

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»
Кафедра приборов и систем ориентации и навигации

Методические указания к лабораторным работам по дисциплине
«Навигационные приборы и системы»

Лабораторная работа

ИНЕРЦИАЛЬНАЯ КУРСОВЕРТИКАЛЬ

Составитель Мелешко В.В.

Киев 2010

ИНЕРЦИАЛЬНАЯ КУРСОВЕРТИКАЛЬ

Оглавление

1. Назначение и состав системы	2
2. Технические характеристики системы	3
3. Устройство и работа системы	4
3.1. Принцип действия	4
3.2. Режимы работы системы	8
4. Устройства и назначение составных частей.....	12
4.1 Гиростабилизированная платформа.....	12
4.2. Интегратор	20
5. Порядок выполнения работы	21
6. Контрольные вопросы	23
7. Содержание отчета.....	23
8. Литература	23

Цель работы – изучить принцип действия и устройство инерциальной курсовертикали ИКВ–72, проверить функционирование и провести экспериментальное исследование ее технических характеристик, сравнить ее характеристики с параметрами математической модели.

Основные теоретические сведения

1. Назначение и состав системы

Инерциальная курсовертикаль ИКВ предназначена для использования в пилотажно-навигационных комплексах самолетов в качестве датчика крена, тангажа и курса самолета.

Курсовертикаль определяет и выдает потребителям:

гироскопический курс (гирополукомпасный),

угол крена,

угол тангажа,

составляющие абсолютной линейной скорости самолета по двум горизонтальным осям;

абсолютное вертикальное ускорение,

азимутальную угловую скорость.

В состав ИКВ входят:

гиростабилизированная платформа,

блок питания БП –34 –1;

стабилизатор напряжения СН-15;

2. Технические характеристики системы

- Погрешность измерения гироскопического курса в диапазоне от $0 \dots 360^\circ$ до $0,3^\circ/\text{ч}$.
- Погрешность выдерживания вертикали за 1 час работы –до 20 угл.мин.
- Погрешность определения абсолютного вертикального ускорения –до 1%.
- Погрешность измерения составляющих абсолютной скорости по горизонтальным осям гироплатформы –до 10 м/с за 1 час работы.

Курсовертикаль работоспособна при следующих условиях эксплуатации:
при температуре воздуха $-60 \dots +60$ градусов Цельсия, после прибытия в среде с циклически изменяющейся температурой от -60 до $+70$ градусов Цельсия в нерабочем (выключенном) состоянии;
при давлении окружающего воздуха 8,6 мм.рт.ст.;
в условиях образования инея и росы, при относительной влажности окружающего воздуха 95...98% и температуре $+40$ градусов Цельсия;
при действии вибрационных нагрузок в диапазоне частот $5 \dots 500$ Гц с ускорением $0,5g$;
при работе в среде с повышенной концентрацией пыли;
при действии ударных нагрузок с ускорением $6g$ с длительностью ударного импульса 15 мс частотой $40 \dots 80$ ударов в мин.

Время готовности курсовертикали от момента подачи питания не более 10 мин во всех условиях; выдача абсолютных скоростей обеспечивается через 10 мин задержкой режима настройки по сигналу навигационного комплекса после включения сигнала “Готовность”; время ускоренной готовности курсовертикали –не более 3 мин без выдачи абсолютных скоростей и *со следующими характеристиками:*

погрешность гироскопического курса –до 1град/ч,
погрешность выдерживания вертикалями за время работы 1 час –до 1 град.
В режиме настройки курсовертикаль выдает азимутальную угловую скорость в сумме с дрейфом азимутального гироскопа.

Время непрерывной работы курсовертикали 8 ч при условии принудительного охлаждения *с параметрами охлаждающего воздуха:*

расход воздуха не более 50 кг/ч,
температура воздуха не более $+30 - +5$ град Цельсия.

Курсовертикаль работоспособна при напряжениях:
основное –однофазное переменное напряжение $115+5(-7)$ В частотой $400+(-20)$ Гц;

резервное – постоянное напряжение $27 \pm 2,4(-3)$ В;
 трехфазное переменное напряжение $36 \pm 2,4(-3,6)$ В частотой 400 ± 20 Гц – для питания СКТ.

Гарантийный ресурс не менее 3000 летных часов.

Срок службы 7,5 лет (из них менее 5 лет эксплуатации при условии проведения регламентных работ).

Масса курсовертикали не превышает 25 кг.

3. Устройство и работа системы

3.1. Принцип действия

Принцип действия курсовертикали заключается в измерении углов маневра самолета относительно гиросtabilизированной платформы, удерживаемой в плоскости горизонта по сигналам интегральной коррекции от акселерометра, а в азимуте – по направлению, задаваемому свободным (или корректируемым) гироскопом. Схема функциональная курсовертикали показана на рис.1.

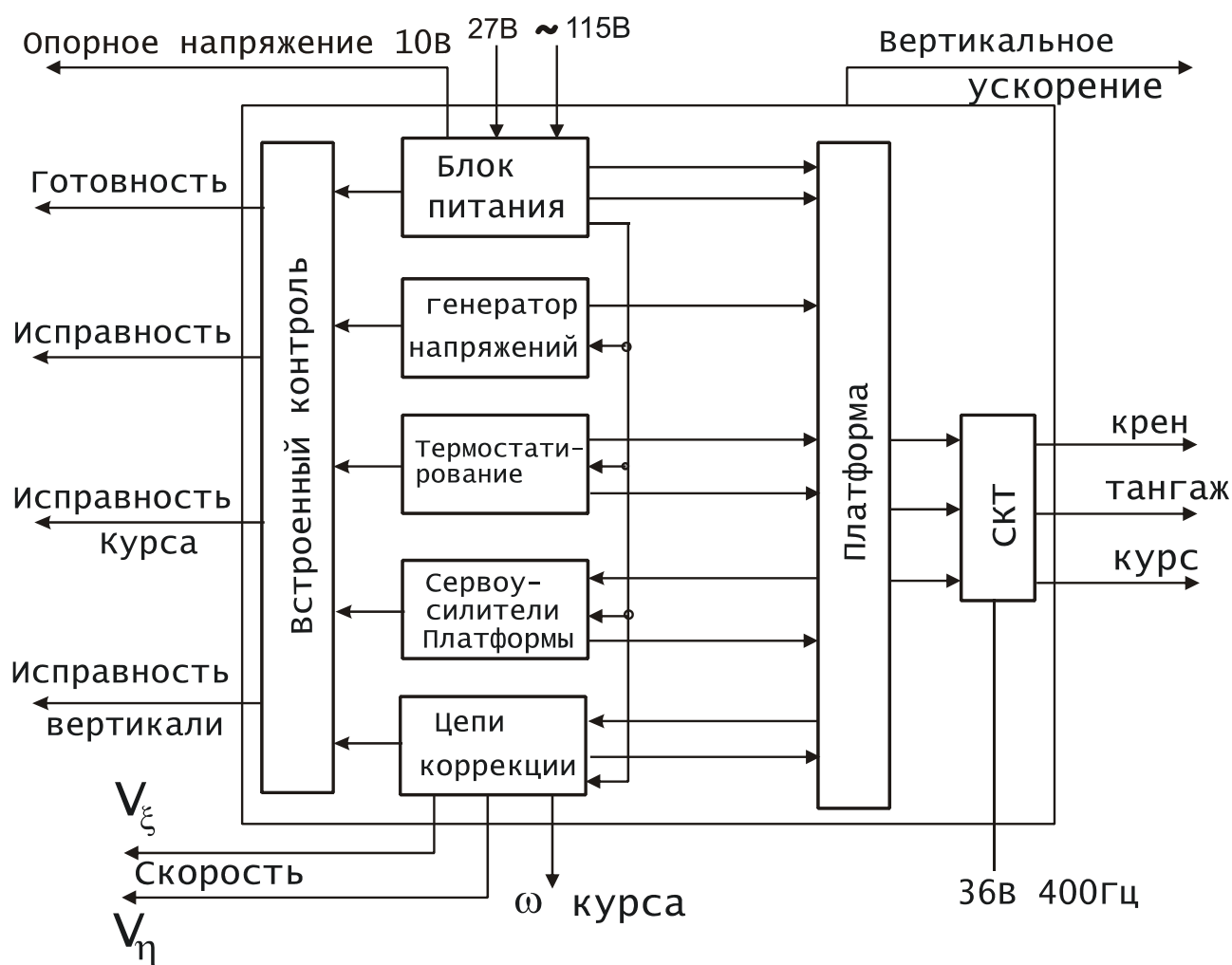


Рис.1 Схема функциональная курсовертикали

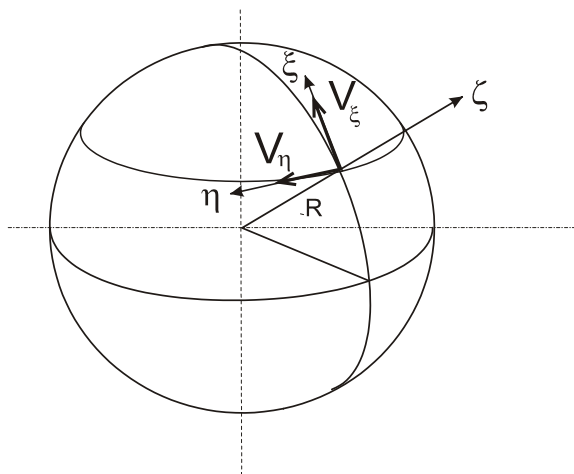


Рис. 2. Координатный трехгранник $O\xi\eta\zeta$ на земной сфере

Платформа предоставляет собой трехосный гиросtabilизатор с дополнительной следящей рамой, выполненный на двух трехстепенных гироскопах. Дополнительная следящая рама (внешняя рама крена) обеспечивает невыбиваемость при выполнении самолетом сложных пространственных маневров.

