

Работа № 1. СИСТЕМА КУРСОВЕРТИКАЛИ СКВ-2Н

Цель — ознакомление с принципом действия и устройством курсовертикали 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) курсовертикаль 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.

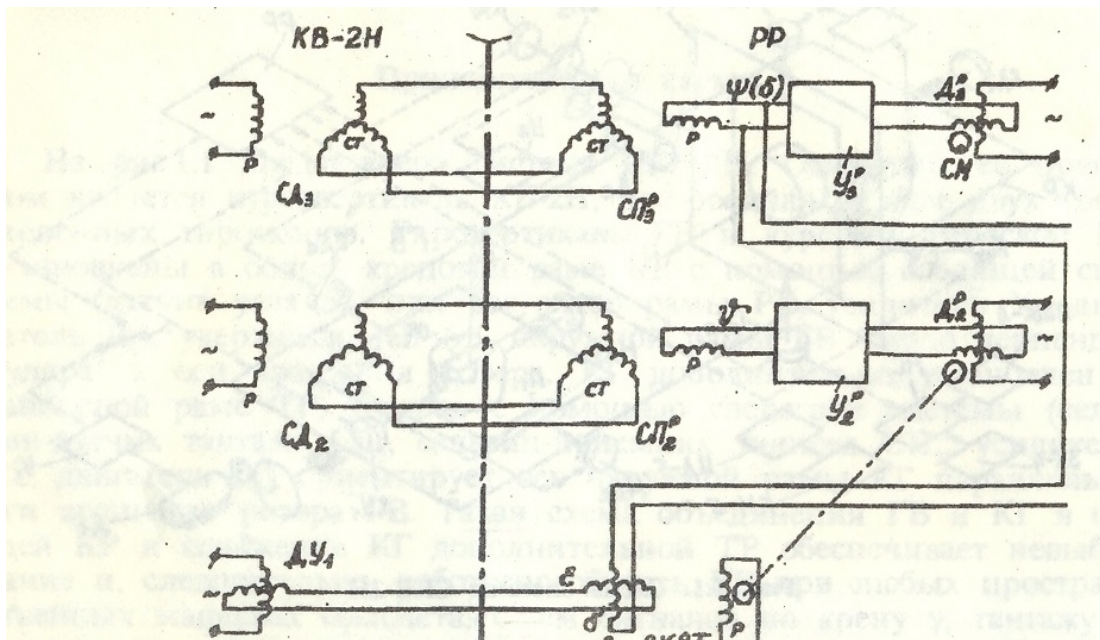
В лабораторной установке приборы ЗК-4, КМ-5, ПШК-4, АГД-1, УГА-1У расположены в поверочном пульте, который служит также для включения системы и контроля питания.

Принципиальная схема

На рис. 1.1 представлена система СКВ-2Н. Основным ее прибором является курсовертикаль КВ-2Н, построенная на базе двух трехстепенных гироскопов. Гировертикаль ГВ и курсовой гироскоп КГ установлены в общей креновой раме КР с помощью следящей системы (датчик угла ДУ или регулятор рамы РР, усилитель У, двигатель Д), удерживающей ось наружной рамы ГВ “около перпендикуляра” к оси вращения ротора. КГ дополнительно установлен в тангажной раме ТР, которая с помощью следящей системы (сельсин-датчик тангажа СД, сельсин-приемник тангажа СП, усилитель У, двигатель Д) 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 невыбивание и, следовательно, работоспособность КВ при любых пространственных маневрах самолета. Съём сигналов по крену γ , тангажу ϑ и курсу ψ производится с помощью сельсинов-датчиков СД. В схему КВ-2Н также входят: система коррекции ГВ (два однокомпонентных жидкостных переключателя Π_1 и Π_2 , моментные датчики МД₁ и МД₂, отключатель продольной коррекции ОК), применяемая для удержания оси вращения ротора ГВ в вертикальном положении; система межрамочной коррекции КГ (датчик угла ДУ, усилитель У, моментный датчик МД), 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



Необходимо отметить, что при включенном РР измеряются только углы крена и тангажа самолета. Таким образом, при включенном РР с ротора СКВТ на вход усилителя $У_1$ следящей системы КР подается управляющий сигнал напряжением

$$u = k_1 \varepsilon \cos \vartheta + k_2 \delta \sin \vartheta,$$

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 $К_{70}$ (см. рис. 1.1). Для правильного отсчета сигналов крена, тангажа и курса при переходе самолета через вертикальное положение ($\vartheta = 90^\circ$) вводится коммутация (изменение фаз) сигналов на $СД_1, СД_2, СД_3$ от коммутатора $К_{90}$. $К_{70}$ и $К_{90}$ расположены на оси ТР (рис. 1.1).

