

Государственный комитет СССР по народному образованию

Ю. В. Складов, В. В. Фатеев, В. А. Потапенко

Методические указания к лабораторным работам
по курсу

**«ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ
И СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ»**

Издательство МГТУ
1990

ББК 22.213

С 43

С 43 Складов Ю.В., Фатеев В.В., Потапенко В.А. Методические указания к лабораторным работам по курсу "Гироскопические приборы и системы ориентации". Ч. 2 /Под ред. В.А.Матвеева. - М.: Изд-во МГТУ, 1990. - 36 с., ил.

ISBN 5-7038-0591-0

В лабораторных работах "Система курсоверткали СКВ-2Н" и "Гироагрегат-1" рассмотрены схемы, конструкции, принципы работы систем и их отдельных приборов. Широко представлена экспериментальная часть.

Для студентов 4-го курса, изучающих дисциплину "Гироскопические приборы и системы ориентации".

Ил. 13. Библиогр. 2 назв.

Рецензент И.С.Потапцев

ББК 22.213

ISBN 5-7038-0591-0

© МГТУ им. Н.Э.Баумана, 1990.

Работа № 1. СИСТЕМА КУРСОВЕРТИКАЛИ СКВ-2Н

Цель – ознакомление с принципом действия и устройством курсоверткали СКВ-2Н.

Назначение

Система СКВ-2Н предназначена для автоматического управления всеманевренным самолетом и обеспечения летчика естественной информацией о положении самолета по углам крена, тангажа и курса.

СКВ-2Н – комплексная, автономная система, объединяющая гироскопические и магнитные средства определения курса, а также гироскопические средства определения крена и тангажа. Система выдает электрические сигналы в автопилот, визуальные указатели и т.д. Общее число потребителей сигналов: по курсу – 4, по крену – 7, по тангажу – 5.

Комплектность

В систему СКВ-2Н входят следующие электрически связанные между собой приборы:

- 1) курсоверткаль КВ-2Н,
- 2) блок усилителей (БУ),
- 3) регулятор рамы (РР),
- 4) индукционный датчик ИД-5,
- 5) задатчик курса ЗК-4,
- 6) коррекционный механизм КМ-5,
- 7) пульт широтной коррекции ПШК-4,
- 8) указатель углов крена и тангажа АГД-1,
- 9) указатель углов курса УГА-1У.

Если число потребителей превышает допустимое, то на самолете, кроме того, устанавливают распределитель сигналов.

В лабораторной установке приборы ЗК-4, КМ-5, ПШК-4, АГД-1, УГА-1У расположены в поворочном пульте, который служит также для включения системы и контроля питания.

Принципиальная схема

На рис.1.1 представлена система СКВ-2Н. Основным ее прибором является курсовертикаль КВ-2Н, построенная на базе двух трехстепенных гироскопов. Гироскоп КГ и курсовой гироскоп ГВ установлены в общей креновой раме КР с помощью следящей системы (датчик угла $Д_1$ или регулятор рамы РР, усилитель $У_1$, двигатель $Д_1$), удерживающей ось наружной рамы ГВ "около перпендикуляра" к оси вращения ротора. КГ дополнительно установлен в тангажной раме ТР, которая с помощью следящей системы (селин-датчик тангажа $СД_2$, селин-приемник тангажа $СП_2$, усилитель $У_2$, двигатель $Д_2$) ориентирует ось наружной рамы КГ параллельно оси вращения ротора ГВ. Такая схема объединения ГВ и КГ в общей КР и снабжение КГ дополнительной ТР обеспечивает невыбывание и, следовательно, работоспособность КВ при любых пространственных маневрах самолета. Съем сигналов по крену γ , тангажу ϑ и курсу ψ производится с помощью селин-датчиков $СД_1$, $СД_2$, $СД_3$. В схему КВ-2Н также входят: система коррекции ГВ (два однокомпонентных жидкостных переключателя $П_1$ и $П_2$, моментные датчики $МД_1$ и $МД_2$, отключатель продольной коррекции ОК), применяемая для удержания оси вращения ротора ГВ в вертикальном положении; система межрамочной коррекции КГ (датчик угла $ДУ_2$, усилитель $У_3$, моментный датчик $МД_3$), предназначенная для приведения оси ротора КГ в горизонтальную плоскость. КВ-2Н работает в двух режимах: начальной выставки и рабочем. При обесточенной КВ-2Н ее элементы (КГ, ГВ, КР, ТР) могут занимать произвольное по отношению к корпусу прибора положение. Необходимо во время запуска прибора (в течение 1 мин) выставить гироскопы и дополнительные рамы из любого завала в исходное положение. Для этого на Земле после подачи питания с помощью реле производится коммутация (переключение) цепей, в результате чего происходит следующее:

КР по сигналам с СД электрически арретируется в нулевом по отношению к корпусу прибора положении;

ось вращения ротора ГВ с помощью системы коррекции приводится к вертикали;

ось ТР с помощью следящей системы занимает вертикальное положение;

ось вращения ротора КГ устанавливается благодаря работе межрамочной коррекции в плоскость горизонта и после окончания режима начальной выставки может занимать любое произвольное положение в азимуте.

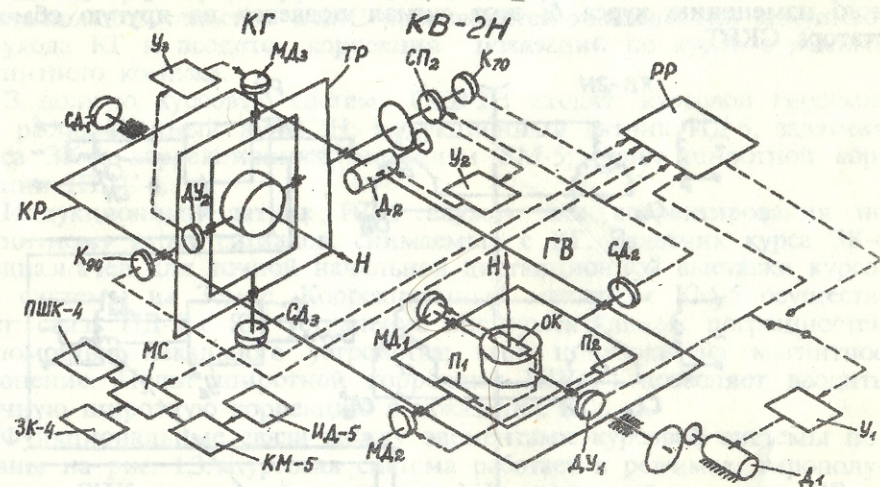


Рис. 1.1. Схема системы СКВ-2Н

В рабочем режиме выполняется обратная коммутация сигналов; в результате КР управляется по сигналам с $ДУ_1$ (или от регулятора рамы) и реализуются все функциональные связи (см. рис. 1.1).

В подразделе "Методические ошибки КВ-2Н" будет показано, что, если управление КР производится по сигналам с $ДУ_1$, то при отклонении оси вращения ротора ГВ на сколь угодно малые углы от истинной вертикали в результате поворота КР относительно корпуса прибора возникают методические ошибки при измерении углов крена, тангажа и курса. Причем, при углах тангажа, близких к 90° (отвесное пикирование, или кабрирование), эти ошибки могут достигать нескольких десятков градусов.

Для снижения ошибок при больших углах тангажа ($\vartheta > 70^\circ$) управление производится по сигналам с выхода регулятора рамы (см. рис. 1.1), чтобы стабилизировать КР в положении, которое она занимала в момент включения РР.

Схема РР представлена на рис. 1.2. С селин-датчиков $СД_2$, $СД_3$ в КВ-2Н на селин-приемники $СП_2^p$, $СП_3^p$, расположенные в РР, подаются сигналы пропорционально углам тангажа ϑ и курса ψ . Следящая система по углу тангажа в РР постоянно обрабатывает сигнал и разворачивает на угол ротор синусо-косинусного преобразователя координат СКВТ. Статор СКВТ имеет две намотки, магнитные оси которых смещены относительно друг друга на 90° . После включения РР на одну из обмоток статора СКВТ подается напряжение с $ДУ_1$, расположенного в СКВ-2Н. До включения РР следящая система по курсу обрабатывает сигнал ψ . После включения РР следящая система с помощью стопорного механизма СМ превра-

щается в систему дистанционной передачи сигнала, пропорционального изменению курса δ ; этот сигнал подается на другую обмотку статора СКВТ.

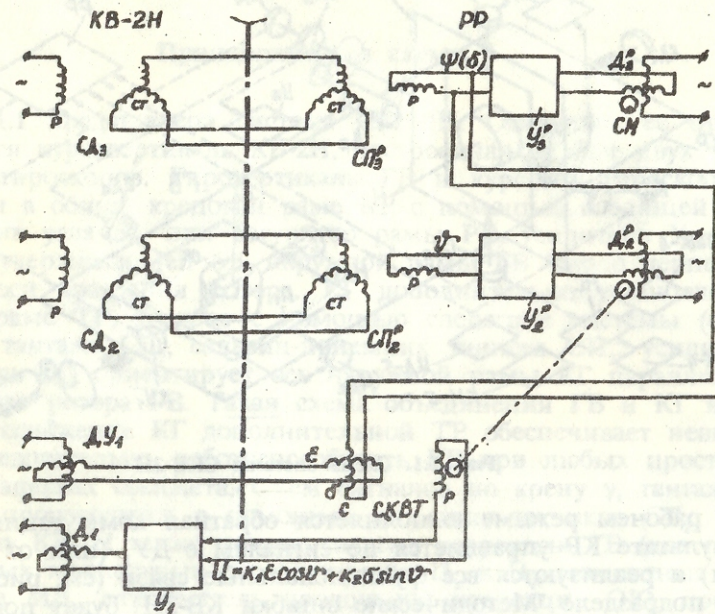


Рис. 1.2. Схема регулятора рамы

Необходимо отметить, что при включенном РР измеряются только углы крена и тангажа самолета. Таким образом, при включенном РР с ротора СКВТ на вход усилителя Y_1 следящей системы КР подается управляющий сигнал напряжением

$$u = k_1 \epsilon \cos \varphi + k_2 \delta \sin \varphi,$$

где ϵ — угол отклонения оси наружной рамы ГВ от перпендикуляра к оси вращения ротора; δ — угол изменения курса при включенном РР; k_1, k_2 — крутизна каналов по углам ϵ и δ соответственно.