Оси чувствительности гироскопов образуют правый координатный трехгранник $O\xi\eta\zeta$ (рис.2.), ось $O\zeta$ которого ориентируется при настройке курсовертикали по направлению ускорения силы тяжести, ось $O\xi$ - по траектории движения, а точка O на-

чала трехгранника считается совпадающей с центром тяжести самолета.

На гиросtabilизированной платформе установлены три акселерометра 1А, 2А, 3А (рис.3), оси чувствительности которых направлены соответственно параллельно осям $O\xi, O\eta, O\zeta$ и измеряют составляющие ускорения (абсолютного) a_ξ, a_η, a_ζ .

Гироскоп 1Г с вертикальным расположением вектора кинетического момента обеспечивает стабилизацию платформы по осям крена и тангажа. Для нормальной работы стабилизации при любых углах поворота платформы в азимуте служит координатный преобразователь (ПК), установленный на вертикальной оси карданового подвеса и распределяющий величины сигналов с датчиков углов вертикального гироскопа.

Гироскоп 2Г с горизонтально расположенным вектором кинетического момента обеспечивает стабилизацию платформы в азимуте. Составляющая ускорения a_ζ выдается потребителям для счисления вертикальной составляющей скорости самолета. Проекция абсолютной линейной скорости v_ξ, v_η могут быть определены интегрированием и выражены следующим образом:

$v_\xi = v_{\xi 0} + \int_0^t a_\xi dt, \quad v_\eta = v_{\eta 0} + \int_0^t a_\eta dt.$ Им соответствуют выражения проекций угловых скоростей

$$\omega_\xi = \omega_{\xi 0} - \frac{1}{R} \int_0^t a_\eta dt, \quad \omega_\eta = \omega_{\eta 0} + \frac{1}{R} \int_0^t a_\xi dt.$$

В курсовертикали измеряются и интегрируются составляющие абсолютного ускорения движения самолета по горизонтальным осям платформы. Моменты, пропорциональные интегралам от измеренных ускорений, накладываются на соответствующие гироскопы, что обеспечивает интегральную коррекцию платформы.

Принцип работы индикаторной гироскопической стабилизации состоит в слежении платформы за направлением вектора кинетического момента гироскопа.

скопа с помощью следящей системы. Структурная схема работа контура гироскопической стабилизации по одной из осей (каналу курса) показана на рис.4. При возникновении возмущающего момента платформа поворачивается по курсу; в то время как направление кинетического момента гироскопа остается

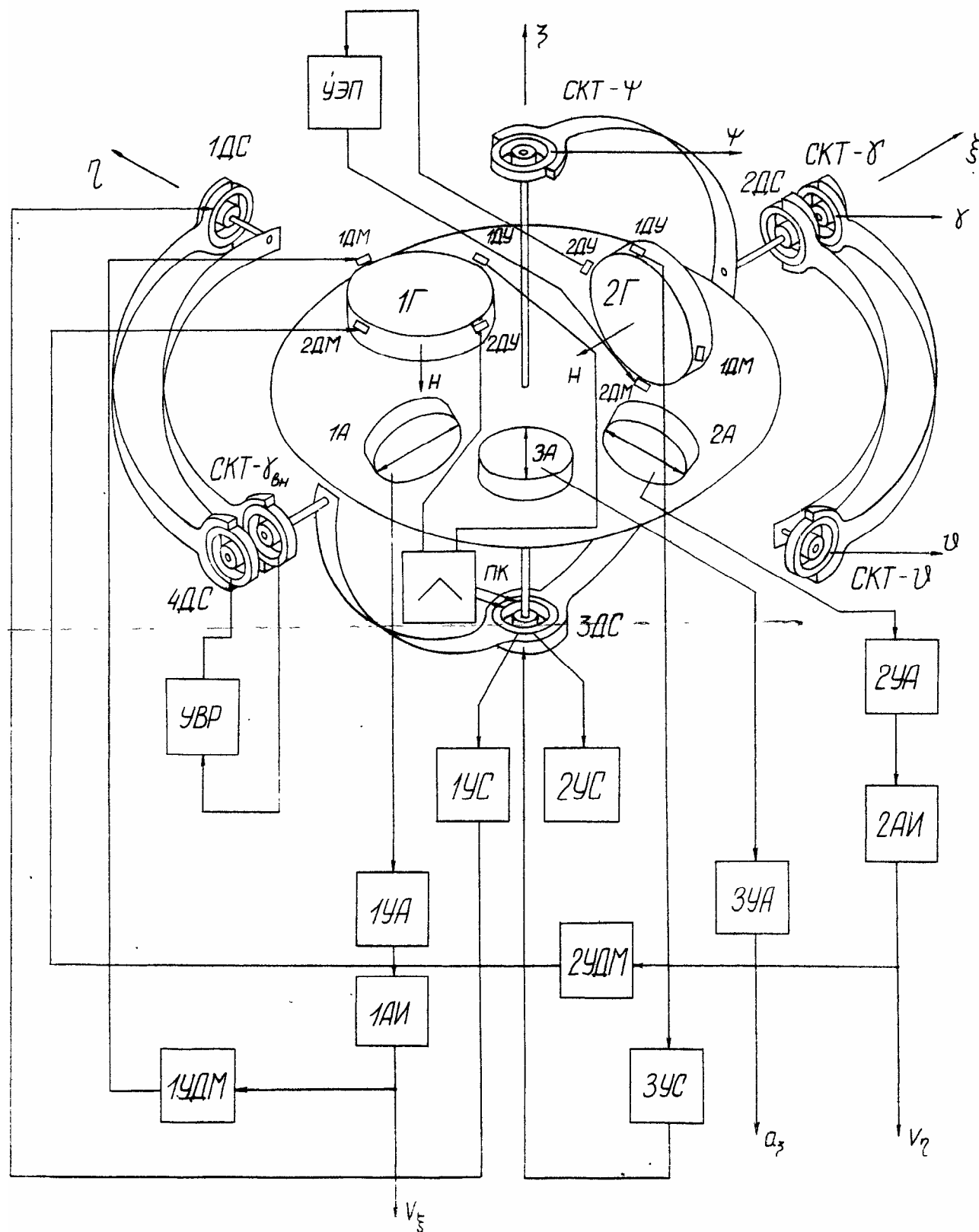


Рис. 3 Схема структурная курсовертикали ИКВ-72

$1Г$ – гироскоп ГВК-3 с вертикальным расположением вектора кинетического момента,
 $2Г$ – гироскоп ГВК-3 с горизонтальным расположением вектора кинетического момента,
 $1А, 2А, 3А$ – датчики акселерометров, оси чувствительности которых направлены соответственно по осям $0_{\xi}, 0_{\eta}, 0_{\zeta}$,
 $ДУ$ – датчик угла,
 $ДМ$ – датчик момента,
 $1ДС, 2ДС, 3ДС$ – двигатели стабилизации, установленные на оси рамы тангажа, оси рамы крена, вертикальной оси платформы,
 $4ДС$ – двигатель следящей системы внешней рамы крена,
 $СКТ-\gamma, СКТ-\nu, СКТ-\gamma_{вн}, СКТ-\psi$ – синусно-косинусные трансформаторы, установленные на осях внешней рамы крена, рамы тангажа, внутренней рамы крена, вертикальной оси платформы,
 $ПК$ – преобразователь координат,
 $1УДМ, 2УДМ, 3УДМ$ – усилители датчиков моментов гироскопов,
 $УЭП$ – усилитель электрической пружины,
 $1УА, 2УА, 3УА$ – усилители акселерометров,
 $1УС, 2УС, 3УС$ – усилители стабилизации, управляющие двигатели,
 $УВР$ – усилитель внешней рамы крена,
 $1АИ, 2АИ$ – интеграторы,
 V_{ξ}, V_{η} – составляющие абсолютной линейной скорости по осям $0_{\xi}, 0_{\eta}$,
 a_{ζ} – составляющая абсолютного ускорения по оси 0_{ζ} .

неизменным. С датчика угла $1ДУ$ гироскопа $2Г$ поступает сигнал, который после усиления подается на датчик момента $ДМ-5$ ($3ДС$).

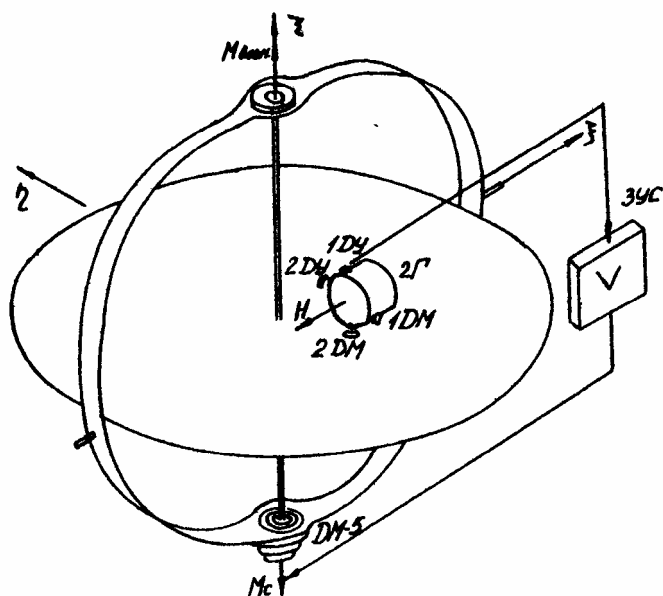


Рис. 4. Схема структурная контура гироскопической стабилизации по оси 0_{ζ}

Датчик момента развивает момент стабилизации, направленный в сторону, противоположную внешнему возмущающему моменту. Внешний возмущающий момент уравнивается моментом, развиваемым датчиком момента $ДМ-5$.

