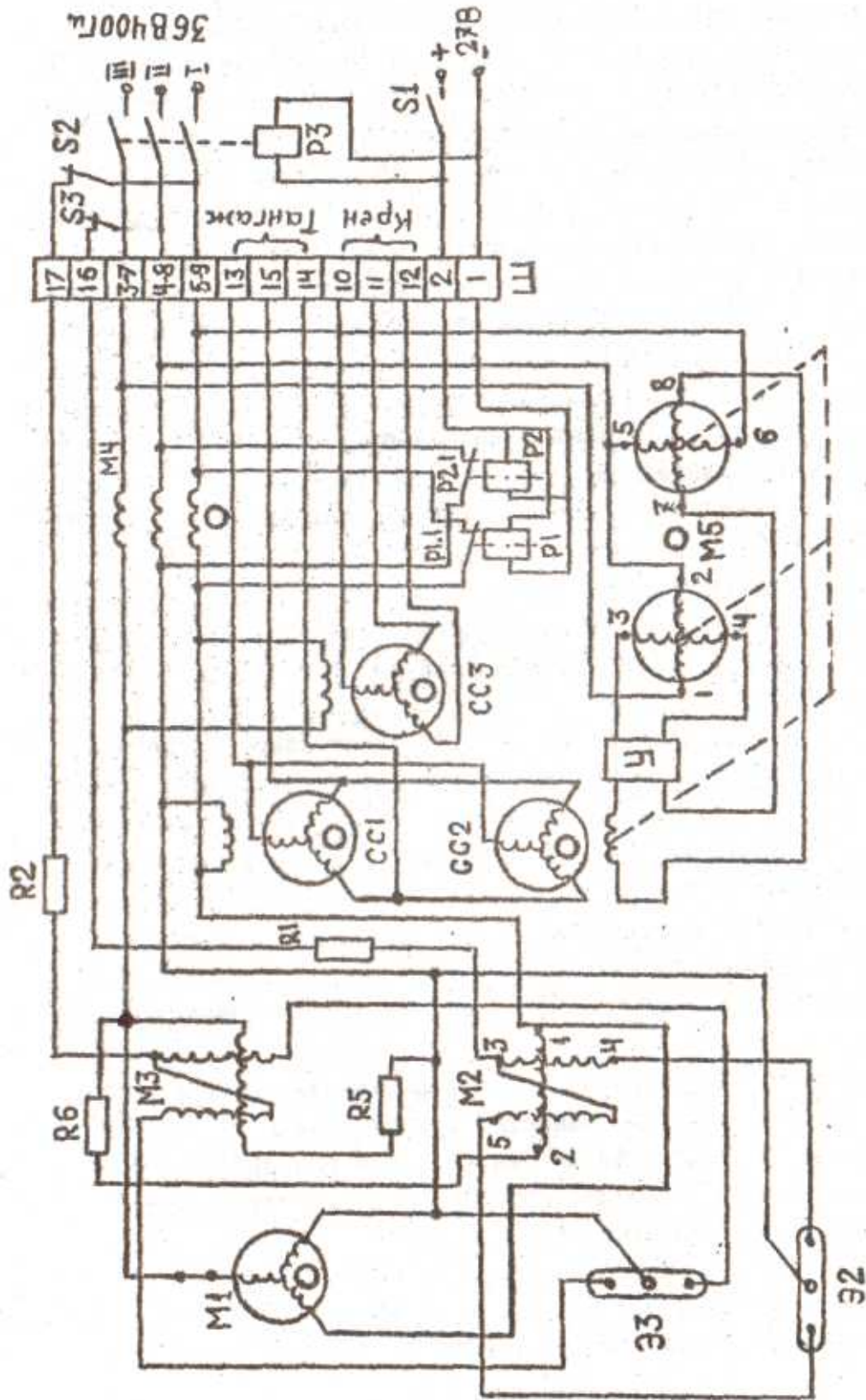


Рис. 2. Принципиальная электрическая схема авиагоризонта АГБ-3



### 3.1. Определение времени готовности авиагоризонта и характера зависимости пускового тока гиromотора

Заарретировать авиагоризонт нажатием до упора кнопки "Арретир", На панели лабораторной установки снять перемычку подвода фазы А напряжения 36В 400Гц к гиromотору и вместо неё подключить амперметр (тестер) с диапазоном измерения 1А. Подать электропитание на авиагоризонт, установив выключатель S1 в положение "Вкл." и одновременно включить секундомер. По амперметру (тестеру) фиксировать значения тока гиromотора  $I_{г}$  в моменты времени, указанные в табл.1. Значения тока  $I_{г}$  занести в табл.1.

Таблица 1

$t, c$	0	10	20	30	40	50	60	90	120	150	180
$I_{г}, A$											

Используя данные табл. 1 построить график  $I_{г}=f(t)$ , по которому определить время готовности авиагоризонта как время, по истечении которого пусковой ток перестанет изменяться по величине (установившееся значение).

### 3.2. Определение зависимостей выходных напряжений сельсинов-датчиков тангажа и крена

Заарретировать авиагоризонт. Поочерёдно подключая переносной вольтметр (тестер) с диапазоном измерения не менее 50В к гнездам АВ, ВС и АС сельсина – датчика тангажа СС1, измерить напряжения  $U_{AB}$ ,  $U_{BC}$  и  $U_{AC}$  для угла тангажа  $\psi=0^{\circ}$ . Вращая ручку кронштейна, задавать угол тангажа на кабрирование через  $10^{\circ}$  до  $60^{\circ}$  и на пикирование через  $10^{\circ}$  до  $30^{\circ}$ . Результаты занести в табл.2.

