

Московский государственный технический университет
имени Н.Э. Баумана

Факультет «Информатика и системы управления»
Кафедра «Приборы и системы ориентации, стабилизации и
навигации»

А.В.Быковский, В.Д.Арсеньев,

Л.М.Селиванова, Т.Н.Лаптева

ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА ИС1-72.

*Методические указания к выполнению лабораторных работ
по дисциплинам «Инерциальные навигационные системы» и
«Автоматическое управление летательными аппаратами и инерциальные
навигационные системы»*

Москва

(С) 2014 МГТУ им. Н.Э. БАУМАНА

УДК 629.7

Рецензент:

Быковский А.В., Арсеньев В.Д., Селиванова Л.М., Лаптева Т.Н.

Инерциальная система ИС1-72. - М.:МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2014. 39 с.

В методических указаниях даны сведения о конструкции, кинематической схеме, принципе действия и технических характеристиках инерциальной системы ИС1-72. Приводятся структурные схемы каналов стабилизации и управления курсовертикалью КВ-1П с интегральной коррекцией, входящей в состав ИС1-72. Дано описание конструкции, принципа действия и технические характеристики гироскопа ГПИ-5 и датчика акселерометра ДА-1.

Для студентов 4-го и 5-го курсов, обучающихся по специальности «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» на факультетах ИУ и ПС. Могут быть также полезны студентам старших курсов при курсовом и дипломном проектировании.

*Рекомендовано учебно-методической комиссией факультета
«Информатика и системы управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана*

**Быковский Александр Владимирович,
Арсеньев Валерий Дмитриевич,
Селиванова Людмила Михайловна,
Лаптева Татьяна Николаевна**

ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА ИС1-72.

© 2014 МГТУ имени Н.Э. Баумана

ВВЕДЕНИЕ

Инерциальные системы полуаналитического типа, используемые в авиации, предназначены для физического построения на борту летательного аппарата (ЛА) горизонтального сопровождающего трехгранника. Эта задача решается с помощью курсовертикали с интегральной (шулеровской) коррекцией. Углы ориентации ЛА (тангаж и крен) измеряются датчиками углов, установленными по осям карданового подвеса курсовертикали. Стабилизация и управление курсовертикалью осуществляется по показаниям чувствительных элементов системы – гироскопов и акселерометров. В лабораторных работах рассмотрены принципы работы и конструкции курсовертикали КВ-1П, гироскопа ГПИ-5 и акселерометра ДА-2, режимы стабилизации и управления (интегральная коррекция), проведен анализ погрешностей инерциальной системы с аналоговым вычислителем.

Цель лабораторных работ:

- ознакомление с кинематической схемой, принципом работы и конструкцией курсовертикали и ее основных функциональных элементов;
- изучение особенностей функционирования курсовертикали в режимах стабилизации и управления;
- изучение конструкций гироскопа ГПИ-5 и акселерометра ДА-2;
- ознакомление с алгоритмом интегральной (шулеровской) коррекции;
- анализ погрешностей инерциальной системы полуаналитического типа с аналоговым вычислителем

После выполнения лабораторной работы студенты смогут:

- обосновать принцип построения инерциальных навигационных систем полуаналитического типа с интегральной или радиальной коррекцией;
- объяснить особенности конструкции поплавкового интегрирующего гироскопа ГПИ-5 и маятникового поплавкового акселерометра ДА-2;
- проанализировать характер изменения погрешностей инерциальной навигационной системы;
- провести расчет погрешностей инерциальной системы и выработать требования к чувствительным элементам и алгоритму навигации.

Работа №1. КУРСОВЕРТИКАЛЬ КВ-1П

Назначение курсовертикали КВ-1П

Курсовертикаль КВ-1П является центральным прибором самолетной инерциальной системы ИС-1-72 и предназначена:

- для стабилизации совместно с блоком усилителей БУГ-15 и блоком коррекции БК-28 осей чувствительности трех датчиков акселерометров, расположенных на гиостабилизированной платформе (ГСП), по осям горизонтального сопровождающего азимутально-свободного трехгранника «О»;
- для выдачи сигналов, пропорциональных углам гироскопического курса Ψ_T , крена γ и тангажа ϑ и при неограниченных углах маневра объекта.

Кинематическая схема КВ-1П. Принцип действия.

Кинематическая схема КВ-1П представлена на рис. 1. Курсовертикаль КВ-1П представляет собой пространственный гиостабилизатор с дополнительной креновой (следающей) рамой. На платформе КВ-1П, подвешенной с помощью трехрамного карданова подвеса в корпусе, установлены три двухстепенных поплавковых интегрирующих гироскопа (ПИГ) Г1, Г2, Г3 и три датчика акселерометров А1, А2, А3. Оси чувствительности гироскопов и акселерометров (при неотклоненном положении) ориентированы по осям правого горизонтального азимутально-свободного сопровождающего трехгранника «О». Вершина этого трехгранника совпадает с центром масс объекта, ось Z_o , ориентирована по местной вертикали вверх (линия действия силы тяжести), а оси X_o , Y_o расположены в плоскости местного горизонта и не вращаются относительно инерциального пространства, т.е. составляющая абсолютной угловой скорости ГСП $\omega_{oz} = 0$.

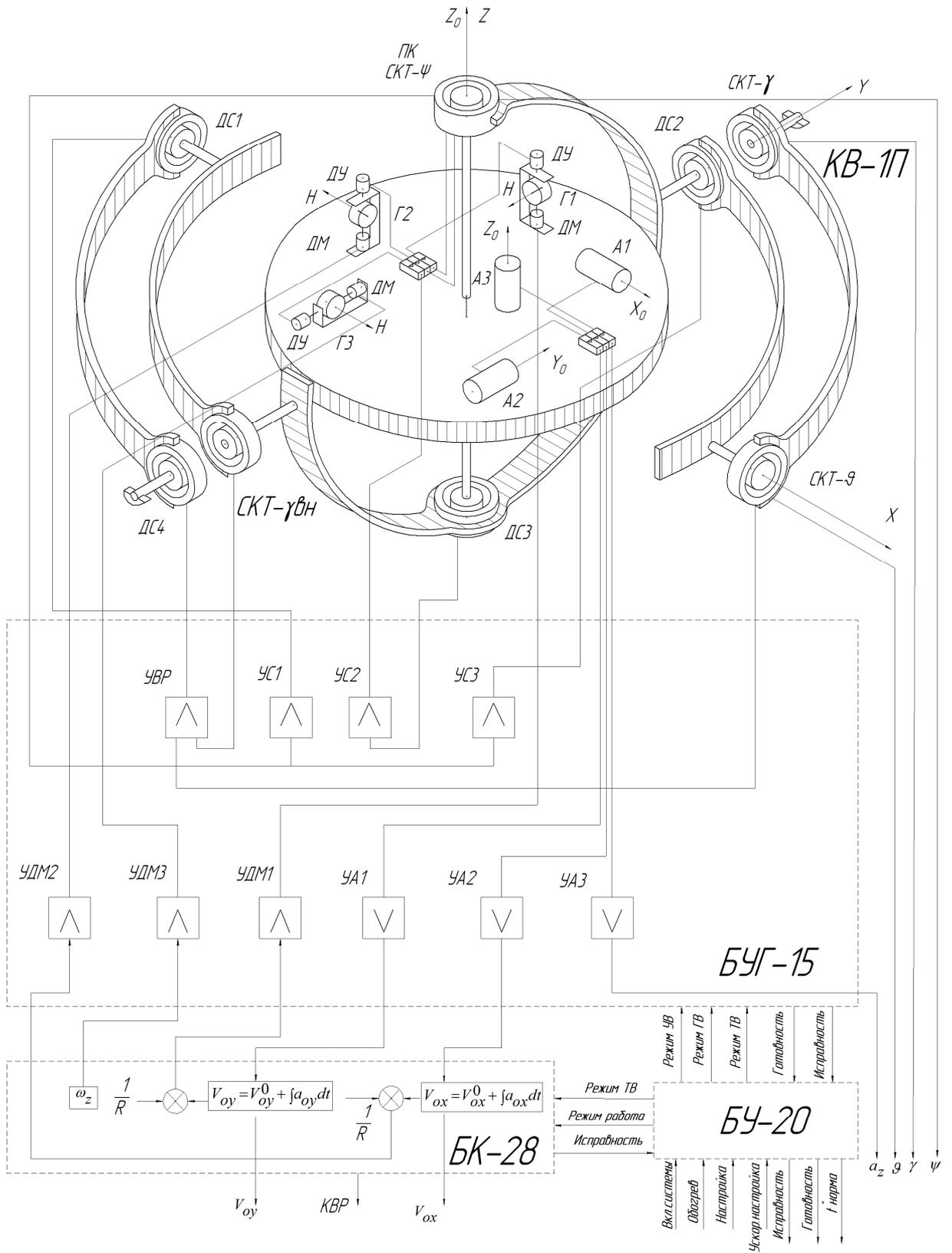


Рис. 1. Кинематическая схема KB-1П.

При начальной ориентации ось $Y_o = 0$ гироскопической платформы может занимать произвольное, но фиксированное положение в азимуте, которое определяется в процессе выставки ориентацией продольной оси корпуса навигационной системы. Это означает, что начальное значение гироскопического курса $\psi_r(t_0) = 0$.

Ось подвеса платформы во внутренней раме крена вертикальна, ось подвеса дополнительной следящей рамы крена устанавливается параллельно продольной оси объекта.

Гироскопы Г1, Г2, Г3 являются чувствительными элементами трех каналов стабилизации КВ-1П. В соответствии с типом используемых гироскопов (ПИГ) КВ-1П является гиросtabilизатором индикаторно-силового типа. Принцип работы гироскопической стабилизации состоит в компенсации внешних возмущающих моментов, действующих на платформу, моментами стабилизирующих двигателей ДС1, ДС2, ДС3, установленных на осях тангажа, внутреннего крена и курса соответственно. Управление стабилизирующими двигателями ДС1, ДС2, ДС3 осуществляется через предварительные усилители блока БУ-17, установленного на платформе курсовертикали, и усилители УС1, УС2, УС3 блока усилителей БУГ-15 по сигналам датчиков угла (ДУ) соответствующих гироскопов. Эти датчики фиксируют малые угловые отклонения гироскопов, вызываемые внешними возмущающими моментами.