Вторая ось чувствительности курсового гироскопа $2Г$ (избыточная на платформе) используется для осуществления межрамочной коррекции гироскопа, которая обеспечивается электрической связью датчика угла $2ДУ$ через усилитель электрической пружины У-178 с датчиком момента $2ДМ$. Работа

контуров стабилизации по каналам тангажа и крена принципиально не отличается от работы контура по каналу курса. Для стабилизации по этим каналам используется гироскоп $1Г$ с вертикальным расположенным вектором кинетического момента. Сигналы снимаются с датчиков углов $1ДУ$ и $2ДУ$ и подаются на соответствующие двигатели $ДМ$.

Следящая рама обеспечивает ортогональность всех трех осей вращения платформы. Поддерживание перпендикулярности осей осуществляется следящей системой внешней рамы крена. Входным сигналом следящей системы внешней рамы крена является сигнал с синусной обмотки СКТ-датчика внутреннего крена типа СКТ-265 Д8, причем этот сигнал при взаимоперпендикулярном положении внутренней рамы крена и рамы тангажа минимален. Функциональная схема канала следящей рамы показана на рис.5.

Сигнал с синусной обмотки СКТ датчика внутренней рамы крена поступает на вход усилителя внешней рамы УВР, усиливается, преобразуется и выдается на обмотку исполнительного двигателя 4ДС типа ДМ-3, который отслеживает внешнюю рамку до положения, при котором рамы тангажа и внутреннего крена перпендикулярны. При маневре самолета, совершаемом в вертикальной плоскости (отклонение от вертикальности не более 5), когда тангаж превышает 90° , происходит переворот следящей рамы на 180° , при этом в соответствии с действительным движением самолета на 180° изменяется показание курса и крена, сохраняется правильная полярность отсчета угла тангажа.

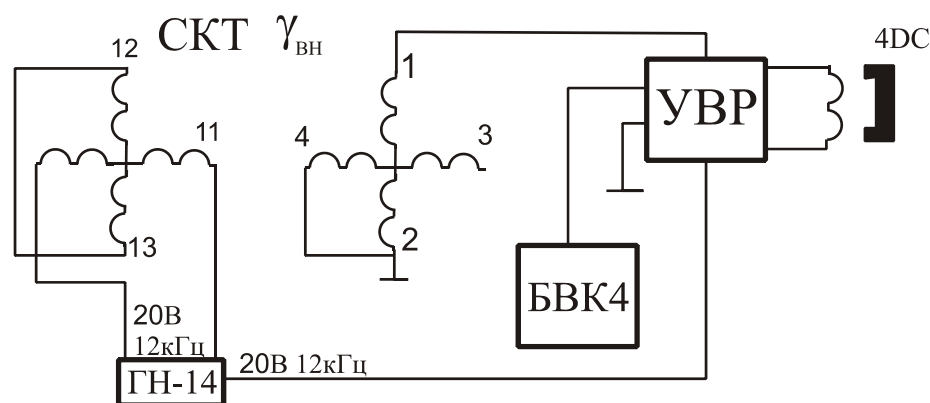


Рис.5. Схема функциональная канала следящей рамы

3.2. Режимы работы системы

3.2.1. Автоматическая подготовка

Автоматическая подготовка курсоверткали к работе проходит в следующие этапы: первый – ускоренный выход (УВ) платформы в горизонт и в азимуте; второй – точная выставка платформы (ТВ).

Режим ускоренного выхода предусмотрен для быстрого согласования платформы относительно корпуса курсоверткали. Ускоренный выход платформы в горизонт и в азимуте начинается после включения питания и получения из блока встроенного контроля БВК-4 потенциала, разрешающего включение форсажа гиromоторов (гиromоторы запитываются напряжением 20 В 375 Гц) и подключение элементов для ускоренного выхода платформы в горизонт и в азимуте по сигналам с СКТ каналов крена и курса и по сигналу с акселерометра канала тангажа. Одновременно встроенный контроль выдает сигнал «Исправность» в навигационный комплекс. Схемы функциональные работы каналов в этом режиме изображены на рис.6 и 7. В режиме ускоренного выхода питание СКТ 20

В 12 кГц (в рабочем режиме 36 В 400 Гц) поступает на роторную обмотку через контакты реле P1 и P2, установленные в герметическом отсеке. При ускоренном выходе по каналам крена (курсу) по сигналу из БВК-4 ключ в усилителе

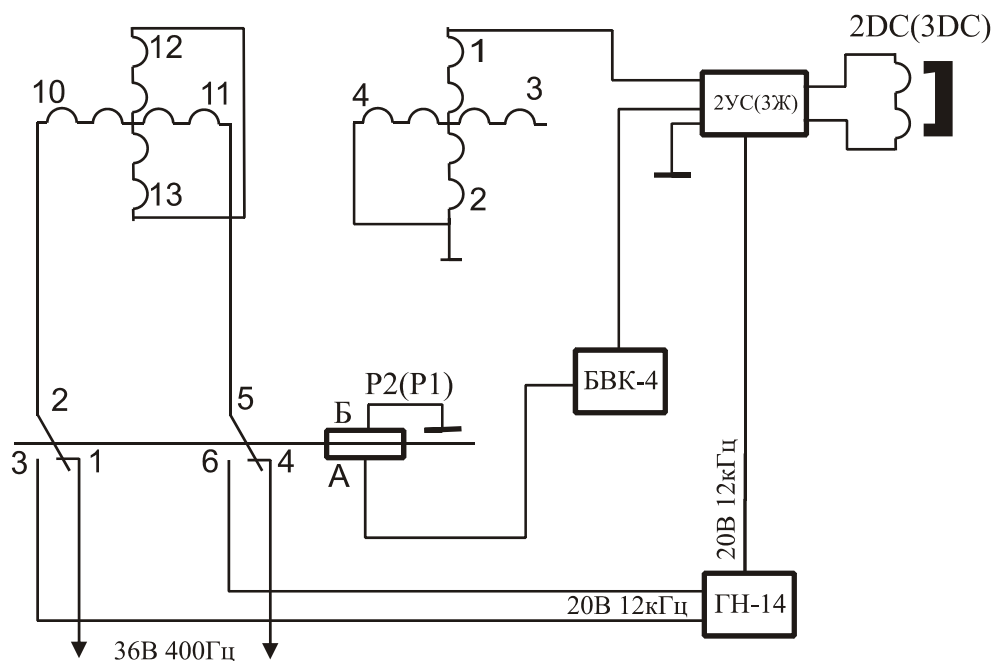


Рис.6. Схема функциональная ускоренного выхода канала крена (курса)

УС (ЗУС) закорачивает через балластное сопротивление выход предварительного усилителя 2УС (ЗУС), сигнал с синусной обмотки СКТ- $\gamma_{\text{вн}}$. (СКТ- ψ) подается на усилитель стабилизации, нагрузкой которого является двигатель стабилизации 2ДС (ЗДС). Двигатель стабилизации отрабатывает платформу и одновременно поворачивает ротор СКТ- $\gamma_{\text{вн}}$. (СКТ- ψ) в такое положение относительно его статора, при котором с синусной обмотки статора выдается минимальное напряжение.

При ускоренном выходе канала тангажа сигнал с акселерометра 1А проходит на выход усилителя стабилизации 1УС и суммируется в усилителе стабилизации с сигналом производной угла тангажа, формируемой по сигналу с синусной обмотки СКТ- ν . Усилитель стабилизации – двигатель стабилизации 1ДС отрабатывают раму тангажа в положение, при котором сигнал с акселерометра станет минимальным. Сигналы производной суммируются с сигналами акселерометра с целью получения хорошего переходного процесса при обработке реле курсовертикали.

Ускоренный выход платформы в горизонте и в азимуте продолжается в течение 1 мин, и по сигналу из блока встроенного контроля (БВК-4) начинается радиальная коррекция платформы.

Одновременно с началом радиальной коррекции включается в работу гироскопическая стабилизация. По каналам тангажа и крена сигналы с датчиков углов гироскопа 1Г, усиленные первичными усилителями, установленными на платформе, поступают на выходы усилителей стабилизации 1УС и 2УС. По каналу

курса сигнал с датчика угла 1ДУ гироскопа 2Г поступает на вход 3УС и двигатель стабилизации 3ДС. Одновременно включается управление двигателем 4ДС, вращающим внешнюю рамку по сигналу СКТ на внутренней рамке крена СКТ- $\gamma_{вн.}$.