Управление КР от регулятора рамы позволяет на порядок снизить ошибки СКВ-2Н. Включение и выключение РР производится по сигналам с коммутатора K_{70} (см. рис. 1.1). Для правильного отсчета сигналов крена, тангажа и курса при переходе самолета через вертикальное положение ($\varphi = 90^\circ$) вводится коммутация (изменение фаз) сигналов на CD_1, CD_2, CD_3 от коммутатора K_{90} . K_{70} и K_{90} расположены на оси ТР (рис. 1.1).

В БУ установлены усилители, применяемые в следящих системах обработки КР и ТР и в системе межрамочной коррекции КГ, а также усилители, входящие в курсовую систему СКВ-2Н. Кроме того, в БУ имеется так называемый механизм согласования МС, на

выходе которого формируется сигнал по курсу. С помощью дифференциального сельсина в МС производится компенсация кажущегося ухода КГ и вводится коррекция показаний по курсу в режиме магнитного компаса.

В полную курсовую систему СКВ-2Н входят: курсовой гироскоп КГ, расположенный в KB-2H; индукционный датчик ИД-5; задатчик курса ЗК-4; коррекционный механизм КМ-5; пульт широтной коррекции ПШК-4.

Индукционный датчик ИД-5 служит для корректирования по магнитному курсу сигналов, снимаемых с КГ. Задатчик курса ЗК-4 предназначен для точной начальной дистанционной выставки курсовой системы на Земле. Коррекционный механизм КМ-5 осуществляет: связь ИД-5 с КГ; устранение инструментальных погрешностей с помощью лекального устройства; ввод поправки на магнитное склонение. Пульт широтной коррекции ПШК-4 позволяет вводить ручную широтную коррекцию в показания КГ.

Функциональные связи между элементами курсовой системы показаны на рис. 1.3. Курсовая система работает в режимах: гиросполу-компа ГПК, магнитной коррекции МК, начальной выставки НВ.

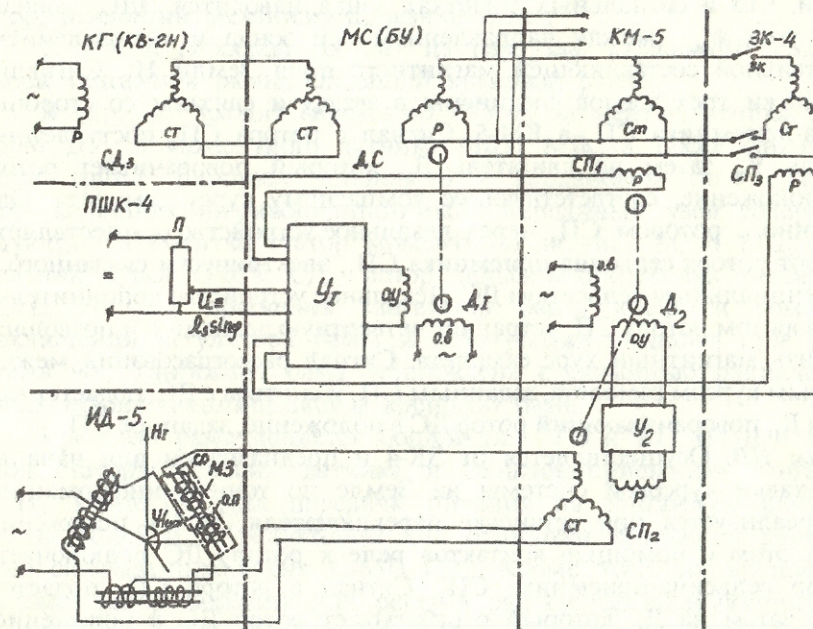


Рис. 1.3. Схема курсовой системы

Режим ГПК. Является основным в работе курсовой системы. Статор СД₃ в КВ-2Н электрически связан со статором дифференциального сельсина ДС, расположенного в механизме согласования МС блока усилителей. С ротора ДС сигналы курса поступают на статоры сельсинов-приемников в КМ-5, ЗК-4 и к потребителям курса. Сигнал коррекции кажущегося ухода от суточного вращения Земли формируется в виде напряжения на широтном потенциометре П в ПШК-4 и поступает в механизм согласования на усилитель У₁, а далее подается на двигатель Д₁, который через редуктор вращает ротор ДС с угловой скоростью, равной вертикальной составляющей вращения Земли $U_3 \sin \varphi$ на данной широте φ . Скорректированный сигнал подается с ротора потребителям.

Режим МК. Осуществляет согласование сигналов курса, выдаваемых КГ, с показаниями индукционного датчика ИД-5 с помощью коррекционного механизма КМ-5. Чувствительным элементом ИД-5 является подвижная катушка, на которой установлены три магнитных зонда МЗ. Каждый зонд состоит из двух сердечников. На сердечниках закреплены обмотка подмагничивания ОП и сигнальная обмотка СО. Принцип работы чувствительного элемента заключается в том, что в сигнальных обмотках зонда наводится ЭДС, зависящая от угла $\psi_{\text{магн}}$ между направлением оси зонда и направлением горизонтальной составляющей магнитного поля Земли H_1 . Сигнальные обмотки трех зондов соединены в звезду и связаны со стороны сельсина-приемника СП₂ в КМ-5. Сигнал с ротора СП₂ поступает на усилитель У₂, затем на двигатель Д₂, который поворачивает ротор СП₂ в положение, соответствующее компасному курсу самолета. Одновременно с ротором СП₂ через лекальное устройство осуществляется поворот ротора сельсина-приемника СП₁, электрически связанного с дифференциальным сельсином ДС. Лекальное устройство дополнительным поворотом ротора СП₁ устраняет четвертную девиацию и позволяет определить магнитный курс самолета. Сигнал рассогласования между магнитным курсом самолета, заданным СП₁ и снятым с ДС, подается через У₁ на Д₁, поворачивающий ротор ДС в положение, заданное СП₁.

Режим НВ. Осуществляется от ЗК-4 и предназначен для начальной выставки курсовой системы на Земле по точной информации. Режим реализуется при установке переключателя ЗК-4 в положение ЗК. При этом с помощью контактов реле к ротору ДС подключается статор сельсина-приемника СП₃. Сигнал с ротора СП₃ подается на У₁, а затем на Д₁, который обрабатывает ротор ДС в положение, согласованное с СП₃. После выполнения режима начальной выставки автоматически включается режим ГПК.

С конструкцией КВ-2Н можно ознакомиться непосредственно на гиродатчике с помощью преподавателя. Гировертикаль состоит из гироузла, карданова узла, следящей креновой рамы.

Гироузел выполнен на базе гиromотора ГУА-6 ($H = 0,6 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}$). ГУА-6 представляет собой сдвоенный трехфазный асинхронный гидродвигатель герметичного исполнения. На гиromоторе установлены: элементы датчика угла 45Д-50М ДУ₁, моментного датчика МДИ МД₁; однокомпонентный переключатель ДЖМ-9Б П₂ поперечной коррекции (см. рис. 1.1); балансировочные грузы. Гироузел установлен в карданный узел с помощью трехколенных вращающихся шарикоподшипников. На карданном узле укреплены элементы датчика угла ДУ₁, моментных датчиков МД₁, МД₂, переключатель П₁, отключатель ВКЖ ОК продольной коррекции, а также ротор сельсина-датчика С-65Б СД₂. Карданный узел с помощью трехколенных шарикоподшипников закреплен в креновой раме. Промежуточные кольца шарикоподшипников вращаются с реверсом от двигателя ДИД-0,1 через редуктор. Питание на элементы ГВ подается через коллектор, имеющий механизм прокачки колец.

Курсовой гироскоп состоит из гироузла, карданного узла, следящей тангажной рамы, следящей креновой рамы.

В гироузел входят гиromотор ГУА-6, элементы датчика угла 45Д-50М ДУ₂ и моментного датчика МДИ МД₃, а также балансировочные грузы. Гироузел установлен в кардановом узле с помощью трехколенных шарикоподшипников. Карданный узел содержит следующие элементы: статор моментного датчика МДИ МД₃, сельсин-датчик курса О-65Б СД₃, ротор сельсина-приемника тангажа О-65Б СП₂. На оси вращения тангажной рамы крепятся коммутаторы включения регулятора рамы и коммутации сигналов при угле тангажа 90°. Тангажная рама установлена с помощью радиально-упорных шарикоподшипников в креновой раме.