Гироскоп Г3, ось собственного вращения и ось прецессии которого параллельны плоскости платформы, вместе с системой разгрузки осуществляет стабилизацию платформы относительно оси курса. Два других гироскопа Г1 и Г2 осуществляют вместе с системами разгрузки стабилизацию платформы вокруг двух других осей ее подвеса — осей тангажа и крена. Оси прецессии гироскопов Г1 и Г2 перпендикулярны плоскости платформы, а оси собственного вращения параллельны этой плоскости и взаимно перпендикулярны. Сигналы ДУ гироскопов Г1 и Г2, усиленные предварительными усилителями КВ-1П, подаются на усилители УС1 и УС2 БУГ-15 через преобразователь координат (ПК), представляющий собой синусно-косинусный трансформатор (СКТ) и установленный на вертикальной оси платформы. Сигнал ДУ гироскопа Г3 подается непосредственно на УС3. ПК формирует и передает управляющие сигналы на двигатели стабилизации ДС1 и ДС2 в зависимости от ориентации платформы (точнее, от ориентации осей чувствительности гироскопов Г1

и Г2) относительно осей стабилизации, преобразуя сигналы датчиков углов гироскопов через синус и косинус угла гироскопического курса Ψ_r .

Для обеспечения невыбиваемости курсовертикали при сложных пространственных маневрах самолета карданов подвес имеет дополнительную следящую раму (внешнюю раму крена), обеспечивающую ортогональность всех трех осей вращения платформы при любых маневрах самолета. Поддержание перпендикулярности осей осуществляется следящей системой внешней рамы крена, состоящей из датчика угла СКТ_{γвн}, усилителя УВР, расположенного в блоке БУГ-15, и двигателя стабилизации ДС4. Входными сигналами следящей системы внешней рамы крена является сигнал с синусной обмотки СКТ_{γвн}, причем этот сигнал минимален при взаимно перпендикулярном положении внутренней рамы крена и рамы тангажа. Этот сигнал после усиления и преобразования в УВР БУГ-15 подается на исполнительный двигатель ДС4, который отслеживает внешнюю раму до положения, при котором угол δ неперпендикулярности рамы тангажа и внутренней рамы крена не станет равным нулю. Угол поворота следящей рамы γ^* связан с углом δ соотношением

$$\gamma^* = \frac{\delta}{\cos \vartheta}$$

Для реализации этого соотношения усилитель внешней рамы УВР содержит схему автоматической регулировки коэффициента усиления, для чего в усилитель подается напряжение с косинусной обмотки датчика команд тангажа СКТ_ϑ.

При некоторых пространственных маневрах самолета, когда угол тангажа превышает 90°, происходит переворот следящей рамы на 180°, при этом в соответствии с действительным движением самолета изменяется на 180° показание курса и сохраняется правильная полярность отсчета угла тангажа. Когда угол тангажа превышает 90°, следящая система внешней рамы крена теряет устойчивость, и двигатель ДС4 начинает вращать внешнюю раму крена с максимальной скоростью. При этом увеличивается угол неперпендикулярности δ , что вызывает дальнейший разворот внешней рамы крена с максимальной

скоростью. Когда она повернется на угол, превышающий 90°, равновесие в системе восстановится, и угол δ начнет уменьшаться. Положение равновесия в системе наступит

при развороте внешней рамы на угол 180° . В системе предусмотрено электрическое арретирование следящей рамы по корпусу курсовертикали. По сигналу АРРЕТИРОВАНИЕ вход усилителя УВР подключается к синусной обмотке датчика команд крена $СКТ_\gamma$, установленного на оси следящей рамы.

Во время полета платформа удерживается в плоскости горизонта с помощью системы горизонтальной коррекции. В КВ-1П предусмотрены два режима горизонтальной коррекции: режим интегральной и режим радиальной коррекции.

Основным режимом работы КВ-1П в полете является режим работы с интегральной коррекцией, которая обеспечивает невозмущаемость платформы горизонтальными ускорениями объекта. Контур интегральной коррекции по каждому горизонтальному каналу включает датчик акселерометра А1 (А2), предварительный усилитель КВ-1П, усилитель УА1 (УА2) блока БУГ-15, интегратор блока БК-28, усилитель датчика моментов УДМ1 (УДМ2) блока БУГ-15 и датчик момента ДМ гироскопа Г1 (Г2). Акселерометр представляет собой датчик акселерометра А1 (А2), работающий в замкнутой схеме с предварительным усилителем курсовертикали и усилителем УА1 (УА2) блока БУГ-15. Выходное напряжение акселерометра пропорционально измеряемому ускорению. На выходах интегратора блока коррекции БК-28 формируются сигналы: пропорциональный составляющей абсолютной угловой скорости самолета по оси $X_o (Y_o)$, поступающий на усилитель УДМ1 (УДМ2) и далее на ДМ Г1 (Г2), и выходной сигнал инерциальной системы, пропорциональный горизонтальной составляющей абсолютной линейной скорости самолета $V_{ox} (V_{oy})$. Начальные данные $V_{ox}^0 (V_{oy}^0)$ для вычислений вводятся в блок БК-28 при подготовке системы к работе. Под действием момента, развиваемого ДМ Г1 (Г2) по оси прецессии гироскопа, платформа прецессирует к плоскости горизонта. Контур интегральной коррекции по каждой из осей X_o и Y_o представляет собой замкнутую систему, содержащую акселерометр и два последовательно соединенных интегрирующих звена, одним из которых является интегратор, а другим – гироскоп. Такая замкнутая система моделирует физический маятник с периодом Шулера (84,4 мин). Чтобы обеспечить такой период колебаний, коэффициенты передачи звеньев (акселерометра, интегратора и гироскопа) выбраны из условия равенства их произведения величине g/R , где g – ускорение силы тяжести, R – средний радиус земной сферы с учетом высоты полета ($R = 6411$ км).

Для уменьшения погрешности системы от влияния дрейфа, статической ошибки и нечувствительности интегратора в КВ-1П предусмотрено автоматическое изменение коэффициентов передачи акселерометров и интеграторов. При ускорениях по осям платформы менее 17 м/с^2 коэффициент передачи акселерометров составляет $1 \text{ Вс}^2/\text{м}$, а при ускорениях более $17 \text{ м/с}^2 - 0,25 \text{ Вс}^2/\text{м}$. При этом соответственно изменяются и коэффициенты передачи интеграторов. При переключении масштабов результирующий коэффициент передачи в каждом контуре остается неизменным, что в обоих случаях обеспечивает интегральную коррекцию платформы.

Режим радиальной коррекции (КВР) включается в системе как аварийный по сигналу из блока БК-28 в случае какого-либо отказа, вызывающего отработку хотя бы одним электромеханическим интегратором полного рабочего диапазона. В режиме радиальной коррекции на датчик момента ДМ гироскопа Г1 (Г2) через усилители подается выходной сигнал датчика акселерометра А1 (А2), т.е. пропорциональный составляющей ускорения, а не интеграла от ускорения, как в случае интегральной коррекции. Под действием момента ДМ платформа прецессирует вокруг соответствующей оси к положению, перпендикулярному вектору, равному сумме векторов ускорения силы тяжести и горизонтального ускорения объекта, вызванного изменениями модуля и направления скорости движения самолета, т.е. к положению «кажущейся» вертикали. При равномерном прямолинейном горизонтальном движении самолета с абсолютной скоростью $V_{ox} (V_{oy})$, когда относительные ускорения невелики, платформа вращается в пространстве с постоянной угловой скоростью $V_{ox} / R (V_{oy} / R)$, так, что ее оси X_o и Y_o постоянно остаются отклоненными от плоскости местного горизонта на малые углы. Коэффициенты передачи в контурах радиальной коррекции выбирают такими, чтобы эти углы при равномерном горизонтальном полете с максимальной скоростью не превышали $10'$. Для предотвращения больших погрешностей в определении вертикали при работе КВ-1П в режиме КВР и наличии продольных и поперечных ускорений самолета предусмотрена возможность отключения коррекции подачей внешних сигналов.

Для измерения углов ориентации самолета (гироскопического курса, тангажа, крена) служат датчики команд СКТ_{ψ} , СКТ_{ϑ} , $\text{СКТ}_{\gamma_{\text{нар}}}$, установленные на осях подвеса платформы, рамы тангажа и следящей рамы крена соответственно. Датчики угла СКТ_{ϑ} и $\text{СКТ}_{\gamma_{\text{нар}}}$ измеряют углы тангажа ϑ крена γ самолета, а СКТ_{ψ} – угол гироскопического

курса, отсчитываемый от оси Y_o платформы, а не от направления на Север, от которого принято отсчитывать истинный курс $\Psi_{и}$.

Так как платформа свободна в азимуте, ось Y_o не изменяет своей ориентации в азимуте по отношению к инерциальному пространству, а относительно Земли, вследствие ее суточного вращения и перемещения самолета, имеет место кажущееся вращение платформы вокруг вертикальной оси Z_o . (рис. 2).

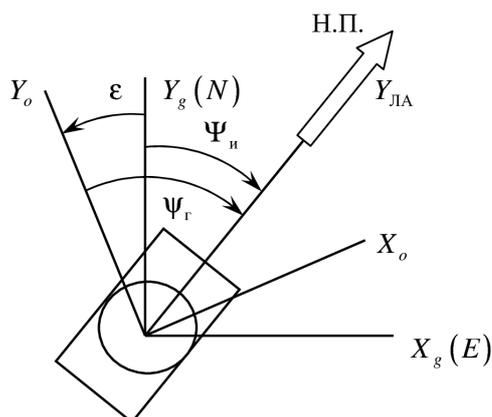


Рис.2 Углы истинного $\Psi_{и}$, гироскопического $\Psi_{г}$ курсов и угла азимута ϵ .

КОНСТРУКЦИЯ КУРСОВЕРТИКАЛИ КВ-1П

При изучении конструкции курсовертикали следует использовать стенд КВ-1П со снятыми кожухами и обозначенными элементами конструкции.

В КВ-1П можно выделить следующие основные конструктивные узлы: платформа (рама курса), внутренняя рама крена, рама тангажа, внешняя рама крена и корпус.