Таблица 2

$\psi$ , град.	Правый крен			Левый крен			$\delta$ , Град.	Кабрирование			Пикирование		
	$U_{AB}$	$U_{BC}$	$U_{AC}$	$U_{AB}$	$U_{BC}$	$U_{AC}$		$U_{AB}$	$U_{BC}$	$U_{AC}$	$U_{AB}$	$U_{BC}$	$U_{AC}$
0							0						
30							10						
60							20						
90							30						
120							40						
150							50						
180							60						

Аналогичным образом измерить выходные напряжения сельсина–датчика крена ССЗ, подключая поочерёдно вольтметр к фазам АВ, ВС и АС сельсин – датчика крена и задавая углы правого и левого крена через 30° до 180°. Результаты занести в табл. 2.

По данным табл. 2 построить на одном рисунке графики зависимостей выходных напряжений  $U_{AB}$ ,  $U_{BC}$  и  $U_{AC}$  сельсина–датчика тангажа от угла тангажа, откладывая угол тангажа по оси абсцисс на кабрирование со знаком плюс, а на пикирование – со знаком минус. На другом рисунке построить графики зависимостей выходных напряжений  $U_{AB}$ ,  $U_{BC}$ ,  $U_{AC}$  сельсина–датчика крена от угла крена, откладывая правый крен по оси абсцисс со знаком плюс, а левый крен – со знаком минус.

### 3.3 Определение скорости прецессии гиросузда под действием коррекции

Произвести арретирование авиагоризонта. Отключить продольную и поперечную коррекцию, поставив переключатели S2 и S3 в положение "Выкл".

Создать одновременно "завалы" по тангажу на кабрирование и в сторону правого крена на углы 15°, т.е. отклонить на 15° вектор кинетического момента гироскопа Н в направлении полёта (рис. 1) и в поперечной плоскости налево (если смотреть на лицевую часть авиагоризонта).

Для создания "завалов" необходимо:

1. Вращением ручек кронштейна последовательно повернуть авиагоризонт на угол 15° по тангажу на пикирование и в сторону левого крена.
2. Нажатием на кнопку арретир до упора заарретировать авиагоризонт. После арретирования индикация авиагоризонта будет соответствовать нулевым углам тангажа и крена.
3. Вращением ручек кронштейна вернуть авиагоризонт в горизонтальное положение.

После создания "завалов" индикация авиагоризонта будет соответствовать 15° тангажа на кабрирование и 15° в сторону правого крена.

Поставить переключатели S2 и S3 в положение "Вкл." После этого начинают работать цепи продольной и поперечной коррекции, возвращая вектор Н к вертикали места.

Одновременно с включением выключателей S2 и S3 включить секундомер и зафиксировать время  $t_{пр.}$ , в течение которого шкала тангажа установится на отметке 5°, и время  $t_{поп.}$ , в течение которого силуэт самолёта установится напротив отметки шкалы крена 5°.

Время  $t_{пр}$  и  $t_{поп}$  фиксировать в секундах. Скорости продольной  $\omega_{пр}$  и поперечной  $\omega_{поп}$  коррекции определяются по формулам:

$$\omega_{пр} = 10 \cdot 60 / t_{пр}, \quad \omega_{поп} = 10 \cdot 60 / t_{поп}, \quad \text{град./мин.}$$

Аналогичным образом определить угловые скорости продольной и поперечной коррекции при выходе из "завалов" на  $15^\circ$  по тангажу на пикирование и в сторону левого крена. Сравнить полученные результаты.

### 3.4. Поведение авиагоризонта при выключенной коррекции

Заарретировать авиагоризонт.

Отключить продольную и поперечную коррекции, поставив выключатели S2 и S3 в положение "Выкл."

Создать одновременно "завалы" в сторону кабрирования и правого крена на углы  $15^\circ$ . Для этого ручками кронштейна наклонить авиагоризонт в направлении пикирования и левого крена на углы  $15^\circ$ .

Заарретировать авиагоризонт, а затем поворотом ручек кронштейна вернуть его в горизонтальное положение. При этом показания авиагоризонта должны быть по  $15^\circ$  на кабрирование и в сторону правого крена.

Включить секундомер и через 20 минут снять показания авиагоризонта по тангажу  $\vartheta$  и по крену  $\gamma$ .

Рассчитать скорости ухода авиагоризонта с выключенной коррекцией по формулам:

$$\omega_T = 3(15 - \vartheta), \quad \omega_K = 3(15 - \gamma), \quad \text{°/час.}$$

## 4. Требования к отчёту

Отчёт должен содержать:

1. Электрокинематическую схему авиагоризонта АГБ-3.
2. Таблицы, графики и параметры, указанные в разделе 3.
3. Выводы.

## 5. Контрольные вопросы

1. Назначение авиагоризонта АГБ-3.
2. Принцип действия авиагоризонта АГБ-3.
3. Принцип действия системы коррекции.
4. Какая цепь коррекции отключается во время виража?
5. Система индикации авиагоризонта АГБ-3.
6. Что понимается под "завалом" авиагоризонта и каким образом он создаётся?
7. Работа принципиальной электрической схемы авиагоризонта АГБ-3.
8. Работа сигнализатора отказа питания.
9. Индикация авиагоризонта при углах тангажа более  $80^\circ$ .
10. Назначение арретира.

## Литература

1. Авиационные приборы, информационно- измерительные системы и комплексы/ Под ред. В.Г. Воробьёва. – М.: Транспорт, 1992. – 399с.
2. Аппаратура измерения курса и вертикали на воздушных судах гражданской авиации/ Под ред. П.А. Иванова. – М.: Машиностроение, 1989. – 340 с.
3. Авиагоризонт АГБ-3(АГБ-3К). Техническое описание и инструкция по эксплуатации. – М.: Машиностроение, 1969. - 42с.

## ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 2

"

## АВИГОРИЗОНТ АГ- 77

Целью лабораторной работы является изучение принципа действия и конструкции авиагоризонта АГ–77, экспериментальное исследование его основных характеристик.

### 1. Назначение и принцип действия авиагоризонта АГ–77

#### 2.

Авиагоризонт АГ–77 предназначен для обеспечения пилота визуальной информацией о положении летательного аппарата по крену и тангажу относительно плоскости истинного горизонта, индикации бокового скольжения и выдачи электрических сигналов, пропорциональных углам крена и тангажа.