Креновая рама является общей для ГВ и КГ. На ней закреплены статоры сельсина-датчика и сельсина-приемника тангажа СД₂, СП₂, коллектор для передачи питания на тангажную раму, двигатель ДГ-0,5 Д₂ с редуктором для обработки тангажной рамы, ротор сельсина-датчика крена С-65Б СД₁. Кроме того, на креновой раме установлены: задатчик для реверса двигателей вращающихся шарикоподшипников; ряд коммутационных реле; коллектор для передачи питания с корпуса прибора на креновую раму. Креновая рама собрана из двух частей, ее крепят в корпусе с помощью радиально-

Для анализа ошибок КВ-2Н выбираем системы координат:

$O\xi_0\eta_0\xi_0$ - опорная система координат;

ось $O\eta_0$ - направлена вдоль проекции продольной оси самолета на горизонтальную плоскость;

ось $O\xi_0$ - совпадает с истинной вертикалью места;

ось $O\xi_0$ - перпендикулярна плоскости $\eta_0 O\xi_0$;

$O\xi_1\eta_1\xi_1$ - подвижная система координат, связанная с равновесным положением элементов ГВ;

$Ox_c y_c z_c$ - система координат, связанная с осями самолета;

$Ox_k y_k z_k$, $Ox_r y_r z_r$, $Ox_n y_n z_n$, $Ox_b y_b z_b$ - системы координат, связанные соответственно с КР, ТР, наружной НР и внутренней ВР рамами. Элементы ГВ и КГ будут дополнительно обозначены индексами Г и К.

На рис. 1.4 показано положение элементов ГВ при отклонении оси гироскопа от оси $O\xi_0$ на углы α_0 , β_0 . Ошибка в измерении угла крена $\Delta\gamma$ возникает при повороте КР вокруг оси Ox_k на угол γ в положение равновесия, при котором сигнал с ДУ₁ (см. рис. 1.1) равен нулю, что происходит, если ось Oz_r^n оказывается в плоскости $x_r^n Oz_r^n$. При этом оси Oz_r^n и Oz_r^r совпадают, а вектор H^r перпендикулярен оси Oz_r^n . При повороте КР в положение равновесия ВР поворачивается вокруг оси вращения ротора ГВ на угол Θ_0 .

В положении равновесия КР плоскость $x_k Oy_k$ имитирует вертикальную плоскость, проходящую через продольную ось самолета Ox_c .

Угол γ является карданной ошибкой в измерении угла крена самолета:

$$\Delta\gamma = \gamma. \quad (1.2)$$

Угол поворота γ КР определяется из сферического треугольника $\xi_0 \xi_1 z_k$ (см. рис. 1.4):

$$\sin\gamma = \frac{\sin\beta_0}{\sqrt{1 - \sin^2(\nu_c + \alpha_0)\cos^2\beta_0}}. \quad (1.3)$$

откуда

$$\Delta\gamma = \arcsin \left[\frac{\sin\beta_0}{\sqrt{1 - \sin^2(\nu_c + \alpha_0)\cos^2\beta_0}} \right]. \quad (1.4)$$

В положении равновесия КР измерение угла тангажа ϑ производится вокруг негоризонтальной оси Oz_r^n . Измеренный угол тангажа самолета определяется из сферического трехгранника $\eta_1 x_c x_r^n$:

$$\sin\vartheta = \sin(\vartheta_c + \alpha_0) \cos\beta_0, \quad (1.5)$$

откуда карданная ошибка

$$\Delta\vartheta = \vartheta_c - \arcsin[\sin(\vartheta_c + \alpha_0) \cos\beta_0]. \quad (1.6)$$

Определим положение, которое будут занимать элементы КГ после поворота КР и ТР в положение равновесия при наличии ошибок α_0 , β_0 . Пусть при $\alpha_0 = \beta_0 = 0$ ось вращения ротора КГ совпадает с осью $O\eta_0$. При $\alpha_0 = 0$, $\beta_0 = 0$ ТР займет положение, определяемое поворотом вместе с КР на угол γ вокруг оси Ox_k и поворотом относительно КР на угол ϑ вокруг оси Oz_r^n . При этом ось Oz_r станет параллельна оси вращения ротора ГВ. В результате КГ будет измерять курс самолета вокруг оси Oy_r в плоскости $\xi_1 O\eta_1$ между осями Ox_r и Ox_r^k .

Ошибка $\Delta\psi$ порождается поворотом ТР вместе с КР на угол Θ вокруг оси Oy_r измерения курса и определяется величиной Θ , т.е. может быть представлена зависимостью из сферического треугольника $z_r z_c z_r^k$:

$$\Delta\psi = \Theta = \arctg[\operatorname{tg}(\vartheta_c + \alpha_0) \sin\beta_0]. \quad (1.7)$$

Зависимость ошибок $\Delta\gamma$, $\Delta\vartheta$, $\Delta\psi$ от углов тангажа ϑ_c представлена на рис. 1.5 при $\alpha_0 = \beta_0 = 3^\circ$. На основании графиков (рис. 1.5) можно сделать следующие выводы:

1) при больших углах тангажа ($\vartheta_c \geq 70^\circ$) в условиях управления КР от ДУ₁ (см. рис. 1.1) нельзя точно измерить углы крена γ_c и курса ψ_c самолета и, следовательно, осуществить автоматизированный полет самолета;

2) вблизи вертикального полета ($|\vartheta_c| = 90^\circ$) ошибки $\Delta\gamma$, $\Delta\psi$ достигают нескольких десятков градусов, что приводит к "неопределенности" показаний по данным углам.

Нами ранее была рассмотрена схема регулятора рамы (РР) (см. рис. 1.2). Применение РР позволяет предотвратить основную причину больших ошибок в измерении крена и курса самолета, а именно поворот КР вокруг своей оси вращения. Таким образом, карданные ошибки при применении РР не превышают нескольких градусов (см. рис. 1.5, штриховые линии): ошибки в измерении углов крена и курса ограничиваются приблизительно значениями $3\beta_0$, а ошибка в измерении угла тангажа равна α_0 .

Итак, при включенном РР угол отклонения оси наружной рамы ГВ от перпендикуляра к оси вращения ротора не превышает $3\beta_0$, что обеспечивает невыбивание КВ-2Н.

Описание лабораторной установки

В лабораторную установку входят приборы, перечисленные в подразделе "Комплектность". Курсовертикаль КВ-2Н и индукционный датчик ИД-5 закреплены на платформе установки КМ-6, которая позволяет поворачивать вручную КВ-2Н на различные углы крена, тангажа и курса. Задатчик курса ЗК-4, коррекционный меха-

низм КМ-5, пульт широтной коррекции ПШК-4, указатели АГД-1, УГА-IV находятся в поворочном пульте, который служит для включения системы СКВ-2Н, контроля питания, переключения режимов работы и измерения углов крена, тангажа и курса. Блок усилителей и регулятор рамы расположены отдельно от остальных приборов. Индукционный датчик ИД-5 закреплен на платформе поворотной установки КМ-5. Все приборы системы связаны между собой электрически с помощью жгутов и запитываются через поворочный пульт от централизованных источников питания (27 В, ≈ 36 В 400 Гц).

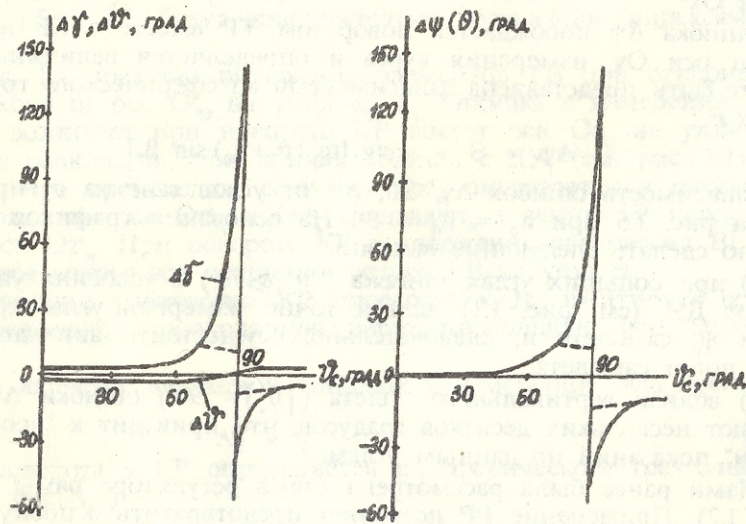


Рис. 1.5. Карданные ошибки курсовертикали КВ-2Н

Порядок выполнения работы

1. Ознакомиться с конструкцией курсовертикали КВ-2Н, установки КМ-6 и расположением приборов на пульте.
2. На КМ-6 установить корпус курсовертикали КВ-2Н по шкалам крена и тангажа в нулевое положение.
3. На пульте переключатели "27 В", "36 В 400 Гц" установить в нижнее положение "Выкл."
4. На пульте в следующих приборах установить:
 - в УГА-IV – стрелки в безразличное положение;
 - в КМ-5 – индекс в положение "О";
 - в ЗК-4 – стрелки в положение "О", а переключатель "АК – ЗК" в положение "ЗК";
 - в ПШК-4 – шкалу У в положение "56°".

5. Включить выпрямители и централизованные источники питания (27 В, ≈ 36 В 400 Гц).

6. Подать в систему СКВ-2Н напряжение 27 В. На пульте установить переключатель "27 В" в верхнее положение "Вкл.". Проверить величину напряжения по прибору "Вольтметр 27 В".

7. Включить систему СКВ-2Н, для чего подать в систему напряжение 36 В 400 Гц. На пульте установить переключатель "36 В 400 Гц" в верхнее положение "Вкл.". Проверить напряжение по прибору "Вольтметр 36 В 400 Гц" и определить величину тока по прибору "Амперметр".

8. Визуально наблюдать движение элементов курсовертикали КВ-2Н в режиме начальной выставки и, одновременно, вращение шкалы по тангажу и индекса самолетика по крену в указателе УГА-IV. По окончании режима начальной выставки в указателе УГА-IV совместить широкую стрелку со стрелкой "Г".