Платформа курсовертикали представляет собой основание с установленными на нем тремя поплавковыми интегрирующими гироскопами типа ГПИ-5 (Г1, Г2, Г3) и тремя датчиками акселерометров типа ДА-2 (А1, А2, А3). Ортогональность осей чувствительности гироскопов и акселерометров и точность их

взаимного расположения достигается точным изготовлением базовых поверхностей на основании и предварительной юстировкой базовых поверхностей ГПИ-5 и ДА-2, что исключает регулировочные работы при окончательной сборке или замене элементов. На основании также установлены два блока усилителей БУ-17, один из которых включает в себя

три предварительных усилителя системы гироскопической стабилизации платформы, а второй – три предварительных усилителя сигналов датчиков углов акселерометров; три терморегулятора Т-24; плата с элементами мостовой схемы контроля обогрева; датчик температуры обогрева платформы.

Платформа подвешена во внутренней раме крена на радиальных шарикоподшипниках (два подшипника типа А1000801, один типа А1000903). На оси вращения платформы внизу установлена контактная группа ГК-4, обеспечивающая электрическую связь платформы с внутренней рамой крена при неограниченном угле поворота платформы. На оси платформы, кроме того, установлены с одной стороны безредукторный двигатель системы стабилизации типа ДМ-10 (ДС3), с другой стороны – синусно-косинусные трансформаторы типа СКТД-6465Д (СКТ_ψ) для выдачи сигнала гироскопического курса и типа СКТ-232Б (ПК), используемый в качестве преобразователя координат.

Узел внутренней рамы крена включает в себя платформу, подвешенную во внутренней раме крена, вместе с установленными на ней элементами и электромонтажом. Узел внутренней рамы крена подвешен в раме тангажа на трех радиальных шарикоподшипниках типа А1000801. На оси внутренней рамы крена с одной стороны крепится безредукторный двигатель стабилизации типа ДМ-10 (ДС2), а с другой – СКТ-265Д (СКТ_{γнар}) для выдачи сигнала крена при арретировании следящей рамы крена, и СКТ-232Б (СКТ_{γвн}) для формирования и подачи сигнала угла неперпендикулярности осей подвеса рам тангажа и внутреннего крена δ в систему отработки следящей рамы крена.

Внутренняя рама крена может поворачиваться относительно рамы тангажа на углы $\pm 20^\circ$. Электрическая связь между внутренней рамой крена и рамой тангажа осуществляется с помощью гибких токоподводов.

Узел рамы тангажа включает в себя узел внутренней рамы крена, подвешенный в раме тангажа, с установленными на ней элементами и электромонтажом. Узел рамы тангажа подвешен во внешней раме крена на трех радиальных шарикоподшипниках (два подшипника типа А1000801, один типа А1000903). На оси рамы тангажа с одной стороны крепится безредукторный двигатель стабилизации типа ДМ-10 (ДС1), а с другой – датчик команд тангажа типа СКТД-6465 (СКТ_φ) для выдачи потребителям сигнала, пропорционального синусу и косинусу угла тангажа. Рама тангажа может поворачиваться

во внешней раме крена на угол $\pm 110^\circ$. Электрическая связь между рамой тангажа и внешней рамой крена осуществляется с помощью гибкого жгута (гибких токоподводов).

Внешняя рама крена подвешена в корпусе курсовертикали с помощью четырех радиальных шарикоподшипников (три типа А1000903, один типа В7000807). На оси внешней рамы крена крепятся с одной стороны датчик момента ДМ-3 (ДС4), а с другой — СКТ-6465 (СКТ_{унар}) для выдачи потребителям сигнала, пропорционального синусу и косинусу угла крена. На оси внешней рамы установлены также две контактные группы ГК-4, обеспечивающие электрическую связь элементов внешней рамы крена с корпусом при любых углах ее поворота относительно корпуса курсовертикали. Электрическая связь курсовертикали с источниками питания, внешними потребителями и другими блоками инерциальной системы осуществляется через две вилки штепсельных разъемов, укрепленных на приливах корпуса.

В целом курсовертикаль герметична, что достигается с помощью резиновых прокладок, на которые ставятся кожухи и крышки курсовертикали.

Для повышения коррозионной стойкости элементов конструкции внутри прибора курсовертикаль заполнена газообразным азотом под давлением 1,0...1,2 атм.

Кожухи КВ-1П выполнены двойными. С целью предохранения курсовертикали от перегрева в пространство между наружным и внутренним кожухами через два штуцера подводится воздух для обдува. Для выравнивания температуры на верхнем и нижнем кожухах расположены два вентиляторных двигателя с крыльчатками.

На корпусе курсовертикали размещено пороговое устройство УП-15, служащее для контроля обогрева гироскопов и акселерометров, усилитель У-148, используемый для контроля температуры корпуса, и терморегулятор Т-26. На приливах верхнего кожуха установлено кольцо, на которое при определении начального угла в азимуте устанавливается блок выставки БВ-14. Нижняя плата курсовертикали имеет четыре отверстия для крепления курсовертикали на монтажной плате.

Курсовертикаль устанавливается на восьми амортизаторах, расположенных на двух платах, соединенных между собой четырьмя стойками.

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КВ-1П

Постоянная составляющая дрейфа ГСП после нормальной настройки не более ± 1 °/ч.

Среднеквадратическое значение случайной составляющей дрейфа ГСП после нормальной настройки не более 0,05 °/ч.

Статическая ошибка стабилизации по трем каналам не более 20".

Крутизна характеристики системы коррекции ГСП:

- $0,583 \pm 0,0025$ В ч/° по осям X_o и Y_o ;
- $0,2915 \pm 0,0015$ В ч/° по оси Z_o .

Дистанционная погрешность выдачи углов крена, тангажа и гироскопического курса не превышает $\pm 3'$.

Масса курсовертикали не более 14,7 кг.

Потребляемые курсовертикалью токи при номинальных напряжениях питания не превышают:

- 0,15 А — постоянный,
- 0,75 А — переменный трехфазный (36 В, 400 Гц),
- 9,6 А – переменный однофазный,
- 0,45 А — рабочие токи гиromоторов в каждой фазе.

Курсовертикаль сохраняет работоспособность при следующих угловых скоростях маневра самолета:

- 270 °/с — по крену,
- 20 °/с — по тангажу,
- 50 °/с - по курсу

ПРИБОРЫ И ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ КВ-1П

В курсоверткаль КВ-1П входят следующие основные приборы и элементы:

- три гироскопа ГПИ-5;
- три датчика акселерометра ДА2;
- три датчика моментов ДМ-10;
- датчик моментов ДМ-3;
- три датчика угла СКТ-6465Д (СКТ_ψ, СКТ_θ, СКТ_{γнар});
- датчик угла СКТ-265Д (СКТ-γ');
- два датчика угла СКТ-235Б (ПК, СКТ_{γвн});
- три контактных группы ГК-4;
- два блока усилителей БУ-17;
- три терморегулятора Т-24;
- терморегулятор Т-26;
- усилитель У-148.

Гироскоп поплавковый интегрирующий ГПИ-5

Конструкция

При изучении конструкции гироскопа следует использовать демонстрационный стенд «Гироскоп поплавковый интегрирующий ГПИ-5».

ГПИ-5 – это гироскоп с двумя степенями свободы, конструктивная схема которого показана на рис. 2.

ГПИ-5 включает следующие конструктивные узлы: поплавковый гиروزел; рамочные датчики угла; магнитоэлектрические датчики момента; камневые опоры; сильфон; электрические гермовводы; упругие токопроводы; корпус; обмотки термодатчика и нагревателя; герметизирующие крышки; электромагнитный экран.

Гиромотор 11, выполненный по открытой симметричной схеме, установлен в раме 14, имеющей два дисковых фланца 8, с которой герметично соединен цилиндр 12. Получившийся герметичный гироузел с помощью камневых опор 17 и 19 крепится в корпусе прибора 5. На левом фланце гироузла установлены: шип (цапфа) камневой опоры, три гермоввода 9 для подведения электроэнергии к гиромотору и колодка 7 с установленными на ней роторами (плоскими катушками) датчика угла 4 и датчика момента 21 (см. рис. 3). Статоры двух датчиков угла и двух датчиков момента установлены на шайбе 6, поворачивая которую вокруг оси Ox , выставляют нулевое положение датчиков угла при сборке прибора. На шайбе 6 в резьбовой втулке установлены камневые подшипник и подпятник.

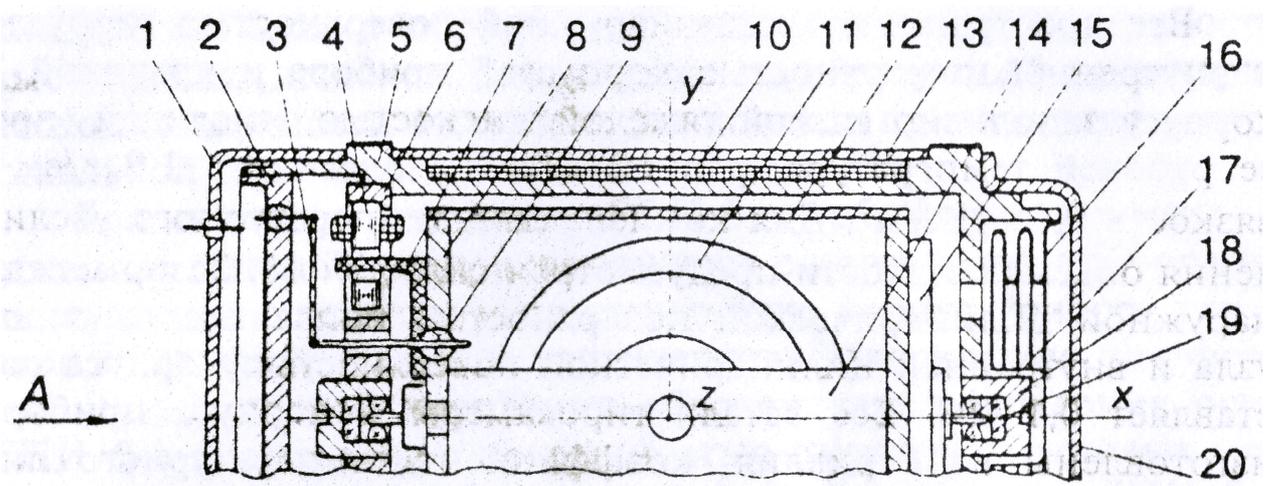


Рис.3. Гироскоп поплавковый интегрирующий ГПИ-5

Вид А

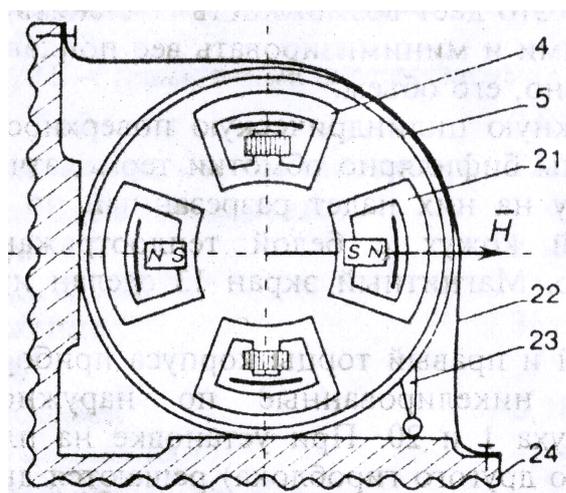


Рис.4. Гироскоп поплавковый интегрирующий ГПИ-5 (Вид А без крышки)

Между шайбой 6 и крышкой 2 корпуса 5 расположены семь упругих волнистых токоподводов (три на гиromотор и по два на сигнальные катушки датчиков угла и катушки управления датчиков момента). На крышке 2 расположены гермовводы всех электрических цепей ГПИ-5. Крышка 2 приклеена к корпусу 5.