Авиагоризонт АГК–77 отличается от АГ– 7 наличием указателей команд (командных стрелок) по крену и тангажу, перемещающихся по сигналам от системы траекторного управления.

Основные технические характеристики АГ–77:

диапазон измерения углов по крену  $\pm 180^\circ$ , по тангажу  $\pm 85^\circ$ ;

погрешность показаний по крену и тангажу не более :

в пределах углов  $\pm 30^\circ$  -  $1,5^\circ$ ,

на остальных отметках шкалы -  $\pm 2,5^\circ$ ;

скорость прецессии под действием коррекции в нормальных условиях от  $1^\circ/\text{мин.}$  до  $4^\circ/\text{мин.}$ ;

углы срабатывания сигнализатора предельных кренов:

режим "МАРШРУТ" -  $\pm 32^\circ \pm 2^\circ$ ,

режим "ПОСАДКА" -  $\pm 15^\circ \pm 1,5^\circ$ ;

электропитание: трёхфазное напряжение 36В 400Гц,  $=27В$ ;

потребляемый ток в установившемся режиме не более 0,45А;

время готовности не превышает 3мин.;

масса не более 3,5 кг.

Кинематическая схема авиагоризонта АГ–77 представлена на рис.1

Авиагоризонт представляет собой трёхстепенный гироскоп с вертикальным расположением вектора кинетического момента  $H$  ( $H=0,45\text{кг}\cdot\text{м}^2\cdot\text{с}^{-1}$ ).

Система коррекции – механическая.

Система индикации - "Вид с самолёта на землю".

Авиагоризонт состоит из следующих функциональных узлов и систем:

гиросистема;

арретир;

система индикации;

система выставки начального значения тангажа (механизм кремальеры);

система сигнализации отказов;

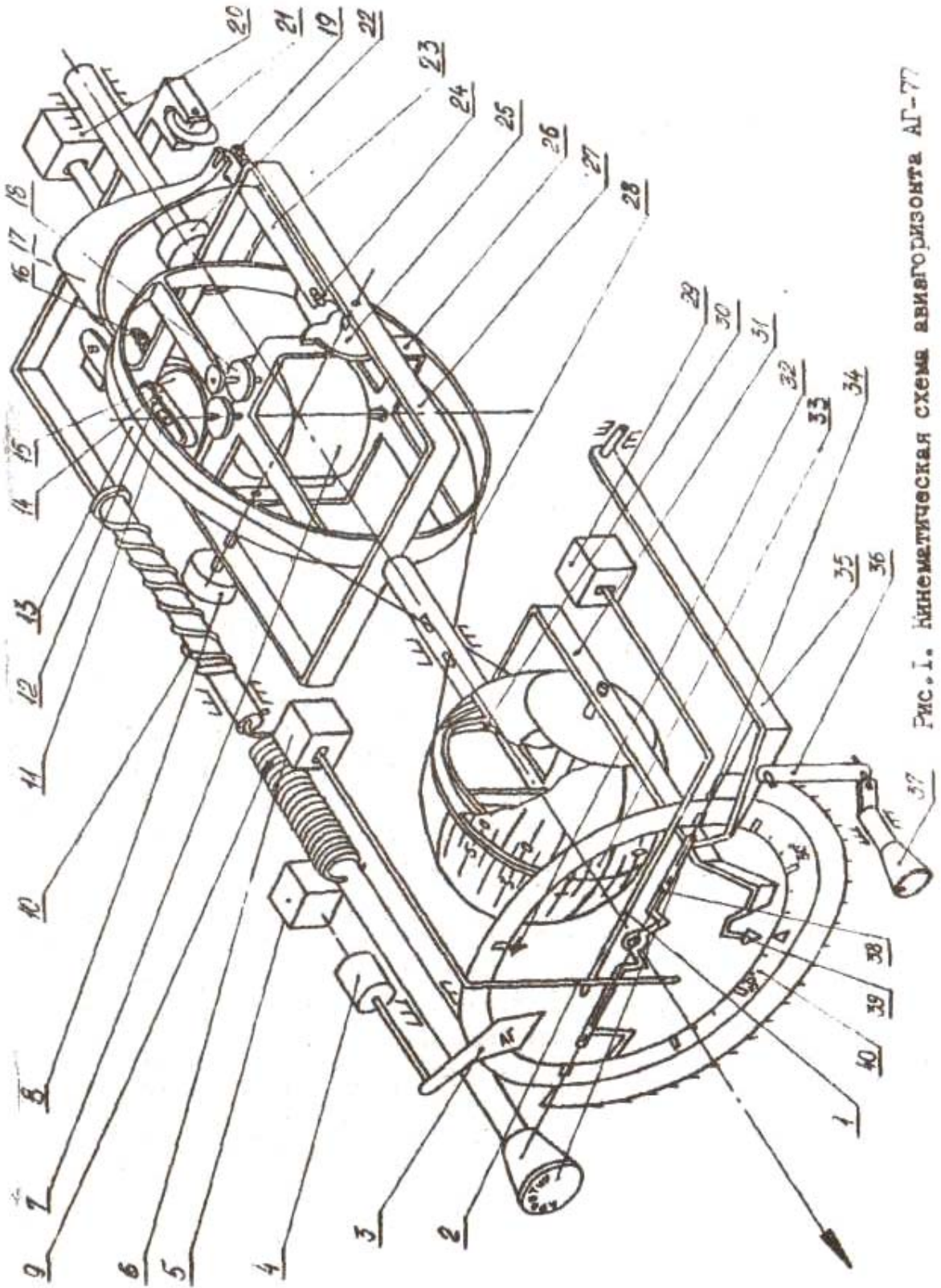


Рис. 1. Кинематическая схема авиаторизонта АГ-77

система выдачи сигналов крена, тангажа и дистанционного "завала"; система сигнализации предельных кренов.

Принципиальная электрическая схема авиагоризонта АГ-77 представлена на рис.2.