Примечание. Если креновая рама не установилась в плоскость горизонта, а ось наружной рамы курсового гироскопа – в вертикальное положение, то необходимо повторно включить систему. Для этого в пульте следует установить переключатели "36 В 400 Гц" и "27 В" в нижнее положение "Выкл." и повторить пп. 6 – 8.

9. Через 3 мин после включения питания – время готовности системы СКВ-2Н к функционированию в рабочем режиме – установить на указателе АГД-1 нулевые значения углов тангажа и крена (нулевой угол тангажа – поворотом шкалы указателя АГД-1 с помощью ручки в левой стороне прибора; нулевой угол крена – поворотом корпуса курсовертикали КВ-2Н, закрепленного в кольце поворотной установки КМ-6).

10. Проверить функционирование курсовертикали КВ-2Н в рабочем режиме. Отклоняя корпус курсовертикали КВ-2Н вокруг креновой оси установки КМ-6 на углы $+60^\circ$ и -60° , визуально наблюдать за движением элементов курсовертикали КВ-2Н, в том числе креновой рамы (она должна сохранять горизонтальное положение), и изменением показаний по крену на указателе АГД-1. Установить корпус курсовертикали КВ-2Н в нулевое положение по крену.

Отклоняя корпус курсовертикали КВ-2Н вокруг тангажной оси установки КМ-6 на углы -110° и $+110^\circ$, визуально наблюдать за изменением показаний на АГД-1, УГА-IV. Установить корпус курсовертикали КВ-2Н в нулевое положение по тангажу.

Отклоняя корпус курсовертикали КВ-2Н вокруг курсовой оси установки КМ-6 на углы $+30^\circ$ и -30° , визуально наблюдать за измене-

нием показаний на УГА-IV. Установить корпус курсовертикали КВ-2Н в нулевое положение по курсу.

11. Отключить питание от СКВ-2Н. Установить на пульте переключатели "36 В; 400 Гц" и "27 В" в нижние положения "Выкл."

12. Выключить централизованные источники питания 36 В 400 Гц, 27 В.

Содержание отчета

1. Кинематическая схема системы курсовертикали СКВ-2Н (см. рис. 1.1).
2. Карданные ошибки курсовертикали КВ-2Н (см. рис. 1.5).

Контрольные вопросы

1. В чем состоит принцип работы системы СКВ-2Н?
2. Каково назначение дополнительных следящих рам курсовертикали КВ-2Н?
3. С какой целью в систему СКВ-2Н введен регулятор рамы?
4. Как объяснить движение элементов курсовертикали КВ-2Н и изменение показаний на указателях АГД-1, УГА-IV при движении самолета на больших углах тангажа?

Работа № 2. ГИРОАГРЕГАТ ГА-1

Цель – ознакомление с конструкцией, принципом действия и работой гироскопа ГА-1, входящего в комплект курсовой системы КС; экспериментальное определение его характеристик.

Назначение и принцип действия

Гироскоп ГА-1 является основным прибором курсовой системы КС и предназначен для определения и указания курса транспортного самолета и угла его разворота в азимуте.

Основу гироскопа составляет азимутально-свободный гироскоп, т.е. астатический гироскоп с тремя степенями свободы, ось собственного вращения которого удерживается в горизонтальной плоскости. Для устранения карданных ошибок такого прибора, возникающих при крене самолета, он помещен в дополнительную кардановую раму, с помощью которой азимутальная ось гироскопа приводится в горизонтальное положение по сигналам с гироскопа.

Устранение "кажущегося" ухода гироскопа, связанного с вращением Земли, производится приложением момента вокруг оси его внутренней рамы. Величина этого момента зависит от широты места; она устанавливается оператором на пульте управления курсовой системой.

Принципиальная электрокинетическая схема гироскопа ГА-1 представлена на рис. 2.1. Гироскоп содержит гироскоп 1 в кардановом подвесе, состоящем из внутренней 2 и наружной 3 кардановых рам. Горизонтальность оси собственного вращения гироскопа обеспечивается системой горизонтальной коррекции. Она состоит из чувствительного элемента в виде жидкостного маятникового переключателя 4, расположенного на внутренней кардановой раме и подключенного к датчику момента 5, расположенному на оси вращения наружной рамы.

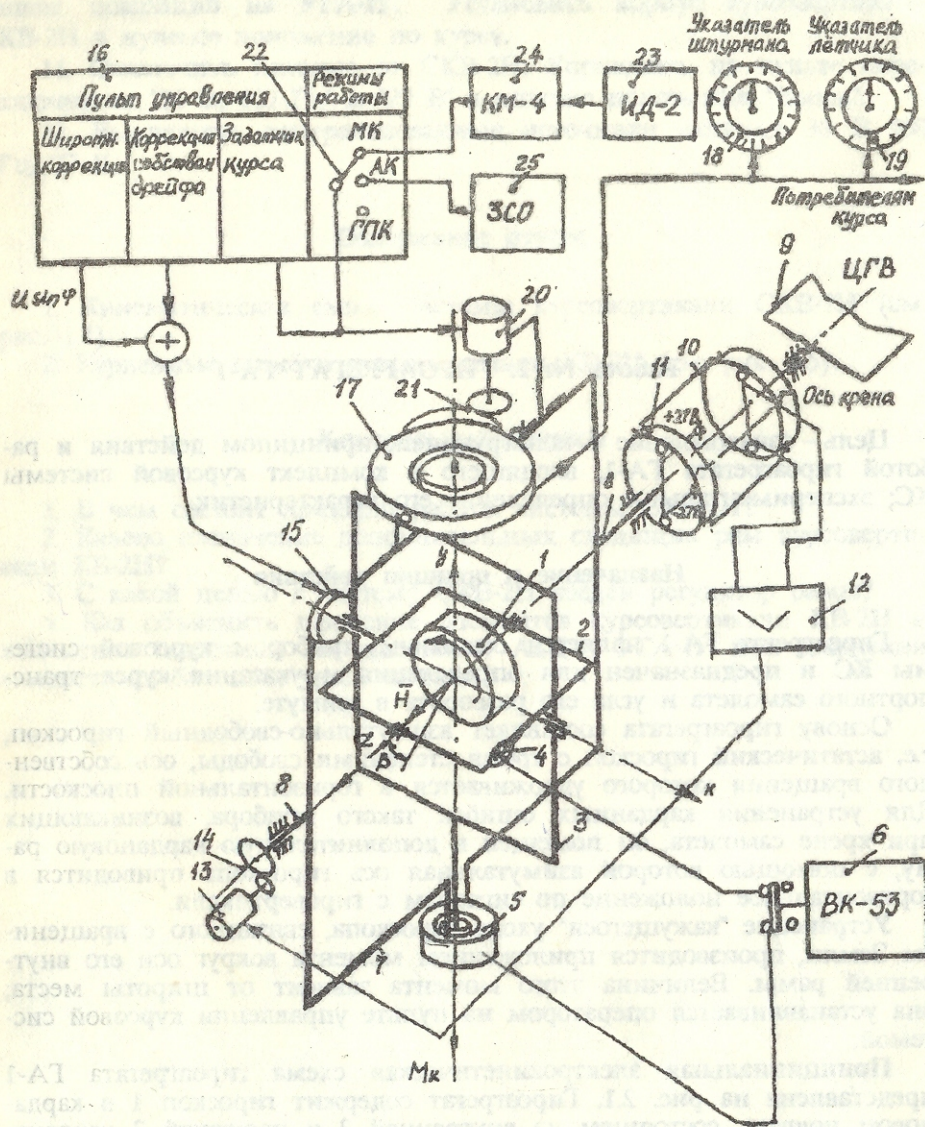


Рис. 2.1. Принципиальная кинематическая схема ГА и блок-схема связи ГА-1 с элементами курсовой системы

Принцип действия системы горизонтальной коррекции заключается в следующем. При отклонении внутренней рамы гироскопа от горизонта на угол β на выходе жидкостного маянкового переключателя 4 появляется сигнал в виде напряжения переменного тока, величина которого пропорциональна величине угла β . Этот сигнал поступает на датчик момента 5, выполненный в виде асинхронного двигателя, который развивает коррекционный момент M_k вокруг оси вращения наружной кардановой рамы. Под действием этого момента гироскоп прецессирует вокруг оси вращения внутренней рамы в сторону уменьшения угла β до тех пор, пока сигнал с маянкового переключателя не станет равным нулю, что соответствует горизонтальному положению гироскопа (в случае отсутствия горизонтальных ускорений самолета).

При выполнении виража самолет движется с центростремительным ускорением, вектор которого расположен в горизонтальной плоскости. Это приводит к наклону вектора кажущегося ускорения и соответствующему отклонению маятника горизонтальной коррекции от направления вертикали. Сигнал с маятника поступает на датчик момента, который развивает на вираже "ложный" коррекционный момент, направление которого также отклонено от вертикали из-за наклона самолета по крену во время виража. Все это приводит к возникновению виражной погрешности, вызванной действием системы горизонтальной коррекции при развороте самолета. Для уменьшения послевиражной погрешности предусмотрено ее автоматическое отключение. Коррекция прекращается при достижении самолетом некоторой пороговой угловой скорости виража, измеряемой двухступенным гироскопическим выключателем коррекции "ВК-53" - 6.

При наклоне самолета одновременно отклоняется от вертикали наружная рама трехстепенного гироскопа. Это приводит к появлению геометрической погрешности считывания угла курса, называемой карданной.