На правом утолщенном фланце 15 гиروزла установлен шип (цапфа) 17 каменной опоры. Камневые подшипник и подпятник 19 установлены в резьбовой втулке, которая крепится в дне корпуса 5.

Все пространство между наружной поверхностью гиروزла и внутренней поверхностью корпуса 5 прибора и крышкой 2 корпуса заполнено вязкой тяжелой жидкостью, имеющей (при ее рабочей температуре, равной $+72\text{ }^{\circ}\text{C}$) плотность $1,9\text{ г/см}^3$, вязкость $0,35\text{ Н с/м}^2$. Для компенсации температурного увеличения объема жидкости предусмотрен сильфон 16. Зазор между наружной цилиндрической поверхностью поплавкового гиروزла и внутренней цилиндрической поверхностью корпуса составляет $0,1\text{ мм}$. Все детали гирокамеры и корпуса прибора изготовлены из бериллия, коэффициент температурного линейного расширения, модуль упругости и прочностные характеристики которого близки к аналогичным характеристикам стали. Так как бериллий имеет низкую плотность, равную $1,85\text{ г/см}^3$, то это дает возможность сочленять стальные детали с бериллиевыми и минимизировать вес поплавкового гиروزла, а, следовательно, его объем.

На наружную цилиндрическую поверхность корпуса прибора намотаны бифилярно обмотки термодатчика и нагревателя 10. Сверху на них надет разрезанный по образующей цилиндрический кожух с белой теплоотражающей наружной поверхностью. Магнитный экран 13 сделан из листового пермаллоя.

На левый и правый торцы корпуса прибора надеты теплоотражающие кожухи 1 и 20 с никелированными по наружной поверхности крышками. При установке на платформе ГПИ-5 (как и любого другого гироблока) решаются две задачи: проводится совмещение осей гироблока с осями платформы и силовое крепление гироблока к платформе. Для установки ГПИ-5 на платформе на корпусе 5 прибора предусмотрены два выступающих цилиндрических пояска (они выделены жирной линией на рис.3) и выступающая из корпуса «ножка» 23. Конец «ножки» 23 (точка) и прямая линия (образующая цилиндрической поверхности выступающих поясков) материализуют плоскость, которой параллельны ось собственного вращения ротора гиromотора и направленный вдоль нее вектор кинетического момента H . На платформе для установки ГПИ-5 предусмотрены две взаимно перпендикулярные плоскости (угольник) 24, одна из которых горизонтальна, а

другая вертикальна (см. рис. 4). ГПИ-5 устанавливается на горизонтальную плоскость концом «ножки» и образующей цилиндрической поверхности выступающих поясков. Затем также по образующей цилиндрической поверхности выступающих поясков прижимается к вертикальной плоскости.

Для силового крепления ГПИ-5 к платформе применены стальные ленты 22, соприкасающиеся с корпусом 5 прибора по выступающим пояскам и прижимающие корпус прибора как к горизонтальной, так и к вертикальной плоскостям платформы. Такой способ крепления обеспечивает совпадение осей ГПИ-5 и платформы с погрешностью около двух угловых минут и минимальную теплопередачу между корпусом ГПИ-5 и платформой.

Технические характеристики ГПИ-5 и его основных элементов

Гиромотор ГМС-4 (синхронный гистерезисный)

Кинетический момент	0,04 Н м с
Номинальная скорость вращения ротора	$22,5 \cdot 10^3$ об/мин
Время вхождения в синхронизм	1 мин
Время выбега	2 мин
Параметры питания:	
напряжение	36 ± 2 В
частота	$375 \pm 0,15$ Гц
ток пусковой	0,18 А
ток номинальный	0,13 А
потребляемая мощность	3,5 Вт
Масса	90 г

Датчик момента

Число датчиков момента	2
Тип	Магнитоэлектрический
Передаточный коэффициент	10^{-3} нм/А
Максимально допустимый ток	$8 \cdot 10^{-2}$ А
Сопротивление катушки управления	52 ± 10 Ом

Датчик угла

Число датчиков угла	2
Тип	Индукционный рамочный
Передаточный коэффициент	40 В/рад
Нулевой сигнал	$2 \cdot 10^{-3}$ В
Сопротивление катушки возбуждения	32 Ом
Сопротивление сигнальной цепи	184 Ом
Питание катушки возбуждения:	
напряжение	15 В
частота	10 кГц

Элементы термостатирования

Номинальная рабочая температура	$+75 \pm 0,5$ °С
---------------------------------	------------------

Термодатчик

Число термодатчиков	2
Материал проволоки	Медь
Диаметр проволоки	0,05 мм

Нагреватель

Материал проволоки	Нихром
Диаметр проволоки	0,02 мм
Сопротивление	158 Ом
Питание нагревателя:	
напряжение	115 В
частота	400 Гц

Камневая опора

Диаметр цапфы	0,4 мм
Материал цапфы	Сталь ВК-10
Материал подшипника	Искусственный сапфир
Осовой зазор опоры	0,1 мм

ГПИ-5

Скорость дрейфа (выходная ось вертикальна):	
случайная составляющая	0,03 °/ч
постоянная составляющая	0,5 °/ч
Скорость дрейфа (выходная ось горизонтальна):	
случайная составляющая	0,05 °/ч
постоянная составляющая	1 °/ч
Скорость дрейфа,	
пропорциональная квадрату ускорения	0,05 °/ч/g ²
Термочувствительность	0,05 °/ч/°C
Постоянная времени T	0,006 с
Время готовности (номинальное)	
при температуре окружающей среды	
(внутри гиросtabilизатора)	
от +15 до +60 °C	15 мин
Габариты прибора	Ø52 мм, L = 86 мм
Срок службы	2000ч
Масса	390 г
Стоимость	8000 дол.

Датчик акселерометра ДА-2

При изучении принципа действия и конструкции ДА-2 используется демонстрационный стенд.

Датчик акселерометра предназначен для измерения линейных ускорений, действующих вдоль его оси чувствительности. Датчик акселерометра ДА-2 и усилитель датчика У-133 (помещен в блоке БУГ) составляют компенсационный маятниковый поплавковый акселерометр.

Конструкция

Основными элементами ДА-2 являются: маятник (поплавок), датчик угла (два), датчик момента (два), заполняющая жидкость, корпус прибора (рис. 5).

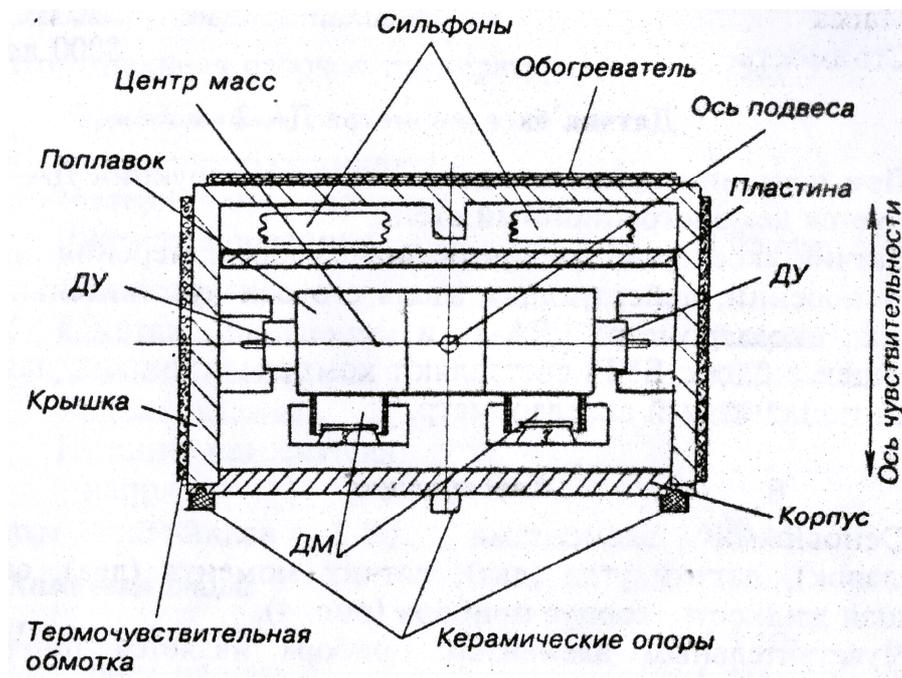


Рис.5. Датчик акселерометра ДА-2

Чувствительным элементом прибора является поплавок, взвешенный в жидкости для уменьшения сил трения в осях подвеса. Центр масс поплавка расположен как показано на рис.4, поэтому поплавок имеет маятниковость. При наличии ускорения вдоль оси чувствительности, перпендикулярной плоскости, проходящей через ось подвеса и центр масс поплавка, возникает инерционный момент относительно оси подвеса. Под действием этого момента поплавок отклоняется от своего первоначального положения, что вызывает появление сигнала датчика угла. Этот сигнал поступает на усилитель датчика акселерометра, который питает обмотки датчиков момента. Ток, протекающий по обмоткам датчиков момента, взаимодействует с полем постоянных магнитов и создает момент, компенсирующий действие инерционного момента. При равновесии этих моментов ток, протекающий по обмоткам

датчиков момента и нагрузочному сопротивлению, пропорционален действующему ускорению, а падение напряжения на нагрузке является мерой этого ускорения. Направление тока в обмотках датчиков момента зависит от направления измеряемого ускорения. Наличие жидкостного демпфирования в датчике и корректирующих цепей в усилителе позволяет получить требуемые динамические характеристики в заданном диапазоне частот.