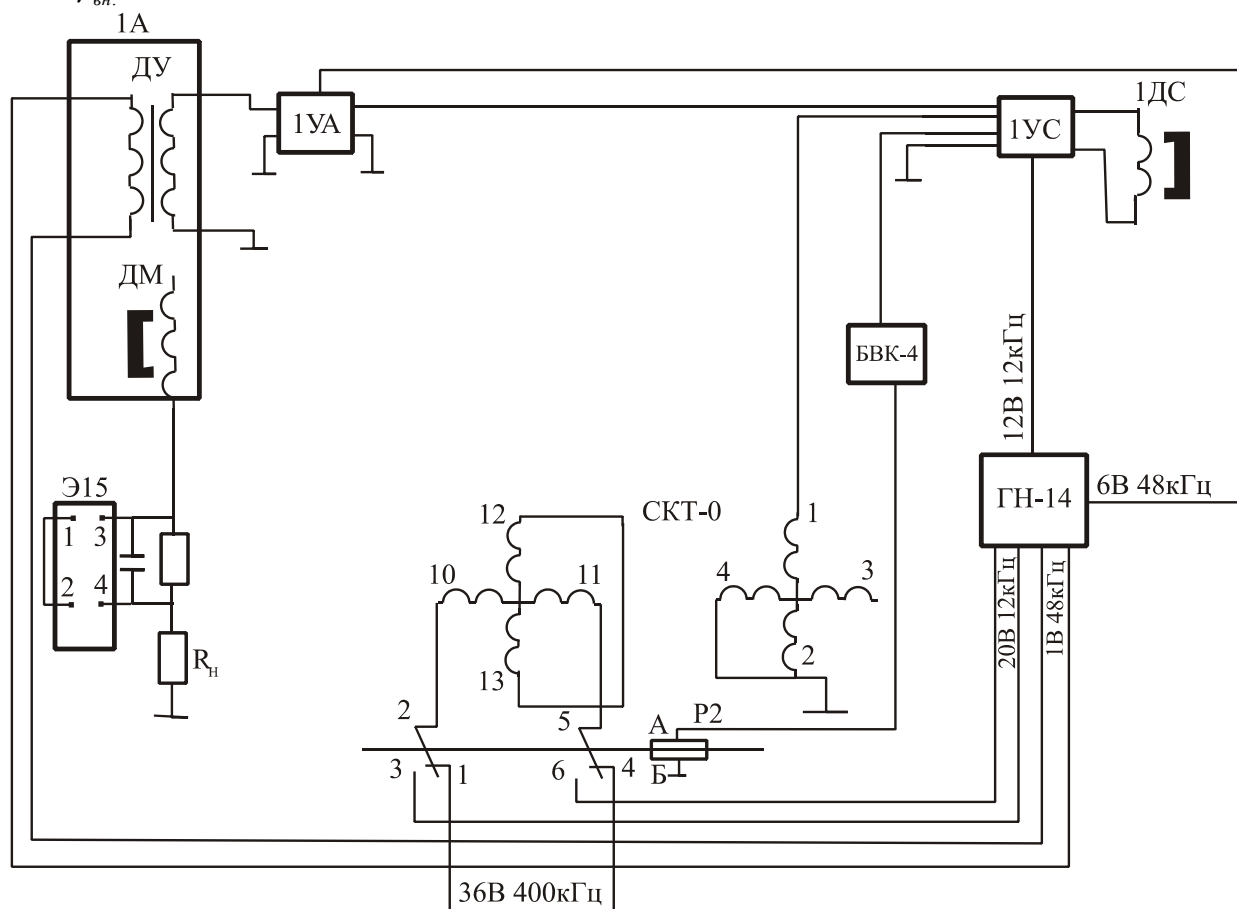


Рис. 7. Схема функциональная канала тангажа при горизонтировании

Схемы функциональной работы каналов тангажа (крена) в режиме радиальной коррекции показаны на рис.8. Сигнал с датчика акселерометра 1А (2А) поступает на аналоговый усилитель интегратора, в котором проходит размыкание обратной связи и интегратор превращается в апериодический усилитель. После усиления сигнал поступает на усилитель датчика момента 1ДМ (2ДМ) гироскопа 17, который заставляет прецессировать платформу с акселерометрами вокруг соответствующей оси к положению, перпендикулярному к вектору, равному сумме векторов силы тяжести и ускорения, вызванного изменением величины и направления скорости движения самолета, т.е. перпендикулярному к кажущейся вертикали.

По окончании радиальной коррекции сигнал на выходе усилителя акселерометра близок к нулевому, а измерительные оси акселерометров находятся в горизонте с погрешностью не более 3`.

В режиме радиальной коррекции в азимуте (рис.9) сигнал с синусной обмотки СКТ- ψ подается на вход усилителя УК. С выхода УК сигнал поступает на вход усилителя датчика момента 3УДМ и с него – на 1ДМ гироскопа 21.

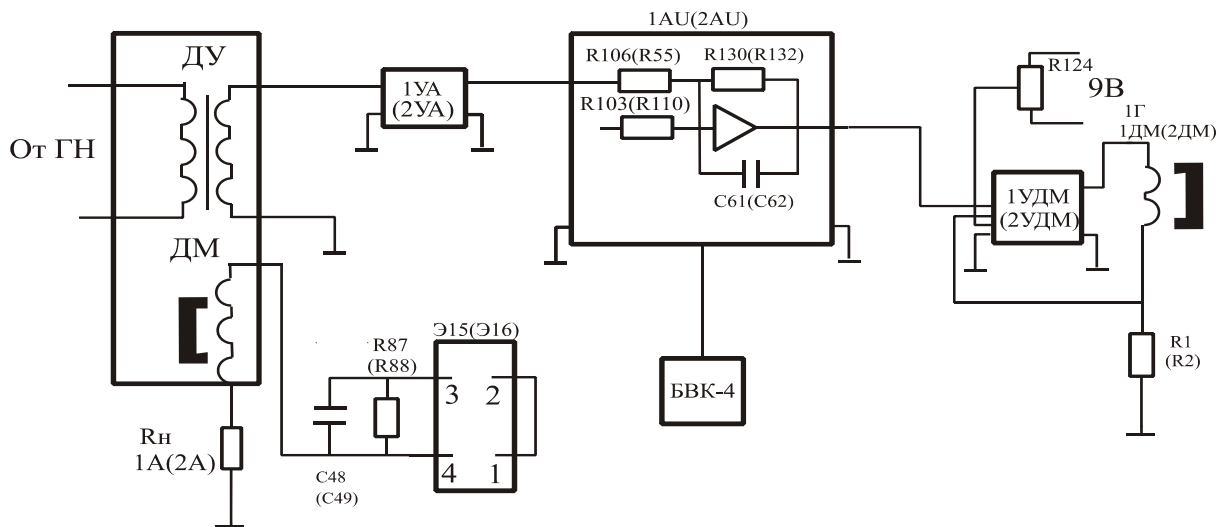


Рис.8. Схема функциональная канала тангажа (крена) в режиме радиальной коррекции

Сигналы с каждого усилителя (апериодического) поступают на квадраторы в блок встроенного контроля БВК-3. Квадраторы возводят их в квадрат. С выхода квадраторов напряжения суммируются сумматором блока БВК-3 и подаются на датчик готовности внутри блока БВК-3. Датчик готовности выдает сигнал «Готовность» и производит переключение режима работы курсовертикали. Это означает, что платформа вышла в горизонт и в азимуте в течение заданного времени с требуемой точностью.

Начинается рабочий режим курсовертикали (режим интегральной коррекции).

3.2.2. Рабочий режим курсовертикали

В рабочем режиме курсовертикаль свободна в азимуте. Отключение СКТ- ψ от усилителя УК проводится в блоке БУ-25 по сигналу из блока встроенного контроля.

В рабочем режиме осуществляется интегральная коррекция платформы в горизонте. На гироскоп 1Г накладываются моменты, пропорциональные интегралам от горизонтальных составляющих абсолютного ускорения. Сигналы с акселерометров поступают на интеграторы 1АИ и 2АИ. Выходной сигнал интегратора, пропорциональный составляющей угловой скорости движения самолета по соответствующей оси 0ξ или 0η , поступает на датчик момента 1ДМ и 2ДМ гироскопа соответственно.

Под действием приложенного момента гироскоп вместе с платформой прецессирует вокруг соответствующей оси. Таким образом осуществляется управление пространственным положением платформы по сигналам, пропорциональ-

ным составляющим абсолютной угловой скорости движения самолета. Функциональная схема интегральной коррекции канала тангажа (крена) показана на рис.8.

Контур коррекции акселерометр –интегратор-гироскоп настроен на период колебаний 84,4 мин. Выбранный коэффициент передачи акселерометра настраивается с помощью масштабного сопротивления в цепи обратной связи акселерометра. Выбранный коэффициент передачи интегратора подбирается изменением сопротивления на входе интегратора.

В рабочем режиме СКТ-γ, СКТ-ψ, СКТ-θ запитаны 36В 400Гц (в остальных режимах 20 В 12 кГц). Переключение питания осуществляет реле P1 и P2.