С целью устранения карданной погрешности гироскопа, возникающей при кренах самолета, трехстепенной гироскоп подвешивают в дополнительной раме 7, ось вращения 8 которой параллельна продольной оси самолета. Вертикальное положение плоскости дополнительной рамы обеспечивает следящая система, работающая по сигналам отклонения самолета по крену в пределах $\pm 70^\circ$, поступающим с гировертикали 9. Для этого дополнительная рама соединяется с гировертикалью дистанционной потенциметрической передачей, состоящей из трехточечного потенциметра (датчика) 10, закрепленного на оси рамы крена гировертикали и подключенного к потенциметру-приемнику 11 на оси дополнительной рамы гироскопа ГА-1 (см. рис. 2.1).

Если дополнительная рама находится в вертикальной плоскости, то потенциметр-приемник 11 ГА-1 и потенциметр-датчик 10 гировертикали находятся в согласованном положении, т.е. сигнал рассогласования дистанционной передачи, снимаемой с ротора потенцио-

метра-приемника, равен нулю. При отклонении дополнительной рамы от "приборной" вертикальной плоскости, задаваемой положением гироскопа гировертикали, с потенциометра-приемника снимается сигнал рассогласования, пропорциональный углу отклонения. Этот сигнал усиливается и подается на двигатель 13, который через редуктор 14 поворачивает дополнительную раму вместе с осью наружной рамы трехстепенного гироскопа в согласованное положение, возвращая их в вертикальную плоскость. При этом согласованное положение и величина сигнала рассогласования не зависят от крена самолета, так как при повороте самолета по крену одинаково изменяется положение как потенциометра-датчика, так и потенциометра-приемника.

Устранение карданной погрешности при изменении углов тангажа самолета в гироагрегате не предусмотрено, так как курсовая система предназначена для применения на тяжелых самолетах, имеющих в полете малые углы тангажа, не вызывающие больших карданных погрешностей.

В отсутствие выраженных и карданных погрешностей точность азимутально-свободного гироскопа определяется в основном величинами его собственного и кажущегося "ухода" [2]. Первый вызывается "вредными" моментами (трением, дебалансом и др.), действующими вокруг оси внутренней рамки. Второй имеет место даже при идеальном изготовлении гироскопа и связан с вращением Земли. Величина кажущегося "ухода" ω_k равна величине вертикальной составляющей скорости вращения Земли:

$$\omega_k = U \cdot \sin \varphi \quad (2.1)$$

и зависит от широты места φ .

Для устранения погрешности гироагрегата, связанной с кажущимся "уходом", предусмотрена широтная коррекция. Для этого на ось внутренней рамы трехстепенного гироскопа установлен моментный датчик 15. На пульте управления 16 в зависимости от широты места с помощью широтного потенциометра формируется сигнал, поступающий на моментный датчик 15. Этот датчик развивает момент, вызывающий прецессию гироскопа вокруг оси наружной рамы, т.е. в азимуте. Скорость этой вынужденной прецессии выбирается равной вертикальной составляющей скорости вращения Земли, определяемой выражением (2.1).

Аналогичным образом компенсируется систематическая составляющая собственного "ухода" ("дрейфа"). Корректирующий сигнал формируется на пульте управления с помощью подстроечного потенциометра и после суммирования с сигналом широтного потенциометра поступает на тот же датчик 15. Последний развивает момент, равный по величине и направленный противоположно систематической составляющей суммарного среднего момента, действующего вокруг оси внутренней рамы.

Широтная коррекция вводится в полете штурманом при каждом изменении местоположения самолета. Коррекция собственного дрей-

фа осуществляется при регулировке прибора на заводе-изготовителе, а также после каждой регламентных работ.

Для измерения угла курса на оси наружной рамы установлен сельсин-датчик 17. Для визуального отсчета измеренного с помощью гироагрегата курса в комплект курсовой системы входят указатели штурмана 18 и летчика 19.

Дистанционная связь гироагрегата ГА-1 с указателем штурмана осуществляется с помощью двухканальной сельсинной передачи. Она содержит (рис.2.2) сельсин-датчик грубого 1 и точного 2 отсчета, установленный на курсовой оси гироагрегата, и сельсин-приемник грубого 3 и точного 4 отсчета, установленный в указателе штурмана. Дистанционная передача работает следующим образом.

При изменении самолетом курса происходит рассогласование в следящей системе сельсин-датчик гироагрегата - сельсин-приемник указателя штурмана. Сигнал рассогласования снимается с ротора сельсина-приемника указателя штурмана. Это сигнал усиливается на усилителе 5 и подается на управляющую обмотку двигателя отработки 6, установленного в указателе штурмана. Последний отработывает через редуктор 7 курсовую ось указателя, а вместе с ней ротор сельсина-приемника и шкалу курса в согласованное с сельсин-датчиком гироагрегата положение.

После включения и запуска гироагрегата положение гироскопа относительно корпуса самолета оказывается произвольным.

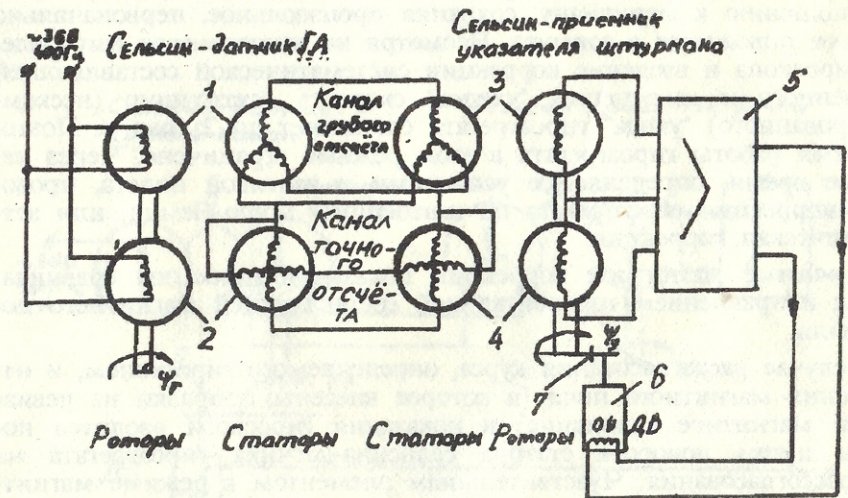


Рис. 2.2. Принципиальная электрическая схема двухканальной сельсинной передачи угла курса на указатель штурмана

Для согласования показаний гиросагрегата с истинным курсом самолета при начальной выставке статор сельсина-датчика гиросагрегата закреплен на дополнительной раме нежестко и имеет возможность вращения вокруг оси курса (см. рис. 2.1). Вращение статора 17 осуществляется двигателем согласования 20 через редуктор 21, передаточное отношение которого может изменяться с помощью электромагнитной фрикционной муфты. Быстрое согласование осуществляется со скоростью не менее 10 град/с, медленное — со скоростью 2–5 град/мин. Выбор направления согласования и его режим осуществляются штурманом с пульта управления 16 курсовой системы.

Режим работы

В зависимости от решаемых задач и условий полета в курсовой системе предусмотрены три режима работы — гиropolукомпаса, магнитной и астрономической коррекций.

Основным является режим гиropolукомпаса. В этом режиме работают системы: горизонтальной и азимутальной коррекции, обработки дополнительной рамы. На шкале указателя штурмана выставлен курс, соответствующий положению самолета в азимуте. Ручка переключения режимов 22 (см. рис. 2.1) на пульте управления находится в положении ГПК.

В режиме полуконпаса гироскоп не обладает избирательностью по отношению к меридиану, сохраняя произвольное, первоначально заданное положение в азимуте. Несмотря на качественное изготовление гироскопа и введение коррекции систематической составляющей собственного и кажущегося "ухода" скорости остаточного (нескомпенсированного) "ухода" гиросагрегата составляет до 2 град/ч. Поэтому время работы гиросагрегата в этом режиме ограничено. Через некоторое время, определяемое условиями и тактикой полета, проводится коррекция гиросагрегата по магнитному полю Земли, или астрономическая коррекция.

В режиме магнитной коррекции показания гироскопа сравниваются с направлением горизонтальной составляющей магнитного поля Земли.

В случае рассогласования курса, определяемого гироскопом, и направления магнитного поля (в которое внесены поправки на девиацию и магнитное склонение) в показания гироскопа вводится поправка путем поворота статора сельсина-датчика гиросагрегата на угол рассогласования. Чувствительным элементом в режиме магнитной коррекции служит (см. рис. 2.1) феррозондовый индукционный датчик 23 типа ИД-2. Он связан электрически с коррекционным механизмом 24 типа КМ-4, в котором в показания индукционного датчика вводятся поправки на магнитные девиации, инструментальные погрешности и магнитное склонение.

На выходной оси коррекционного механизма (рис. 2.3) закреплен сельсин-приемник 1, относительное положение ротора которого соответствует магнитному курсу ψ_m самолета. Магнитная коррекция гиросагрегата осуществляется по сигналам рассогласования в дистанционной сельсинной передаче: сельсин-датчик гиросагрегата 2 — сельсин-приемник 1 коррекционного механизма. Сигнал рассогласования поступает с ротора сельсина-приемника на усилитель 3 и далее на обмотку управления двигателя отработки 4. Двигатель поворачивает статор сельсина-датчика гиросагрегата в согласованное положение через редуктор 5 с передаточным отношением $i = 1200\ 000$, что соответствует максимальной скорости согласования 2–5 град/мин. Очень низкая скорость согласования обеспечивает фильтрацию высокочастотных колебаний сигнала магнитного курса, вызванных колебаниями индукционного датчика, магнитными помехами и др. Ручка переключения режимов 22 (см. рис. 2.1) на пульте управления находится в положении МК, а указатель штурмана показывает магнитный курс самолета. Для повышения точности режим магнитной коррекции обычно осуществляется при прямолинейном полете самолета, что обеспечивает минимальные возмущения, действующие на индукционный датчик.