Для сведения к минимуму погрешностей от перекрестных ускорений, связанных с отклонением маятника, датчик с усилителем работает в замкнутой системе с высоким коэффициентом усиления в цепи обратной связи. Поплавок ДА-2 выполнен из эпоксидного компаунда и имеет сложную конфигурацию. Он взвешен в тяжелой жидкости М1-П. В конструкции поплавка предусмотрены винты для объемной балансировки и обеспечения определенного взаимного расположения центра тяжести и центра плавучести.

При рабочей температуре +75 °С поплавок имеет нулевую плавучесть, что способствует уменьшению трения в опорах. Поплавок имеет струнную опору скольжения. В качестве подшипников использованы часовые камни. Радиальный люфт в опорах составляет 5...8 мкм, осевой – 22...25 мкм. Магнитная экранировка прибора обеспечивается изготовлением корпуса и крышки из сплава 36КНМ.

Датчиками угла в ДА-2 служат два индукционных датчика угла трансформаторного типа, состоящие из статора и якоря. Якорные катушки размещены на поплавке и соединены последовательно, что позволяет получить датчик акселерометра, не чувствительный к перемещениям поплавка, обусловленным радиальным и осевым люфтами. Статор датчика угла может перемещаться относительно якорных катушек по направляющим стойкам при помощи микрометрических винтов, что обеспечивает регулировку нулевого сигнала датчика угла.

Катушки датчика момента, закрепленные на поплавке, находятся в поле постоянных магнитов. Выводы катушек соединены с гермовводами через медные токоподводы.

Изменение объема жидкости в зависимости от температуры компенсируется двумя сильфонами. Полость прибора, в которой находятся сильфоны, отделена от остального объема пластиной с отверстиями для исключения гидромеханического резонанса при воздействии вибрации. Время готовности прибора сокращается применением обогревателей. Термочувствительная обмотка подключена на вход терморегулятора в мостовую схему. При разбалансе вырабатывается сигнал, открывающий теристоры,

через которые подается напряжение в обмотки обогрева. Когда сигнал на выходе мостовой схемы равен нулю, теристоры закрыты.

Основные технические характеристики ДА-2

Напряжение питания ДУ	15 В 10 кГц
Диапазон измеряемых ускорений	$\pm 6g$
Крутизна выходной характеристики по току	$2,5 \pm 0,9 \text{ mA/g}$
Крутизна выходной характеристики по напряжению:	
для диапазона ускорений $\pm 17 \text{ м/с}^2$	$1,0 \pm 0,0015 \text{ В с}^2/\text{м}$
для диапазона ускорений $\pm 60 \text{ м/с}^2$	$0,32 \pm 0,00048 \text{ В с}^2/\text{м}$
Нестабильность крутизны	0,15%
Порог чувствительности	$10 \mu\text{g}$
Дрейф нуля	$< 7,5 \mu\text{g}$
Рабочая температура	$+75 \pm 0,5^\circ\text{C}$
Масса	165 г
Габариты	45x25x32 мм

Датчик моментов ДМ-10

Датчик моментов ДМ-10 используется в качестве безредукторного разгрузочного двигателя системы силовой стабилизации гироплатформы по осям курса, крена и тангажа. ДМ-10 представляет собой электрический двигатель постоянного тока. Статор ДМ-10 состоит из пластины, в пазы которой вклеены магниты. Снаружи на пластину надета оправа из немагнитной стали ЭИ-702. К статору винтами крепятся два щеткодержателя, на которых с помощью штыря, служащего одновременно токоподводом, закреплены щеточные узлы. Щеточный узел включает в себя щетку с оправой и припаянную к ней пластину. Ротор ДМ-10 представляет собой пакет, набранный из листов электротехнической стали, в пазы которого уложена обмотка. В пазы пакета вставлены четыре медные пластинки, изолированные лакотканью, выступающая часть которых образует коллектор, покрытый палладием. Пакет с обмоткой и медными пластинами, залитый компаундом, образует монолитный ротор.

Принцип действия ДМ-10 состоит в следующем. Магнитный поток, создаваемый постоянным током, протекающим по обмотке ротора, взаимодействуя с полем постоянных магнитов статора, создает вращающий момент.

Максимальный ток, который может протекать по обмотке ротора, равен 1,5 А, крутизна характеристики датчика не менее 0,25 Н м/А.

Датчик моментов ДМ-3

Датчик моментов ДМ-3 используется в КВ-1П для обработки внешней рамы крена. Конструктивно ДМ-3 почти не отличается от ДМ-10.

Максимальный ток, который может протекать по обмотке ротора, равен 1,6 А, крутизна характеристики не менее 0,31 Н*м/А.

Синусно-косинусные трансформаторы

СКТ-265Д класса 0,2 используется в КВ-1П для выдачи сигнала крена при арретировании следящей рамы крена. Он имеет следующие характеристики:

напряжение питания $36_{-3,6}^{+1,8}$ В трехфазного переменного тока с частотой 400 ± 8 Гц;

потребляемый ток < 60 мА;

погрешность воспроизведения напряжения по тригонометрическим законам $< \pm 0,05\%$.

СКТ-232Б используется в КВ-1П в качестве преобразователя координат и имеет по две взаимные перпендикулярные обмотки на роторе и статоре. Электрические оси обмоток ротора параллельны осям чувствительности гироскопов Г1 и Г2, а электрические оси обмоток статора – горизонтальным осям стабилизации (крена и тангажа). На обмотки ротора поступают выходные сигналы с датчиков углов гироскопов Г1 и Г2, а напряжение, снимаемое со статорных обмоток, после усиления подается на соответствующие разгрузочные двигатели горизонтальных осей стабилизации.

СКТ-6465Д класса 0,2 используется в КВ-1П в качестве датчиков углов курса, крена и тангажа. Он имеет следующие характеристики:

напряжение питания 36 В;

частота питания 400 Гц;

максимальное выходное напряжение 8,5 В;

потребляемый ток 170 мА;

крутизна выходного напряжения 74,5 мВ/мин.

Контактные группы

Контактные группы ГК-4 используются в качестве токоподводящих устройств по осям внешнего крена и курса. ГК-4 представляет собой стержень с контактными кольцами, залитыми компаундом Д1. Он подвешивается в корпусе на двух шарикоподшипниках типов А1000084 и А1000092. На корпусе с помощью стакана крепятся два щеткодержателя со щетками в виде П-образных пружин, изготовленных из сплава ЭЛМ-800. Подвод электроэнергии осуществляется непрерывно при любых углах поворота рам карданова подвеса.

Блоки усилителей

Блоки усилителей БУ-17 предназначены в КВ-1П для работы в качестве предварительных усилителей сигналов акселерометров и датчиков углов гироскопов и представляют собой трехканальные усилители переменного тока. Конструктивно БУ-17 – это плата печатного монтажа, на которой располагаются элементы стабилизатора напряжения. Перпендикулярно к основной плате закреплена плата с микросхемами и остальными элементами. Основные характеристики БУ-17:

напряжение питания	$27 \pm 2,7$ В;
нулевой сигнал	< 2 мВ;
коэффициент усиления 5...10 при $T=$	$-60 \dots +90$ °С.

Терморегуляторы

Три терморегулятора Т-24 устанавливаются на гиropлатформе и служат для регулирования температуры жидкости гироскопов на уровне $+75 \pm 0,5$ °С и акселерометров на уровне $+70 \pm 2,5$ °С. Один из них управляет током в обмотках обогрева двух горизонтальных гироскопов Г1, Г2, другой – азимутального гироскопа Г3, а третий обеспечивает регулирование температуры трех акселерометров, обмотки обогрева которых соединены параллельно и подключены к входу терморегулятора.

Терморегулятор Т-26 устанавливается на корпусе курсовертикали и служит для регулирования температуры корпуса КВ-1П. Датчиками температуры корпуса являются два термочувствительных сопротивления (одно из них установлено на основании, а другое – на следящей раме КВ-1П), подключенные последовательно к входу терморегулятора, к выходу которого подключены нагревательные элементы. Средняя температура, поддерживаемая терморегулятором $+60$ °С.

Усилитель

Усилитель У-148 монтируется на корпусе КВ-1П и служит для контроля обогрева корпуса курсовертикали. На вход усилителя подключен терморезистор, установленный на следящей раме курсовертикали. При перегреве корпуса происходит отключение датчиков температуры от входа терморегулятора Т-26.

СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

1. Кинематическая схема КВ-1П (рис. 1).
2. Упрощенная кинематическая схема гироскопа, построенная на основе конструктивной схемы ГПИ-5 (рис. 3).
3. Основные технические характеристики КВ-1П, ГПИ-5, ДА-2.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Как работает канал стабилизации КВ-1П (ψ , γ , ϑ по указанию преподавателя)?
Показать функциональные связи по схеме рис. 1 и элементы канала на демонстрационном стенде.
2. С какой целью в КВ-1П применена дополнительная рама внешнего крена?
Пояснить работу следящей системы внешней рамы крена по схеме рис. 1 и показать входящие в нее элементы на демонстрационном стенде.
3. Каковы особенности применения и работы режимов интегральной и радиальной горизонтальной коррекции в КВ-1П?
4. Какие две принципиальные конструкторские задачи решаются при установке гироблока на платформе?
5. Какие конструктивные решения позволяют получить требуемые динамические характеристики ДА-2 в заданном диапазоне частот?

Работа № 2. ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА ИС-1-72

Цель работы – ознакомиться с назначением, составом аппаратуры, принципом действия, режимами работы и основными техническими характеристиками системы ИС-1-72А.

НАЗНАЧЕНИЕ СИСТЕМЫ

Инерциальная система ИС-1-72А предназначена для применения в составе навигационных комплексов самолетов. Система определяет и выдает потребителям: составляющие абсолютной линейной скорости самолета по двум горизонтальным осям свободной в азимуте гиостабилизированной платформы V_{ox}, V_{oy} ,

гироскопический курс Ψ_r ;

углы крена γ и тангажа ϑ ;

вертикальную составляющую абсолютного ускорения a_z .

При работе в комплексе с бортовой цифровой вычислительной машиной система обеспечивает счисление текущих координат местоположения самолета по значениям составляющих скорости, а также истинного и ортодромического курсов.