Гиросистема авиагоризонта- корректируемый трёхстепенный гироскоп, состоящий из ротора 7 (рис.1), внутренней рамы 26 и карданной (внешней) рамы 27. Гиromотор и внутренняя рама конструктивно выполнены как отдельный узел – гиروزел. Гиromотор – трёхфазный асинхронный электродвигатель обращённого типа. На гиروزеле расположен корректор 15, состоящий из шарика 11, направляющей 12 и устройства отключения коррекции 14. Корректор приводится во вращение гиromотором через понижающий редуктор 18. Шарик 11 в направляющей 12 вращается в направлении вращения ротора гиروزела с частотой 12 об./мин.

Работа гиросистемы основана на свойстве трёхстепенного гироскопа сохранять неизменным направление вектора кинетического момента  $H$  (или вектора собственного вращения ротора гироскопа) в инерциальном (мировом) пространстве.

Для устранения "кажущегося" ухода гироскопа вследствие суточного вращения Земли, инструментальных уходов (из-за трения в осях карданного подвеса и дебаланса) и уходов, связанных с перемещением летательного аппарата относительно земли в авиагоризонте предусмотрен корректор 15. Корректор, накладывая на гироскоп моменты определённого направления, удерживает вектор кинетического момента гироскопа  $H$  по вертикали места.

Схема образования корректирующего момента требуемого направления представлена на рис.3.

На рис.3 вектор кинетического момента гироскопа направлен по оси  $OY$  вверх. Если вектор  $H$  направлен по вертикали места, то плоскость, касательная к основанию, по которому движется шарик, параллельна плоскости горизонта и шарик будет находиться в центре (или близко к нему) направляющей, т.к. основание имеет вогнутую сферическую форму (рис.3а).

Если вектор  $H$  гироскопа отклонится от вертикали места на некоторый угол в поперечной плоскости в сторону левого крыла (поворот вектора  $H$  относительно оси  $X - X_1$ ), то под действием силы тяжести шарик, вращаясь с направляющей, будет скатываться по основанию и занимать последовательно положения, показанные на рис.3. б, в, г, д и за один оборот корректора центр массы шарика опишет траекторию, показанную рис.3.д.

Находясь в процессе своего движения справа от оси  $Z - Z_1$ , сила тяжести шарика создаёт корректирующий момент относительно этой оси  $M_{КОР}$ , который вызывает прецессию гироскопа в направлении возвращения вектора  $H$  к вертикали места.

При действии на гироскоп ускорений, отличных по направлению от ускорения силы тяжести (например, при разворотах, торможении) механизм



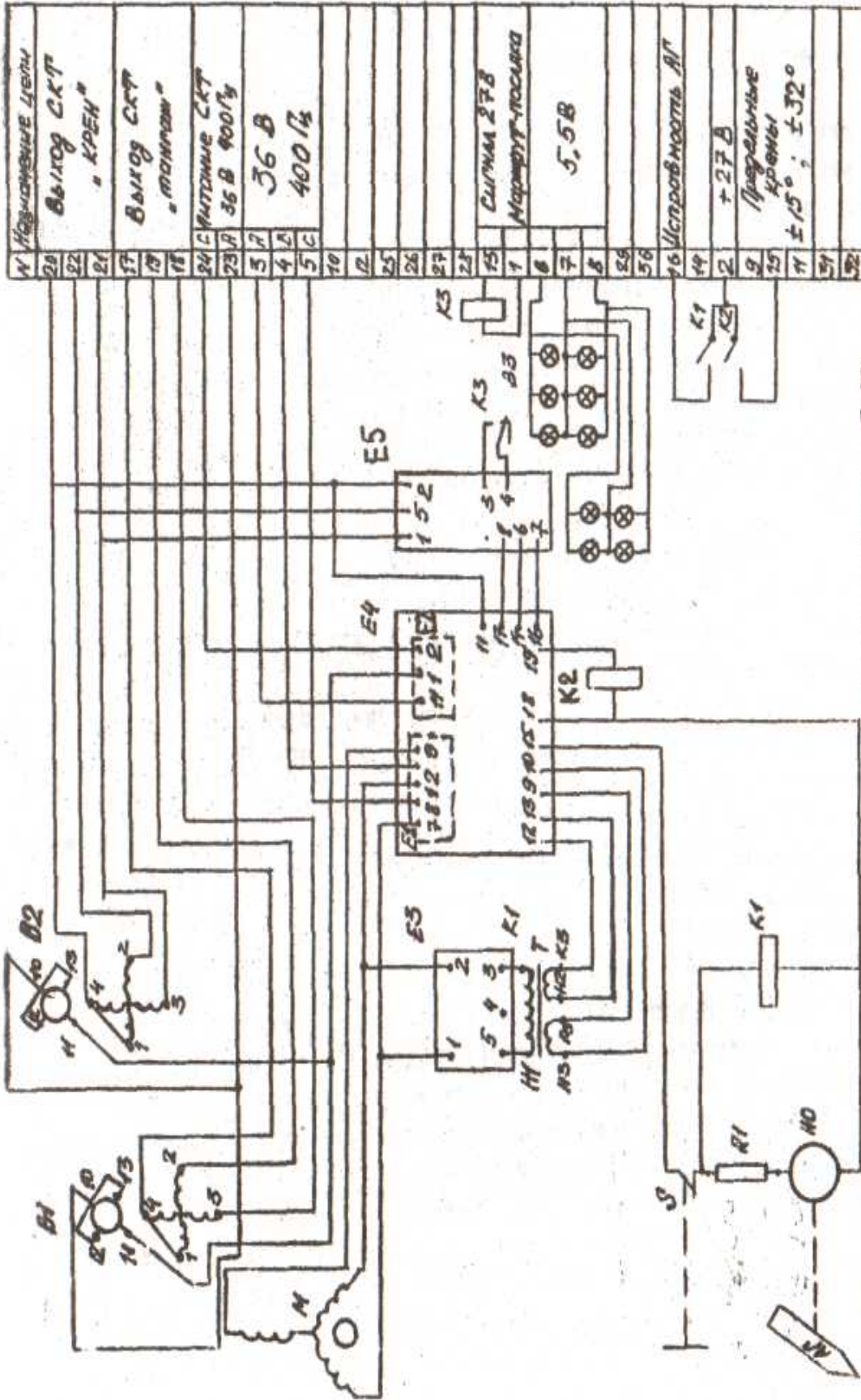


Рис. 2. Принципиальная электрическая схема авиагоризонта АГ-77.