Быстрое согласование осуществляется нажатием кнопки "Согласование" на пульте управления. При этом скорость согласования увеличивается до 10 град/с путем изменения передаточного отношения редуктора до $i = 5000$.

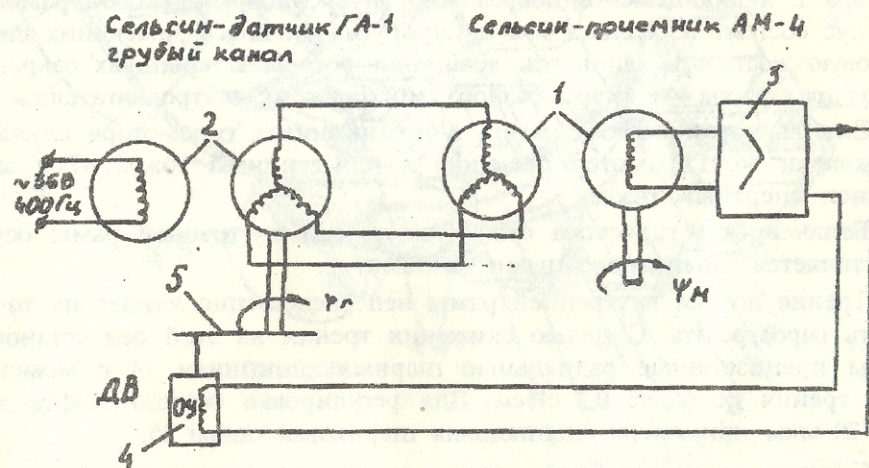


Рис. 2.3. Принципиальная электрическая схема магнитной коррекции (дистанционная передача от КМ-4 к ГА-1)

В режиме астрономической коррекции показания гироагрегата корректируются от звездно-солнечного ориентатора ЗСО 25 (см. рис. 2.1) или астрокомпаса ДАК-ДБ. На оси курса звездно-солнечного ориентатора или промежуточного механизма астрокомпаса установлен ротор сельсина-приемника, статор которого электрически связан со статором сельсина-датчика гироагрегата. Астрономическая коррекция осуществляется по сигналам рассогласования дистанционной передачи на указанных сельсинах так же, как это имеет место в режиме магнитной коррекции. Ручка переключателя режимов 22 на пульте управления находится в положении АК.

Конструкция гироагрегата ГА-1

Гироагрегат ГА-1 (рис. 2.4) содержит: гиروزел, системы горизонтальной и азимутальной коррекций, двухканальный сельсин-датчик, узлы согласования, обработки по крену и обогрева, корпус с амортизаторами, кожух прибора.

Гиروزел имеет асинхронный гиromотор 29 ГУА-20 в кожухе, подвешенный с помощью горизонтальных полуосей 38 в наружной кардановой раме 10 с вертикальной осью вращения 27.

Гиromотор состоит из симметричного ротора 41, вращающегося в радиально-упорных подшипниках 42, помещенных в корпусе гиromотора 1, являющемся одновременно внутренней кардановой рамой. Корпус состоит из кольца 9 и двух упругих крышек 43, имеющих одинаковую жесткость вдоль оси вращения ротора. В крышках закреплены два статора 44 и 45 трехфазного асинхронного электродвигателя.

Для выставки осевого натяга в подшипниках гиromотора служат прокладки 46. Гиromотор помещен в герметичный кожух 47 и заполнен инертным газом.

Балансировка гироскопа относительно оси внутренней рамы осуществляется балансировочными винтами 30.

Трение по оси внутренней рамы непосредственно влияет на точность гироагрегата. С целью снижения трения на этой оси установлены прецизионные радиальные шарикоподшипники 14 с моментом трения не более 0,2 сНсм. Для регулировки осевого люфта до 10–20 мкм применена специальная шариковая опора 15.

Система горизонтальной коррекции содержит жидкостной маятниковый переключатель 34, закрепленный на кожухе гиromотора (внутренней раме) и подключенный к горизонтальному мотору-корректору 26, установленному на оси наружной рамы.

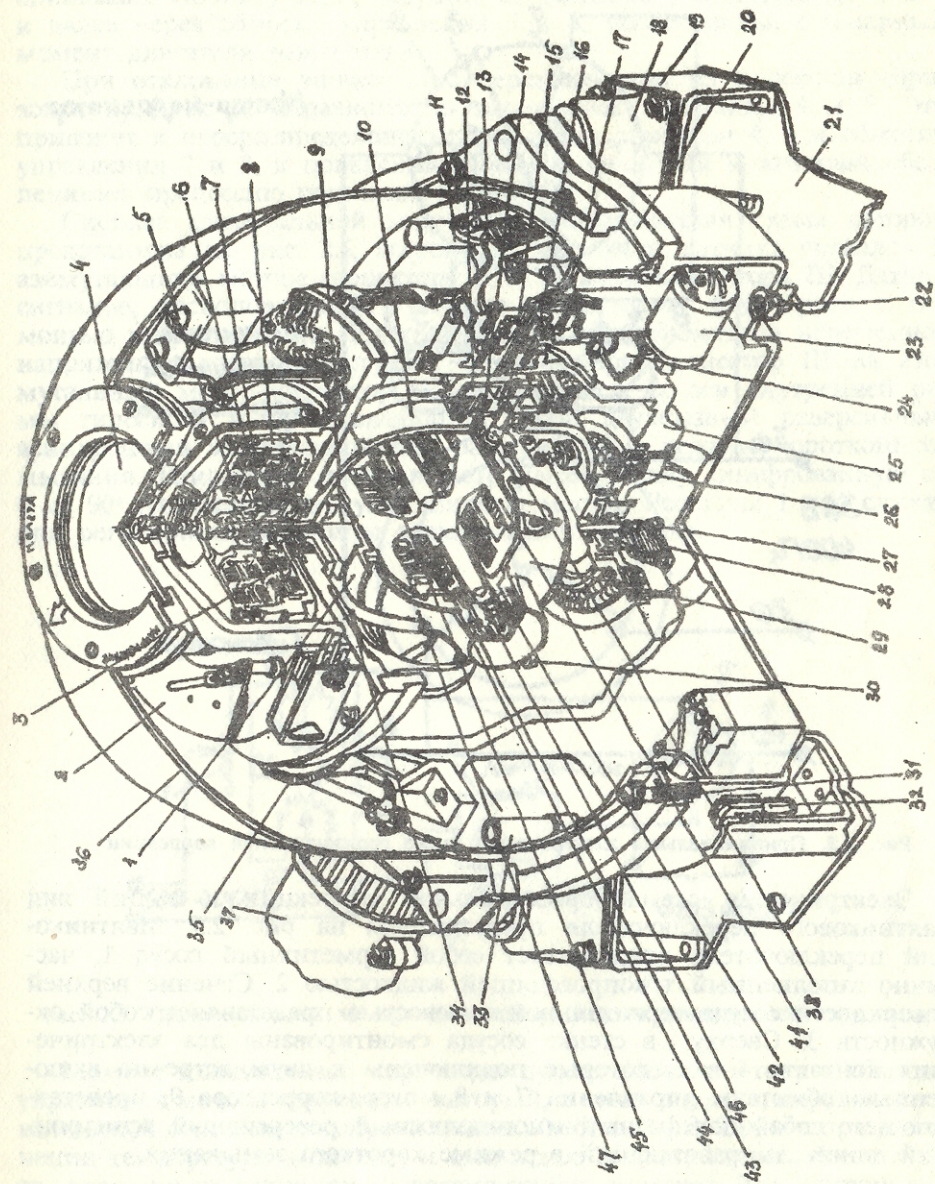


Рис. 2.4. Общий вид ГА-1

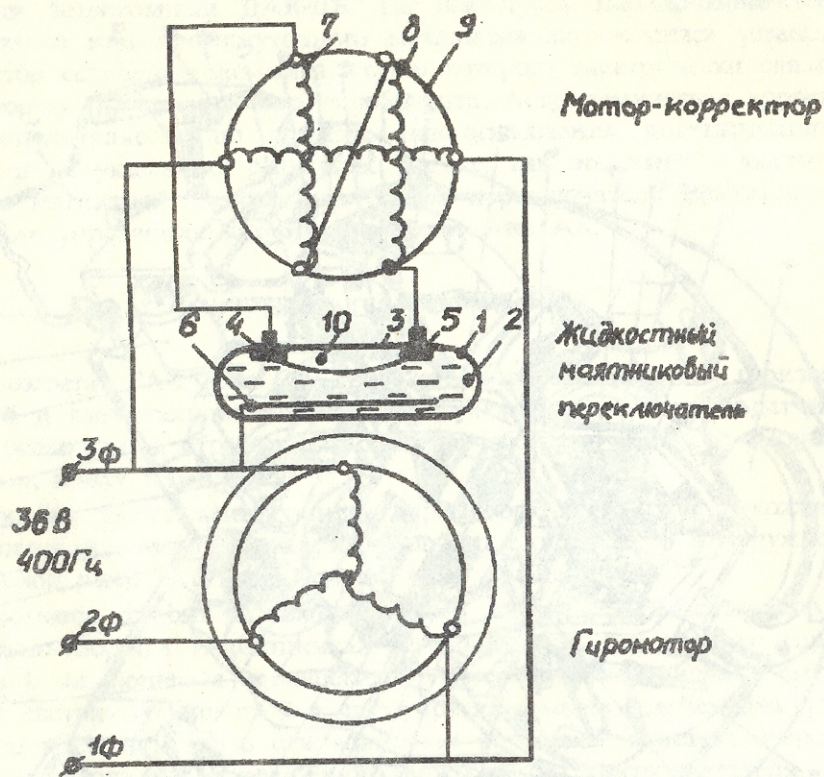


Рис. 2.5. Принципиальная электрическая схема горизонтальной коррекции

Электрическая схема горизонтальной коррекции и общий вид маятникового переключателя представлены на рис. 2.5. Маятниковый переключатель представляет собой герметичный сосуд 1, частично заполненный токопроводящей жидкостью 2. Сечение верхней поверхности сосуда вертикальной плоскостью представляет собой окружность 3. Сверху в стенке сосуда смонтированы два электрических контакта 4 и 5, которые подключены к двум встречно включенным обмоткам управления 7 и 8 мотора-корректора 9, представляющего собой двухфазный многополюсный реверсивный асинхронный двигатель, работающий в режиме короткого замыкания.