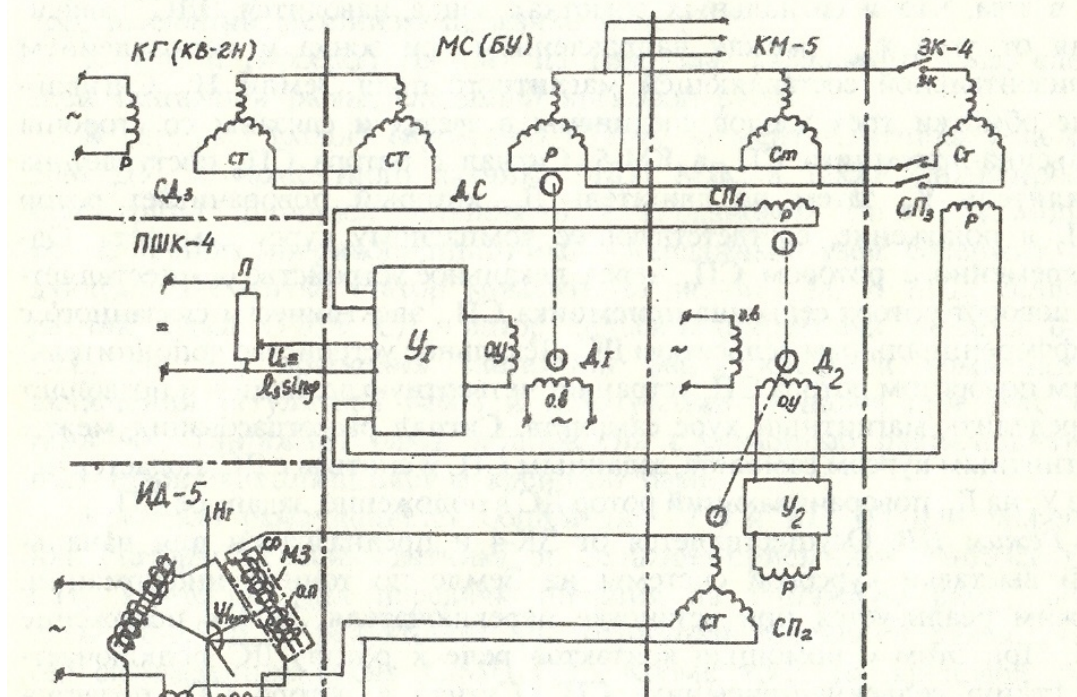
В БУ установлены усилители, применяемые в следящих системах обработки КР и ТР и в системе межрамочной коррекции КГ, а также усилители, входящие в курсовую систему СКВ-2Н. Кроме того, в БУ имеется так называемый механизм согласования МС, на выходе которого формируется сигнал по курсу. С помощью дифференциального 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 КВ-2Н; 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: гирополукомпаса ГПК, магнитной коррекции МК, начальной выставки НВ.

Режим ГПК. Является основным в работе курсовой системы. Статор $СД_3$ 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



сельсина-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 У, а далее подается на двигатель Д, который через редуктор вращает ротор ДС с угловой скоростью, равной вертикальной составляющей вращения Земли $\Omega_3 \sin \varphi$ 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 φ_m между направлением оси зонда и направлением горизонтальной составляющей магнитного поля Земли H_T . Сигнальные обмотки трех зондов соединены в звезду и связаны со стороной сельсина-приемника СП₁ в КМ-5. Сигнал с ротора СП₁ поступает на усилитель У, затем на двигатель Д, который поворачивает ротор СП₁ в положение, соответствующее компасному курсу самолета. Одновременно с ротором СП₁ через лекальное устройство осуществляется поворот ротора сельсина-приемника СП₂, электрически связанного с дифференциальным сельсином ДС. Лекальное устройство дополнительным поворотом ротора СП₂ устраняет четвертную девиацию и позволяет определить магнитный курс самолета. Сигнал рассогласования между магнитным курсом самолета, заданным СП₂, и снятым с ДС, подается через У на Д, поворачивающий ротор ДС в положение, заданное СП₂.