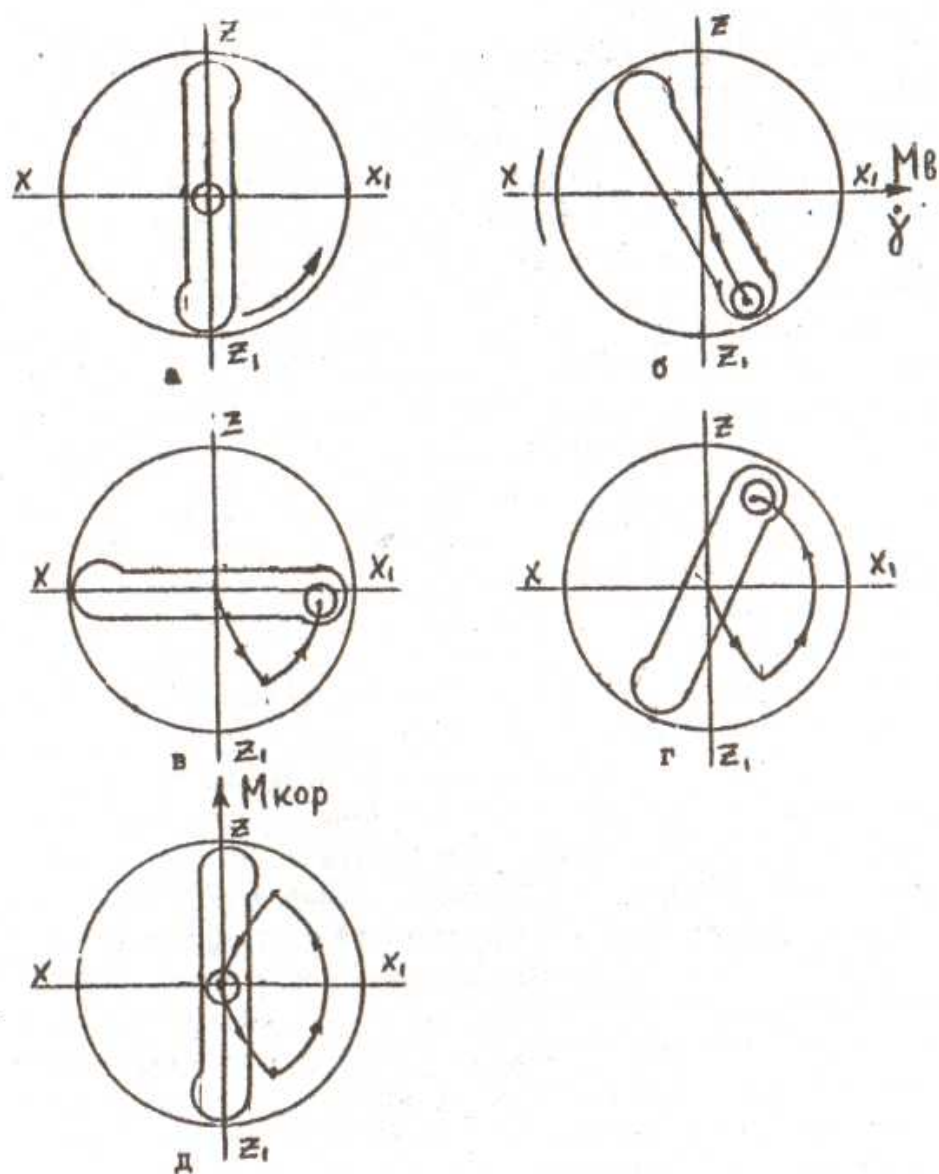


Рис. 3. Схема образования корректирующего момента

коррекции будет уводить главную ось гироскопа к направлению "кажущейся" вертикали, поэтому на время действия этих ускорений необходимо выключить коррекцию или уменьшить её эффект. Для этой цели служит устройство отключения коррекции.

При действии ускорений, эквивалентных наклону гиروزла на угол более  $8^\circ$ , шарик 11 попадает в ловушку специальной конфигурации (выключатель

коррекции 14 на рис. 1.) , которая не позволяет ему перемещаться и создавать корректирующий момент.

Арретир обеспечивает приведение внутренней и наружной рам карданова подвеса в исходное положение относительно корпуса авиагоризонта. Арретирование осуществляется вытягиванием ручки 34 (рис.1) на себя до упора и удержанием её в этом положении в течение нескольких секунд, пока оси гироскопа не займут исходное положение. При вытягивании ручки 34 перемещается тяга с роликом 21, который заставляет поворачиваться торцевой кулачок 17, преодолевая сопротивление пружины 16.

Вместе с торцевым кулачком 17 перемещается толкатель 23, связанный с торцевым кулачком шарнирно пальцем 19. Толкатель 23 перемещается до тех пор, пока не войдёт в контакт с кулачком 25. Действие толкателя 23 на кулачок 25 вызывает момент, действующий относительно оси тангажа, а действие тяги с роликом 21 на кулачок 17 вызывает момент относительно оси крена.

При одновременном действии этих двух моментов происходит поворот внутренней и наружной рам гироскопа до тех пор, пока ролик 21 и толкатель 23 не окажутся в пазах кулачков.

При отпускании ручки 34 элементы арретира под действием возвратных пружин 16 и 10 возвращаются в исходное положение. Контакт микропереключателя 20 (S на рис. 2) замкнут при отпускании ручки 34. При вытягивании ручки 34 на себя тяга с роликом 21 освобождает кнопку микропереключателя S, выключая тем самым питание бленкера (сигнализатора отказа НО) и реле сигнализации отказа К1 (рис.2).