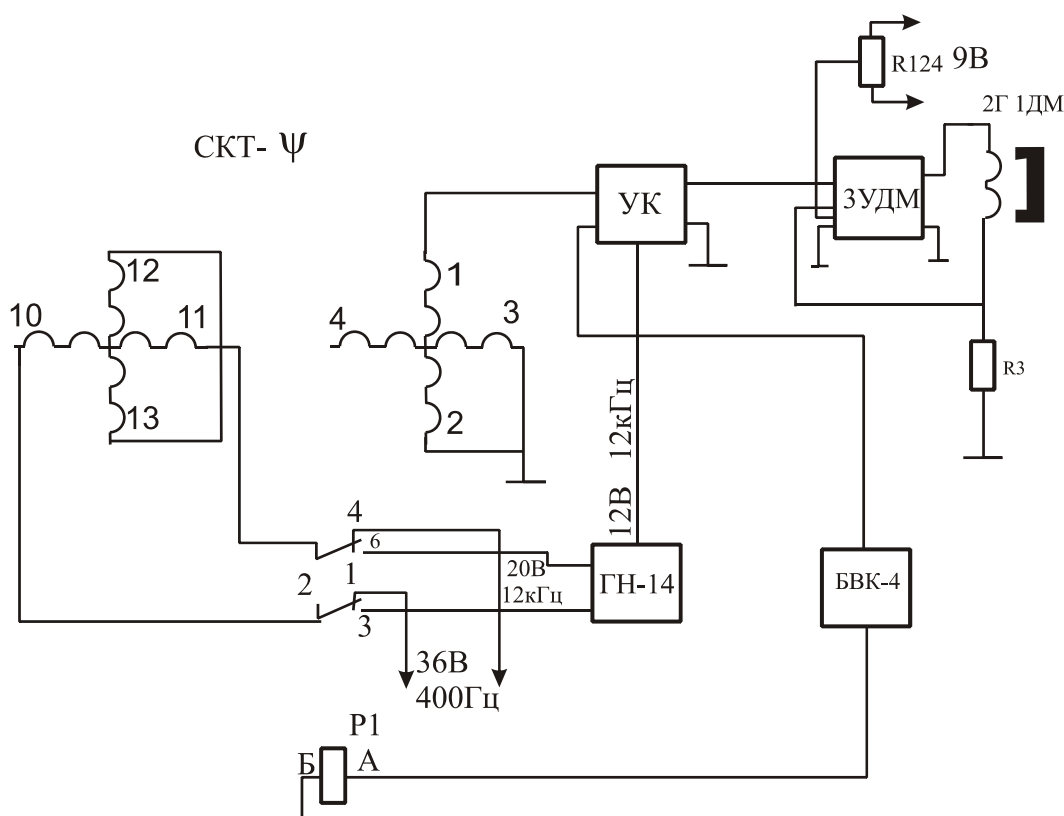


Рис.9. Схема функциональная курсовертикали в режиме радиальной коррекции

4. Устройства и назначение составных частей

4.1 Гиростабилизированная платформа.

Гиростабилизированная платформа предназначена :

- а) для выдачи акселерометров, оси которых должны совпадать с условными осями;
- б) выдачи сигналов, пропорциональных углам отклонения объекта по курсу, крену и тангажу.

Гиростабилизированная платформа состоит из платформы , рамы внутреннего крена и рамы тангажа.

4.1.1. Платформа

Платформа выполнена из двух частей: основания и узла оправы, соединённых винтами. На основании расположены два гироскопа ГВК-3, три акселерометра ДА10, блок усилителей БУ-27 и усилитель электрической пружины У-178.

Гироскоп с вертикально расположенным вектором кинетического момента обеспечивает стабилизацию по осям крена и тангажа.

Гироскоп с горизонтально расположенным вектором кинетического момента обеспечивает стабилизацию в азимуте.

Блок усилителей служит для предварительного усиления сигналов, подаваемых с датчиков углов гироскопов и акселерометров. Усилитель предназначен для работы в системе межрамочной коррекции курсового гироскопа.

Датчики акселерометров вместе с усилителями акселерометров служат для измерения действующих ускорений.

Электрическая схема платформы приведена в приложении.

Оправа платформы представляет собой законченный отдельный узел, включающий в себя:

-синусно-косинусный вращающийся трансформатор курса (СКТ-265Д8), статор которого крепится на оправе, крепящейся к раме внутреннего крена;

-датчик момента ДМ-5 – безредукторный двигатель стабилизации, ротор которого укреплен на той же оправе, что и статор СКТ, а статор на раме крена;

-группу контактную ГК-4- токопередающее устройство, позволяющее осуществлять электрическое соединение элементов, расположенных на платформе, при неограниченных углах поворота платформы в азимуте.

Платформа подвешена в раме внутреннего крена на радиальных шарикоподшипниках. На оси вращения платформы кроме элементов, входящих в оправу, установлен преобразователь координат, представляющий собой синусно-косинусный вращающийся трансформатор СКТ-232Б, работающий на частоте 12кГц.

Гироскоп ГВК-3

Гироскоп с внутренним карданом (ротормый вибрационный динамически настраиваемый) предназначен для обеспечения стабилизации по осям крена, тангажа и в азимуте.

Основные технические данные ГВК-3

1. Систематическая составляющая дрейфа – не более ± 3 °/ч.
2. Случайная составляющая дрейфа в запуске – не более $\pm 0,2$ °/ч.
3. Изменение систематической составляющей от запуска к запуску – не более $\pm 0,2$ °/ч.
4. Изменение систематической составляющей в диапазоне температур $\pm 60^\circ$ - не более $\pm 1,2$ °/ч.
5. Скорость дрейфа, пропорциональна второй степени ускорения, - $0,15$ °/ч (g^2).
6. Постоянная времени – не менее 120с.

7. Нулевой сигнал датчика угла – не более $2''$.
8. Крутизна датчика угла гироскопа – $2,5 \pm 0,5$ мВ/угл.мин.
9. Угловой диапазон датчика угла $\pm 1,0^\circ$.
10. Питание датчика угла однофазное синусоидальное напряжением $1 \pm 0,1$ В частотой $48 \text{ кГц} \pm 4,8 \text{ Гц}$.
11. Максимальная скорость коррекции (управления) – $300^\circ/\text{ч}$.
12. Нелинейность датчика момента – не более $0,01\%$ при углах отклонения $\pm 10'$ при скорости управления до $60^\circ/\text{ч}$.
13. Крутизна датчика момента – не менее $18^\circ/\text{ч}\cdot\text{мА}$.
14. Напряжение питания двигателя (прямоугольное) – $20,5 \pm 3,0$ В при разгоне, $11,7 \pm 1$ В в синхронизме.
15. Частота питания двигателя – $375 \pm 0,2$ Гц.
16. Кинетический момент – 300 г см с .

Конструкция гироскопа с внутренним карданом ГВК-3 показана на рис.10 (см. приложение).

Основная часть (носитель кинетического момента) гироскопа ГВК-3 – ротор 1, связанный через упругие оси 2 с кольцом 3, которое, в свою очередь, через упругие оси, перпендикулярные к упругим осям 2, связано с приводной втулкой 4. На втулке симметрично с обеих сторон ротора закреплены роторы двигателей 5.

Через подшипники 6 втулка 4 связана с неподвижной осью 7, закрепленной в корпусе 8 гироскопа. На оси расположены статоры двигателей 9.

Двигатель гироскопа гистерезисный двухфазный с двумя парами полюсов.

Съем сигнала с гироскопа осуществляется с помощью двух датчиков угла трансформаторного типа, образованных ротором гироскопа и четырьмя статорами 10, расположенными на крышке и соединенными попарно по дифференциальной схеме.

Наложение моментов на гироскоп осуществляется с помощью двух датчиков моментов, образованных кольцевым магнитом, расположенным в пазу ротора гироскопа, и четырьмя статорами 12, расположенными на крышке II и соединенными попарно. На роторе гироскопа расположены 16 балансировочных и регулировочных винтов 13. На кардане расположены винты 14, служащие для настройки гироскопа на резонансную частоту.

Гироскоп герметичен, заполнен водородом при давлении $30,0 \text{ мм рт.ст.}$. Для обезгаживания и заполнения служит ниппель 15. На корпусе гироскопа имеется 13 гермовыводов 16.

По принципу работы ГВК-3 - динамически настраиваемый. При отклонении ротора гироскопа от перпендикуляра к приводному валу на него начинают действовать упругие силы подвеса, вызывающие прецессию гироскопа с периодом, зависящим от жесткости подвеса и постоянной времени затухания, зависящей от потерь в опорах подвеса и аэродинамического сопротивления среды. Возникавшие при этом колебания кардана с двойной частотой вращения вала