Система выдает также сигналы, характеризующие ее состояние:

ИСПРАВНОСТЬ;

t° НОРМА (о выходе гироскопов и акселерометров на заданный температурный режим);

ГОТОВНОСТЬ;

КВР (переключение системы в режим радиальной коррекции).

СОСТАВ АППАРАТУРЫ

В систему входят следующие приборы:

курсовертикаль КВ-1П;

блок усилителей гиродатчика БУГ-15;

блок коррекции БК-28;

блок управления БУ-20.

Курсовертикаль КВ-1П устанавливается на самолете вблизи его центра тяжести так, чтобы стрелка на ее верхнем кожухе была направлена к носу самолета и параллельна его продольной оси. Напряженность магнитного поля в месте установки КВ-1П должна быть не более 0,79 Э. Остальные приборы, входящие в систему (БУГ-15, БК-28, БУ-20), должны устанавливаться на специальной амортизированной раме.

УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Географические районы полета любые.

Путевая скорость полета до 3600 км/ч.

Высота полета до 30 км.

Углы маневра самолета по курсу, крену и тангажу неограниченные.

Угловые скорости самолета не превышают:

- по крену $270^\circ/\text{с}$,
- по тангажу $20^\circ/\text{с}$.
- по курсу $50^\circ/\text{с}$

Линейные ускорения до $6g$.

Вибрационные перегрузки в диапазоне частот 5...300 Гц с ускорением до $5g$.

Ударные перегрузки с ускорением $6g$ и длительностью ударного импульса 20 мс при частоте 40...80 ударов в минуту. Температура окружающего воздуха от -60 до $+60^\circ\text{C}$.

Давление окружающего воздуха до 8,6 мм рт.ст., в условиях образования инея и росы.

Относительная влажность окружающего воздуха 95...98% при температуре $+40^\circ\text{C}$.

Параметры бортовых источников питания:

- $36_{-3,6}^{+1,8}$ трехфазного переменного тока с частотой 400 ± 8 Гц,
- $115\pm 5,8$ В однофазного однопроводного переменного тока с частотой 400 ± 8 Гц,
- $27\pm 2,7$ В постоянного тока.

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

В режиме интегральной коррекции после проведения нормальной настройки:

- погрешность определения горизонтальных составляющих линейной скорости самолета V_{ox} , V_{oy} в диапазоне ± 1600 м/с за первый час работы не более 6 м/с (2σ),
- за каждый последующий час работы погрешность увеличивается не более чем на 3 м/с (2σ), суммарная погрешность за n часов работы (2σ) определяется по формуле $\Delta V(n) = 6 + 3(n-1)$ м/с;
- погрешность определения вертикальной составляющей абсолютного ускорения a_z в диапазоне $\pm 6g$ не более $0,005 a_z$ (2σ);
- погрешность определения гироскопического курса самолета ψ в диапазоне $0...360^\circ$ не более $0,05^\circ$ (σ) за один час работы;

- погрешность определения угла крена γ в диапазоне $\pm 90''$ и тангажа ϑ в диапазоне $\pm 60^\circ$ не более $4'$ (2σ) за первый час работы,
- за каждый последующий час работы погрешность увеличивается не более чем на $0,7'$ (2σ), суммарная погрешность за n часов работы определяется в угловых минутах по формуле $\Delta\gamma$ ($\Delta\vartheta$) (n)= $4+0,7(n-1)$.

В режиме радиальной коррекции (КВР) при горизонтальном прямолинейном и равномерном полете самолета:

- погрешность определения вертикальной составляющей абсолютного ускорения a_z не более $0,005 a_z$ (2σ);
- погрешность определения гироскопического курса за один час работы не более $0,05^\circ$ (σ);
- погрешность определения углов крена и тангажа не более $10'$ (σ).

Все указанные погрешности являются инструментальными.

Время готовности системы не превышает:

- в режиме НАСТРОЙКА – 15 мин с предварительным включением обогрева при отрицательной температуре окружающего воздуха;
- в режиме УСКОРЕННАЯ НАСТРОЙКА – 5 мин без предварительного включения обогрева при положительной температуре окружающего воздуха;
- в режиме УСКОРЕННАЯ НАСТРОЙКА - 3 мин с предварительным включением обогрева на время 25 мин при любой температуре окружающего воздуха.

Время непрерывной работы системы 6 ч при условии принудительного охлаждения, повторное включение системы может производиться не менее чем через 5 мин после ее выключения.

Гарантийный ресурс системы не менее 2000 летных часов на протяжении 6 лет.

Срок службы системы 6 лет (из них не менее 3,5 лет эксплуатации) при условии проведения работ, предусмотренных регламентом технического обслуживания.

Мощность, потребляемая системой в рабочем режиме, не превышает:

- 300 ВА постоянного тока,
- 200 ВА трехфазного переменного тока,
- 600 ВА однофазного переменного тока.

Масса системы не превышает 34,5 кг.

Приборы системы взаимозаменяемы с учетом регулировки прибора БК-28 под курсовертикаль КВ-1П при замене БК-28 или КВ-1П.

ПРИНЦИП РАБОТЫ

Система ИС-1-72 является инерциальной навигационной системой полуаналитического типа. Структурная схема ИС-1-72 представлена на рис. 1 (см. работу №1).

Центральным прибором системы является курсовертикаль КВ-1П, представляющая собой пространственный гиросtabilизатор с дополнительной следящей рамой.

Курсовертикаль КВ-1П с блоком усилителей БУГ-15 обеспечивает стабилизацию по осям азимутально-свободного горизонтального сопровождающего трехгранника «о» осей чувствительности трех датчиков акселерометров А1, А2, А3, установленных на гиросtabilизированной платформе, и отсчет относительно нее углов крена γ , тангажа ϑ и гироскопического курса ψ самолета. Вершина трехгранника «о», материализуемого гиросtabilизатором, совпадает с центром масс самолета, ось Z_o , ориентирована по истинной вертикали вверх, а оси X_o, Y_o расположены в плоскости местного горизонта и не вращаются относительно инерциального пространства ($\omega_{oz} = 0$). Предполагается, что в системе ИС-1-72 измеряются и интегрируются составляющие $\dot{V}_{ox}, \dot{V}_{oy}$ абсолютного ускорения самолета по горизонтальным осям платформы. Цепи измерения и интегрирования включают в себя датчики акселерометров А1, А2, предварительные усилители курсовертикали КВ-1П, усилители УА1, УА2 блока БУГ-15 и интеграторы блока БК-28. Измеренные системой составляющие абсолютной линейной скорости выдаются с интеграторов блока БК-28 в цифровую вычислительную машину навигационного комплекса для вычисления составляющих путевой скорости и координат местоположения самолета.

В действительности акселерометры А1, А2, ориентированные по горизонтальным осям платформы X_o и Y_o , измеряют составляющие кажущегося ускорения a_{ox}, a_{oy} связанные с соответствующими проекциями абсолютного ускорения $\dot{V}_{ox}, \dot{V}_{oy}$ зависимостями:

$$a_{ox} = \dot{V}_{ox} + \omega_{oy} \cdot V_{oz} - g^r \cdot \sin(\Delta\varphi) \cdot \cos \varepsilon$$

$$a_{oy} = \dot{V}_{oy} - \omega_{ox} \cdot V_{oz} + g^r \cdot \sin(\Delta\varphi) \cdot \sin \varepsilon$$

где ω_{ox}, ω_{oy} — проекции абсолютной угловой скорости трехгранника «о» на горизонтальные оси X_o, Y_o ;

V_{oz} — вертикальная составляющая абсолютной линейной скорости самолета;

g^r — гравитационное ускорение;

ε — угол азимута, характеризующий текущую угловую ориентацию трехгранника «0» в азимуте (отсчитывается против часовой стрелки от направления на Север до оси Y_o платформы (см.рис.2));

$\Delta\varphi$ – текущий угол между географической и гравитационной вертикалями (между направлением векторов сил притяжения Земли G^r и силы тяжести G).

Методические ошибки, обусловленные тем, что $a_{ox} \neq \dot{V}_{ox}$ и $a_{oy} \neq \dot{V}_{oy}$ учитываются при составлении алгоритма счисления координат в цифровом вычислителе навигационного комплекса.

Моменты, пропорциональные интегралам от измеренных ускорений a_{ox}, a_{oy} , прикладываются с помощью датчиков моментов к соответствующим гироскопам Г1, Г2, что обеспечивает интегральную коррекцию гироскопов. Последняя при этом приобретает свойство невозмущаемости, т.е. сохраняет направление местной вертикали при любых горизонтальных ускорениях самолета.

При начальной ориентации платформы в азимуте во время настройки системы гироскопический курс равен нулю ($\psi_r = 0$). Ось Y_o займет произвольное, но фиксированное положение в азимуте, которое определяется начальной ориентацией корпуса ИНС. Во время полета в режиме РАБОТА система будет определять гироскопический курс самолета ψ_r , измеряемый датчиком команд СКТ $_{\psi}$, установленным на вертикальной оси платформы в КВ-1П. Информация о гироскопическом курсе ψ_r поступает в ЦВМ, где может формироваться истинный курс $\Psi_{и}$ самолета по формуле

$$\Psi_{и} = \psi_r - \varepsilon$$

при условии реализации в ЦВМ алгоритма вычисления азимута ε .

Углы крена γ и тангажа ϑ самолета измеряются с помощью датчиков команд СКТ $_{\gamma}$ и СКТ $_{\vartheta}$, установленных на соответствующих осях подвеса платформы в КВ-1П

Блок управления БУ-20 по командам, полученным из навигационного комплекса (ОБОГРЕВ, НАСТРОЙКА, ВКЛЮЧЕНИЕ СИСТЕМЫ, УСКОРЕННАЯ НАСТРОЙКА), проводит автоматическую настройку системы и переключение режимов настройки. На основе сигналов встроенного контроля других блоков БУ-20 формирует также сигналы состояния системы (t° НОРМА, ИСПРАВНОСТЬ, ГОТОВНОСТЬ).

РЕЖИМЫ РАБОТЫ

В системе ИС-1-72 предусмотрены следующие основные режимы работы: **ОБОГРЕВ**, **НАСТРОЙКА**, **РАБОТА**.

Режим **ОБОГРЕВ** обеспечивает создание необходимых температурных условий элементов системы и включается либо перед режимом **НАСТРОЙКА**, либо одновременно с ним по управляющим сигналам из навигационного комплекса (НК) самолета, либо с пульта настройки и контроля ПНК-4. При этом блок БУ-20 формирует сигнал, обеспечивающий подачу напряжения 115 В с частотой 400 Гц на обмотки обогрева гироскопов, акселерометров и на нагревательные элементы корпуса курсовертикали. При этом на ПНК-4 высвечивается транспарант **ИСПРАВНОСТЬ**.