В авиагоризонте применена система индикации "вид с самолёта на землю".

Индикация крена и тангажа осуществляется путём вращения сферической картушки 33 относительно неподвижного силуэта самолётика 38. На сферической картушке 38 нанесена шкала тангажа, отградуированная по обе стороны от нулевой белой линии искусственного горизонта. Верхняя часть картушки, соответствующая положению "кабрирование" окрашена в голубой цвет, нижняя часть картушки ("пикирование") – в коричневый цвет. Центральная точка силуэта самолётика 38 используется как точка отсчёта для определения угла тангажа. Картушка связана с гиروزлом тросиком 28, закреплённым на шкивах 13 и 30. Силуэт самолётика окрашен в оранжевый цвет. Наличие углов крена определяется по взаимному положению силуэта самолётика и линии искусственного горизонта на картушке. Величина угла крена индицируется белым индексом 39, который перемещается в направлении крена вместе с картушкой и индексом зенита 32 относительно шкалы 40.

Система выставки начального значения угла тангажа (механизм кремальеры) представляет собой кулисный механизм, позволяющий перемещать силуэт самолётика. Механизм кремальеры приводится в действие поворотом ручки 37, которая через тягу 36 и пластину 35 обеспечивает перемещение силуэта самолётика в диапазоне от  $+10^\circ$  до  $-7^\circ$  по тангажу.

Система сигнализации отказов представляет собой электронное устройство и выполняет следующие функции:

контроль отсутствия электропитания;

контроль обрыва любой из фаз питающего напряжения;

контроль скорости вращения гиromотора по потребляемому току;

контроль наличия питания и обрыва обмоток возбуждения роторов датчиков СКТ;

контроль заарретированного состояния гироскопа.

Система сигнализации отказов состоит из электронного блока контроля исправности (БКИ) 5(Е4) (рис.1, 2), концевого микропереключателя 20 (S) , бленкера 4 (НО) с флажком 3, реле сигнализации отказа К1, платы фильтров Е3 и делителя напряжения Т, предназначенного для питания блока контроля исправности.

Канал контроля обрыва любой из фаз питания включает в себя датчик тока Е1, выходные обмотки которого включены последовательно. При отсутствии тока в одной из фаз частота выходного сигнала Е1 уменьшается, что в конечном итоге приводит к обесточиванию реле К1 и бленкера НО, снятию сигнала +27В "Исправность АГ" и выпадению бленкера.

Канал контроля скорости вращения гиromотора и канал сигнализации обрыва обмоток СКТ построены на базе датчика тока Е2.

Система выдачи сигналов крена и тангажа и дистанционного "завала" состоит из синусно – косинусных трансформаторов СКТ – 250 В2 (крен) и В1(тангаж) (рис. 2). Конструктивно СКТ крена 22(рис.1) расположен на оси наружной рамы, а СКТ тангажа 8 – на оси внутренней рамы.

При изменении пространственного положения летательного аппарата происходит взаимный поворот роторов СКТ относительно статоров, в результате которого в статорных обмотках СКТ наводятся э.д.с. пропорциональные  $\sin$  и  $\cos$  угла поворота.

Для осуществления дистанционного завала СКТ переводится в режим моментного датчика, для чего с КПА на синусную обмотку СКТ подаётся напряжение 16В 400Гц. Под действием момента гироскоп будет прецессировать, создавая тем самым дистанционный "завал".

Система сигнализации предельных кренов предназначена для обеспечения пилота информацией о достижении предельного крена  $\pm 32^\circ$  на маршруте и  $\pm 15^\circ$  при посадке и состоит из электронных блоков Е5, Е4 и реле К2. Сигналы с синусной и косинусной обмоток СКТ крена подаются на электронный блок Е5, в котором они выпрямляются, усиливаются и поступают на схему сравнения. Схема сравнения построена таким образом, что совпадение амплитудных значений напряжений синусной и косинусной обмоток СКТ крена происходит при углах крена  $\pm 32^\circ \pm 2^\circ$ . При этом на выходе схемы сравнения формируется прямоугольный импульс, который поступает на электронный блок Е4 и приводит к срабатыванию реле К2, которое своим контактом замыкает цепь сигнальной лампы "Предельный крен".

При подаче внешнего сигнала +27В "Посадка" на реле К3 (рис. 2) его контакты размыкают цепь между штырьками 3 и 4 блока Е5 и схема сравнения перестраивается на напряжение, соответствующее углу поворота СКТ крена  $\pm 15^\circ \pm 1,5^\circ$ .

## 2. Описание лабораторной установки

Лабораторная установка состоит из исследуемого авиагоризонта АГ–77–0.5, закреплённого в поворотном кронштейне КП, и панели, на которой рассоложены контрольно–измерительные приборы, коммутационная и сигнальная аппаратура, назначение которых следующее.

Выключатель S1 предназначен для подачи на авиагоризонт напряжения питания 36 В 400Гц, величина которого контролируется вольтметром U1. При помощи выключателя S2 на авиагоризонт подаётся напряжение постоянного тока 27В, величина которого контролируется вольтметром U2. Амперметр А1 измеряет величину тока в одной из фаз гиromотора. Лампа сигнализации Н1 "Готовность" сигнализирует о готовности авиагоризонта к работе, а лампа Н2 "Предельный крен" сигнализирует о достижении авиагоризонтом предельного крена в режиме "Маршрут" или "Посадка".

Выбор режима осуществляется при помощи переключателя S3 "Маршрут" - "Посадка". Гнёзда 17, 18, 19 – выход СКТ тангажа (гн. 17 – 18 – косинусная обмотка; 17 – 19 – синусная обмотка). Гнёзда 20, 21, 22 – выход СКТ крена (Гн. 20 – 21 – косинусная обмотка, гн. 20 – 22 – синусная обмотка).