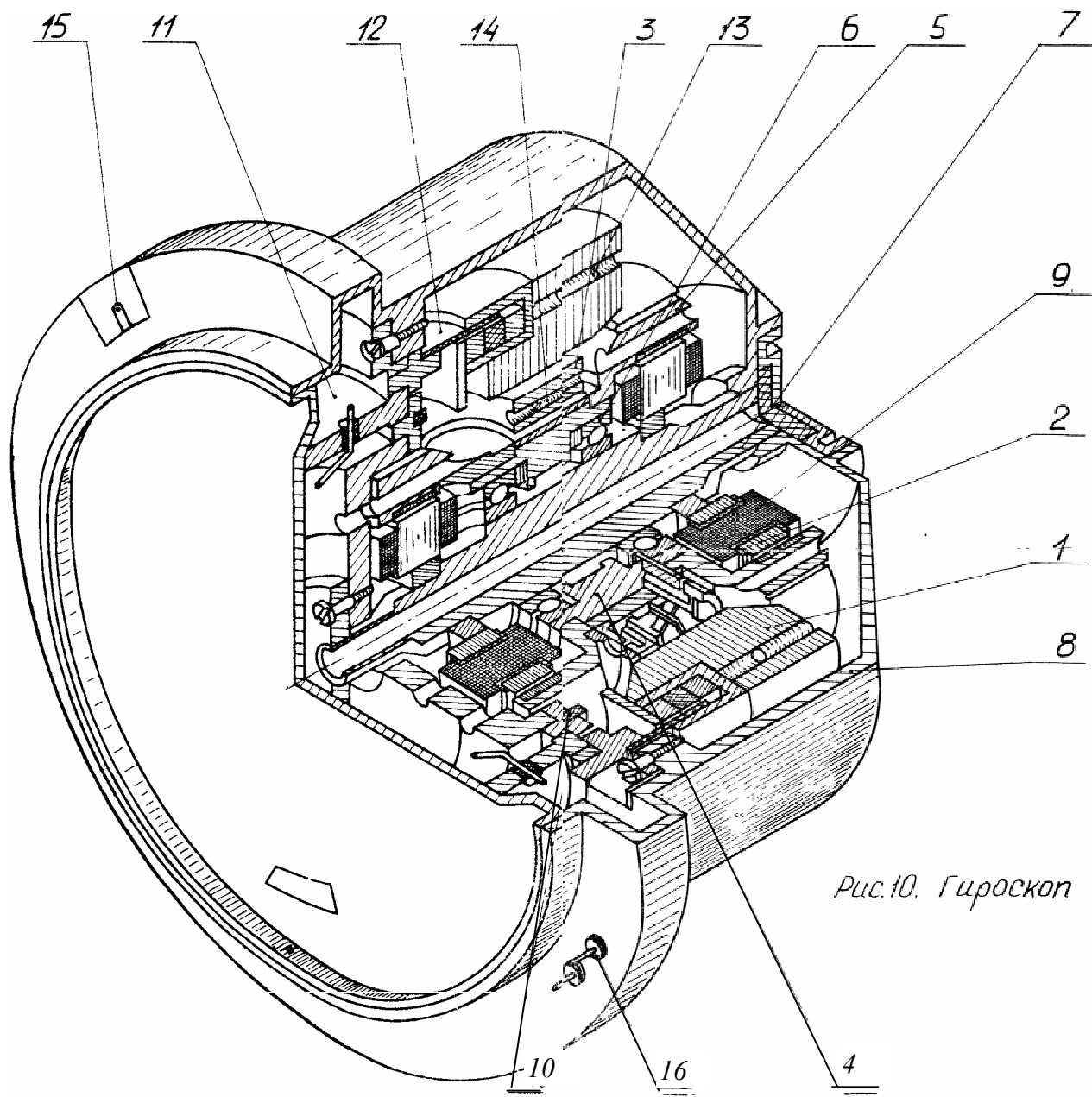


Рис.10. Гирокон ГВК-3.

вызывают инерционные моменты, обратные по знаку моментам упругих сил подвеса, величина которых зависит от скорости вращения. При определенной скорости вращения, называемой резонансной, инерционные моменты компенсируют моменты упругих сил, и гироскоп становится свободным.

Датчик акселерометра ДА-10

Датчик акселерометра ДА-1С предназначен для измерения линейных ускорений. Датчик акселерометра имеет следующие технические данные:

- а) диапазон измеряемых ускорений 150 м/с^2 ;
- б) вариация показаний $-3 \cdot 10^{-4}$
- в) крутизна характеристики по току $1,75 + 0,25 \text{ мА/г}$.
- г) напряжение возбуждения датчика угла $1 + 0,1^\circ \text{ С}$ частотой $48 \text{ кГц} \pm 4.8$

Гц.

Датчик ДА-10 представляет собой маятниковую систему, подвешенную на цапфах в подшипниках скольжения с ограничением осевого переключения плоскими подпятниками (рис.11). В качестве подшипников скольжения и подпятников использованы часовые камни.

На маятнике 1 из магниевого сплава размещены двухсекционная роторная катушка индукционного датчика угла 2 и двухсекционная катушка обратной связи 3, намотанная на каркасе из алюминиевого сплава, выполняющая роль демпфера.

Катушка 2 охвачена магнитными потоками, создаваемыми статорами датчика угла 4, а катушка 3 - магнитными потоками, создаваемыми статорами датчика момента 5. Статоры датчиков закреплены в корпусе 7.

Концы роторных катушек подпаяны к колодке 9, от которой с помощью безмоментных токоподводов 8 выведены на монтажную колодку 10, расположенную на корпусе. Выводы статорных катушек также подпаяны к штырькам 10.

Для термокомпенсации выходного сигнала применен набор шунтов II из термомагнитного сплава. Датчик закрыт крышкой 12, которая имеет фланец с базовой плоскостью. Для крепления датчика в курсовертикали фланец имеет два отверстия под винты.

Акселерометр состоит из датчика акселерометра ДА-ТО, усилителя, входящего в состав блоков усилителей БУ-27 и БУ-26, и нагрузочного (масштабного) резистора. Принцип действия акселерометра основан на уравнивании сил инерции, действующих на чувствительный элемент датчика, силами взаимодействия тока с полем постоянного магнита.

Рассмотрим работу датчика акселерометра как составной части акселерометра. Схема функциональная акселерометра изображена на рис.12.

Маятник 1, подвешенный на цапфах в каменных опорах, является чувствительным элементом датчика акселерометра. Под действием инерциальных сил маятник перемещается и роторная катушка индукционного датчика угла 2 изменяет свое положение в поле статорных катушек 4, запитываемых напряжением $I \text{ В}$ частотой 48 кГц от генератора напряжений ГН-14. В роторной катушке индукционного датчика угла находится ЭДС, величина которой

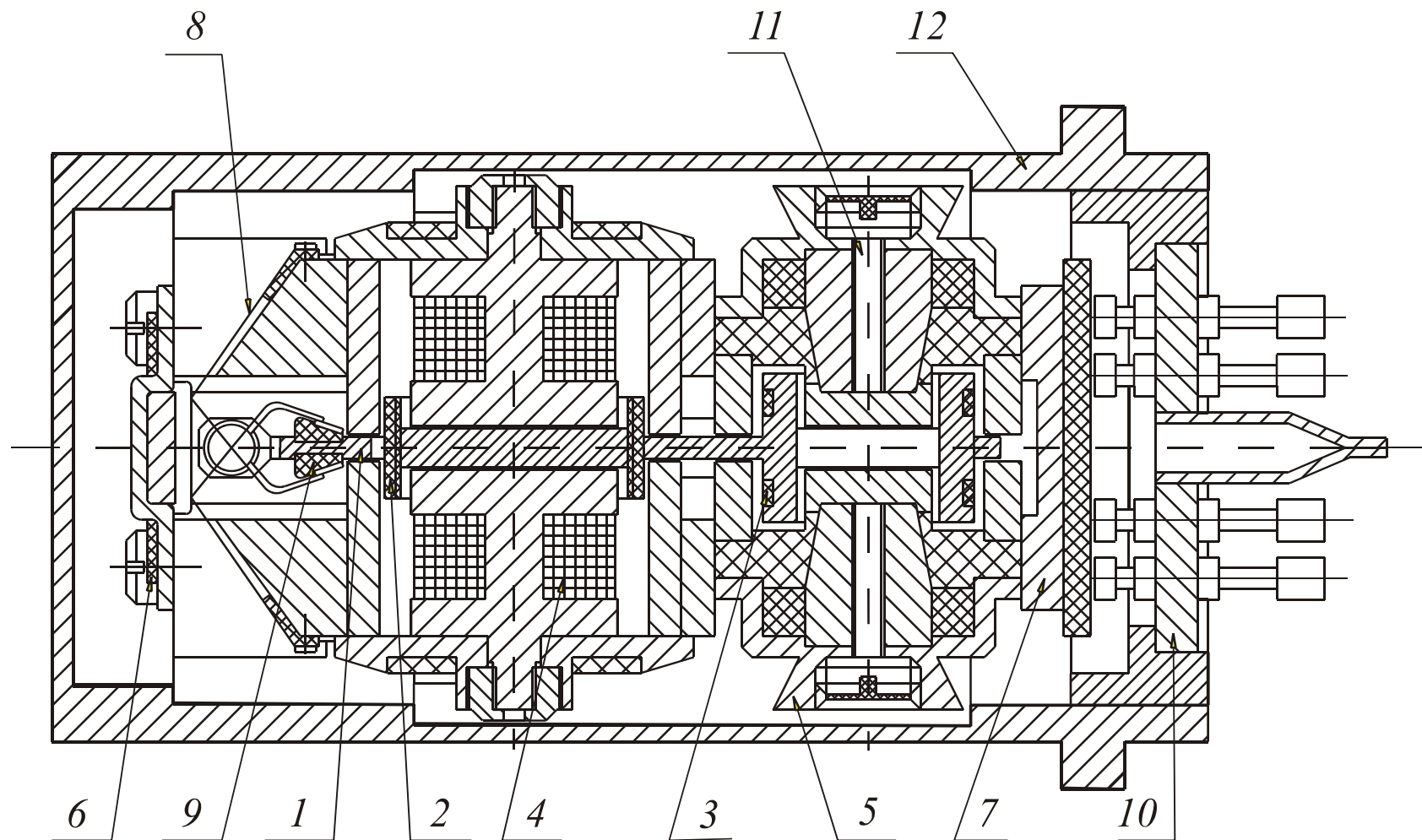


Рис.11. Датчик акселерометра ДА-10

1 – маятник, 3 – обмотка ротора датчика угла, 3 – обмотка обратной связи,
 4 – обмотка статора датчика угла, 5 – статор датчика момента, 6 – вибратор,
 7 – корпус, 8 – токоподвод, 9 – колодка, 11 – шунт, 12 - крышка

пропорциональна смещению маятника, а фаза определяется направлением смещения (следовательно, направлением ускорения). Сигнал с роторной катушки индукционного датчика угла поступает в блок усилителей БУ-27 и после предварительного усиления сигнала - в блок усилителей БУ-26 на вход одного из усилителей акселерометров.