При достижении определенного значения температуры в местах размещения термочувствительных обмоток гироскопов и акселерометров курсовертикали по сигналу встроенного контроля КВ-1П с помощью блока БУ-20 формируется сигнал $t^{\circ}\text{НОРМА}$ и на пульте ПНК-4 загорается соответствующий транспарант. Сигнал $t^{\circ}\text{НОРМА}$ должен выдаваться не позднее, чем через 15 мин после включения обогрева при отрицательной температуре окружающей среды и не позднее 5 мин при температуре окружающей среды выше 0°C .

Обогрев гироскопов, акселерометров и корпуса курсовертикали продолжается в дальнейшем во всех режимах настройки и в режиме **РАБОТА**.

Режим **НАСТРОЙКА** обеспечивает начальную ориентацию осей чувствительности акселерометров относительно опорного трехгранника «0» и компенсацию собственного дрейфа гироскопов. При этом платформа с акселерометрами приводится в плоскость местного горизонта, а ось платформы Y_0 устанавливается в нулевое положение нулевого гироскопического курса, т.е. параллельно продольной оси самолета при установке системы на объекте. Для определения начального угла ориентации оси Y_0 , платформы в азимуте используются либо специальные внешние устройства выставки, либо метод математического гирокомпасирования (при лабораторных испытаниях).

Режим **НАСТРОЙКА** включается после режима **ОБОГРЕВ** при подаче с пульта ПНК-4 или из НК команд **ВКЛЮЧЕНИЕ СИСТЕМЫ** и **НАСТРОЙКА**. При

положительной температуре окружающего воздуха система может быть включена в режим НАСТРОЙКА без предварительного обогрева.

Во время настройки в системе автоматически реализуются следующие режимы: ускоренный выход платформы в горизонт и в азимуте (УВ); запуск гиromоторов (ЗАПУСК ГМ); грубый выход платформы в горизонт и в азимуте (ГВ); точный выход платформы в горизонт и в азимуте, а также компенсация дрейфа гироскопов (ТВ).

Режим **УСКОРЕННЫЙ ВЫХОД (УВ)** предусмотрен для быстрого приведения платформы курсоверткали в плоскость горизонта и для быстрой установки платформы в положение с нулевым гироскопическим курсом.

Чувствительными элементами в системе быстрого приведения платформы в плоскость горизонта являются акселерометры А1 и А2, а исполнительными – двигатели стабилизации ДС1 и ДС4 соответственно. С целью получения оптимального переходного процесса при приведении гиropлатформы в горизонт сигналы акселерометров А1 и А2, подаваемые на двигатели ДС1 и ДС4, после усиления суммируются с сигналами производных от угла тангажа и крена, формируемых в усилителе выставки блока БУГ-15 по сигналам с синусных обмоток грубого канала $СКТ_{\vartheta}$ и $СКТ_{\gamma}$ соответственно. Одновременно с этим сигнал $СКТ_{\gamma_{\text{вн}}}$, установленного на внутренней раме крена через усилитель стабилизации УС2 подается на двигатель стабилизации ДС2. Двигатель стабилизации ДС1 поворачивает раму тангажа в положение, соответствующее нулевому сигналу с акселерометра А1, а при одновременной работе двигателей ДС4 и ДС2 платформа устанавливается в положение, при котором сигнал с акселерометра А2 будет минимальным.

Чувствительным элементом системы быстрой выставки платформы в азимуте (по корпусу) служит датчик угла $СКТ_{\psi}$, а исполнительным – двигатель стабилизации ДС3. Сигналы напряжения переменного тока с синусных обмоток статоров грубого и точного каналов $СКТ_{\psi}$ суммируются, преобразуются в напряжение постоянного тока и через усилитель стабилизации УС3 блока БУГ-15 подаются на двигатель стабилизации ДС3. Двигатель ДС3 поворачивает платформу и, соответственно, ротор $СКТ_{\psi}$ в такое положение относительно его статора, при котором с синусных обмоток статоров грубого и точного канала $СКТ_{\psi}$ будут выдаваться минимальные напряжения, соответствующие нулевому значению гироскопического курса Ψ_{Γ} .

В режиме УВ, кроме того, происходит обнуление гироскопов, в процессе которого рамка карданова подвеса (поплавок) каждого гироскопа приводится датчиком момента в положение, при котором сигнал с датчика угла становится минимальным.

Сигнал переменного тока с ДУ каждого из гироскопов Г1, Г2, Г3 после соответствующего усиления и преобразования в виде напряжения постоянного тока поступает через усилитель датчика момента (УДМ1, УДМ2, УДМ3) блока БУГ-15 на свой датчик момента ДМ, который приводит поплавок в требуемое положение.

Режим **ЗАПУСК ГМ** автоматически включается через 1,5 мин с начала настройки системы. В этом режиме обеспечивается подача на гиромоторы напряжения питания 36 В трехфазного переменного тока с частотой 375 Гц. Через 1 мин скорость вращения гиромоторов приближается к синхронной. Электрические цепи курсовертикали в этом режиме не коммутируются и включены так же, как в режиме УВ.

Режим **ГРУБАЯ ВЫСТАВКА (ГВ)** включается через 2,5 мин с начала настройки системы. В этом режиме начинает работать гироскопическая стабилизация, т.е. обеспечивается подача сигналов с датчиков углов ДУ гироскопов Г1, Г2, Г3 после соответствующего усиления и преобразования на двигатели стабилизации ДС1, ДС2, ДС3. Одновременно включается управление двигателем ДС4, вращающим внешнюю раму крена, по сигналам датчика угла $СКТ_{\gamma_{вн}}$.

Чувствительными элементами системы приведения платформы в плоскость горизонта в режиме ГВ являются акселерометры А1, А2, а исполнительными – датчики момента ДМ гироскопов Г1, Г2 соответственно. В этом режиме реализуется режим радиальной (позиционной) коррекции, т.е. управляющие сигналы, подаваемые на датчики моментов гироскопов, пропорциональны выходным сигналам акселерометров. Под действием моментов, развиваемых ДМ гироскопов Г1 и Г2, платформа по законам прецессии устанавливается в положение, при котором сигналы с акселерометров А1, А2 минимальны.

В режиме грубого выхода платформы в азимуте сигналы с синусных обмоток статоров грубого и точного каналов датчика курса $СКТ_{\psi}$ после соответствующего усиления и преобразования поступают на вход ДМ гироскопа Г3. Под действием момента, развиваемого этим ДМ, платформа прецессирует вокруг вертикальной оси к положению, при котором сигнал с $СКТ_{\psi}$ минимален, что соответствует нулевому значению гироскопического курса $\Psi_{г}$.

Статические ошибки выставки платформы в горизонт и в азимуте при работе в режиме ГВ обусловлены не только ошибками акселерометров А1, А2 и СКТ ψ , но и составляющими угловой скорости суточного вращения Земли и постоянными составляющими дрейфа платформы.

Режим ГВ заканчивается через 3 мин с момента включения режима настройки, и система автоматически переключается в режим точного выхода (ТВ).

Режим **ТОЧНАЯ ВЫСТАВКА (ТВ)** предусмотрен для точной выставки платформы в плоскость горизонта и в азимуте, а также для компенсации постоянных составляющих дрейфа всех трех гироскопов.

В этом режиме для устранения статических ошибок выставки платформы в горизонт и в азимуте, обусловленных угловой скоростью вращения Земли и постоянной составляющей дрейфа гироплатформы, имеющихся по окончании режима ГВ, по всем трем каналам выставки (двум горизонтальным и азимутальному) реализуется интегрально-позиционная коррекция. При этом одновременно обеспечивается компенсация постоянных составляющих дрейфа гироскопов Г1, Г2, Г3.

Выставка в горизонт в режиме ТВ обеспечивается за счет подачи на датчики моментов ДМ гироскопов Г1, Г2 управляющих сигналов, представляющих собой сумму выходных сигналов акселерометров А1, А2, интегралов от этих сигналов с определенными коэффициентами усиления и напряжений компенсации постоянных составляющих дрейфа гироскопов Г1, Г2.

Для выставки платформы в азимуте в режиме ТВ управляющий сигнал на ДМ гироскопа Г3 формируется аналогично: сумма выходного сигнала датчика курса СКТ ψ , интеграла от этого сигнала с соответствующими коэффициентами усиления и напряжения компенсации постоянной составляющей дрейфа гироскопа Г3.

По окончании переходного процесса сигнал на выходе усилителей акселерометров А1, А2 близок к нулевому, а статическая ошибок выставки платформы в плоскость горизонта, обусловленная в данном случае только смещением нуля акселерометров, не превышает 0,5'. В азимуте платформа удерживается неподвижной относительно корпуса с погрешностью не более 0,5' и сигнал с синусной обмотки статора точного канала СКТ ψ минимален. Потенциометры электромеханических интеграторов блока БК-28, всех трех каналов выставки в этом режиме выдают сигналы, пропорциональные составляющим скорости вращения Земли, с точностью до изменения постоянных составляющих дрейфа гироплатформы от запуска к запуску.

По окончании режима ТВ система выдает сигнал ГОТОВНОСТЬ в навигационный комплекс НК и на ПНК-4, где высвечивается транспарант ГОТОВНОСТЬ. После появления сигнала ГОТОВНОСТЬ система может быть переключена в режим РАБОТА. На рис. 6 представлена схема включения режимов системы при нормальной настройке с предварительным обогревом.