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 СП. Сигнал с ротора СП подается на У, а затем на Д, который отрабатывает ротор ДС в положение, согласованное с СП. После выполнения режима начальной выставки автоматически включается режим ГПК.

Конструкция курсовертикали КВ-2Н

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

Гиروزел выполнен на базе гиromотора ГУА-6 ($H = 0,6 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}$). ГУА-6 представляет собой сдвоенный трехфазный асинхронный гиродвигатель герметичного исполнения. На гиromоторе установлены: элементы датчика угла 45Д-50М ДУ, моментного датчика МДИ МД; однокомпонентный переключатель ДЖМ-9Б П₁ поперечной коррекции (см. рис. 1.1); балансировочные грузы. Гиروزел установлен в карданный узел с помощью трехколесных вращающихся шарикоподшипников. На карданном узле укреплены элементы датчика угла ДУ, моментных датчиков МД, переключатель П₂, отключатель ВКЖ ОК продольной коррекции, а также ротор сельсина-датчика С-65Б СД. Карданный узел с помощью трехколесных шарикоподшипников закреплен в креновой раме. Промежуточные кольца шарикоподшипников вращаются с реверсом от двигателя ДИД-01 через редуктор. Питание на элементы ГВ подается через коллектор, имеющий механизм прокачки колец.

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

В гиروزел входят гиromотор ГУА-6, элементы датчика угла 45Д-50М ДУ и моментного датчика МДИ МД, а также балансировочные грузы. Гиروزел установлен в кардановом узле с помощью трехколесных шарикоподшипников. Карданный узел содержит следующие элементы: статор моментного датчика МДИ МД, сельсин-датчик курса О-65Б СД, ротор сельсина-приемника тангажа О-65Б СП. 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 СД, СП, коллектор для передачи питания на тангажную раму, двигатель ДГ-0,5 с редуктором для отработки тангажной рамы, ротор сельсина-датчика крена С-65Б СД. 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-упорных шарикоподшипников. На корпусе установлены статор сельсина-датчика крена С-65Б СД и двигатель ДГ-2 с редуктором для отработки креновой рамы. Корпус имеет крышку с двумя смотровыми отверстиями; он установлен с помощью четырех амортизаторов на основании, посредством которого крепится на самолете. Электрическая связь КВ-2Н с другими элементами системы осуществляется двумя жгутами.

Техническая характеристика СКВ-2Н

Выдача сигналов:	
по крену и тангажу	без ограничений
по курсу в пределах угла тангажа, град	± 70
Невыбываемость при угловых скоростях самолета, град/с:	
вокруг продольной оси	270
вокруг поперечной оси	90
вокруг нормальной оси	50
Собственная скорость прецессии, град/ч:	
гировертикали	≥ 14
курсового гироскопа	$\geq 1,5$
Погрешность гировертикали в определении углов крена и тангажа, град:	
при прямолинейном полете	$\geq 0,5$
при послевиражном полете	≥ 2
после фигур высшего пилотажа	≥ 4
Скорость согласования в режимах начальной выставки курса и магнитной коррекции, град/с	4
Время подготовки к работе, мин	≥ 2
Масса, кг	≥ 5
Питание от источников:	
с напряжением, В	27
В/Гц	36/400
Внешние условия работы:	
высотность, тыс. м	30
температура, °С	+60 ... - 60
влажность, %	> 98

Методические ошибки КВ-2Н

Ошибки КВ-2Н в основном связаны с положением гироскопической системы и ее кинематическими (карданными) погрешностями при произвольном пространственном положении самолета. Примем следующие допущения:

- 1) на мощность следящих систем КР и ТР не накладываются никакие ограничения;
- 2) КР и ТР в любой момент времени находятся в положении статического равновесия.