При горизонтальном расположении гироскопа пузырек инертного газа 10 равномерно перекрывает контакты 4 и 5, при этом электрическое сопротивление между контактами 6 и 4 и контактами 6 и 5 одинаково. Поэтому токи, текущие от контакта 6 к контактам 4 и 5 и далее через обмотки управления 7 и 8, также равны; суммарный момент двигателя равен нулю.

При отклонении жидкостного переключателя из плоскости горизонта пузырек 10 неравномерно перекрывает контакты 4 и 5. Это приводит к перераспределению токов через контакты 4, 5 и обмотки управления 7 и 8, к появлению момента двигателя 9, который обеспечивает прецессию гироскопа в горизонт.

Система азимутальной коррекции, электрическая схема которой представлена на рис. 2.6, состоит из мостового датчика сигналов I, азимутального мотора-корректора II и термокомпенсатора III. Датчик сигналов, расположенный в пульте управления, формирует с помощью широтного 2 и подстроечного 3 потенциометров переменное напряжение, которое поступает через термокомпенсатор III на азимутальный мотор-корректор II, находящийся на оси внутренней рамы гироскопа и представляющий собой двухфазный реверсивный асинхронный электродвигатель, работающий в режиме короткого замыкания. Широтный потенциометр имеет шкалу, оцифрованную от 0 до 90° (соответственно углу широты места). Реостаты 1 и 4 служат для регулировки величины азимутального сигнала.

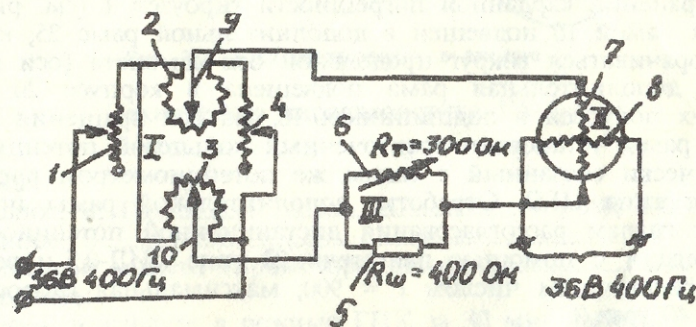


Рис. 2.6. Принципиальная электрическая схема системы азимутальной коррекции

Момент азимутальной коррекции пропорционален току в обмотке управления мотора корректора, который, в свою очередь, определяется величиной омического сопротивления обмоток 7 и 8. Так как при изменении температуры меняется и омическое сопротивление обмоток, то это влияет и на величину корректирующего момента. Для устранения этой погрешности в цепь управляющей обмотки включен термокомпен-

сатор III, который состоит из термистора 6, имеющего отрицательный температурный коэффициент сопротивления. Величина шунта 5 подбирается таким образом, чтобы при изменении температуры корректирующий момент электродвигателя оставался неизменным.

Дистанционная связь гироагрегата с потребителями курса осуществляется с помощью сельсина-датчика 3 и 6 двухканальной сельсинной передачи типа 913 А, установленного на оси наружной рамы. "Грубый" канал 3 дистанционной передачи имеет погрешность 45 угл. мин. Совместная работа "грубого" 3 и "точного" 6 каналов обеспечивает точность 15 угл. мин.

Узел согласования (рис. 2.7) предназначен для поворота статора сельсина-датчика ГП-1 в согласованное положение в различных режимах работы. Он состоит из двигателя отработки 2 типа ДИД-0,5, редуктора 1 и электромагнитной фрикционной муфты 3. При обычной работе прибора фрикцион 4 со средним зубчатым колесом 5 пружиной 6 прижимается к нижнему зубчатому колесу 7 и вращение от двигателя передается к корпусу статоров сельсинов по кинематической цепи с передаточным числом $i = 1/200\ 000$, что соответствует скорости согласования 2-5 град/мин.

Быстрое согласование осуществляется при нажатии кнопки на пульте управления. При этом срабатывает электромагнит 8, перемещающий шестерню 5 с фрикционом 4 вверх, прижимая его к шестерне 9, что изменяет кинематическую цепь передачи момента. В этом случае передаточное число $i = 5000$, что соответствует скорости согласования 10 град/с.

Для устранения карданной погрешности гироузел 1 (см. рис. 2.4) с наружной рамой 10 подвешен в дополнительной раме 25, которая может поворачиваться вокруг продольной оси самолета (оси крена). Для этого дополнительная рама подвешена в корпусе 20 с помощью двух полуосей в подшипниках 16. На оси вращения дополнительной рамы установлен трехточечный кольцевой потенциометр 35, электрически связанный с таким же потенциометром крена гировертикали типа ЦГВ. Отработка дополнительной рамы производится по сигналам рассогласования дистанционной потенциометрической передачи с помощью двигателя 23 типа ДИД-0,5 и редуктора 24 с передаточным числом $i = 900$; максимальная скорость согласования 40 град/с.

Для повышения точности в условиях низких температур в гироагрегате применен узел обогрева (см. рис. 2.4). Он состоит из терморегулятора и четырех подогревных элементов ЭН-46 33. Узел подогрева обеспечивает поддержание температуры внутри прибора (установленного в среде с температурой -60°C) на уровне $+40^{\circ}\text{C}$ через 50-60 мин после включения.

Корпус прибора 20 закрыт кожухом 36 и установлен на основании 21 с помощью четырех равночастотных демпфированных амортизаторов 18 типа АД, обеспечивающих защиту гироагрегата от виброперегрузок.

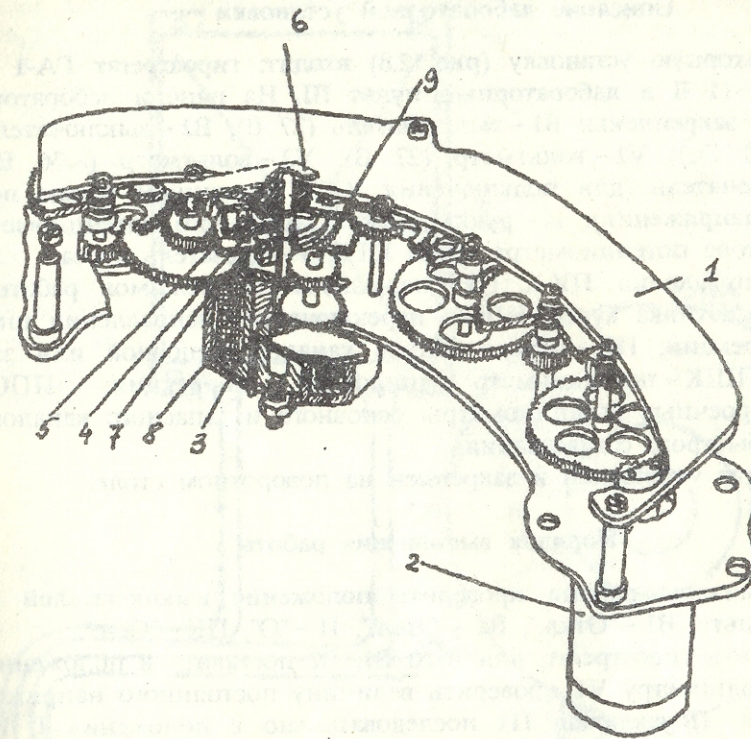


Рис. 2.7. Узел согласования в азимуте

Техническая характеристика ГА-1

Питание:	
трехфазное, В; Гц	$36 \pm 5\%$; $400 \pm 2\%$
постоянное, В.....	$27 \pm 10\%$
Кинетический момент гиromотора, сН см-с.....	18 000
Погрешность:	
"от уходов" в азимуте в режиме ГПК за 30 мин работы при нормальных условиях, град.....	1
в определении магнитного курса по указателю штурмана, град.....	$\pm 1,5$
дистанционной двухканальной сельсинной передачи, угл. мин.....	$\pm 1,5$
дополнительная за каждую минуту разворота, град.....	0,15
Время готовности, мин.....	5
Рабочий диапазон изменения температуры внешней среды, $^{\circ}\text{C}$	$+50 \dots -60$

Описание лабораторной установки

В лабораторную установку (рис. 2.8) входят: гироагрегат ГА-1 I, усилитель У-11 II и лабораторный пульт III. На панели лабораторного пульта закреплены: В1 – выключатель (27 В); В2 – выключатель (~36 В; 400 Гц); V1 – вольтметр (27 В); V2 – вольтметр (~36 В); П1 – переключатель (для подключения V2 к различным фазам переменного напряжения); И – ручка движка кольцевого потенциометра и имитатора потенциометра крена ЦГВ; У – указатель курса.