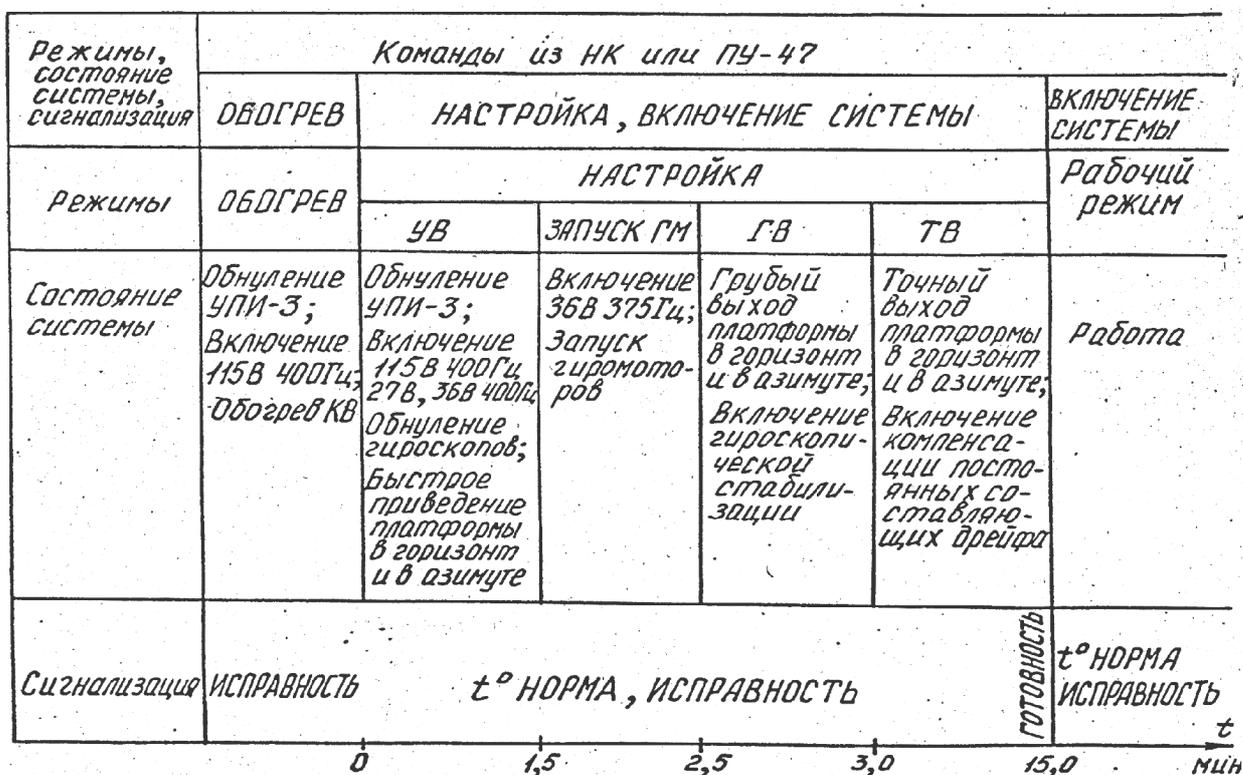


Рис. 6 Схема включения режимов инерциальной системы ИС1-72

Методические ошибки инерциальной системы ИС1-72

с аналоговым вычислителем.

Проведем анализ ошибок системы ИС1-72 в режиме «Работа». Данному режиму предшествует режим «Точной выставки».

Для поддержания плоскости горизонта при проведении выставки платформа должна прецессировать в инерциальном пространстве с угловыми скоростями равными проекциям переносной угловой скорости Земли на горизонтальные оси:

$$\omega_{ox} = U \cdot \cos \varphi_0 \cdot \sin \varepsilon_0 \quad (1)$$

$$\omega_{oy} = U \cdot \cos \varphi_0 \cdot \cos \varepsilon_0 \quad (2)$$

Здесь U – угловая скорость Земли

φ_0 – широта места выставки

ϵ_0 – начальный угол азимута, определяемый ориентацией продольной оси корпуса системы по отношению к направлению на Север (см. рис.2). Следует учитывать, что при выставке гироскопический курс $\psi_r = 0$.

Задать прецессию гироскопов можно подачей скоростей ω_{ox}, ω_{oy} на датчики моментов гироскопов Г1, Г2 горизонтальных каналов. Однако в начале точной выставки проводится обнуление интеграторов блока БК-28, и сигналы управления на датчики моментов отсутствуют.

В отсутствие сигналов управления, платформа сохраняет неизменной ориентацию в инерциальном пространстве относительно горизонтальных осей. Из-за вращения Земли в инерциальном пространстве, плоскость платформы начнет отклоняться от плоскости местного горизонта. На измерительные оси акселерометров, установленных на платформе, будет проецироваться кажущееся ускорение, вызванное воздействием ускорения силы тяжести и пропорциональное углам наклона платформы. Сигналы акселерометров интегрируются в блоке БК-28 и после деления на радиус Земли R поступают на датчики моментов гироскопов Г1 и Г2, препятствуя дальнейшему уходу гироскопов от плоскости горизонта.

По окончании переходных процессов уход платформы прекратится, и она будет поворачиваться в инерциальном пространстве с той же скоростью, что и плоскость местного горизонта. При этом на выходах блока БК-28 будут сформированы сигналы управления гироскопами пропорциональные

$$\hat{\omega}_{oy} = U \cdot \cos \varphi_0 \cdot \cos \epsilon_0 + \delta\omega_y \quad (3)$$

$$\hat{\omega}_{ox} = U \cdot \cos \varphi_0 \cdot \sin \epsilon_0 + \delta\omega_x, \quad (4)$$

где $\delta\omega_x, \delta\omega_y$ – инструментальные скорости дрейфов гироскопов.

Накопленные на интеграторах значения

$$V_{ox}^0 = R \cdot (U \cdot \cos \varphi_0 \cdot \cos \epsilon_0 + \delta\omega_y)$$

$$V_{oy}^0 = -R \cdot (U \cdot \cos \varphi_0 \cdot \sin \epsilon_0 + \delta\omega_x)$$

являются начальными условиями при переходе в режим «Работа» (режим «навигация»).

В инерциальной системе ИС1-72 блок коррекции БК-28 является аналоговым вычислительным устройством. Например, операции интегрирования выполняются на электромеханических интеграторах – двигателях; операции деления заменены на

операции умножения на обратную величину. Ввиду ограниченности функциональных возможностей системы ИС1-72, вычисление начального и текущего значений угла азимута, относительной линейной скорости и координат не проводится.

Проанализируем погрешности системы ИС1-72, оснащенной аналоговым вычислителем, для случая работы в режиме «навигация» на неподвижном основании.

Платформа системы ИС1-72 свободна в азимуте, то есть не вращается в инерциальном пространстве относительно оси Z_o . В режиме «навигация» географический трехгранник, связанный с Землей, будет поворачиваться в инерциальном пространстве относительно оси Z_o со скоростью $U \cdot \sin \varphi_0$. Следовательно, угол азимута будет меняться со скоростью

$$\dot{\varepsilon} = -U \cdot \sin \varphi_0$$

Для поддержания гироскопической платформы в плоскости горизонта на гироскопы Г1 и Г2 следует подавать проекции переносной угловой скорости вращения Земли

$$\omega_{ox}(t) = U \cdot \cos \varphi_0 \cdot \sin \varepsilon(t) \quad (5)$$

$$\omega_{oy}(t) = U \cdot \cos \varphi_0 \cdot \cos \varepsilon(t), \quad (6)$$

учитывающие текущее значение азимута

$$\varepsilon(t) = \varepsilon_0 - \Delta t \cdot U \cdot \sin \varphi_0, \quad (7)$$

где Δt – время работы системы ИС1-72 в режиме «навигация».

В действительности, на управление платформой поступают постоянные значения переносной угловой скорости $\hat{\omega}_{ox}, \hat{\omega}_{oy}$, соответствующие начальным условиям V_{ox}^0, V_{oy}^0 на интеграторах блока БК-28, полученным при проведении выставки. Наличие слагаемых $\delta\omega_x, \delta\omega_y$ в (3), (4) обеспечивает компенсацию инструментальных скоростей дрейфов гироскопов. Однако, невозможность учета текущего значения азимута, приведет к появлению ошибок в сигналах управления

$$\Delta\omega_x = \omega_{ox}(t) - \omega_{ox}; \quad \Delta\omega_y = \omega_{oy}(t) - \omega_{oy}, \quad (8)$$

которые можно рассматривать как дополнительный «методический» дрейф, вызванный несовершенством алгоритма управления платформой.

Из (8) с учетом (1), (2), (5)...(7) следует, что на малых интервалах времени «методический» дрейф имеет линейно возрастающий характер:

$$\Delta\omega_x \cong -\Delta t \cdot U^2 \cdot \frac{\sin(2 \cdot \varphi_0)}{2} \cdot \cos \varepsilon_0 \quad \Delta\omega_y \cong \Delta t \cdot U^2 \cdot \frac{\sin(2 \cdot \varphi_0)}{2} \cdot \sin \varepsilon_0,$$

Например, для широты 45° скорость дрейфа платформы из-за методической погрешности возрастет за 15 минут до 0.5 град/час.

В современных инерциальных навигационных системах используются цифровые вычислители, учитывающие изменения угла азимута и исключают подобные методические погрешности.

СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

1. Кинематическая схема КВ-1П (рис. 1).
2. График ошибки счисления абсолютной скорости с учетом «методического» дрейфа.
3. График ошибки ориентации платформы в плоскости горизонта с учетом «методического» дрейфа

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Как работает канал интегральной коррекции в ИС1-72 (γ , ϑ по указанию преподавателя)? Показать функциональные связи по схеме рис. 1 и элементы канала на демонстрационном стенде.
2. Что означает термин «свободная в азимуте платформа»?
3. Как меняются углы истинного, гироскопического курсов и угол азимута при работе ИС1-72 в режиме «навигация» на неподвижном основании?
4. Каковы особенности применения и работы ИС1-72 в режимах интегральной и радиальной горизонтальной коррекции?
5. Как может быть вычислен угол азимута гиropлатформы в режиме «точная выставка»?

Рекомендуемая литература.

1. ИС1-72А. Руководство по технической эксплуатации., ч.1, 2. М. 1988 г.
2. КПА ИС1-72А. Техническое описание и инструкция по эксплуатации., М. 1988 г
3. Бромберг П.В. Теория инерциальных систем навигации., М.: Наука, 1979, 296 с.

Оглавление

Введение	3
Работа №1. Курсовертикаль КВ-1П	4
Кинематическая схема. Принцип действия	4
Конструкция курсовертикали КВ-1П	10
Технические характеристики КВ-1П	13
Гироскоп поплавковый интегрирующий ГПИ-5	14
Датчик акселерометра ДА-2	20
Содержание отчета	25
Контрольные вопросы	25
Работа №2. Инерциальная система ИС1-72	26
Назначение системы	26
Технические характеристики	27
Принцип работы	29
Режимы работы	31
Методические ошибки инерциальной системы ИС1-72	35
Содержание отчета	38
Контрольные вопросы	38
Рекомендуемая литература	38