Положение КВ-2Н будем рассматривать в опорной системе координат $O\xi_0\eta_0\zeta_0$ (рис. 1.4). При отклонении оси вращения ротора ГВ от истинной вертикали $O\zeta_0$, а оси вращения ротора КГ от горизонтального положения происходит поворот карданных подвесов ГВ, КГ и, следовательно, измерительных осей сельсинов-датчиков углов крена, тангажа и курса КВ-2Н относительно системы координат $O\xi_0\eta_0\zeta_0$. Это является причиной возникновения карданных ошибок КВ-2Н:

$$\begin{aligned}
 &\text{по крену} \quad \Delta\gamma = \gamma_c - \gamma, \\
 &\text{по тангажу} \quad \Delta\vartheta = \vartheta_c - \vartheta, \\
 &\text{по курсу} \quad \Delta\psi = \psi_c - \psi,
 \end{aligned} \tag{1.1}$$

где $\gamma_c, \vartheta_c, \psi_c$ — истинные углы крена, тангажа и курса самолета; γ, ϑ, ψ — измеренные с помощью КВ-2Н углы крена, тангажа и курса.

Для анализа ошибок КВ-2Н выбираем системы координат: $O\xi_0\eta_0\zeta_0$ — опорная система координат; ось $O\eta_0$ направлена вдоль проекции продольной оси самолета на горизонтальную плоскость; ось $O\zeta_0$ совпадает с истинной вертикалью места; ось $O\xi_0$ перпендикулярна плоскости $\eta_0 O\zeta_0$; $O\xi_1\eta_1\zeta_1$ — подвижная система координат, связанная с равновесным положением элементов ГВ; $Ox_c y_c z_c$ — система координат, связанная с осями самолета; $Ox_k y_k z_k, O x_T y_T z_T, O x_H y_H z_H, O x_B y_B z_B$ — системы координат, связанные соответственно с КР, ТР, наружной НР и внутренней ВР рамами. Элементы ГВ и КГ будут дополнительно обозначены индексами Г и К.

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 $\alpha_0 \neq 0, \beta_0 \neq 0$ 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_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_n^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:

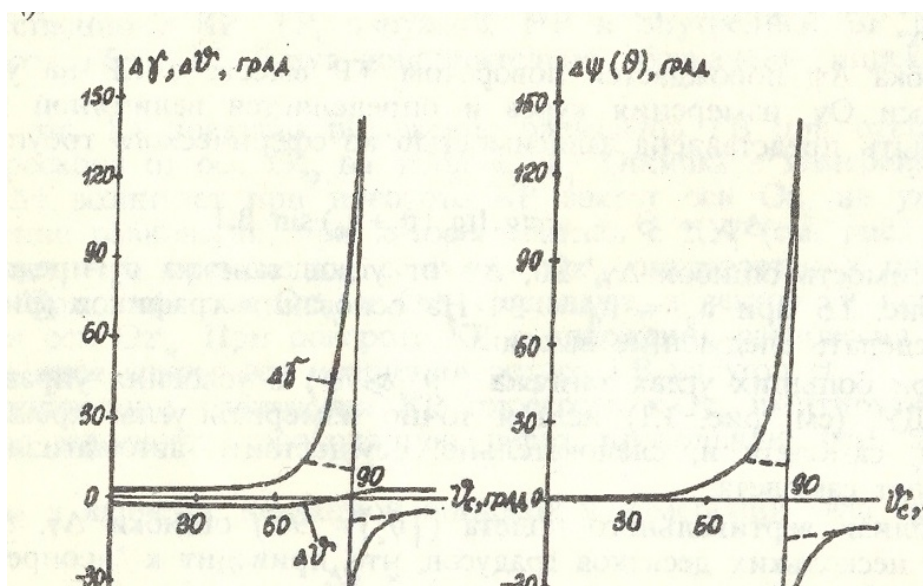
$$\Delta\psi = \Theta = \text{arctg} [\text{tg}(\vartheta_c + \alpha_0) \sin \beta_0]. \quad (1.7)$$

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 ДУ (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”. Курсоверткаль 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 механизм КМ-5, пульт широтной коррекции

ПШК-4, указатели АГД-1, УГА-1У находятся в поверочном 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 поверочный пульт от централизованных источников питания (27 В, \sim 36 В, 400 Гц).

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-1У — 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, \sim 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-1У. По окончании режима начальной выставки в указателе УГА-1У 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° , визуальное 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 $+110^\circ$, визуальное наблюдать за изменением показаний на АГД-1, УГА-1У. Установить корпус курсовертикали КВ-2Н в нулевое положение по тангажу.

Отклоняя корпус курсовертикали КВ-2Н вокруг курсовой оси установки КМ-6 на углы $+300^\circ$ и -300° , визуальное наблюдать за изменением показаний на УГА-1У. 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-1У при движении самолета на больших углах тангажа?