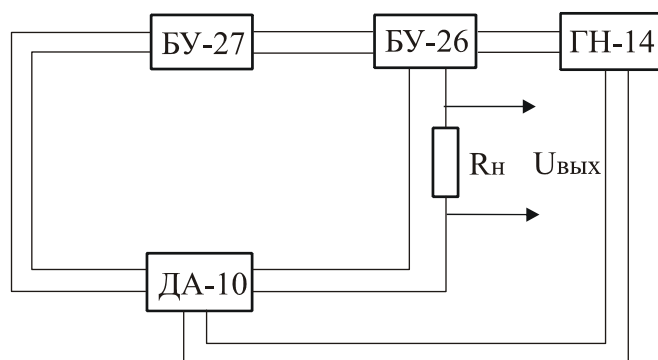


Рис. 12. Схема функциональная акселерометра

С выхода усилителя акселерометра снимается напряжение постоянного тока, поступает в обмотку 3 обратной связи, которая перемещается в зазоре обмотки 5 статора датчика момента. Напряжение в катушке обратной связи такое, что сила, возникающая от взаимодействия тока с полем статора датчика момента, противодействует инерционной силе. При равновесии сил, действующих на чувствительный элемент датчика, значение тока в катушке обратной связи пропорционально ускорению, а напряжение тока соответствует знаку ускорения. Для уменьшения зоны застоя маятника служит вибратор б.

4.1.2. Усилитель электрической пружины У-178

Усилитель электрической пружины У-178 предназначен для работы в системе межрамочной коррекции курсового гироскопа.

Основные технические данные усилителя У-178:

- а) коэффициент усиления - $50 \cdot 10$;
- б) максимальное выходное напряжение - не менее 10 В;
- в) нулевой сигнал - не более 2 В;
- г) напряжение питания - 15 В.

Усилитель У-178 состоит из низкочастотного демодулятора (микросхема 1КТ241А), КГ-цепи и усилителя постоянного тока (микросхема 140УД6), охваченного цепью отрицательной обратной связи. Схема электрическая принципиальная усилителя У-178 изображена на рис. 13.

Демодулятор (микросхема 1КТ241А) предназначен для выделения полезного сигнала из сигнала, поступавшего на него;

RC - цепочка, состоящая из сопротивления R_3 , и конденсаторов $C1$ и $C2$; предназначена для сглаживания (выпрямления) выходного сигнала демодулятора, так как усилитель (микросхема 140УД6) является усилителем постоянного тока.

Усилитель постоянного тока (микросхема 140УД6) представляет собой операционный усилитель с малыми входными токами и внутренней коррекцией.

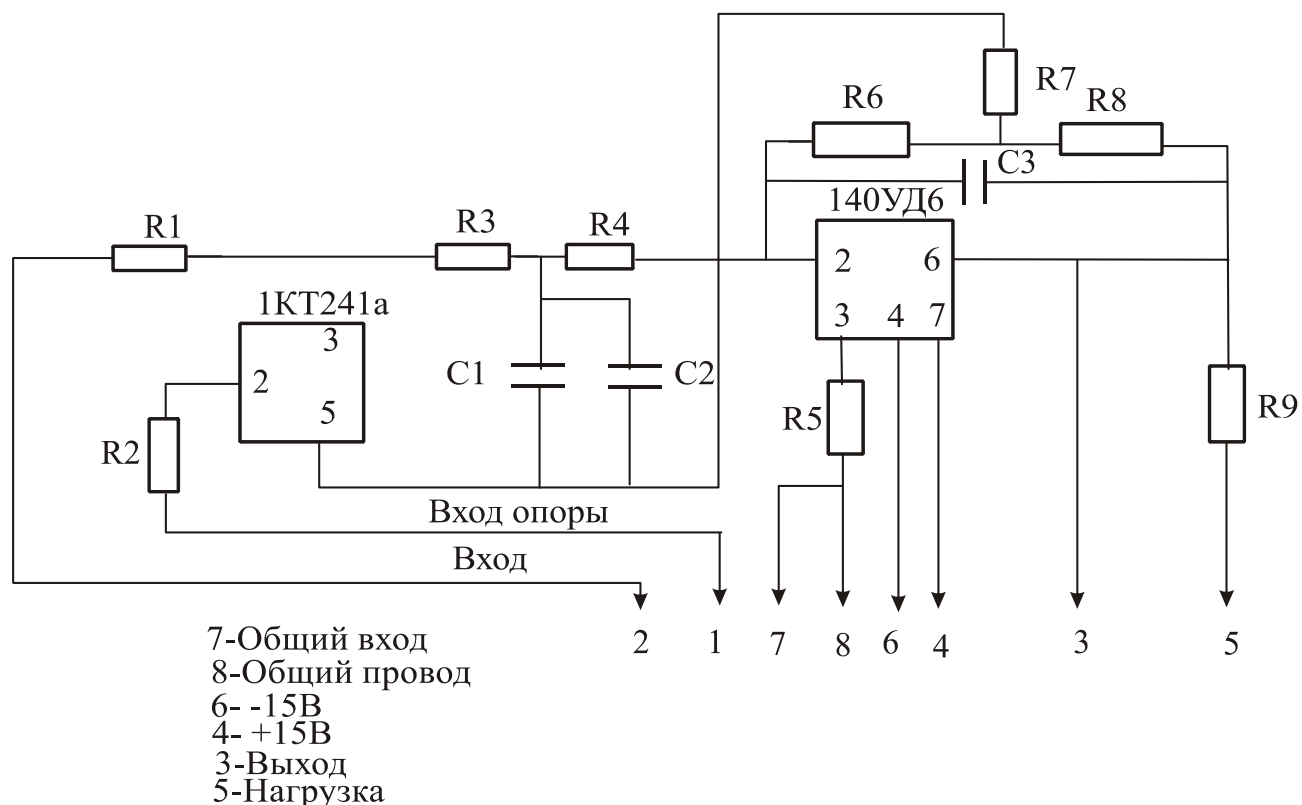


Рис. 13. Схема усилителя У-178

Сопротивления R4 и R5 служат для ограничения входных токов. Микросхема 140УД6 является типичным представителем интегральных операционных усилителей второго поколения.

4.1.3. Датчики моментов (ДМ-5 и ДМ-3)

В качестве разгрузочного двигателя гироскопической стабилизации применен датчик момента ДМ-5. Датчик момента ДМ-3 служит для отработки внешней рамы крена (следающей рамы) курсоверткали. Датчики момента ДМ-5 и ДМ-3 преобразуют электрический сигнал в механический момент.

Принцип действия датчиков момента ДМ-5 и ДМ-3 одинаков.

Датчик момента представляет собой двигатель постоянного тока с возбуждением от постоянных магнитов, работающий в заторможенном режиме.

Развиваемый датчиком момент зависит от тока в обмотке ротора. Магнитный поток, создаваемый постоянным током, протекающим по обмотке ротора, взаимодействуя с полем постоянных магнитов, создает вращающий момент.

Статор, в пазах которого вклеены магниты, состоит из пластины. Снаружи на пластину надето кольцо из немагнитной стали ЭИ-702. К статору приклеен щеткодержатель, штыри которого являются токоподводами.

Ротор представляет собой пакет набранный из листков электротехнической стали, в пазы которого уложена обмотка. Схема обмотки волновая. В пазы пакета вставлены медные пластины, изолированные лакотканью, выступающая часть которых, покрытая палладием, образует коллектор. Пакет с обмоткой и

медными пластинами залит компаундом, образующий монолитный ротор.

Крутизна характеристики ДУ-3 - 3,2 (кг*см)/А, ДМ-5 - 1,1 (кг*см)/А. Допустимый максимальный ток по обмотке ДМ-3 - 1,6 А, ДМ-5 - 1,3 А.

4.1.4. Преобразователь координат

В качестве преобразователя координат применен синусно- косинусный трансформатор СКТ-232Б. Он имеет по две взаимно перпендикулярные обмотки на роторе и статоре. Электрические оси обмоток ротора параллельны осям чувствительности гироскопа 1Г а электрические оси обмоток статора - осям стабилизации (осям крена и тангажа). Сигналы с датчиков углов гироскопа после усиления попадают на обмотки ротора преобразователя координат. Они образуют в нем магнитный поток, который наводит в статорных обмотках ЭДС, пропорциональные синусной и косинусной проекциям сигналов гироскопов. Напряжения, снимаемые со статорных обмоток, после усиления попадают на соответствующие датчики моментов по осям стабилизации.

4.2. Интегратор

В качестве интегратора применен электронный интегратор. Входным сигналом интегратора является напряжение, снимаемое с акселерометра. Схема электрическая (упрощённая) интегратора изображена на рис. 16.

Интегратор может работать в двух режимах: 1) в режиме интегрирования (интегратора) после прихода сигнала "Готовность"; 2) в режиме усилителя радиальной коррекции платформы.

В режиме интегратора ключ 31 разомкнут. Сигнал со входа 2 не влияет на выходной сигнал интегратора вследствие малого выходного сопротивления усилителя и большой величины резистора R23, поэтому схема представляет собой усилитель с большим коэффициентом усиления, охваченный емкостной обратной связью. Крутизна такого интегратора $K=1/(R/C)$. При замкнутом ключе интегратор превращается в апериодический усилитель с большим коэффициентом усиления. При съеме сигнала с акселерометра на вход 2 крутизна акселерометра повышена при малых ускорениях. Коэффициент усиления определяется- соотношением сопротивлений $K_y = R3/R2$.