## 3. Порядок проведения лабораторной работы

Перед проведением экспериментальной части лабораторной работы убедиться, что авиагоризонт закреплён в поворотном кронштейне под углом  $5^\circ$  к плоскости горизонта, т.к. в лабораторной работе исследуется авиагоризонт АГ –77–0.5 для установки на приборную доску с углом наклона  $5^\circ$ .

### 3.1. Определение времени готовности авиагоризонта и характера зависимости пускового тока гиromотора

Заарретировать авиагоризонт вытягиванием ручки арретира на себя до упора и поставить арретир на фиксатор поворотом ручки по часовой стрелке.

Включить электропитание авиагоризонта, установив переключатели S1 и S2 в положение "Вкл", и одновременно включить секундомер. По амперметру А1 фиксировать значения тока в фазе гиromотора I<sub>г</sub> в моменты времени, указанные в табл.1. Через 30 сек. после подачи электропитания разарретировать авиагоризонт, потянув ручку арретира на себя до упора и повернув её против часовой стрелки, снять с фиксатора.

В момент загорания сигнальной лампы Н1 "Готовность" зафиксировать по секундомеру время готовности  $t_{\text{гот}}$ . Одновременно должен убратся флажок (бленкер) из видимой зоны лицевой части авиагоризонта.

Таблица 1

t,сек.	0	10	20	30	40	50	60	90	150	180
I <sub>г</sub> , А										

По данным таблицы 1 построить график зависимости  $I_{\text{г}}=f(t)$ .

### 3.2. Определение зависимостей выходных напряжений СКТ крена и тангажа

Заарретировать авиагоризонт на несколько секунд и отпустить ручку арретира.

Поочерёдно подключая переносной вольтметр (тестер) с диапазоном измерения не менее 10 В к гн. 20 – 21 и 20 – 22, измерять напряжение на косинусной  $U_{\text{COS}}\gamma$  и синусной  $U_{\text{SIN}}\gamma$  обмотках СКТ крена для угла крена  $\gamma = 0^\circ$ . Затем, поворачивая ручку кронштейна, задавать значения правого и левого крена через  $30^\circ$  до  $180^\circ$  и замерять напряжения СКТ крена. Результаты занести в табл. 2.

Аналогичным образом замерить напряжение на косинусной  $U_{\text{COS}}\vartheta$  ( гн.17 – 18 ) и синусной  $U_{\text{SIN}}\vartheta$ (гн. 17 – 19) обмотках СКТ тангажа, задавая угол тангажа на кабрирование от  $0^\circ$  через  $10^\circ$  до  $60^\circ$  и на пикирование от  $0^\circ$  через  $10^\circ$  до  $30^\circ$ . Результаты занести в табл. 2.

По данным табл. 2 построить на одном рисунке графики зависимостей  $U_{\text{COS}}\gamma$  и  $U_{\text{SIN}}\gamma$  от угла крена, откладывая правый крен по оси абсцисс со знаком плюс, а левый – со знаком минус. На другом рисунке построить графики зависимостей  $U_{\text{COS}}\vartheta$  и  $U_{\text{SIN}}\vartheta$  от угла тагажа, откладывая угол тангажа на кабрирование со знаком плюс, а на пикирование со знаком минус.

Таблица 2

$\gamma$ , град.	Левый крен		Правый крен		$\vartheta$ , град.	Кабрирование		Пикирование	
	$U_{\text{COS}}\gamma$	$U_{\text{SIN}}\gamma$	$U_{\text{COS}}\gamma$	$U_{\text{SIN}}\gamma$		$U_{\text{COS}}\vartheta$	$U_{\text{SIN}}\vartheta$	$U_{\text{COS}}\vartheta$	$U_{\text{SIN}}\vartheta$
0					0				
30					10				
60					20				
90					30				
120					40			-	-
150					50			-	-
180					60			-	-



### 3.3 Определение скорости прецессии гиروزла под действием механической коррекции

#### 3.3.1 Определение скорости прецессии под действием продольной коррекции

Кратковременно заарретировать авиагоризонт.

Подключить к гн. 17 -19 ( $U_{\text{SIN}}^{\theta}$ ) переносной вольтметр с диапазоном измерения не менее 1В. Убедиться, что минимальное напряжение (близкое к нулю) соответствует нулевому углу тангажа. Задавая поворотом ручки кронштейна углы тангажа на кабрирование от  $0^{\circ}$  через  $1^{\circ}$  до  $6^{\circ}$ , измерять напряжение  $U_{\text{SIN}}^{\theta}$ . Результаты занести в табл. 3.

Аналогичным образом замерить напряжения на синусной обмотке СКТ тангажа на пикирование через  $1^{\circ}$  до  $6^{\circ}$ . Результаты занести в табл. 3.

Таблица 3

$\theta$ , град.	Кабрирование							Пикирование						
	6	5	4	3	2	1	0	1	2	3	4	5	6	
$U_{\text{SUN}}^{\theta}$ , В														

Заарретировать авиагоризонт на несколько секунд. Создать "завал" по тангажу на кабрирование на  $6^{\circ}$ , т.е.отклонить на  $6^{\circ}$  вектор кинетического момента гироскопа Н в направлении полёта (рис.1). Для создания "завала" по тангажу на кабрирование необходимо:

1. Вращением ручки кронштейна повернуть авиагоризонт на угол тангажа  $6^{\circ}$  в направлении пикирования.
2. Заарретировать авиагоризонт на несколько секунд.
3. Вращением ручки кронштейна вернуть авиагоризонт в горизонтальное положение.

После создания "завала" " начинает работать продольная коррекция, возвращая вектор кинетического момента гироскопа Н к вертикали и, соответственно, шкалу тангажа к нулевой отметке. В момент, когда показание вольтметра, станет равным величине, зафиксированной в табл. 3 при угле тангажа  $5^{\circ}$  на кабрирование – включить секундомер.

Зафиксировать время  $t_{\text{КАБ}}$  (в секундах), в течение которого напряжение  $U_{\text{SIN}}^{\theta}$  станет равным значению, которое было отмечено в табл.3 для угла тангажа  $1^{\circ}$  на кабрирование.