Пульт управления ПУ-1: ПР – переключатель режимов работы; ЗК – ручка задатчика курса; НШК – переключатель направления широтной коррекции; ПК – переключатель каналов (основной или запасной); ПШК – потенциометр широтной коррекции; ППО, ППЗ – подстроечные потенциометры основного и запасного каналов; К – кнопка быстрого согласования.

Гироагрегат установлен и закреплен на поворотном столе.

Порядок выполнения работы

Перед началом работы проверить положение выключателей и ручек на пульте: В1 – "Откл.", В2 – "Откл.", И – "0", ПК – "Осн."

1. Включить гироагрегат, для чего В1, В2 поставить в положение "Вкл.". По вольтметру V1 проверить величину постоянного напряжения питания. Переключая П1 последовательно в положения I, II, III, проверить переменные напряжения и токи в фазах по вольтметру V2 и амперметру А.

Убедиться в действии горизонтальной коррекции, наблюдая за движением гироскопа вокруг оси внутренней рамы через вертикальное смотровое окно.

Ручкой переключения режимов работы на пульте управления установить режим ГПК. Ввести широтную коррекцию, установив широтный потенциометр ПШК на широту Москвы ($\varphi = 56^\circ$), а переключатель направления широтной коррекции в положение "северн.", что соответствует нахождению гироагрегата в северном полушарии. Через 5 мин после включения гироагрегат готов к работе.

2. Проверить правильность показаний гироагрегата. Для этого разворотом платформы поворотного стола установить 0 по его шкале. Ручкой задатчика курса установить на 0 стрелку Г указателя курса. Далее последовательно установить платформу поворотного стола в положения 90, 180, 270 и 360°, каждый раз фиксируя показания указателя курса. Сравнить показания поворотного стола и указателя.

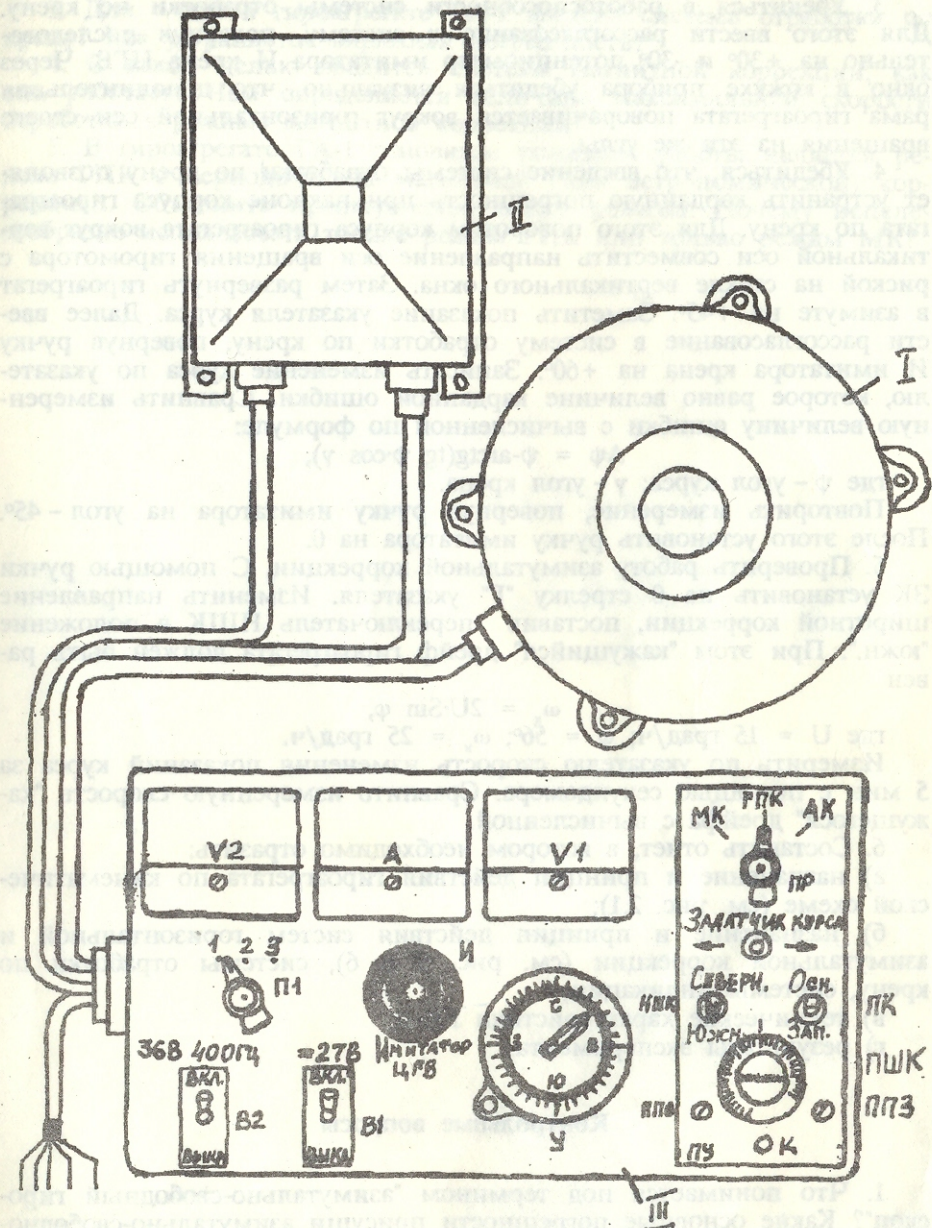


Рис. 2.8. Общий вид лабораторной установки

3. Убедиться в работоспособности системы отработки по крену. Для этого ввести рассогласование в систему, повернув последовательно на $+30^\circ$ и -30° потенциометр имитатора И крена ЦГВ. Через окно в кожухе прибора убедиться визуально, что дополнительная рама гиросагрегата поворачивается вокруг горизонтальной оси своего вращения на эти же углы.

4. Убедиться, что введение системы отработки по крену позволяет устранить карданную погрешность при наклоне корпуса гиросагрегата по крену. Для этого поворотом корпуса гиросагрегата вокруг вертикальной оси совместить направление оси вращения гиросагрегата с риской на стекле вертикального окна. Затем развернуть гиросагрегат в азимуте на $+45^\circ$. Заметить показание указателя курса. Далее ввести рассогласование в систему отработки по крену, повернув ручку И имитатора крена на $+60^\circ$. Записать изменение курса по указателю, которое равно величине карданной ошибки. Сравнить измеренную величину ошибки с вычисленной по формуле:

$$\Delta\psi = \psi \cdot \arctg(\tg \psi \cdot \cos \gamma),$$

где ψ – угол курса; γ – угол крена.

Повторить измерение, повернув ручку имитатора на угол -45° . После этого установить ручку имитатора на 0.

5. Проверить работу азимутальной коррекции. С помощью ручки ЗК установить на 0 стрелку "Г" указателя. Изменить направление широтной коррекции, поставив переключатель НШК в положение "южн.". При этом "кажущийся" дрейф гиросагрегата должен быть равен

$$\omega_k = 2U \cdot \sin \varphi,$$

где $U = 15$ град/ч; $\varphi = 56^\circ$; $\omega_k = 25$ град/ч.

Измерить по указателю скорость изменения показаний курса за 5 мин с помощью секундомера. Сравнить измеренную скорость "кажущегося" дрейфа с вычисленной.

6. Составить отчет, в котором необходимо отразить:

- а) назначение и принцип действия гиросагрегата по кинематической схеме (см. рис. 2.1);
- б) назначение и принцип действия систем горизонтальной и азимутальной коррекции (см. рис. 5 и 6), системы отработки по крену, системы индикации;
- в) технические характеристики ГА-1;
- г) результаты эксперимента.

Контрольные вопросы

1. Что понимается под термином "азимутально-свободный гироскоп"? Какие основные погрешности присущи азимутально-свободному гироскопу при использовании его в качестве измерителя курса?
2. Какая система в гиросагрегате предназначена для устранения погрешностей, присущих азимутально-свободному гироскопу?

3. Для чего в гиросагрегате ГА-1 введена система отработки по крену? Как устраняется выражающая погрешность?

4. С какой целью вводится система магнитной коррекции, как она работает? Чем определяется величина максимальной скорости отработки в режиме магнитной коррекции?

5. В гиросагрегате ГА-1 основным режимом работы является режим ГПК с периодической магнитной (или астрономической) коррекцией. Объясните преимущества такого режима. Почему нецелесообразно использовать только режим ГПК или только режим МК?

крен 50

СОДЕРЖАНИЕ

Работа № 1. Система курсовертикали СКВ-2Н.....	3
Назначение.....	3
Комплектность.....	3
Принципиальная схема.....	4
Конструкции курсовертикали КВ-2Н.....	9
Техническая характеристика СКВ-2Н.....	10
Методические ошибки КВ-2Н.....	10
Описание лабораторной установки.....	13
Порядок выполнения работы.....	14
Содержание отчета.....	16
Контрольные вопросы.....	16
Работа № 2. Гироагрегат ГА-1.....	17
Назначение и принцип действия.....	17
Режим работы.....	22
Конструкция гироагрегата ГА-1.....	24
Техническая характеристика ГА-1.....	29
Описание лабораторной установки.....	30
Порядок выполнения работы.....	30
Контрольные вопросы.....	32
Литература.....	34

ЛИТЕРАТУРА

1. Система курсовертикали СКВ-2Н: Техн. описание. - М., 1968.
2. Гирокоспические системы. Ч.2 /Под ред. Д.С.Пельпора. - М.: Высш. шк., 1988.