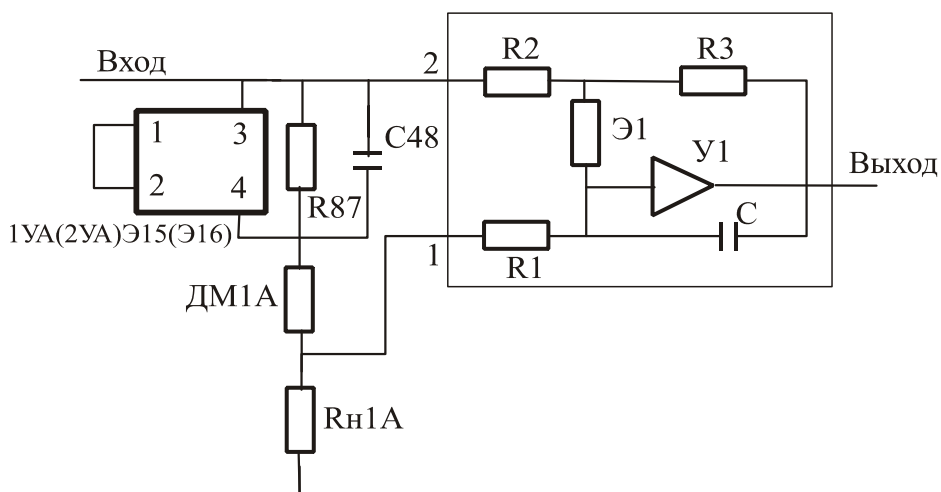


Рис. 16. Схема электрическая (упрощенная) интегратора

5. Порядок выполнения работы

1. Соберите схему, изображенную на рис. 17, для изучения работы курсор-вертикали ИКВ-72 с помощью контрольно-проверочной аппаратуры КПАП БСКВ.

2. Переключатели КПАП БСКВ установите в следующие положения:

- В1- в положение “ ψ ”,
- В2- в положение “1”,
- В3- в положение “1”,
- В4- в положение “-27В”,
- В5- в положение “ГМК”,
- В6- в положение “БСКВ”,
- В7- в положение “2”,
- В8- в положение “ θ_z ”,

3. Переключатель “Работа - настройка” на пульте управления ПУ-41 установите в положение “Настройка”. Установите на счетчике “Широта” пульта ПУ-41

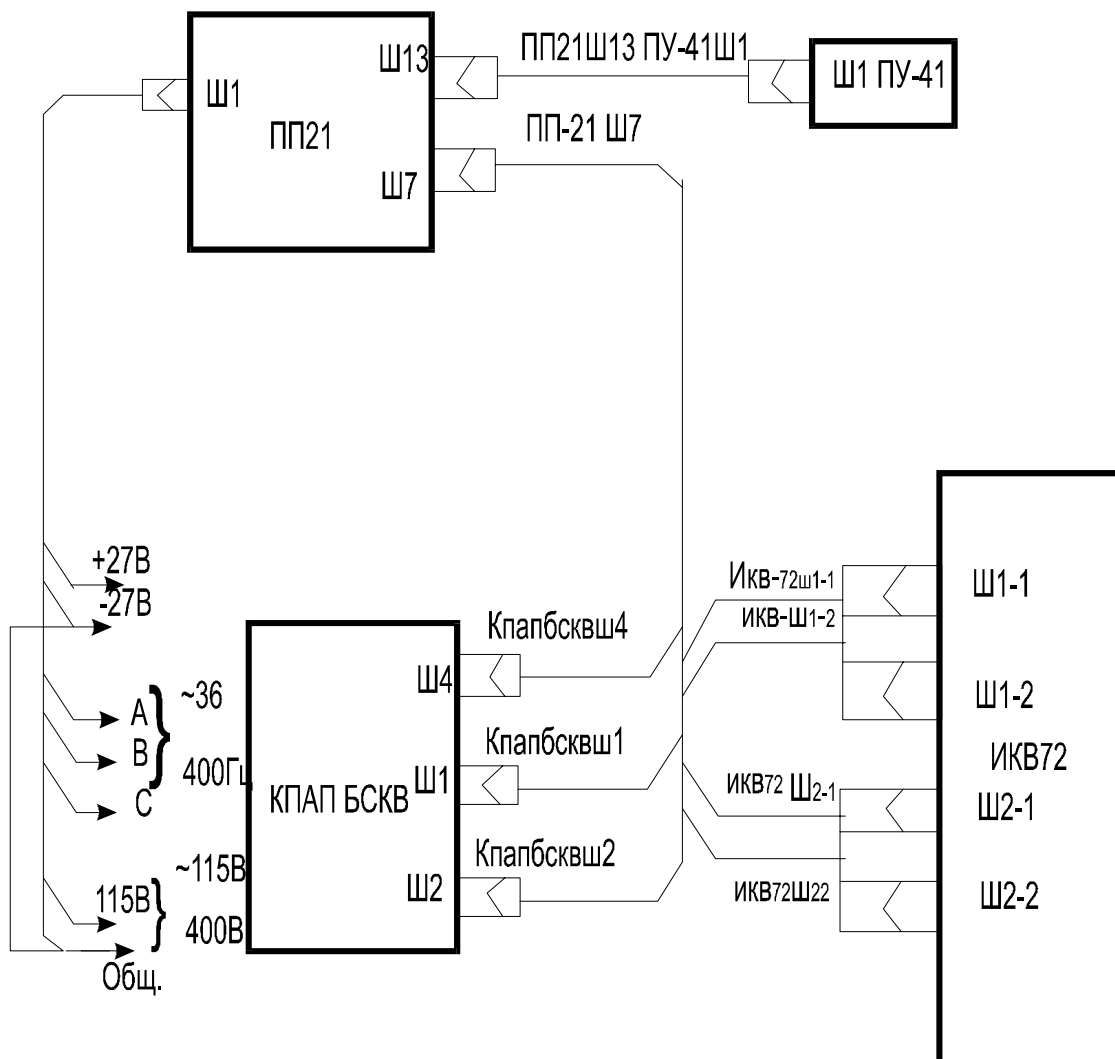


Рис. 18. Схема подключения КПА БСКВ к ИКВ-802

широту, соответствующую месту проверки (50°), а переключатель "С-Ю" - в положение С для северного полушария Земли.

4. Включите питание системы 115 В частотой 400 Гц, установив на пульте проверки ПП-21 переключатель В-4 в положение "Г", переключатель ВТ I канала - в положение "ВКЛ".

Не позже чем через 3 мин после включения питания должна загореться лампа Л4 (Исправность Ψ_r).

До истечения 3 мин допускается мигание лампы Л4. Переключатель 1 КПАП БСКВ установите в положение " ϑ ", при этом лампа Л4 должна продолжать гореть, что сигнализирует об исправности вертикали.

5. Установите переключатель В1 в положение " Ψ_r ". С помощью указателя У1 и часов определите скорость начальной выставки азимутального гироскопа в направлении продольной оси объекта (направление полета).

6. Для включения режима РАБОТА через 10 мин после включения питания переключатель РАБОТА-НАСТРОЙКА на пульте ПУ-41 установите в положение РАБОТА -при этом лампа КПАП БСКВ гаснет. Переключатель В7 также установите в положение "1" (готовность).

7. Определите погрешности системы.

7.1. Установите с помощью рукояток поворотного стола по указателю У1 КЛАЛ БСКВ, переключая В1 в положения " Ψ_r ",

" ϑ ", " γ " определенные значения курса, тангажа и крена.

В течение не менее чем 90 мин записывайте показания указателя У1 КПАП БСКВ при положении В1 и занесите их в таблицу.

- Таблица

Время наблюдения, мин	Показания указателя, град.мин		
	Ψ_r	ϑ	γ

Так как платформа курсовертикали свободна в азимуте, значение гироскопического курса Ψ_r снимаем в моменты времени 0 мин и 60 мин.

7.2. По данным таблицы постройте графики погрешностей курсовертикали по ϑ и γ в зависимости от времени. Определите период колебательной составляющей погрешности.

7.3. По данным таблицы определите скорость ухода курсового гироскопа в азимуте. Затем определите горизонтальную составляющую угловой скорости вращения Земли для широты г. Киева и найдите скорость дрейфа гироскопа.

7.4. Измерьте погрешности курсовертикали при изменениях углов крена, тангажа и курса.

7.5. Измерьте погрешности курсовертикали при изменении широты на пульте управления.

7.6. Постройте графики погрешностей.

7.7. Рассчитайте систематические составляющие погрешностей и их среднеквадратичные отклонения.

7.8. Рассчитайте погрешности по формулам и сравните с результатами эксперимента.

Примечание. Составление таблиц, построение графиков и расчет составляющих погрешностей рекомендуется выполнить в программе Excel.

6. Контрольные вопросы

1. Что будет, если исключить из гироскопа преобразователь координат?
2. В чем состоит начальная выставка ИКВ?
3. Зачем нужна следящая рама в гироскопе?
4. Что представляет собой стабилизирующий двигатель гироскопа?
5. Почему в гироскопе отсутствуют редукторы в канале разгрузки? Что это дает?
6. Как обеспечивается ускоренная выставка гироскопа?
7. Когда используется режим радиальной коррекции?
8. Почему гироскоп ГВК-3 называется динамически настраиваемым?
9. На что влияет постоянная времени гироскопа ГВК-3?
10. Что будет, если увеличить значение кинетического момента гироскопа?
11. Почему частота питания двигателя стабилизируется с точностью до $\pm 0,2$ Гц?
12. Как выполнен датчик момента гироскопа?
13. На что влияет частота возбуждения датчика угла акселерометра?
14. От чего зависит период колебаний погрешностей? Можно ли его изменить?
15. Что необходимо обеспечить, чтобы инерциальную курсовертикаль превратить в инерциальную навигационную систему?
16. Как устроен интегратор?

7. Содержание отчета

Отчет должен содержать упрощенную кинематическую и структурную схемы курсовертикали; таблицы, графики погрешностей курсовертикали, статистические характеристики погрешностей, объяснения их характера и величины, ответы на более трудные вопросы.

8. Литература

1. Самошкин Б.Б., Мелешко В.В., Степанковский Ю.В. Навигационные приборы и системы. - К.: Высшая школа.» 1986. - 343 с.

2. Пельпор Д.С. Гироскопические системы. - Ч. II. - М.: Машиностроение, 1988. - 353 с.