Скорость прецессии под действием продольной коррекции при "завале" на кабрирование определить по формуле:

$$\omega_{\text{КАБ}} = 4 \cdot 60 t_{\text{КАБ}}, \quad \%/\text{МИН}$$



Аналогичным образом создать "завал" по тангажу на пикирование, зафиксировать время  $t_{\text{ПИК}}$  выхода из "завала" в  $5^\circ$  до  $1^\circ$  и рассчитать скорость прецессии под действием продольной коррекции при "завале" на пикирование по формуле :

$$\omega_{\text{ПИК}} = 4 \cdot 60 t_{\text{ПИК}}, \quad \%/\text{мин}$$

### 3.3.2. Определение скорости прецессии под действием поперечной коррекции

Кратковременно заарретировать авиагоризонт. Подключить к гн. 20 – 22 вольтметр(тестер) с диапазоном измерения не менее 1В. Убедиться, что минимальное напряжение ( близкое к нулю)  $U_{\text{SIN}} \gamma$  соответствует нулевому углу крена по лимбу кронштейна.

Вращением ручки кронштейна задавать последовательно правый и левый крен от  $0^\circ$  до  $6^\circ$  и замерять напряжение  $U_{\text{SIN}} \gamma$ .

Результаты занести в табл. 4.

$\gamma$ , град	Правый крен							Левый крен					
	6	5	4	3	2	1	0	1	2	3	4	5	6
$U_{\text{SIN}} \gamma$ , град							0						

По методике, изложенной в п. 3.3.1, поочередно создавать "завалы" на  $6^\circ$  в сторону правого и левого крена.

Примечание: для создания "завала" в сторону правого крена, вращением ручки кронштейна повернуть авиагоризонт в сторону левого крена, произвести арретирование и вернуть авиагоризонт в горизонтальное положение.

Фиксировать секундомером время выхода из "завалов" в  $5^\circ$  до  $1^\circ$  в сторону правого  $t_{\text{ПРАВ}}$  (в секундах) и левого  $t_{\text{ЛЕВ}}$  крена. Рассчитать скорости прецессии под действием поперечной коррекции при "завале" в сторону правого и левого крена по формулам:

$$\omega_{\text{ПРАВ}} = 4 \cdot 60 t_{\text{ПРАВ}} ; \quad \omega_{\text{ЛЕВ}} = 4 \cdot 60 t_{\text{ЛЕВ}} , \quad \text{град}/\text{мин.}$$

Сделать выводы о соответствии скоростей продольной и поперечной коррекции нормам технических параметров.

### 3.4. Определение скорости прецессии гиروزла при "завалах" более $8^\circ$

Произвести кратковременное арретирование авиагоризонта.

Создать одновременно "завалы" в сторону кабрирования и правого крена на углы  $12^\circ$ . Для этого ручками кронштейна наклонить авиагоризонт в направлении пикирования и левого крена на углы  $12^\circ$ . Кратковременно заарретировать авиагоризонт, а затем поворотом ручек кронштейна вернуть его

в горизонтальное положение. При этом показания авиагоризонта должны быть по  $12^\circ$  на кабрирование и в сторону правого крена.

Включит секундомер и через 10 минут определить показания авиагоризонта по тангажу  $\vartheta$  и по крену  $\gamma$ .

Расчитать скорость прецессии под действием продольной  $\omega_{\text{ПРОД}}$  и поперечной  $\omega_{\text{ПОП}}$  коррекции по формулам:

$$\omega_{\text{ПРОД}} = 12 - \vartheta/10 ; \quad \omega_{\text{ПОП}} = 12 - \gamma/10; \quad \text{град/мин.}$$

Сравнить скорости прецессии гиروزла при "завалах"  $6^\circ$  и  $12^\circ$ . Сделать выводы.

### 3.5 Проверка срабатывания сигнализатора предельного крена.

Кратковременно заарретировать авиагоризонт.

Переключатель S "Маршрут - Посадка" поставить в положение "Маршрут".

С помощью ручки кронштейна медленно поворачивать авиагоризонт в сторону правого крена. В момент срабатывания сигнализатора предельных кренов загорится сигнальная лампа Н2 "Предельный крен" и по лимбу кронштейна определить величину угла срабатывания  $\gamma_{\text{МАР. ПРАВ}}$ .

Вернуть авиагоризонт в горизонтальное положение и, поворачивая его в сторону левого крена, аналогичным образом определить величину угла срабатывания  $\gamma_{\text{МАР. ЛЕВ}}$ .

Вернуть авиагоризонт в горизонтальное положение и кратковременно заарретировать его.

Установить переключатель S в положение "Посадка".

Таким же образом, как указано выше, определить углы срабатывания при правом и левом крене в режиме "Посадка"  $\gamma_{\text{ПОС. ПРАВ}}$ ,  $\gamma_{\text{ПОС. ЛЕВ}}$ . Полученные значения предельных кренов сравнить со значениями, указанными в технических характеристиках, и сделать выводы.

## 4. Требования к отчёту.

Отчёт должен содержать:

1. Основные технические характеристики авиагоризонта АГ-77.
2. Таблицы, графики и параметры, указанные в разделе 3.
3. Выводы.

## 5. Контрольные вопросы.

1. Назначение авиагоризонта АГ-77.
2. Принцип действия гиросистемы.
3. Принцип образования корректирующего момента.
4. Принцип действия арретира.

5. Система индикации авиагоризонта АГ-77.
6. Объяснить работу системы сигнализации отказов.
7. Работа принципиальной электрической схемы авиагоризонта АГ-77.
8. Отличия авиагоризонтов АГ-77 и АГБ – 3.

#### Литература

1. Авиагоризонт АГ-77. Руководство по технической эксплуатации. 6ш2.511.008.РЭ.

## Содержание

	Стр.
Лабораторная работа №1 Авиагоризонт АГБ 3 (АГБ – 3К)	3
Лабораторная работа №2 Авиагоризонт АГ–77 Симмисмимии	14